



中国民用航空局

咨询通告

编 号: AC-21-AA-2022-21.50-R0

下发日期: 2022年XX月XX日

飞机持续结构完整性大纲

飞机持续结构完整性大纲

1. 总则

1.1 目的

本咨询通告旨在向运输类飞机型号合格证持有人和运营人提供一份编制飞机持续结构完整性大纲的指导材料，以确保老龄飞机在其使用寿命期内的安全运行。飞机持续结构完整性大纲包括补充结构检查大纲，修理、改装和更改，强制更改大纲，腐蚀预防和控制大纲，修理评估大纲和广布疲劳损伤评估等。本咨询通告用于所有未按损伤容限规章要求审定的运输类飞机。本 AC 也适用于使用上述运输类飞机的运营人。

1.2 依据

本咨询通告依据中国民用航空规章 CCAR-21-R4 第 21.50 条制定。

1.3 废止

2000 年 03 月 27 日生效的 AC-21.25 运输类飞机持续结构完整性大纲已废止。

1.4 相关文件

- (1) CCAR-21-R4:21.50
- (2) CCAR-23-R3:23.571、23.572、23.573、23.574，23.1529
- (3) CCAR-25-R4:25.571、25.1529
- (4) CCAR-26:E 分部 (26.43、26.45、26.47)

1.5 适用范围

本咨询通告适用于运输类飞机型号合格证持有人和运营人。本咨询通告也可适用于正常类、特技类、实用类和通勤类飞机型号合格证/设计批准书持有人和运营人。对选择根据 CCAR-23-R3 中损伤容限要求设计的小型飞机型号合格证持有人和运营人也可参考本咨询通告。如果选择制定非强制执行结构完整性计划以保障受结构老化影响的小型飞机安全性，对其型号合格证/设计批准书持有人和运

营人也可参考本咨询通告。

本咨询通告非强制性的要求，不构成法规的一部分。本咨询通告提供符合适用法规的一种可接受的方法，但不是唯一的方法。中国民用航空局（CAAC）可考虑接受申请人采用其他方法进行符合性验证。另外，如果 CAAC 发现在某些情况下遵循本咨询通告导致无法满足法规要求，CAAC 将不受本咨询通告条款的约束，可能需要额外的验证或设计更改来表明符合性。

2. 定义和缩略语

2.1 定义

(1) 主要结构件：承受飞行、地面和增压载荷起重要作用的元件，其完整性对保持飞机的整体完整性有着重要意义。

(2) 损伤容限：在承受给定水平的疲劳、腐蚀、意外损伤或离散源损伤后，能够在一段使用时间内保持所要求剩余强度的结构属性。

(3) 设计服役目标：在设计和/或取证时确定的一个时间段（以飞行循环或飞行小时计，或两者），在此期间飞机结构可较好地避免严重开裂。

(4) 广布疲劳损伤：在多个结构位置同时出现裂纹，裂纹的尺寸和密度足够大以致结构不再满足 CCAR25R4 第 25.571 条(b)款中的剩余强度要求。

(5) 疲劳关键结构：对疲劳裂纹敏感并且可能导致灾难性破坏的飞机结构。

2.2 缩略语

(1) 补充结构检查大纲：SSIP

(2) 补充结构检查文件：SSID

(3) 广布疲劳损伤：WFD

(4) 疲劳关键结构：FCS

(5) 腐蚀预防与控制大纲：CPCP

(6) 中国民用航空局：CAAC

(7) 中国民航航空规章：CCAR

(8) 咨询通告：AC

- (9) 主要结构件：PSE
- (10) 设计服役目标：DSG

3. 可接受的符合性方法

3.1 补充结构检查大纲 (SSIP)

飞机型号合格证持有人应与运营人一起为每个机型制定一个 SSIP。必须在分析、试验和/或使用经验表明需要显著增加检查频率和/或更改量才能保持飞机的结构完整性之前完成该 SSIP。在没有其他材料作为指导的情况下，该大纲应在机队中的最高飞行时间或最高飞行次数飞机达到其设计服役目标的一半之前制定，以确保运营人需要时可以得到可接受的 SSIP。该 SSIP 应包括获取服役信息和评估服役信息、可用试验数据以及新的分析和试验数据的程序。通过对这些数据的分析和研究制定出本咨询通告附录所述的补充检查文件 (SSID)。

(1) 必须将推荐的 SSIP、所用的准则以及采用这些准则的依据提交 CAAC 审查批准。SSIP 应在 SSID 中充分定义并以有效的方式呈现。SSID 应包括所考虑的损伤类型、可能发生的部位、检查通道、检查门槛值、检查间隔、检查方法和检查程序；适用的更改状态和/或寿命限制；以及 SSID 的适用范围。

(2) CAAC 对 SSID 的审查将包括工程和维修两个方面。由于 SSID 适用于所有运营人，并着力于解决老龄飞机的安全问题，因此如果 CAAC 认为存在不安全情况，SSID 将在现有适航指令下强制执行。此外，如果在初始 SSID 评估过程中发现对安全至关重要的任何服务通告或其他服役信息出版物，都应通过适航指令实施。在执行 SSID 中发现问题而对服务通告或其他服役信息出版物的修订或发布，应酌情添加到 SSID 中或通过单独的适航指令来执行。

(3) 如果无法及时获得可接受的 SSID，CAAC 可施加使用寿命、运营或检查限制以确保结构完整性。

(4) 一旦有信息表明有必要修改 SSID 时，型号合格证持有人应执行修改。初始的 SSID 通常基于对失效模式、可检疲劳裂纹的时间、损伤频率、典型可检损伤尺寸和损伤扩展寿命的预测或假设（来自分析、试验和/或使用经验）。因此，涉及这些因素的可接受更改

必须通过试验数据或额外的使用信息来证实其更改的合理性。SSID标准的任何修订以及这些修订的依据都应提交给 CAAC，供其进行工程和维修审查和批准。

3.2 修理、改装和更改

CCAR-26 部 E 分部要求受影响飞机的运营人对所有疲劳关键基准结构进行基于损伤容限的检查。CCAR26 部 E 分部还要求通过基于损伤容限的检查来解决因修理、改装和更改对疲劳关键基准结构可能产生的不利影响。

一些在老龄飞机上实施 SSIP 的适航指令已经处理了影响主要构件的修理、改装和更改问题，同样的数据可以用来表明这些数据所涉及的结构的修理、改装和更改对 26 部的符合性。

3.3 强制更改大纲

(1) 强制更改大纲是以确保老龄飞机结构完整性为前提的。当更改满足某些准则时，通过更改会降低对重复检查的依赖。这些准则包括：

- (a) 很可能存在结构开裂问题，并且这种可能性不仅仅是在理论上或预测上的。
- (b) 不解决这个问题的后果一定是灾难性的。这就是说，涉及到的结构元件一定是主要结构件（PSE）或其他主要结构。
- (c) 裂纹在常规维护时一定是难以发现的。
- (d) 其他考虑的因素：检查的区域难以接近，无损检测方法不适合或者由于人为因素影响，依靠裂纹检查不足以确保安全。

(2) 结构更改大纲是基于原始型号（例如空客 A300, 英国宇航公司 BAC 1-11, 波音 B707/720、B-727、B-737、B-747, 麦道 DC-8、DC-9/MD-80、DC-10, 福克 F28, 洛克希德 L-1011 系列飞机等）通过适航指令强制执行的。每个型号合格证持有人应与 CAAC 共同复查他

们的服务通告，确定结构的哪些部位需要终止更改而改为检查。将那些终止更改的修订后的服务通告归类在一个文件中强制执行。一些服务通告也可单独强制执行。

(3) CCAR-26 部 E 分部要求评估所有影响疲劳关键基准结构的更改，包括由此类更改新增的所有疲劳关键结构。

3.4 腐蚀预防和控制大纲(CPCP)

CPCP 为飞机主要结构提供了系统性的防腐方法。CPCP 由基本腐蚀检查任务、任务区域、确定腐蚀级别和完成时间组成。CPCP 的目标是将腐蚀造成的材料损失限制在维持适航性所需的水平内。

(1) 一些大型运输类飞机（例如空客 A300, 英国宇航公司 BAC 1-11, 波音 B707/720、B-727、B-737、B-747, 麦道 DC-8、DC-9/MD-80、DC-10, 福克 F28, 洛克希德 L-1011 系列飞机等）和许多其他运输类飞机的 CPCP 任务是通过适航指令强制要求的。这些飞机的型号合格证持有人通过适航指令要求来制定 CPCP 文件。这些腐蚀大纲应补充到每个运营人的维修大纲中去。

(2) CPCP 制定基于的前提是，当发现不可接受的腐蚀级别时，运营人可以对其进行调整。这些维护项目的调整应避免不可接受的腐蚀再次发生。调整可能包括：减少重复检查间隔、改进防腐处理方案或应用多种腐蚀抑制剂等措施。

3.5 修理评估大纲

CAAC 要求型号合格证持有人为运营人开发一种方法，为运营人评估飞机修理，以确定这些修理是否可接受的、考虑了损伤容限的永久性修理。该大纲确保现有修理不会因意外、疲劳或环境损伤而

恶化，导致在飞机剩余服役寿命内超出 CAAC 批准的损伤水平。

3.6 广布疲劳损伤(WFD)评估

型号合格证持有人应同运营人一起着手对 WFD 的预测和确认技术进行研究，以消除运营中结构的广布疲劳损伤。

这个大纲必须在分析、试验和/或使用经验表明广布疲劳损伤有可能在机群中出现之前就完成。为确保在需要时能够得到一个可接受的大纲，开始编制大纲的时间不得晚于机群中高小时数或高起落数飞机达到其设计服役目标（DSG）寿命的四分之三。对于服役寿命超过 DSG 的也需要相关分析、试验和/或使用经验来证明不会因产生广布疲劳问题带来不利于结构安全的影响。

CAAC 计划通过规章修订来处理 WFD 问题。

4. 附则

本咨询通告自 XXXXXX 生效。

本咨询通告由中国民用航空局负责解释。

附录

制定补充结构检查文件的指导材料

1. 概要

(1) 受本附录约束的飞机未按照损伤容限要求进行取证。然而，要评估的结构，所考虑的损伤类型（疲劳、腐蚀、使用和制造损伤）以及检查和/或改装标准，应符合 CCAR25 部 R4 第 25.571 的损伤容限要求。

(2) 必要的是确定哪些结构部件和构件受运输飞行、地面、气密、操纵载荷的重大影响并且其失效会影响结构完整性，从而影响到飞机持续安全运营。必须建立或者确定这些部件和构件的损伤容限或安全寿命特性。

(3) 关于结构完整性持续评估的分析应基于包括试验和使用数据在内的支持依据。该支持依据应考虑运行载荷谱、结构载荷分布和材料特性。在确定检查门槛值、检查频率以及退役寿命时，应考虑由于裂纹萌生和裂纹扩展在寿命中的分散性产生的寿命折减。在能表明可提供相同可靠度情况下，检查门槛值也可以仅基于对机队经验的统计评估制定。

(4) 评估老龄飞机结构状态的一种有效方法是大量使用无损技术进行选择性和对单架飞机进行检查，包括对相关结构进行部分或完全拆卸。

(5) 应考虑型号合格证持有人批准的修理、更换和改装的影响。此外，对单架飞机也必须考虑进行大修和经运营人批准的更换和改

装的影响。运营人也有责任考虑任何涉及这些方面的影响。对于老龄飞机，CCAR 26 部 E 分部为型号合格证持有人和运营人提供有关修理、更换和改装的指导。

2. 损伤容限结构

(1) 飞机结构的损伤容限评估应基于可获得的最佳信息。评估应包括分析、试验数据、使用经验以及任何与型号设计相关的特殊检查。然后应确定每个结构零件或组件中认为可能开裂的一个或多个位置，以及可能发生开裂的时间或飞行次数。

(2) 应确定损伤的增长特性和在相邻零件上能提高损伤速率和损伤扩展程度的交互影响。此项研究应包括那些可能因疲劳、腐蚀、应力腐蚀、脱胶、意外损坏或制造缺陷而导致裂纹萌生的位置，以上位置由根据使用经验或设计判断认为是易损伤区域。

(3) 需确定实际可检测的最小损伤尺寸和检查方法。在确定时，应考虑裂纹从可检测到临界允许损伤的飞行次数，临界允许损伤即使结构满足第 25.571 条规定的剩余强度要求。

注意：在确定建议的检查方法时，应考虑目视检查、无损检测和内置载荷和缺陷监测设备的数据分析。

3. 评估中应包括的信息

(1) 对特定机型结构完整性的持续评估应基于本附录第 2 段中概述的原则。评估中应包括以下信息。型号合格证持有人应保存这些信息以供参考：

(a) 以飞行小时或飞行循环统计的现有机队的统计信息；

(b) 典型的任务剖面，或评估中假设的剖面；

(c) 所选剖面的结构载荷情况；和

(d) 支撑试验的依据及相关运营经验。

(2) 除了本附录第 3(1) 段中规定的信息外，每个关键部件或组件还应包括以下信息：

(a) 用于评估零件或部件的损伤容限特性的依据；

(b) 零件或部件内的一个或多个损坏会影响飞机结构完整性的位置；

(c) 该区域的建议检查方法；

(d) 对于损伤容限设计结构，可以保持剩余强度能力的最大损伤尺寸和临界设计载荷情况；和

(e) 对于损伤容限结构，在每个损伤部位的检查门槛值和可检尺寸到临界尺寸之间的损伤扩展寿命，包括来自其他损伤部位的任何可能的相互作用效应。

注意：如果检查步骤不适用，需要定义更换或者改装方案。

4. 检查大纲

持续适航评估的目的在于根据需要调整当前维修方案以保证飞机的持续运营安全。

(1) 根据本附录第 1 段和第 2 段，应确定每个部位的损伤尺寸临界值，以使结构在本附录第 2(3) 段中定义的（第 25.571 条规定的）载荷条件下具有足够的剩余强度。应确定建议的检查方法下可检裂纹尺寸，以及裂纹从可检测扩展到允许极限尺寸的飞行次数。

(2) 建议的检验大纲应根据上文第 4a 段所述的数据确定，并适

当考虑以下因素：

- (a) 机队经验，包括所有的定期维护检查；
- (b) 推荐检查技术的可靠性；和
- (c) 达到上述载荷水平的联合概率以及使用带有置信度的概率方法得到的最终裂纹尺寸。

(3) 应建立附加检查的检查门槛值。应将这些附加检查及其详细内部检查补充到常规检查中去。

(a) 对于报告有裂纹的结构，应基于使用数据和可用试验数据的分析分别制定检查间隔；

(b) 对于无报告裂纹的结构，假若可得到充足的机群经验数据，仅基于对已有机群数据的分析来决定检查门槛值是可接受的。该门槛值的设置应包括对足够数量的已长时间服役飞机的检查，以增加结构完整性的可靠性（见本附录第 1(3)段）。此后，如果没有发现裂纹，则可以通过连续的检查间隔逐步增加检查门槛值，直到发现裂纹为止。对于后一种情况，适用第 4(3)(a)段的标准。

5. 补充结构检查文件

(1) SSID 应包含飞机持续安全运行所需的检查程序和零部件更换/改装的建议。该文件应按照顺序编写以下信息：

- (a) 文件所涉及的原机型的衍生型号；
- (b) 以飞行小时和飞行循环为单位的机队运营统计综述，以及对典型剖面或多个剖面的描述；
- (c) 给出对零部件检查或改装的参考文件；

(d) 检查大纲的有效运营类型；和

(e) 为编制 SSID 而进行的结构重新评估后修改的服务通告（或其他服役信息出版物）清单，包括运营人必须考虑这些服务通告的陈述。

(2) 对于每个关键零部件，该文件应至少包含以下信息：

(a) 这个零部件及任何相关邻近结构的描述，包括接近方法；

(b) 考虑的损伤类型（即疲劳、腐蚀、意外损伤）；

(c) 相关使用经验；

(d) 可能的损伤部位；

(e) 建议的检查方法及步骤，以及其它可选方法；

(f) 使用该检查方法的最小可检损伤尺寸；

(g) 由于执行 SSID（或其他发布的服役信息），在使用中发现问题而需要修改或颁布的服务通告或其他使用信息通报（作为对初始 SSID 的修改）；

(h) 指导操作人员将检查结果报告给型号合格证持有人；；

(i) 建议的初始检查门槛值；

(j) 建议的重复检查间隔；

(k) 零部件可选更改或替换后终止检查的信息；和

(l) 已申明“安全寿命”设计的有用的任何变化信息。

(3) 型号合格证持有人应不时根据当前服役经验检查 SSID。任何发生的意外缺陷都应作为结构完整性持续评估的一部分进行评估，以确定是否需要对文件进行修订。未来的结构服务通告应说明

它们对现行 SSID 的影响。

编制说明

1. 制修订的背景和目的

使用经验表明，应不断更新对有关飞机结构完整性的认识，特别是对老龄飞机结构完整性的认识。诸如疲劳开裂和腐蚀等都与时间有关，对这些因素的认识，最好以实时运营经验为基础并采用最先进的分析和试验工具来进行评估。

CAAC、制造人和运营人一直致力于维护老龄飞机的结构完整性。保持老龄飞机结构完整性的传统做法是交换外场服役信息和更改检查大纲，以及通过在特定的飞机进行研究并完成改装来实现的。然而，随着利用率的增加、使用寿命的延长以及对飞机的安全水平要求的提升，需要制定一个大纲来确保所有飞机的结构完整性维持在一个高水平上。本 AC 中描述的检查 and 评估大纲旨在确保每个飞机型号合格证持有人持续进行结构完整性评估，并将每次评估的结果纳入每个运营人的维修大纲中。

2. 制修订的研究和评估过程

本 AC 制定过程中，研究了国内外相关的规章规范性文件，包括 CAAC 的 AC-21.25, FAA 的 AC91-56、AC91-56A 和 AC91-56B, CCAR21R2 第二十五条, CCAR21R4 第 21.50 条, CCAR23R3 第 23.571 条、第 23.572 条、第 23.573 条、第 23.574 条和第 23.1529 条, CCAR25R4 第 25.571 条和第 25.1529 条, CCAR26(2016 版)第 26.43 条、第 26.45 条和第 26.47 条等，并结合国内型号设计经验和审定经验，参考 FAA 的

AC91-56B 进行了适应性更改,对 CAAC 原先的 AC-21.25 进行了升版。

3. 制修订的主要内容

本咨询通告旨在向运输类飞机型号合格证持有人和运营人提供一份编制飞机持续结构完整性大纲的指导材料,以确保老龄飞机在其使用寿命期内的安全运行。本 AC 为开发基于损伤容限的补充结构检查大纲提供了指导。除了 SSIP,本 AC 还讨论了持续结构完整性大纲的以下附加要素:

- (1) 修理、改装和更改
- (2) 强制更改大纲
- (3) 腐蚀预防和控制大纲
- (4) 修理评估大纲
- (5) 广布疲劳损伤评估

4. 与国外政策的对比

本 AC 与 FAA 的 AC91-56B 无实质差异。主要文字差异如下:

- (1) FAA 的 AC 的老龄飞机法规,在本 AC 中为 CCAR-26 部
- (2) FAA 的 AC 中提及关于 FAR-45 号修正案之前的一些老型号飞机的做法,例如通过服务通告,适航指令等来满足该 AC 的要求,本 AC 进行了删除。

(3) FAA 的 AC 在附录中包含了对损伤容限结构的 WFD 评估建议,本 AC 未给出,本 AC 对 WFD 的要求包含在正文 3.6 章节中。

5. 其它

无。