

ICS 49.045

V 36

HB

中华人民共和国航空行业标准

HB 8605—2021

飞机复合材料结构适航符合性验证 通用要求

General requirement airworthiness compliance verification for aircraft
composite structure

2021—04—19 发布

2021—07—01 实施

中华人民共和国工业和信息化部 发布

目 次

前言	III
1 范围	1
2 规范性引用文件	1
3 术语和定义、缩略语	1
3.1 术语和定义	1
3.2 缩略语	2
4 材料和制造	3
4.1 基本要求	3
4.2 材料和工艺控制	3
4.3 制造实施	3
4.4 结构胶接	3
4.5 环境影响	4
4.6 结构保护	4
4.7 设计值	4
4.8 结构细节	4
5 静强度验证要求	5
5.1 基本要求	5
5.2 重复载荷与环境暴露的影响	5
5.3 “积木式”方法	5
5.4 制造要求	7
5.5 材料和工艺变异性	7
5.6 静强度试验损伤引入要求	7
5.7 材料/工艺变更	7
6 疲劳和损伤容限验证要求	7
6.1 基本要求	7
6.2 损伤容限评定	7
6.3 疲劳评定	12
6.4 损伤容限与疲劳的联合评定	12
7 气动弹性验证要求	12
8 其他要求	12
8.1 适坠性	12
8.2 防火、阻燃和其他受热问题	13
8.3 闪电防护	14

9 持续适航	14
9.1 基本要求	14
9.2 维护设计	15
9.3 维护操作	15
9.4 修理的验证	15
9.5 损伤检测、检查和修理资格	16
附录 A(资料性附录) 适用的适航规章	17
附录 B(资料性附录) 复合材料/工艺的变更	18
B.1 基本要求	18
B.2 材料、工艺和结构验证要求	18
B.3 “鉴定”程序	18
B.4 结构要求	18
B.5 试验	18
B.6 材料或工艺变化的分类	18
B.7 验证方法	19

前 言

本标准按照 GB/T 1.1—2009 给出的规则起草。

本标准由中国航空综合技术研究所归口。

本标准起草单位：中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院、中国民航大学、中国民用航空适航审定中心西安航空器适航审定中心、中国飞机强度研究所、中国航空综合技术研究所。

本标准主要起草人：程 凯、冯振宇、马 健、解 江、刘小川、邹 君、栗晓飞、王 薇。

飞机复合材料结构适航符合性验证 通用要求

1 范围

本标准规定了飞机纤维增强复合材料(如碳纤维、玻璃纤维增强材料等)结构(以下简称复合材料结构)的适航符合性验证通用要求,包括:材料和制造、静强度、疲劳和损伤容限、气动弹性、持续适航以及适坠性、防火阻燃和其他受热问题、闪电防护的适航符合性验证通用要求。

本标准适用于依据 CCAR—23、CCAR—25、CCAR—27、CCAR—29 部获得型号合格证,并依据 CCAR—21 部生产的飞机复合材料结构适航符合性验证,其他复合材料结构适航符合性验证可参考执行。

2 规范性引用文件

下列文件对于本文件的应用是必不可少的。凡是注日期的引用文件,仅所注日期的版本适用于本文件。凡是不注日期的引用文件,其最新版本(包括所有的修改单)适用于本文件。

- CCAR—21 民用航空产品和零部件合格审定规定
- CCAR—23 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定
- CCAR—25 运输类飞机适航标准
- CCAR—27 正常类旋翼航空器适航规定
- CCAR—29 运输类旋翼航空器适航规定
- CCAR—121 大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则
- CCAR—135 小型航空器商业运输运营人运行合格审定规则
- FAA AC20—53 航空器燃油系统油气雷击起火的防护(Protection of Aircraft Fuel Systems Against Fuel Vapor Ignition Caused Lightning)
- FAA AC20—136 航空器电气和电子系统闪电防护(Aircraft Electrical and Electronic System Lightning Protection)
- FAA AC23—15 小飞机适航符合性审定程序(Small Airplane Certification Compliance Program)
- FAA AC25.571—1 结构损伤容限和疲劳评定(Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure)

3 术语和定义、缩略语

3.1 术语和定义

下列术语及定义适用于本文件。

3.1.1

冲击损伤 impact damage

外来物冲击产生的结构异常。

3.1.2

超载系数 overload factor

施加到特定结构试验,用于说明在该试验中没有处理清楚的参数(如环境、不足的积木式试验等),该系数通常由说明这种参数影响的较低级别积木式试验得到。

3.1.3

点设计 point design

具有特殊设计细节的典型结构件(如耳片或主接头等),可用试验或试验与分析相结合的方法来验证。通常认为不能用于其他结构的验证。

3.1.4

缓慢扩展方法 slow growth approach

一种要求验证带有明确定义缺陷的结构,能承受适当重复载荷的方法,同时在结构寿命期间,或超出与适当损伤检测能力相关的适当检测周期内,只有缓慢、稳定和可预计的缺陷扩展。

3.1.5

偏离 discrepancy

通过规定的检测程序可检出的、允许的制造异常。偏离可能在加工、生产或装配过程中产生。

3.1.6

寿命(或载荷)放大系数 life (or load) enhancement factor

用于考虑材料分散性,相对于原计划的设计载荷和寿命值,施加到结构重复载荷试验中的附加载荷系数/试验持续时间,用以得到所需的数据置信水平。

3.1.7

设计值 design values

为保证整个结构的完整性具有高置信度,由试验数据确定并被选用的材料、结构元件和结构细节的性能。这些值通常基于为考虑实际结构状态而经过修正的许用值,并用于分析计算安全裕度。

3.1.8

无扩展方法 no-growth approach

一种要求验证带有明确定义缺陷的结构,能承受适当重复载荷,并在结构寿命期间没有有害缺陷扩展的方法。

3.1.9

许用值 allowables

建立在概率基础上(如具有99%概率和95%置信度的A基准值,和90%概率和95%置信度的B基准值),由层压板或单层级的试验数据确定的材料值。导出这些值要求的数据量由所需的统计意义(或基准)决定。

3.1.10

止裂扩展方法 arrested growth approach

一种要求验证带有明确定义缺陷的结构能承受适当重复载荷,同时其缺陷扩展或是通过机械止裂或是在达到临界尺寸(剩余静强度降低到限制载荷)前终止的方法,它与具体的检查间隔和损伤可检性相关。

3.2 缩略语

下列缩略语适用于本文件。

ADL—允许损伤极限(Allowable-Damage-Limits);

BVID—目视勉强可见冲击损伤(Barely-Visible-Impact-Damage);

CAAC—中国民用航空局(Civil Aviation Administration of China);

- NDI—无损检测 (Nondestructive-Inspection) ;
 RDL—可修理损伤极限 (Repairable-Damage-Limits) ;
 VARTM—真空辅助树脂转移模塑 (Vacuum-Assisted Resin Transfer Molding) ;
 VFR—目视飞行规则 (Visual Flight Rules) ;
 VID—目视可见冲击损伤 (Visible-Impact-Damage) 。

4 材料和制造

4.1 基本要求

应通过充分的试制和试验来验证一个可重现的、可靠的结构设计，证明结构中采用的材料和制造工艺符合 CCAR—23、CCAR—25、CCAR—27、CCAR—29 部中第 603、605 等适航规章要求，见附录 A。

4.2 材料和工艺控制

材料和工艺控制应满足以下要求：

- 应建立覆盖材料、材料工艺和制造方法的标准(或规范)，确保制造可重现的、可靠的结构；
- 标准(或规范)允许的偏差应由试验证据支持的分析或试样、元件或组合件级试验来表明符合性；
- 飞机型号取证中采用的材料规范和工艺规范需获得 CAAC 批准；
- 采购文件中规定的材料要求应以采用相关工艺规范所生产样件的合格鉴定试验结果为依据，其中，合格鉴定试验数据必须覆盖对控制生产复合材料结构所用材料和工艺性能；
- 对在线工艺质量控制要监控关键的特性和工艺参数；
- CAAC 要求建立一个包括工程、制造和质量控制专业的全面质量控制计划；
- 在建立设计数据库时，应确定环境对材料性能和工艺关键特性的影响。

4.3 制造实施

制造实施应满足以下要求：

- 依据已批准的工艺规范、制造文件开展复合材料结构零件制造和装配；
- 应建立完整的生产记录以支持零件验收和允许的偏离(缺陷、损伤和异常)处理；
- 针对无法检测的结构，需通过工艺控制来实现稳定、可靠的制造；并应开展关键结构细节的破坏检测；
- 应通过生产样件和质量评估，来鉴定已认证飞机产品的新供应商，以保证等同生产和再现性。

4.4 结构胶接

结构胶接的应用基于严格的工艺控制和结构完整性的充分验证，应满足以下要求：

- CCAR—23 部对胶接结构和胶接连接提出了明确的适航要求(见 CCAR23.573)，运输类飞机及旋翼航空器可通过制定专用条件等方式符合同样的适航要求；
- 在结构胶接的所有类型的试验中，胶接破坏表明基底与粘接材料之间缺乏化学粘接，是不可接受的失效模式；
- 应通过适当的验证，证明经鉴定的胶接材料与工艺具有环境条件下的耐久性；
- 应编制工艺规范来控制制造和修理中的结构胶接；
- 结构胶接需了解由于工艺允许的预期变异性对结构性能的影响，可对工艺规范限制范围之外的情况进行表征，保证工艺的稳定、可靠的；
- 生产中发现胶接破坏，应将受影响的零件或装配件隔离、立刻分析原因；

- g) 使用中发现胶接破坏, 应将受影响的飞机进行隔离处理、立刻分析原因, 依据指导性文件开展检测和修理, 使受影响的飞机恢复到适航状态。

4.5 环境影响

环境影响应满足以下要求:

- a) 应制定环境设计准则, 确定所评定结构材料可能遭受的最严酷环境暴露条件, 包括温度和湿度。并可通过服役数据(如吸湿量与使用时间的关系)来验证环境设计准则。
- b) 在最不利的正常操作和系统失效情况, 应确定紧靠热源的飞机系统周围所安装复合材料结构的峰值温度。
- c) 应提供试验数据来验证, 材料设计值或许用值是以高置信度, 在使用中预期的严酷环境条件(如温度、湿度等)下获得的。
- d) 应通过试验(如加速环境试验)或服役数据, 来确定服役环境对该材料体系静强度、疲劳和损伤容限性能以及设计值的影响。
- e) 当出现过去未覆盖到的变化或独特的设计细节, 应评定环境(温度和湿度)循环的影响。
- f) 若能表明已有试验数据可直接用于该应用对象的材料体系、设计细节和环境循环条件特性时, 可以使用已有数据。
- g) 加速试验方法应代表实际的环境暴露与重复载荷。
- h) 加速试验中, 为保证得到代表真实环境暴露的性能, 应避免出现任何会引起材料化学变化的因素(如引起后固化的高温)。
- i) 在结构设计和选择工艺方法时, 须考虑由于使用环境产生的残余应力影响(如相连接结构件不同的热膨胀)。

4.6 结构保护

结构保护应满足以下要求:

- a) 针对使用中预期条件, 确定可能引起复合材料结构退化的因素, 如风化、老化、磨蚀、腐蚀、紫外线辐射和化学环境(如乙二醇、液压油、燃油、清洗剂等);
- b) 制定防止材料性能退化的有效防护措施和注意事项, 并通过试验证实;
- c) 确定需要提供通风和排水措施的部位;
- d) 在复合材料与金属材料间的接触面需采用隔离层来避免电化学腐蚀(如采用玻璃布隔离碳纤维复合材料层与铝合金);
- e) 需要鉴定复合材料零件装配所用紧固件和安装程序, 避免电化学腐蚀以及安装紧固件时可能对复合材料产生的损伤(如分层和纤维断裂)。

4.7 设计值

设计值应满足以下要求:

- a) 应基于批准的材料规范采购, 并依据批准的工艺规范制造的试验件开展相关试验获得设计值的数据;
- b) 应通过层压板试验, 或单层级试验与经试验验证的分析相结合的方法来确定层压板级的设计值;
- c) 非层压板结构或先进复合材料工艺, 应在结构件直接开展试验, 或由经试验验证的分析与代表结构特征的子结构试验相结合的方法来确定设计值。

4.8 结构细节

结构细节应满足以下要求:

- a) 对于特定结构(点设计), 建立包括相应设计特征(如孔、接头等)影响的设计值。
- b) 通过分析, 把外来物冲击损伤威胁引起的复合材料结构损伤严重程度进行量化, 因此需要进行试验来表征剩余强度, 包括临界损伤位置和复合受载对结构的影响。
- c) 对极限复合受载状态与限制复合受载状态, 可通过限制设计应变水平来对应不同的冲击损伤水平。应建立试验支持的分析方法, 来表征点设计细节的剩余强度。

5 静强度验证要求

5.1 基本要求

静强度验证包括以下基本要求:

- a) 复合材料结构静强度应符合 CCAR—23、CCAR—25、CCAR—27、CCAR—29 部中第 305 条等适航规章要求, 见附录 A;
- b) 复合材料结构静强度符合性验证, 应考虑所有的临界载荷工况以及相关的破坏模式, 还应包括环境影响, 制造过程中引起的结构残余应力, 材料和工艺变异性, 不可检缺陷或质量控制、制造验收标准允许的缺陷, 以及持续适航文件所允许的使用损伤;
- c) 除非已有相似设计、材料体系和载荷状态的经验能够表明可以采用由试样、元件、典型结构件和组合件试验所支持的分析方法, 或者采用可接受的较低载荷水平下的部件试验表明符合性, 否则, 应采用在适当环境下的部件极限载荷试验, 来验证复合材料结构的静强度。

5.2 重复载荷与环境暴露的影响

重复载荷与环境暴露的影响应满足以下要求:

- a) 静强度评定中, 应考虑可能引起材料性能退化的重复载荷与环境暴露的影响。
- b) 可采用由试验数据支持的分析; 由试样、元件、典型结构件或组合件级的试验; 或用已有的相关数据进行说明。
- c) 对临界载荷工况, 在全尺寸静力试验中可用三种方法来考虑重复载荷/环境暴露影响:
 - 1) 第一种方法, 应对先前受过重复载荷和经过浸润(模拟严重环境暴露)的结构进行全尺寸静力试验, 试验在该环境下进行。
 - 2) 第二种方法, 基于试样、元件、典型结构件和组合件试验数据, 来确定重复载荷和环境暴露对静强度的影响, 以上试验表征的退化(如采用超载系数)应在全尺寸静强度验证试验, 或在对试验结果的分析中给予考虑。
 - 3) 第三种方法, 将前两种方法结合起来使用(如全尺寸静力试验可以在严重的工作温度下, 结合考虑飞机结构寿命期间所吸收水分影响的载荷系数来进行)。也可采用通过经证实的试验和分析方法来考虑环境影响(如用不会引起材料化学变化的等效升温来考虑吸湿影响)的其他替代方法。

5.3 “积木式”方法

应基于一系列复杂程度逐渐增加的试验件, 通过分析和验证试验来可靠地确定复合材料结构强度, 这种方法通常称为“积木式”方法, 要求包括:

- a) 可采用试样、元件、典型结构件和组合件试验和分析来说明变异性、环境、结构不连续(如接头、开口或其他应力集中处)、损伤、制造缺陷和特定的设计或工艺细节问题。
- b) 图 1 和图 2 分别给出了典型的固定翼结构和尾桨叶积木式方法的试验简图:
 - 1) 统计需求的数据来源于大量的低级别(试样和元件)试验; 结构细节性能则用较少的组合件和部件试验来证实; 典型结构件和组合件试验可以用于验证预估局部应变和破坏模式的分

析方法。

- 2) 当不能采用分析证明时,需要额外的统计考虑(如用重复的点设计试验/部件超载系数,来覆盖材料和工艺的变异性)。
 - 3) 静强度适航符合性验证计划应对关键结构考虑所有的关键载荷情况,包括预期服役周期结束时的剩余强度和刚度要求的评估,其中要考虑服役期间出现的损伤和其他退化问题。
 - 4) 复合材料结构静强度的成功验证,取决于对应力集中(如结构细节的缺口敏感性和冲击损伤)、可能出现的破坏模式和面外载荷的正确考虑。典型结构件和组合件试验还可用于确定失效准则以及装配后复合材料结构中的冲击损伤。部件试验实现对包括某些面外影响的复合载荷与复杂传力路线(包括某些面外影响)的最终验证。
 - 5) 当采用积木式方法,应通过由试验支持的分析方法识别出部件试验的关键载荷工况和相关的失效模式。
- c) 如果能够通过积木式试验可靠地预计环境影响,并在静力试验或对静力试验结果的分析中予以考虑,则可以在大气环境下开展部件静力试验。

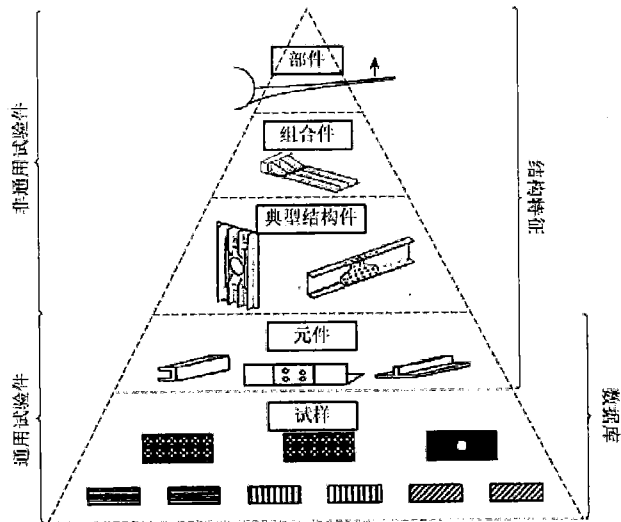


图1 固定翼结构积木式试验简图

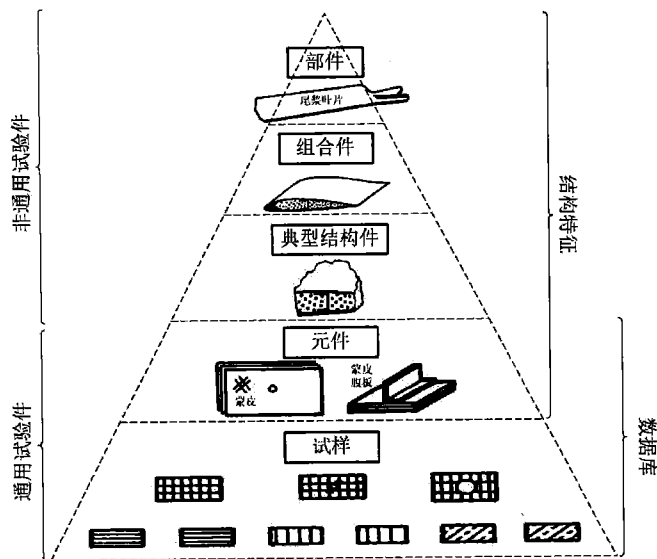


图2 尾桨叶积木式试验简图

5.4 制造要求

依据工艺规范和生产规程制造、装配静力试验件，确保试验件能代表产品构型(包括与依据制造验收标准确定的限制值相一致的缺陷)。

5.5 材料和工艺变异性

静强度验证中需考虑复合材料结构的材料和工艺变异性，主要通过建立充分的工艺和质量控制，并通过试验与分析表明结构满足强度要求：

- a) 材料和工艺变异性引起的强度性能分散性，应通过适当的许用值或设计值来表征，设计值应符合 CCAR—23、CCAR—25、CCAR—27、CCAR—29 部中第 613 条适航规章要求；
- b) 当缺乏足够的积木式试验数据和分析证明时，需要在部件试验中施加超载系数(通过试验或经验获得)，并且必须考虑预期的材料和工艺变异性。

5.6 静强度试验损伤引入要求

静强度试验损伤引入应满足以下要求：

- a) 由制造和使用中预计可能出现，但不大于按所选检测方法确定的可检门槛值冲击损伤，该损伤不会使结构强度低于极限载荷能力，可通过由试验支持的分析，或用试样、元件、典型结构件、组合件和部件级的试验组合来证明；
- b) 静强度验证中选择的冲击部位，应考虑局部结构细节的危险程度和检测该部位的能力；
- c) 静强度验证所用的冲击头尺寸和形状，应与飞机寿命期间可能漏检的冲击损伤事件相一致。

5.7 材料/工艺变更

已通过 CAAC 批准的结构，如发生较大的材料/工艺变更，需要附加静强度验证，见附录 B。

6 疲劳和损伤容限验证要求

6.1 基本要求

复合材料结构疲劳损伤容限评定，应基于 CCAR23.573、25.571、27.571 和 29.571 等适航规章要求，见附录 A，通过适航符合性验证表明，在飞机的使用寿命期间能避免由于疲劳、环境影响、制造缺陷或意外损伤引起的灾难性破坏。基本要求和包括：

- a) 复合材料损伤容限和疲劳性能与结构设计细节(如蒙皮层压板铺层顺序、长桁或框间距、加筋元件连接细节、损伤抑制特性和结构冗余)密切相关。
- b) 复合材料损伤容限和疲劳评定要求用部件试验验证，除非有类似设计、材料体系和载荷的经验，能证明由试样、元件、典型结构件和组合件试验支持的分析方法适用。
- c) 如果有充分的“积木式”试验证据，确保所选的重复和静力加载顺序得到的结果代表服役情况或提供一个保守的评估，那么最终静强度、疲劳和损伤容限验证可以在一个部件试验项目中实施。
- d) 在数量有限的部件试验中，需要用峰值重复载荷来实际验证复合材料结构的疲劳和损伤容限。因此，对试验件中的金属结构通常要求有附加的考虑和试验。FAA AC25.571—1 提供了金属结构损伤容限和疲劳指南。

6.2 损伤容限评定

6.2.1 损伤威胁评估

损伤容限评定首先确定验证对象，针对确定的结构进行损伤威胁评估，来确定在制造、使用或维护

期间可能出现的损伤部位、类型和尺寸，评估中要考虑疲劳、环境影响、固有缺陷、外来物冲击或其他意外损伤(包括离散源损伤)：

- a) 开展具体复合材料结构损伤威胁评估，主要考虑以下因素：零件的功能、在飞机上的位置、过去的使用数据、意外损伤、使用环境、冲击损伤阻抗、装配结构细节的耐久性(如螺接或胶接连接耐久性)、相邻系统的相互影响(可能的过热或其他与系统失效有关的威胁)，以及能引起零件超载或损伤的非正常使用、非正常维修等。同时，因结构的损伤威胁评估与维护规程有关，应确定已知损伤的损伤容限能力和检测能力。
- b) 外来物冲击需要验证冲击损伤的严重性和可检性，包括从使用中以及从冲击调查收集到的所有损伤数据，随着使用数据的积累，可以完善检查间隔与维护措施。其中冲击调查包括以下要求：
 - 1) 典型结构件上开展的冲击试验，试验件结构要满足实际结构的边界条件特征；
 - 2) 为确定最危险的可能冲击(即能引起最严重的损伤但最不容易检出的冲击情景)，需要验证多种冲击情景和部位；
 - 3) 在模拟典型能量水平下的意外冲击损伤时，应根据载荷状态(如拉伸、压缩或剪切)选择不同尺寸和形状的钝或尖锐的冲击头，来产生最严重和最不易检出的损伤；
 - 4) 应考虑各种可能出现的冲击，包括跑道或地面碎石、冰雹、工具掉落和车辆撞击，直至获得足够的使用经验，来对能量和冲击头变量做出满意的工程判断。

6.2.2 5类损伤

完成损伤威胁评估后，可以把各种损伤分为如下所述的5类损伤，见图3：

- a) 第1类损伤：定期检测或专门安排的外场检测可能漏检的允许损伤或允许的制造缺陷：
 - 1) 第1类损伤的结构验证，在服役期内具有承受极限载荷的能力；
 - 2) 第1类损伤应满足本标准第5章节相关的要求；
 - 3) 第1类损伤的例子包括：BVID和在制造或使用中引起的允许缺陷(如小的分层、孔隙、小的划伤、小的沟槽和较小的环境损伤)。
- b) 第2类损伤：在规定的检查间隔期间进行定期或专门安排的外场检查能可靠检测出的损伤：
 - 1) 第2类损伤的结构验证包括可靠的检查方法和检查间隔，在此检查间隔内要保持超过限制载荷的承载能力；
 - 2) 第2类损伤不应扩展，或若出现损伤缓慢扩展或止裂扩展，则在检测周期内应保持剩余强度水平超过限制载荷能力；
 - 3) 第2类损伤的例子包括：VID、沟槽、划伤、在工厂不明显的制造缺陷、可检的分层或脱胶以及大的局部受热或环境引起结构性能的退化，在发现这类损伤前能具有足够的剩余强度。
- c) 第3类损伤：可由无复合材料检测专业技能的机组或外场维护人员在其出现后几次飞行期间能可靠检出的损伤：
 - 1) 第3类损伤的结构设计与验证应保证结构具有承受限制载荷或接近限制载荷的能力；
 - 2) 第3类损伤必须有某个清晰目视迹象的明显可见部位；或由于零件变形、配合失当或功能丧失，而在短期内出现明显的其他潜在损伤的迹象；
 - 3) 第3类损伤的例子包括：在地面巡回检测期间或正常的工作项目检测(如油箱渗漏、系统故障或客舱噪声)期间能发现的大VID或其他明显可见损伤。
- d) 第4类损伤：由已知偶发事件引起限制飞机机动特性的离散源损伤：
 - 1) 第4类损伤的结构证实包括适航规章规定的剩余强度验证；
 - 2) 增压结构的第4类损伤剩余强度要求通常比图3所示的级别更高；
 - 3) 第4类损伤的例子包括：发动机叶片破裂、鸟撞(按规章规定)、轮胎爆裂和严重的飞行中

以上内容仅为本文档的试下载部分，为可阅读页数的一半内容。如要下载或阅读全文，请访问：<https://d.book118.com/236143033043010125>