咨 询 通 告

中国民用航空总局

编　　号: AC—21.25

生效日期: 2000年3月27日

运输类飞机

持续结构完整性大纲

航 空 器 适 航 司

中国民用航空总局航空器适航司

咨询通告

编　　号: AC-21.25
生效日期: 2000年3月27日
编制部门: AD
批 准 人:

运输类飞机持续结构完整性大纲

目　　录

1. 总　则 ..... (2)
1.1 目　的 ..... (2)
1.2 相关的 CCAR ..... (2)
2. 背　景 ..... (2)
3. 补充结构检查大纲 ..... (3)
4. 老龄飞机改装大纲 ..... (4)
5. 腐蚀的预防与控制大纲 ..... (5)
6. 维修评估大纲 ..... (5)
7. 广布疲劳损伤的评估 ..... (5)
8. 执　行 ..... (7)

附录 1　补充检查文件的制定指南 ..... (8)
附录 2　预测和消除广布疲劳损伤大纲的制定指南 ..... (16)

运输类飞机持续结构完整性大纲

1、总 则

1.1 目 的

本咨询通告(AC)旨在向（按CCAR25部审定的）运输类飞机型号合格证（TC）持有人和使用人提供一份编制持续结构完整性大纲的指导性材料，以确保老龄飞机在其使用寿命期内的安全运行。本指导性材料适用于所有未按损伤容限(相当于FAR 25-45号修正案以前的破损安全和疲劳要求）审定的运输类飞机。本AC也适用于使用上述运输类飞机的使用人。

1.2 相关的CCAR

CCAR21.25; CCAR25.571

2、背 景

使用经验表明,应不断更新对运输类飞机特别是对老龄飞机结构完整性的认识。因为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现有的使用经验为基础,采用最先进的分析和

测试工具。

保持老龄飞机结构完整性的传统做法是交换外场使用信息、进而更改检查大纲以及对特定的飞机进行研究并完成改装。然而，随着利用率的增加、使用寿命的延长，有必要制定一个大纲确保整个机群都具有很高的结构完整性水平。本咨询通告所规定的检查和评估大纲旨在确保每一个TC持有人都能持续地进行结构完整性评估，并将每次的评估结果归纳到每个使用人的维修大纲中。

3、补充结构检查大纲

TC持有人应同使用人一起为每个机型编制一个补充结构检查大纲。必须在分析、试验或使用经验表明需要明显增加检查或改装才能保持飞机的结构完整性之前完成该大纲。在没有其它数据作指导时，该大纲的编制必须在机群中高小时数或高起落数飞机达到其设计使用寿命的一半之前开始编制，以确保当使用人需要时可以得到一个可接受的大纲。大纲应包括获得使用信息的程序、对使用信息的评估、可用的试验数据、新的分析和试验数据。通过对这些数据的分析和研究制定出本AC附录1所述的补充检查文件（SID）。

a. 必须将推荐的补充检查大纲、所用的准则以及采用这些准则的依据提交适航部门审查批准。在SID中必须对补充检查大纲进行充分说明，并且以有效的形式给出。SID必须包括所考虑的损伤类型、可能的部位、检查通道、门槛值、间隔、方法和程序、适用

的改装状态和／或寿命限制以及SID的适用范围。

b. 适航部门对SID的审查将包括工程和维修两个方面。因为SID适用于所有使用人，并且关系到老龄飞机的安全性，所以应纳入现有的适航指令（CAD）体系强制执行。另外，在SID初始评审期间，凡是涉及安全性的服务通告或其它服务信息都必须纳入CAD强制执行。在执行SID中发现问题而对服务通告和其它服务信息进行修订或改版应视情加入到SID或单独发出CAD执行。

c. 当无法及时得到可接受的SID时，适航部门可以确定使用寿命、使用或检查限制，以确保结构完整性。

d. 一旦有信息表明有必要，TC持有人必须根据有关信息修改SID。原先的SID一般是基于分析、试验和／或使用经验对失效模型、损伤起始时间、损伤频率、典型可检损伤和损伤扩展周期的推测或假设，因此，这些因素的变化所导致的对SID的修订必须用试验数据或附加的使用信息进行验证。任何对SID准则的修改以及这些修改的依据都必须提交适航部门，供其进行工程和维修审查及批准。

4、老龄飞机改装大纲

在对老龄飞机进行改装时，必须编制改装大纲，并报适航部门

批准。

5、腐蚀的预防与控制大纲

必须编制“腐蚀的预防与控制大纲”，报适航部门批准，并作为持续适航文件的一部分提供给用户。

6、维修评估大纲

在对飞机进行偏离维修大纲的维修时，在实施维修之前，必须将维修方案报适航部门批准，并对维修结果做出合理或保守的估计。在维修完成后，根据实际的维修结果，对维修后的相关性能做出合理或保守的评估，并呈报适航部门。

7、广布疲劳损伤的评估

TC持有人应同使用人一起着手对广布疲劳损伤（WFD）的预测和确认技术进行研究，以消除营运中的广布疲劳损伤。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。为了确保使用人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使用目标寿命的四分之三。

a. WFD 评估结果必须提交适航部门进行审查和批准。为了消除机群中的WFD，评估结果应包括有关确认或消除WFD的适用的建议。在进行确认检查时，对于临界WFD尺寸很小的裂纹可能要求使用新的检查技术。TC 持有人应与使用人密切合作，确保在使用人需要时向其提供专业支持和解决办法。

b. 适航部门对WFD评估结果的审查和批准包括工程和维修两个方面。因为WFD适用于所有使用人并且关系到老龄飞机的安全性，所以要求必须制定统一的检查或改装大纲。另外，因在完成这些大纲过程中发现使用中WFD问题而修订或颁布的服务通告或其它使用信息，有可能要求单独颁发CAD执行。

c. 当可接受的WFD评估没有及时完成时，适航部门可以制定使用寿命、使用限制或检查要求，以确保结构完整性。

d. TC 持有人必须对 WFD 评估进行不断更新，特别是当附加信息表明有必要时。从WFD评估中产生的最初的建议措施应着重关注容易出现WFD、已经超过了预计出现WFD的时刻或很快将到达这一时刻的结构项目。随着机群的老化，飞机上会有越来越多区域达到这个预计出现WFD的时刻，因此，建议措施也要相应地进行更新。而且，新的使用问题、预测技术的进步、更好的载荷谱数据或WFD评估所基于的任何因素的变化都要求对评估进行修订。相应地，必须制定新的使用建议，并提交适航部门进行工程和维修

审查和批准。

8、执 行

一旦颁发了SID 适航指令,使用人则要改进其现有的结构检查大纲以符合适用的适航指令。对于要求特殊检查的WFD 适航指令也是一样。要求进行结构更改的WFD 适航指令则单独处理。在所有的实施过程中，都必须始终遵循适用的规章要求。

附录 1

补充检查文件的制定指南

1、总 则

a. AC-21.25 的本附录适用于所有未按损伤容限（相当于 FAR 25-45 号修正案以前的破损安全和疲劳要求）审定的运输类飞机，意在强调损伤容限设计。所评估的结构、所考虑的损伤类型（疲劳、腐蚀、使用和制造损伤）以及检查和更改准则在可行的程度上应与现行有效的 CCAR25.571 要求相一致。

b. 最基本的一点是确定承受飞行、地面、增压载荷或操纵载荷的主要结构件的损伤容限或破损安全特性，因为这些结构件的失效将影响结构完整性和飞机继续安全使用。

c. 对结构完整性进行持续评估所采用的分析必须以试验和使用数据为基础，必须考虑使用载荷谱、结构载荷分布和材料性能。在建立检查门槛值、检查频次和退役寿命（适用时）时，必须确定一个适当的许用值以考虑裂纹起始寿命和裂纹扩展率的分散性。作为一种选择，可以仅仅以机群使用经验的统计评估为基础确定检查门槛值，但要能证明这种方法具有相同的置信度。

d. 评估老龄飞机结构状态的一个有效方法是大量使用无损检查技术进行选择性检查、对个别飞机进行检查以及对现有结构进行部分或完全的分解检查。

e. 必须考虑以往TC持有人和使用人批准的维修和改装所带来的影响。使用人有责任考虑上述影响并向TC持有人通报情况。

2、损伤容限结构

a. 飞机结构的损伤容限评估必须以最佳的可用信息为基础，必须包括以往的分析、试验数据、使用经验以及与型号设计有关的任何特殊检查，以确定每个结构零部件中可能会开裂的部位、开裂的时间或飞行起落数。

b. 必须确定损伤扩展特性和相邻零件间在加快损伤扩展速度和加大损伤范围方面的相互影响。对此的研究必须包括那些有可能因疲劳、腐蚀、应力腐蚀、开胶、意外损伤引起开裂的部位、使用经验或设计判断表明容易产生制造缺陷的薄弱部位。

c. 必须确定实际可检的最小损伤尺寸和推荐的检查方法。确定时必须考虑裂纹从可检到许用限制值的飞行起落数，使结构具有CCAR25.571中破损安全情况下要求的剩余强度。

注：在确定推荐的检查方法时，必须考虑目视检查、无损检测和对内置的载荷与缺陷监控装置得出的数据进行分析。

d. 结构完整性持续评估所包括的损伤范围必须比最初的飞机破损安全评估所考虑的范围还要广泛，诸如：

(1) 许多小的相邻裂纹，可能每个都小于典型的可检长度，突然连成一条长裂纹；

(2) 在初始的失效发生后，由于载荷重新分布，在其它部位发生失效或局部失效，造成更加快速的疲劳传播；

(3) 在相似应力水平下工作的多传力路径元件（如：耳片、板条或止裂件）同时失效或部分失效。

3、评估中应包括的内容

a. 对特定飞机型号的结构完整性持续评估必须以本附录“2 损伤容限结构”所述原则为基础。在评估中必须包括以下内容，并且TC持有人以表格形式将之保存以备参考：

(1) 用小时数或飞行起落数表示的该机群当前的使用统计数据；

(2) 典型的使用任务或评估中假设的任务;

(3) 所选任务的结构载荷情况;

(4) 支持性的试验数据和相应的使用经验。

b. 除3a段规定的内容以外，对于每个关键零部件，还必须包括:

(1) 评估零部件损伤容限特性的依据;

(2) 将影响飞机结构完整性的零部件损伤部位;

(3) 对该区域推荐的检查方法;

(4) 对于损伤容限结构，能满足剩余强度能力的最大的损伤尺寸，以及此时的临界设计载荷情况;

(5) 对于损伤容限结构，每个损伤部位的检查门槛值和由可检至临界尺寸的损伤间隔，包括任何来自其它损伤部位的可能的相互影响。

注: 如果对某些零件或部件进行破损安全或损伤容限再次评估

表明达不到破损安全或损伤容限性能,或者为达到该性能而采用的检查程序的可行性或可靠性尚有疑问，则必须确定更换或更改措施。

4、检查大纲

持续适航评估的最主要的目的就是按要求修正当前的维修检查大纲，确保飞机的持续安全性。

a. 根据本附录的“1 总则”和“2 损伤容限结构”，必须确定每个部位的损伤尺寸允许值,使结构具有CCAR25.571中规定的载荷情况所要求的剩余强度，正如“2 损伤容限结构 c”所说明的。必须确定用推荐的检查方法可检出的损伤尺寸,以及裂纹从可检至允许尺寸所需的飞行起落数。

b. 必须根据上述a段的数据确定推荐的检查大纲,考虑以下因素:

(1) 机群使用经验，包括所有定期维护检查;

(2) 推荐的检查技术的置信度;

(3) 当概率方法具有可接受的置信度时,则可考虑达到上述

载荷水平和达到最终损伤尺寸的联合概率。

c. 必须建立补充检查门槛值，包括详细的内部检查，作为正常检查的补充。

(1) 对于有开裂现象的结构，必须对每种情况的使用数据和可用的试验数据进行分析，确定检查门槛值。

(2) 对于没有开裂现象的结构，在具有充分的机群使用经验的前提下，可以以现有机群的数据为基础进行分析来确定检查门槛值。该门槛值的确定必须包括对具有足够数量的高小时数飞机的检查，以提高结构完整性的置信度（见本附录“1 总则c”）。如果没有发现裂纹，可以通过延长后续的检查间隔逐步加大检查门槛值，直到发现裂纹为止。在后一种情况下，要采用(1)段中的准则。

5、补充结构检查文件

a. 补充结构检查文件必须包括推荐的检查程序和飞机持续安全运行所必需的零部件的更换或改装。该文件的前言必须包括下列内容:

(1) 确定与文件相关的飞机基本型与改进型的差别;

(2) 以小时数和飞行起落数表示的机群营运统计概述，以及对典型任务或任务的描述;

(3) 任何现有零部件的检查或改装参考文件;

(4) 检查大纲所适用的运行类型;

(5) 涉及SID的服务通告清单（或其它服务信息），及使用人必须执行这些服务通告的声明。

b. 对于每个关键零部件，该文件至少必须包括下列内容:

(1) 对零部件和相关的邻近结构的描述及其可达性;

(2) 所考虑的损伤类型（如: 疲劳、腐蚀、意外损伤);

(3) 有关的使用经验;

(4) 可能的损伤部位;

(5) 推荐的检查方法和程序以及可选择的方法;

(6) 该检查方法可检出的最小损伤尺寸;

(7) 在执行SID（作为初始SID的修订版）时发现使用问题而颁发或修订的服务通告（或其它服务信息）;

(8) 使用人将检查问题报告给TC持有人的方法;

(9) 推荐的初始检查门槛值;

(10) 推荐的重复检查间隔;

(11) 关于检查的最终措施——任何可选择的零部件改装或更换的参考资料;

(12) 如果检查无法保证破损安全性，则在给定寿命时刻强制进行零部件改装或更换的参考资料;

(13) 有必要对已经给定的安全寿命加以变更时，有关这些变更的任何信息。

c. 补充检查文件必须不断与当前的使用经验对照检查。必须对发生的任何非预期的缺陷进行评估,并作为结构完整性持续评估的一部分，以确定是否需要对SID进行改版。今后的结构服务通告必须声明其对SID的影响。

附录 2

预测和消除广布疲劳损伤大纲的制定指南

1、总 则

a. 在一架飞机结构中发生疲劳损伤的可能性是随着飞机所经历的重复载荷循环次数的增加而增加的。在设计过程中，TC 持有人为机体结构选择了一个用飞行循环/小时数表示的设计使用目标寿命。TC 持有人在设计飞机时力求在设计使用目标寿命内开裂的可能性达到最小。期望在此期间的任何开裂都是孤立的、从一处开始的，如随意的制造缺陷（如：误钻的紧固件孔）。因为制造缺陷随机地分布在整个结构中，所以认为它们在扩展过程中不太可能形成具有很强的相互作用的裂纹。

b. 受力均匀的结构可能在相邻的紧固件处或相邻的、相似的结构细节处产生裂纹，其相互作用将降低结构的损伤容限性能，并且不容易被检查出来。广布疲劳损伤（WFD）的特点是在多个结构细节处同时存在裂纹，其尺寸和密度足以使结构不再满足 CCAR25.571 的损伤容限要求（如：在局部结构失效后不具有所要求的剩余强度）。多部位损伤（MSD）是 WFD 的一个来源，其特点是在同一个结构元件上同时存在多个疲劳裂纹（如：无论有没有其它损伤，这些疲劳裂纹可能汇合成一条裂纹，失去所需的剩余强

度)。多元件损伤(MED)是WFD的另一个来源，其特点是在类似的相邻结构元件中同时存在疲劳裂纹。在多处(包括MED和MSD)的裂纹扩展可能会加大相互作用，影响后续的裂纹扩展，此时，无法对局部开裂进行预测，例如：机身蒙皮搭接处。在同一排紧固件中的多个孔同时开裂，使搭接处的剩余强度在裂纹扩展到日常维护易检尺寸以前就降至所要求的水平之下。

c. 到目前为止，制定结构检查大纲时一般只考虑疲劳裂纹间局部的相互影响。无损检测(NDT)都不易检查出来的几条小裂纹会导致结构强度降低到损伤容限条款中要求的剩余强度以下，因此，在最初的或延长的飞机设计使用目标寿命内都不允许出现广布疲劳损伤。除非其检查能力具有很高的置信度，并且获准在其亚临界阶段初期可以存在WFD，否则飞机的持续安全运行将受到危害。因此，必须在老龄机群中采取适当的措施消除WFD。TC持有人必须进行评估以确定WFD发生的部位和时间，并就确认和消除飞机结构中的WFD提供指导。

d. 腐蚀或其它结构削弱的发生会与疲劳开裂相结合，降低飞机日常维护大纲的效力。

2、WFD结构评估

a. 总则 评估有三个目的：

(1)确定易受WFD影响的主要结构(见本附录2b(1)和2b(2)段);

(2)预计可能发生的时间(见本附录2c段);

(3)根据需要,建立附加的维修措施,确保飞机的持续安全运行(见本附录2d段)。

b. 易受WFD影响的结构 可能产生WFD的结构被定义为易受影响的结构。这些结构的典型特点是具有相似的细节、在相似的应力水平下工作,其结构性能由于相似的开裂相互作用而受到影响。易受影响的结构一般包括:

(1)机身

(a)纵向蒙皮连接处、框和止裂带(MSD、MED);

(b)环向连接处和长桁(MSD、MED);

(c)机身框(MED);

(d)增压舱后端框外环和搭连板(MSD、MED);

(e) 其它增压隔框与蒙皮的连接、与加强件和增压地板的纵横连接（MSD、MED）;

(f) 长桁与框的连接（MED）;

(g) 窗周围结构（MSD、MED）;

(h) 翼面与机身的连接（MED）;

(i) 非塞入式门的门插销和铰链（MSD、MED）;

(j) 大型加强板端头处的蒙皮（MSD）。

(2) 机翼和尾翼

(a) 大型加强板端头处的蒙皮（MSD）;

(b) 弦向连接板（MSD、MED）;

(c) 肋与蒙皮的连接（MSD、MED）;

(d) 长桁端头（MSD、MED）。

c. 确定 WFD 必须确定发生 WFD 时的飞行小时数和／或飞行起落数。评估必须包括完整地回顾易受影响的区域的使用经验、相应的全尺寸和部件疲劳试验数据、分解检查和任何可用的断口分析。为可靠地预测 WFD 在每个易受影响的区域发生的时间而进行的试验结果评估必须包括适当的试验修正系数和分散系数。

(1) 必须对每个易受影响的区域进行评估，以确定使剩余强度低于合格审定水平的多裂纹的尺寸和范围。

(2) 每个易受影响的区域都要针对由于发动机、风扇叶片和高能转子非包容性破坏造成的离散源损伤进行评估。

(3) 对每个易受影响的区域进行评估，以确定将要发生 WFD 的时间。

(a) 最初的估算可以采用有试验或使用经验作支持的分析方法。

(b) 对 WFD 发生时间的估算的修正必须基于对机群进行持续评估得到的附加信息以及下列情况之一：

1 附加的飞机结构全尺寸或部件全尺寸疲劳和/或剩余强度试验，以及之后的详细检查和分析。

2 新的或旧的小规模结构部件试验（如：零部件和／或壁板试验）。

3 对退役的结构部件进行分解检查（破坏性的）。

4 通过对具有较高飞行小时数的飞机进行有选择性的、有限的（非破坏性的）分解和返修而进行局部分解检查。

d. 维护措施

(1)对于所有易受WFD影响的区域，必须对当前的维修大纲进行评估，确定其结构维护和检查大纲是否足以保证结构不会出现非预期的开裂或其它的结构削弱。对这些检查的典型评估应该如下：

(a) 对于必须保持所要求的安全水平的每一个易受影响区域，确定其检查水平（检查门槛值、重复间隔和方法）。

(b) 审查现有的维修大纲，确定其是否提供了要求的安全水平。

(2)对于预期将要出现WFD的飞机，必须向适航部门提交一份易受影响的结构区域的更换或改装大纲。

e. 评估的有效周期 对完整机体结构最初的评估必须覆盖飞机设计使用目标以后一段相当长的时期。所进行的典型评估要对超出设计使用目标至少25%的周期提供真实的预测以及关于所需的维护措施的合理的时间安排。然而，可以根据下列情况适当改变评估有效周期:

(1) 初始评估时预示的飞机可用寿命（可以增加或缩短有效周期）。

(2) 期待改进的NDI技术（可以缩短初始的有效周期，等待新方法投入使用）。

(3)使用人针对引进新的维修和改装大纲制定了计划和要求。

(4) 能够充分超前地确定所有可能的维修／改装全套措施。

后续的评估必须遵循与初始的有效周期评估相类似的原则。

3、文 件

a. TC持有人必须根据需要修订SID，准备服务通告，其中包括检查程序和消除WFD所必需的零部件更换或改装的建议。因为WFD问题对所有使用人都适用，且关系到老龄飞机的安全性，所

以必须制定统一的检查或改装大纲。另外，因在完成这些大纲过程中发现的使用中WFD问题而修订或颁布的服务通告或其它使用信息，有可能要求单独颁发CAD执行。

b. 如果TC持有人不选择更新SID或不准备颁发服务通告，则必须制定WFD文件，其中包含检查程序和消除WFD所必需的零部件更换或改装的建议。该文件的前言必须包括下列内容:

(1) 确定与文件相关的飞机基本型与改进型的差别;

(2) 以小时数和飞行起落数表示的机群运行统计概述;

(3) 对典型任务或所有任务的描述;

(4) 检查大纲所适用的运行类型;

(5) 零件或部件任何现有检查或改装的参考文件;

(6) 评估的有效周期。

c. 对于每个关键零部件，该文件还必须至少包括下列内容:

(1) 对易受WFD影响的主要结构的描述;

(2)估算的MSD/MED门槛值以及之后产生WFD的时间(小时/飞行起落数);

(3)推荐的初始检查门槛值;

(4)推荐的重复检查间隔;

(5)推荐的检查方法和程序以及可选择的方法;

(6)关于检查的最终措施——任何可选择的零部件改装或更换的参考资料;

(7)结构元件的任何强制性改装或更换;

(8)WFD评估中发现使用问题而导致修订或颁发的服务通告(或其它服务信息),(作为对初始WFD评估的补充);

(9)使用人必须将检查问题报告给TC持有人。

4、责 任

使用人与TC持有人应共同合作完成该评估,并且适航部门要参与这一评估过程。