



中华人民共和国国家军用标准

FL 1111

GJB 67. 9A—2008

代替 GJB 67.9—1985

军用飞机结构强度规范 第 9 部分：地面试验

Military airplane structural strength specification
Part 9: Ground tests

2008-10-31 发布

2008-12-01 实施

中国人民解放军总装备部 批准

目 次

前言	III
1 范围	1
2 引用文件	1
3 要求	1
3.1 一般要求	1
3.1.1 试验安排	1
3.1.2 试验单位的资质	2
3.1.3 试验技术文件	2
3.1.4 承制方的试验技术要求	2
3.1.5 试验大纲	2
3.1.6 试验质量计划	2
3.1.7 试验件	2
3.1.8 试验件支持	3
3.1.9 试验测试仪器	3
3.1.10 试验加载控制系统	3
3.1.11 试验加载机械设备	3
3.1.12 试验安全保护	3
3.1.13 试验过程观察和见证	3
3.2 设计研制试验	3
3.2.1 静强度设计研制试验	4
3.2.2 耐久性设计研制试验	4
3.2.3 损伤容限设计研制试验	4
3.2.4 声耐久性设计研制试验	5
3.2.5 动强度设计研制试验	5
3.3 全尺寸结构静强度试验	8
3.3.1 试验目的	8
3.3.2 试验件	8
3.3.3 试验项目	9
3.3.4 试验顺序和进度	9
3.3.5 试验要求	9
3.3.6 可不进行静强度试验的条件	11
3.4 全尺寸结构耐久性试验	12
3.4.1 试验目的	12
3.4.2 试验件	12
3.4.3 试验件支持	12
3.4.4 试验载荷谱	12
3.4.5 试验持续时间	12
3.4.6 试验件的更改和修理	12

3.4.7	试验件检查	12
3.4.8	试验设备和加载要求	12
3.4.9	风挡/气密座舱耐久性试验	12
3.4.10	整体油箱耐久性试验	13
3.4.11	活动面、舱门和起落架等可动结构及操作机构系统的可靠性试验	13
3.5	全尺寸结构损伤容限试验	13
3.5.1	试验目的	13
3.5.2	试验件	13
3.5.3	试验件支持	13
3.5.4	试验谱和加载	13
3.5.5	裂纹检测	13
3.5.6	试验持续时间	13
3.5.7	剩余强度载荷	13
3.5.8	结构剩余强度试验	14
3.6	动态疲劳试验	14
3.6.1	试验目的	14
3.6.2	振动耐久性试验	14
3.6.3	油箱晃振试验	14
3.6.4	尾翼结构振动疲劳试验	14
3.7	结构动力学试验	15
3.7.1	飞机地面振动模态试验	15
3.7.2	飞机伺服弹性地面试验	18
3.7.3	落震试验	18
3.7.4	起落架摆振试验	24
3.7.5	外来物损伤试验	25
3.8	雷击防护试验	26
3.8.1	试验定义	26
3.8.2	试验要求	26
3.8.3	试验件	26
3.8.4	试验方法	27
3.9	气候环境试验	27
3.9.1	试验目的	27
3.9.2	试验件	27
3.9.3	试验要求	27
3.10	文件和报告	27
4	验证	27
5	交货准备	27
6	说明事项	27
6.1	术语和定义	27

前 言

本版国家军用标准《军用飞机结构强度规范》是对 GJB 67.1~GJB 67.13 的修订,由以下部分组成:

- GJB 67.1A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 1 部分:总则》(代替 GJB 67.1-1985);
 GJB 67.2A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 2 部分:飞行载荷》(代替 GJB 67.2-1985);
 GJB 67.3A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 3 部分:其他载荷》(代替 GJB 67.3-1985);
 GJB 67.4A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 4 部分:地面载荷》(代替 GJB 67.4-1985);
 GJB 67.5A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 5 部分:水上飞机的水载荷》(代替 GJB 67.5-1985);
 GJB 67.6A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 6 部分:重复载荷、耐久性和损伤容限》(代替 GJB 67.6-1985);
 GJB 67.7A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 7 部分:气动弹性》(代替 GJB 67.7-1985);
 GJB 67.8A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 8 部分:振动和航空声耐久性》(代替 GJB 67.8-1985、GJB 67.13-1990);
 GJB 67.9A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 9 部分:地面试验》(代替 GJB 67.9-1985);
 GJB 67.10A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 10 部分:飞行试验》(代替 GJB 67.10-1985);
 GJB 67.11A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 11 部分:结构生存力》(代替 GJB 67.11-1985);
 GJB 67.12A-2008 《军用飞机结构强度规范 第 12 部分:文件和报告》(代替 GJB 67.12-1985);
 GJB 67.14-2008 《军用飞机结构强度规范 第 14 部分:复合材料结构》。

本部分代替 GJB 67.9-1985《军用飞机强度和刚度规范 地面试验》,是在总结 GJB 67.9-1985 应用情况和国外相关标准、规范的基础上,结合我国军用飞机研制和发展的需要编写的。本部分与 GJB 67.9-1985 相比,在内容和结构上都有较大变化,主要内容包括设计研制试验、全尺寸结构静强度试验、全尺寸结构耐久性试验、全尺寸结构损伤容限试验、动态疲劳试验、结构动力学试验、雷电防护试验、气候环境试验等。

本部分由中国人民解放军空军提出。

本部分由中国人民解放军空军装备部综合计划部归口。

本部分起草单位:623 所、第一飞机设计研究院、611 所、601 所。

本部分主要起草人:强宝平、吴德彦、郑晓玲、许 洋、巨荣博、宋恩鹏。

本部分于 1985 年首次发布。

军用飞机结构强度规范

第9部分：地面试验

1 范围

本部分规定了飞机结构强度地面验证与鉴定试验要求。试验包括(但不限于):

- a) 设计研制试验;
- b) 全尺寸结构静强度试验;
- c) 全尺寸结构耐久性试验;
- d) 全尺寸结构损伤容限试验;
- e) 声耐久性试验;
- f) 结构动力学试验;
- g) 雷电防护试验;
- h) 气候试验。

本部分适用于各类军用飞机(不含直升机)的订货、设计和验证。本部分也是签订合同的依据之一,对于具体型号按合同条款执行。

2 引用文件

下列文件中的有关条款通过引用而成为本部分的条款。凡注日期或版次的引用文件,其后的任何修改单(不包含勘误的内容)或修订版本都不适用于本部分,但提倡使用本部分的各方探讨使用其最新版本的可能性。凡不注日期或版次的引用文件,其最新版本适用于本部分。

- GJB 67.1A-2008 军用飞机结构强度规范 第1部分:总则
- GJB 67.3A-2008 军用飞机结构强度规范 第3部分:其他载荷
- GJB 67.4A-2008 军用飞机结构强度规范 第4部分:地面载荷
- GJB 67.6A-2008 军用飞机结构强度规范 第6部分:重复载荷、耐久性和损伤容限
- GJB 67.8A-2008 军用飞机结构强度规范 第8部分:振动和航空声耐久性
- GJB 67.12A-2008 军用飞机结构强度规范 第12部分:文件和报告
- GJB 67.14-2008 军用飞机结构强度规范 第14部分:复合材料结构
- GJB 150(所有部分) 军用装备环境试验方法
- GJB 1172(所有部分) 军用装备气候极值
- GJB 2753 舰载飞机强度和刚度规范 地面载荷
- GJB 3567 军用飞机雷电防护鉴定试验方法
- GJB 4239 装备环境工程通用要求
- HB 6176 飞机油气式缓冲器起落架

3 要求

3.1 一般要求

3.1.1 试验安排

新研飞机的结构强度试验计划应与飞行载荷和地面载荷测量计划相协调,使试验件破坏和随后修理的可能性减到最小。设计研制试验一般应在设计阶段的早期完成。静强度试验项目和顺序按3.3.3和3.3.4要求安排。全尺寸飞机结构耐久性试验应在极限载荷强度试验之后开始,在批生产之前至少完成一倍寿

命耐久性试验和指定的检查。损伤容限试验在耐久性试验完成后进行。起落架落震试验、摆振试验、地面振动试验在首飞前完成；舰载飞机应进行整机落震试验；舰载飞机落震及拦阻试验应在着舰试飞之前完成。

3.1.2 试验单位的资质

试验单位应满足以下要求：

- a) 经国家职能部门授权承担飞机结构强度鉴定与验证地面试验；
- b) 按照国家有关标准建立了适用于飞机结构强度地面鉴定与验证试验的质量管理体系，并通过国家授权机构审核认证。

3.1.3 试验技术文件

试验前，承制方应根据合同和本部分要求向试验单位提供所需的技术文件、必要的设计报告、结构图样等及其电子文档。

3.1.4 承制方的试验技术要求

承制方应向试验单位提供试验技术要求，主要包括：

- a) 试验目的；
- b) 试验项目；
- c) 试验载荷情况；
- d) 试验顺序；
- e) 试验件支持状态与加载要求；
- f) 试验件配套要求；
- g) 试验中数据采集要求及试验过程中对试件的检查、修理和更换要求等。

3.1.5 试验大纲

试验大纲由试验单位依据承制方提供的试验技术要求及本规范编制，并经承制方认可。主要包括：

- a) 任务来源和编写依据；
- b) 试验名称；
- c) 试验目的；
- d) 试验件支持状态；
- e) 试验项目和方法；
- f) 试验设备、测量仪表说明及精度；
- g) 测试项目、方法和数据处理方法；
- h) 试验程序；
- i) 试验安全保护及质量保证措施；
- j) 技术难点、解决方案及技术措施；
- k) 试验现场重大问题的处理原则与预案等。

3.1.6 试验质量计划

试验质量计划由试验单位编制，主要包括：

- a) 参试人员的资格认可及其质量责任；
- b) 试验仪器设备的使用、校验制度；
- c) 试验设计质量控制；
- d) 非标设备质量控制；
- e) 试验设备安装质量控制；
- f) 试验关键环节的评审制度；
- g) 安全保护措施等。

3.1.7 试验件

3.1.7.1 试验件配套要求

承制方应根据试验技术要求编制试验件的配套技术要求文件。试验件的省略和简化部分以及假件、过渡段等均应在配套文件中予以规定和说明。

试验件上应标划出飞机构造水平线、对称轴线和主要梁、长桁、框、肋的站位线。

承制方应向试验单位提供符合配套技术文件要求的试验件。

3.1.7.2 试验件运输

试验件在运输过程中应妥善保管, 避免因腐蚀、碰撞、振动和装卸等因素对试验件造成损害。

3.1.7.3 试验件移交和验收

试验件由承制方在试验现场向试验单位移交并办理移交手续。试验单位确认试验件完好后, 按配套目录验收。

承制方在试验件移交时, 应提供试验件质量合格证明文件及影响强度和刚度的试件超差及代料文件。

3.1.7.4 试验件的处置

完成强度试验的试验件不得用在飞行试验或交付使用的飞机上。

3.1.8 试验件支持

试验件的支持状态应尽量模拟真实使用情况。全机试验的约束点应是静定的, 采用约束点(含被动点)支持时, 约束点(含被动点)应设置在非重点考核部位且尽可能少地影响考核部位的内力分布, 并不使非考核部位出现过度变形或局部破坏; 采用夹具支持时, 应尽量模拟试验件的边界条件, 必要时应设置过渡段。

支持系统应使飞机处于合适的高度, 以便有空间使飞机自由变形和安装试验加载设备。

支持系统应满足试验要求的强度和刚度。

3.1.9 试验测试仪器

试验测试仪器应能测出结构对模拟的试验载荷和环境条件的响应; 所使用的测试系统应能迅速和准确地给出试验数据和曲线, 以便监控试验件的状况并及时地与结构设计分析结果相比较; 测试仪器应按规定进行校准/检定, 并在有效期内使用。

3.1.10 试验加载控制系统

试验加载控制系统应为计算机控制的多点协调加载系统。该系统应具有以下功能: 程序加载和卸载; 误差报警; 载荷超限保护和人工应急卸载保护; 加载过程显示及存储; 应急卸载前和卸载后至少各 10s 的载荷储存等。系统中的有关仪器(载荷传感器、放大器、A/D、D/A 转换器等)及系统均应按规定进行校准/检定, 并在有效期内使用。

3.1.11 试验加载机械设备

试验加载机械设备应有足够的能力(如足够的油源压力及流量、气源压力及流量、作动筒行程及承载能力、机械装置刚度及强度等)以便完成试验。应有安全卸载装置, 在特殊情况下应急卸载时, 该装置应能防止因卸载不均匀使试件产生局部超载或破坏。

3.1.12 试验安全保护

为保护人员、试验件、试验设备的安全, 试验全过程应具备有效的安全保护措施。

- a) 应制定包括试验准备在内的全过程各岗位的安全责任及软、硬件保护措施;
- b) 控制系统、油压系统、气压系统应具有自身的故障保护功能;
- c) 试验现场应设置手控应急保护机构;
- d) 试验现场应设置护栏及文字警示牌。

3.1.13 试验过程观察和见证

进行试验之前, 应通知订货方和承制方到现场观察和见证试验。

3.2 设计研制试验

3.2.1 静强度设计研制试验

3.2.1.1 试验目的

静强度设计研制试验的目的为:

- a) 确定材料、接头的许用值;
- b) 验证所使用的设计方法;
- c) 获得许用应力水平;
- d) 进行紧固件系统和设计化学/热/气候环境影响及关键结构部件和组件强度的早期评估。

3.2.1.2 试验内容

新设计飞机的设计研制试验应包括(但不限于):

- a) 组件试验(试样/组件): 这些试验一般要用足够多的试件来进行, 以便确定统计校正许用值。
 - 1) 包括结构设计许用值在内的材料选择特性试验;
 - 2) 包括温度、湿度、油浸、化学等在内的环境影响试验;
 - 3) 紧固件系统, 紧固件许用值以及连接评估试验;
 - 4) 包括结构允许的工艺孔在内的工艺评估试验。
- b) 结构选型试验: 试验结果用于证实分析方法和确定设计许用值。当确定修正因子时, 应当使用真实材料性能和尺寸。为使设计许用值与统计要求相符合, 应采用试验结果许用值的较低区域。
 - 1) 拼接板和接头;
 - 2) 壁板(基本部分);
 - 3) 带开口的壁板;
 - 4) 装配件;
 - 5) 由于设计复杂性而难于分析的结构关键部位。
- c) 大部件试验: 这些试验主要对关键部位最终或接近最终结构设计的静强度能力和可生产性进行早期验证。试验的数量和形式取决于对结构风险、进度和成本的考虑。大部件试验应是诸如机翼传载件、水平尾翼支持件、尾翼枢轴、起落架支持件、大结构铸件或下述设计外形复杂的大组件或全尺寸部件的试验:
 - 1) 拼接板和接头;
 - 2) 装配件;
 - 3) 壁板;
 - 4) 稳定性关键件。

3.2.2 耐久性设计研制试验

耐久性设计研制试验应按 GJB 67.6A—2008 的要求进行。

3.2.3 损伤容限设计研制试验

3.2.3.1 试验目的

应通过损伤容限设计研制试验提供以下数据:

- a) 材料断裂力学性能;
- b) 裂纹扩展分析和剩余强度分析方法的验证;
- c) 应力水平对结构损伤容限特性的影响;
- d) 谱的影响;
- e) 损伤容限关键部件的早期验证;
- f) 验证在全尺寸试验机体结构中引入人工损伤方法的有效性。

3.2.3.2 试验内容

研制试验应包括基本的材料性能试验和由一系列几何形状的试验件与各种复杂载荷谱所组成的典

型件试验。为验证分析得到的预计破坏的时间和破坏模式，这些试验的载荷谱与试件几何形状应具有真实的代表性。

3.2.4 声耐久性设计研制试验

3.2.4.1 试验要求

应采用 GJB 67.8A—2008 规定的声压级和作用时间的不确定系数进行声耐久性试验。适用时，还应施加与声载荷组合的其它模拟载荷环境(如温度、振动和压差等)。

3.2.4.2 结构部件声耐久性试验

应在飞机结构构件上进行声耐久性试验，以确定未来的使用寿命并证实声疲劳防护大纲所做的分析。这些试验应在声疲劳防护大纲的设计和阶段完成，而且应尽可能在最后设计结束之前完成，以便当可能发现构件疲劳寿命不足时，有足够的时间进行重新设计和重新试验。

声耐久性试验用的试验构件的组件和子装配件都应从飞机每个分区区域中选择。这些试验件应包括(但不限于)下列各项中的任一项：

- a) 寿命不能达到预计指标的结构件；
- b) 经受大于 140dB 预计声压水平的结构件；
- c) 在比预计的环境噪声高 3.5dB 的声压级下，所预计寿命低于要求寿命的构件。

声耐久性试验要求在施加的声压水平比预计环境大 3.5dB 的条件下，能持续试验到 2 倍的使用寿命之后，继续试验到 4 倍的使用寿命(当主要结构发生不可修复的破坏时终止)。可能时，应尽量模拟施加与声环境组合的其他影响环境。

3.2.5 动强度设计研制试验

3.2.5.1 部件动力学试验

3.2.5.1.1 部件振动模态试验

为验证和修改(如果需要)翼面部件的动力学模型，应进行部件自由——自由振动模态试验，以确定模态频率、振型(节线)和模态阻尼系数。试验件应包含操纵面、调整片、前缘襟翼、后缘襟翼、全动操纵面、水平安定面(无升降舵)、垂直安定面(无方向舵)、腹鳍和机翼扭矩盒。这些试验应在研制阶段的早期进行。

3.2.5.1.2 螺旋桨桨盘模态试验

对于涡轮螺旋桨发动机，应将带螺旋桨的发动机安装到刚性结构上，借助连接于桨毂的激振设备，测量螺旋桨盘的俯仰和偏航固有频率。另外，也应测量螺旋桨的弯曲和扭转模态。

3.2.5.1.3 挂架振动模态试验

为验证挂架构件的动力学模型，应进行用夹具安装的挂架振动模态试验，以确定挂架系统的模态频率、振型和节线以及模态阻尼系数。试验样机应由机翼——挂架连接结构、挂架——外挂物连接结构、挂架和外挂物组成。如果外挂物的质量特性是可变的(如外挂油箱)，则应包括空油、半油、85%满油和 100%满油等情况。试验应至少测量下列频率：

- a) 偏航频率；
- b) 俯仰频率；
- c) 侧向弯曲频率。

3.2.5.1.4 操纵面和调整片的质量测量

新飞机(或者服役飞机操纵面、调整片的设计或制造过程中出现了变更)要求进行该项试验。

应测量所有操纵面、调整片、前缘襟翼和后缘襟翼的总质量、静不平衡度、对铰链轴的质量惯性矩。这些试验应在新飞机第一次飞行试验之前或在对操纵面或调整片进行了变更后的飞行试验之前进行。

3.2.5.1.5 操纵面、调整片和助力器刚度、间隙和磨损试验

如果采用操纵面或调整片的回路刚度防止任何气动弹性不稳定性，要求进行该项试验。

要求作旋转刚度试验以支持飞机操纵面和调整片的颤振分析。要求作间隙和磨损性试验，以确保安

全的间隙极限值和检查周期。

操纵面、调整片和襟翼的刚度及间隙试验应在飞机地面振动模态试验之前或之中进行。这些试验应在正常情况和设计破损两种情况下进行。顺时针和逆时针力矩都应施加，并根据其载荷—变形的迟滞曲线确定间隙和旋转刚度的量值。

应在全寿命试验之前和之后进行助力器刚度试验以确定助力器静态刚度及其间隙。此外，还应进行试验以确定在系统包括破损状态的所有工作状态的频率范围内助力器的动刚度。

3.2.5.1.6 部件刚度试验

必要时，应进行部件刚度试验以验证飞机结构刚度特性，为气动弹性和动力响应分析与计算提供试验数据。这些部件包括外挂挂架、发动机挂架、操纵面和其他颤振关键部件。部件刚度试验验证部件在整个载荷包线内保持其所要求的刚度。

具有高的颤振余量或发散余量的部件不必作刚度试验。稳定余量低于1.2倍限制速度的部件可考虑将其作为这类试验的备选对象。试验应在1.2倍限制载荷内进行。应测量变形随载荷变化的非线性特性（例如可能由屈曲引起的）。基于试验结果，某些气动弹性稳定性分析可能需要重复进行。

刚度试验通常与结构验证试验同时进行。应注意受载情况既包括弯曲情况还包括重要的扭转情况。

3.2.5.1.7 配重连接件验证试验

如果用操纵面或调整片的质量平衡去防止任何气动弹性不稳定性，则应对这些连接件进行3.3和3.4要求的试验。

3.2.5.1.8 颤振阻尼器试验

如果阻尼器是用来防止气动弹性不稳定性，或阻尼器是新飞机设计的一部分、或是一个新的应用，则要求进行该项试验，以确保阻尼器安装的完整性及在有阻尼要求的模态频率范围内的有效性。

应对阻尼器及其支持结构进行实验性验证试验，以保证该部件在静载和重复载荷下不会破坏。应保证阻尼器在飞机使用状态下，包括在高温下工作时，不会失去有效性，并保证在使用状态下易于进行正常维护和检查。此外，还应进行间隙测量，以证实间隙在规定的极限值范围内。

3.2.5.1.9 热弹性试验

使用中环境引起的极端热效应会降低部件或飞机刚度特性，这又反过来会影响气动弹性特性，包括颤振特性及颤振速度余量。如果飞机气动弹性分析指出上述影响严重，则应进行这类试验。应对飞机的全尺寸部件进行加热和冷却，以模拟飞行中会遇到的最严重温度情况。应使部件在加热和退热的情况下以固有模态进行振动，从而得到固有频率变化的时间历程。试验件应具有类似安装在飞机上的约束或边界条件。试验件在进行这类试验前应没有经受过屈服载荷。

3.2.5.1.10 蒙皮壁板试验

为评定超声速飞机蒙皮壁板的颤振安全，应在飞机上或实验室试验中测量由分析已确定是颤振危险的那些蒙皮壁板的模态和频率。当由机动载荷和气动加热引起的蒙皮壁板内应力大到足以影响蒙皮壁板颤振速度时，应确定这些应力对蒙皮壁板模态和频率的影响。实验室振动试验应精确模拟安装在飞机上的蒙皮壁板边界条件、壁板子结构和空腔深度。

3.2.5.2 结构适坠性试验

3.2.5.2.1 试验目的

坠撞试验的目的是验证抗坠撞设计和适坠性评估方法。

3.2.5.2.2 试验要求

飞机机体结构在发生坠撞时应能充分吸收能量，使传递到乘员的过载不超过设计规定值，结构和舱内设施的变形及破坏不应给乘员造成致命伤害，也不应妨碍乘员的逃逸。

坠撞试验中，应布置足够数量的视频记录装置，用于清晰地记录撞击的全过程。必要时，应在试验件内部布置一定数量的视频记录装置，用于记录撞击时舱内的情况。

3.2.5.2.3 试验方式

机身舱段或全尺寸飞机坠撞试验采用坠落方式。试验应在专门的框架装置上进行。试验框架装置应具有可靠的悬挂投放系统。通过悬挂系统将机身舱段或全尺寸飞机提升到所需高度后按一定的投放角度向地面投放。悬挂投放系统应保证机身舱段或全尺寸飞机在投放过程中不发生沿机身轴线的滚转，且要保证机身舱段或全尺寸飞机与地面撞击的姿态和方向。

3.2.5.2.4 试验结果评定

坠撞试验结果评定的目的在于通过对结构损伤情况及对撞击能量吸收/耗散能力的评估和对乘员承受过载情况的评估，给出结构抗坠撞能力以及对乘员安全性的评定。

坠撞试验评定应依据以下内容：

- a) 试验件目视检查结果(用于总体变形状态)；
- b) 试验件损伤检查结果；
- c) 撞击载荷测量记录；
- d) 过载情况测量记录(包括结构和模拟乘员的假人)；
- e) 乘员撤离情况评估；
- f) 视频记录；
- g) 试验过程的现场照片。

3.2.5.3 起落架调参落震试验

在飞机研制阶段，应通过起落架调参落震试验(即在试验中调整缓冲器充填参数或油孔尺寸等)改进起落架缓冲性能，具体试验内容见 3.7.3.1.3.b)。

3.2.5.4 减摆器阻尼特性试验

3.2.5.4.1 试验目的

测定减摆器当量阻尼值和阻尼特性。

3.2.5.4.2 试验环境模拟

减摆器试验应模拟减摆器工作温度环境和真实工作状态。

3.2.5.4.3 试验频率和振幅

阻尼试验频率和振幅应在摆振频率和摆振幅度范围内进行，试验频率一般最高不超过 35Hz，振幅应根据工作频率确定，最大不超过 $\pm 10^\circ$ 。在所有工作频率和振幅的组合下，减摆器应能满足相应的减摆阻尼要求。

3.2.5.4.4 试验件

减摆器应采用质量合格的产品。

3.2.5.4.5 试验件支持和试验设备

试验件应安装在专用试验台架上。试验台架及设备基础不允许产生影响试验结果的间隙和变形。

试验设备应能满足试验频率、振幅和推力的要求。

3.2.5.4.6 试验中问题的处理

如果试验结果证明防摆阻尼不满足使用要求，则可通过调整减摆系统设计参数来改变其工作特性。对液压式减摆器可通过改变阻尼孔、传动比以及供、回油工作压力等方法改变阻尼特性；对摩擦式减摆器可通过改变摩擦系数或摩擦片的正压力等方法调整阻尼特性。

3.2.5.5 轮胎刚度试验

3.2.5.5.1 试验目的

测量轮胎不同气压时的轮胎刚度，为防摆设计和摆振分析提供试验数据。

3.2.5.5.2 试验项目

轮胎刚度试验要在不同轮胎气压和不同垂直载荷的组合下试验。轮胎刚度试验主要测量不同轮胎气压下的垂直刚度、侧向刚度、扭转刚度和纵向刚度。

3.2.5.5.3 试验要求

轮胎与试验台接触面应采用与跑道基本一致的介质台面形式,以保证轮胎和台面之间摩擦系数与真实情况一致。

3.2.5.5.4 试验设备

轮胎刚度试验应在专门的刚度试验台进行,应能真实的模拟轮胎的实际受力状态,同时确保试验夹具和试验台是刚性的(不产生影响轮胎特性测试的变形)。用于试验的测试设备应满足测试精度的要求,应能准确测量轮胎的真实变形和受力大小。

3.2.5.6 舰载飞机起落架突伸试验

3.2.5.6.1 试验目的

舰载飞机在起飞、着舰后复飞或连续起飞等过程中,机轮越过甲板边缘时,起落架缓冲支柱的突然伸出撞击可能造成起落架支柱局部结构的严重损伤。舰载飞机起落架设计应当防止这种损伤,而且应当在起落架样机研制中尽早进行突伸试验验证,以便在飞机上舰首飞前留有足够时间对起落架样机进行改进。

3.2.5.6.2 试验要求

舰载飞机起落架突伸试验要求如下:

- a) 起落架支柱气体压力($\pm 15\%$)、油液体积($\pm 15\%$)和轮胎压力($\pm 20\%$)变化的所有组合情况;
- b) 舰载飞机连续着舰起飞时缓冲支柱液压油起泡(即油气混合)情况;
- c) 起落架支柱伸出和轮胎压缩应在完全伸出和完全压缩的各个位置;
- d) 甲板边缘应认为是台阶式的(即甲板对起落架的反力是瞬间消失的);
- e) 为防止支柱结构破坏,起落架非弹性质量(支柱活塞杆和机轮)上的实测载荷系数应不大于20;
- f) 支柱突伸循环次数应等于起飞和着舰复飞次数,其载荷应按上述情况确定。

3.2.5.6.3 试验设备

舰载飞机起落架突伸试验应在专门的试验台上进行,该试验台应能模拟起落架的突伸情况,并具有测控及安全防护设施。

3.3 全尺寸结构静强度试验

3.3.1 试验目的

完成静强度试验是研制的飞机进行飞行试验和设计定型的先决条件之一。其目的是:

- a) 验证飞机结构静强度是否满足设计要求,验证强度和刚度计算方法的合理性;
- b) 检验制造工艺;
- c) 确定结构的可增潜力(提高承载能力或减轻结构重量);
- d) 减轻和预防结构可能发生的维修问题;
- e) 为结构改型、改进提供数据和资料。

3.3.2 试验件

静强度试验的试验件应是符合3.1.7要求的完整的全尺寸飞机或部件,一般从试制批中选取。设计研制试验和预生产构件试验中出现的任何破坏所导致的结构更改均应在试验件上得到体现。除下列情况外,所有试验件应与生产飞机的结构相同:

- a) 对于不严重影响所试结构的载荷传递、内力和热分布、强度或变形的固定设备以及用于装载和支撑的结构等,可以从试验结构中略去。
- b) 动力装置及其附件可以用假件代替,但应能把动力装置的载荷正确无误地传至动力装置减振器或发动机架上,或同时传给这两部分。对假件施加载荷的方法应由试验单位与承制方协商确定。为适应加载装置所需的所有结构修改,应保证更改后的结构强度和刚度特性与真实结构的特性相同。
- c) 对试验件可不作表面涂层和不影响强度和刚度的表面处理。
- d) 在操纵系统试验时,操纵系统的所有机械部分应完整无缺并可外部操纵使用,所有液压传动装

置应能正常运转。液压系统中不必要的部分可不安装。

- e) 起落架舱门、武器舱门、货舱空投空降舱门等可动部件的操作机构,在试验中可采用外部操纵。这些可动部件的操作机构中不必要的部分均可省去,且省去的部件已由单独的试验证明是合格的。

3.3.3 试验项目

试验项目主要包括(但不限于):

- a) 机翼(含机翼与机身连接)试验,缝翼、扰流板、安装在机翼上的减速装置试验;
- b) 机身试验,安装在机身上的减速装置及其支撑结构试验;
- c) 座舱(含风挡)试验;
- d) 进气道试验;
- e) 垂直尾翼(含与机身连接)试验,方向舵及调整片和支撑结构试验;
- f) 水平尾翼/鸭翼(含与机身连接)试验,升降舵及调整片和支撑结构试验;
- g) 副翼(含与机翼连接)试验,副翼调整片及支撑结构试验;
- h) 油箱试验;
- i) 襟翼(含与机翼连接)试验,前缘襟翼及支撑结构试验;
- j) 发动机架及其连接试验;
- k) 起落架及其连接试验、起落架舱门及锁钩试验;
- l) 减速伞钩试验;
- m) 外挂试验;
- n) 操纵系统试验;
- o) 腹(背)鳍试验;
- p) 雷达舱(雷达罩)试验;
- q) 千斤顶固定座试验,起吊挂钩试验;
- r) 弹射座椅支撑结构试验;
- s) 武器移动机构试验;
- t) 空中受油装置试验;
- u) 系留装置及支撑结构试验。

具体试验项目在试验大纲中规定。

3.3.4 试验顺序和进度

试验顺序应按试验技术要求的规定进行,并根据先功能性验证试验后强度试验,先非破坏试验后破坏试验,先一般受载情况试验后严重受载情况试验,以及尽可能地提高试验效率和确保试验安全可靠的原则确定。功能性验证试验和限制载荷试验应在首飞之前完成,起落架及其安装、发动机架及其安装、阻力伞钩、操纵系统的极限载荷试验也应在首飞之前完成。其余的极限载荷试验应在最终强度放飞之前完成。

3.3.5 试验要求

3.3.5.1 试验程序

静强度试验程序应按静强度试验技术要求规定的项目和顺序进行。对于一个具体受载情况,其试验程序是:

- a) 预试;
- b) 功能性验证试验;
- c) 限制载荷试验;
- d) 115%限制载荷试验;
- e) 极限载荷试验;

f) 全部极限载荷试验完成后,如有必要,进行破坏试验。

对于复合材料结构或复合材料与金属的混合结构应考虑环境对复合材料结构强度的影响,也可采用环境因子予以补偿,详见 GJB 67.14-2008。

3.3.5.1.1 预试

预试的目的是检查整个试验系统是否处于良好状态并把试验件初步拉紧,消除间隙。试验前应检查和记录试验件的原始缺陷和操纵面的转动灵活性。加载到预试载荷时,应通过应急卸载,检查应急卸载装置的可靠性和各加载点卸载过程中的协调性。预试载荷一般不超过 40%极限载荷。

3.3.5.1.2 首飞前功能性验证试验

功能性验证试验是验证飞行操纵机构系统和部件的功能在最大操纵载荷时能否正常地工作。这些部件主要是:操纵面、舱门、操纵面和舱门的驱动机构、控制电器、拉杆和滑轮、操纵杆、脚踏及压力控制系统、主动和被动的热控制系统等。

试验应将载荷、热或其他诱导的变形引入关键部件,并引入与其相连接的结构件及任何其他的可能引起制约、干涉或干扰的结构件。当加载至试验技术要求规定的验证操纵系统载荷时操纵面转动应灵活。

3.3.5.1.3 限制载荷试验

限制载荷试验是新研制飞机首飞和允许飞机在 80%限制载荷内使用的条件之一。对于试验技术要求规定的所有主要设计情况均应逐级加载至限制载荷。每级载荷增量不超过极限载荷的 10%,加载到限制载荷时,应保持载荷停留时间不少于 30s。对每一主要设计情况,在各级试验载荷下应同时进行应变、位移的测量和变形观察。在限制载荷下,试件的变形应满足 GJB 67.1A-2008 规定的变形要求。

3.3.5.1.4 115%限制载荷试验

115%限制载荷试验是鉴定试验件承受 115%限制载荷能力的试验,对试验技术要求规定的所有主要设计情况均应逐级加载至 115%限制载荷。每级载荷增量不超过极限载荷的 10%,加载到 115%限制载荷时,应保持载荷停留时间不少于 5s。在 115%限制载荷下试件的变形应满足 GJB 67.1A-2008 规定的变形要求。

3.3.5.1.5 极限载荷试验

极限载荷试验是鉴定试验件承受极限载荷能力的试验。对规定的所有主要设计情况一般均应加载至极限载荷,但对于机体结构在能够保证结构强度的前提下,部分设计情况可以只加载到低于极限载荷的某一百分数,一般为等于或大于 90%极限载荷。对主要设计情况,当试验加载到超过限制载荷以后,应按每级不大于 5%极限载荷的增量逐级协调加载,并连续逐级测量和记录应变、位移及监测试验件损伤情况。加载到极限载荷或试验技术要求规定的最大载荷时,应保持载荷停留时间 3s。要求在等于或小于极限载荷时结构不发生破坏。

3.3.5.1.6 破坏试验

为确定所研制飞机的实际承载能力及强度裕量,为以后改型与扩大使用范围(或减重)提供依据,对全尺寸飞机和主要部件选取最严重的设计情况进行破坏试验。破坏试验施加极限载荷的预计百分数由静强度试验大纲规定。破坏试验应采用经飞行实测结果修正后的载荷。

3.3.5.2 飞行试验飞机上的强度和增压验证试验

若在极限载荷静力试验完成之前,或者不进行静力试验,飞行试验的飞机要在限制载荷的 80%以上使用时,则应对飞行试验飞机的机体及部件完成强度验证试验,在考虑了从失去操纵性和 GJB 67.1A-2008 规定的系统故障中改出的影响而放宽的飞行包线内的任何地方飞行时,在直到飞行中预期会遇到的最大载荷的所有载荷水平下,GJB 67.1A-2008 的变形要求应得到满足。验证试验还应通过把测量到的危险内力、应变、应力、温度和偏移量同预计值进行比较来验证强度预计方法的准确性。当飞行试验数据表明,真实载荷或载荷分布比验证试验使用的载荷更严重时,则应再次进行地面验证试验。当这些试验不完全代表真实飞行环境、计划的验证试验范围不完全、或者所有规定应进行试验的飞机没有进行

试验的情况，则计划的验证试验的充分性应有文件证明。

强度验证试验的载荷水平为 115%限制载荷或飞行中会遇到的最大载荷。增压舱在增压飞行之前应按 100%的最大增压限制载荷进行增压验证试验。在需要验证组合的外载和内部增压强度的情况时，增压验证试验应与外载强度验证试验结合进行。

验证试验后应进行包括无损检查在内的检查，以确定在任何结构部件中是否产生了 GJB 67.1A-2008 规定的有害变形。应完成测试数据的广泛检查，以确定预计的外推极限内应力是否达到需对机体结构进行飞行限制或结构修改的程度。

3.3.5.3 试验加载控制误差

要求对考核结构部位内力有贡献的加载点控制误差不大于 1%，其他非考核结构部位的平衡载荷点控制误差不大于 2%。

加载点控制误差用下式计算：

$$\text{试验加载点控制误差} = \frac{\text{反馈值} - \text{命令值}}{\text{传感器满量程值}} \dots\dots\dots (1)$$

对考核结构部位内力有贡献的加载点所用载荷传感器的满量程一般不大于该点最大载荷 1.25 倍。

3.3.5.4 试验载荷大小和分布

试验载荷大小与分布应尽可能地与真实的载荷与分布相一致。初期静强度试验的载荷大小与分布应通过分析和可用的风洞试验数据获得。如果飞行和地面载荷实测中测得的载荷与初期试验载荷存在显著差异时，应适时地以飞行和地面载荷实测数据来修正试验载荷大小和分布。

3.3.5.5 载荷的简化

经承制方充分论证并经订货方认可，加载情况和载荷可以简化和合并。对试验中非考核结构部位的平衡载荷，可以通过修改作用于结构区域上的载荷分布来完成加载情况的简化。但简化不应导致非正常的永久性变形或破坏。如果各个不同加载情况的相互作用不影响考核结构任何部位上的受载情况，也可对结构不同部位同时施加不同的载荷情况。

3.3.5.6 试验数据采集

静强度试验中，所有数据采集应与试验技术要求的规定相一致，应在足够数量的有代表性的点上采集应变、位移、温度和施加的载荷等数据，以验证载荷分布、应力分布、温度分布和变形。

3.3.5.7 考虑高温环境的静强度试验

对在热环境作用下，产生热应力及强度降低的结构应进行热—载的联合试验。用于热强度试验的加热设备，应具有足够的加热能力，保证能施加试验技术要求规定的最高温度，并满足最大温升率或温度—时间历程的要求；能实现温度自动控制，保证温度分布的均匀性。若受试验设备等条件限制，不能进行热—载试验时，应征得订货方同意，同时设法以其他方式弥补。

3.3.5.8 试验中问题的处理

试验中若发生试验件过早破坏、或当试验件出现有害的变形、操纵系统不能正常工作和结构局部出现提前破坏时，应停止试验，经订货方同意，由承制方进行必要的修复、加强或更改。凡是不能修复或虽修复但不能达到鉴定静强度目的时，应更换经设计更改的试验件并重新进行试验。这些修复、加强或更改均应贯彻到飞行试验和批生产的飞机上。

3.3.5.9 强度试验后的试件检查/分析

强度试验后应对试验件进行全面的无损检查并对测试数据进行处理分析，必要时应打开口盖或分解结构，检查结构是否有内部损伤。依据飞行实测数据对试验结果进行评估并提出进行结构修改和是否采取限制飞行的意见。

3.3.6 可不进行静强度试验的条件

承制方提供的资料满足下列条件之一，并经订货方认可，可不进行全尺寸结构静强度试验：

- a) 机体及其受载实质上与先前经全尺寸试验验证过的机体是相同的；

- b) 已通过主要部件试验验证了强度裕量, 特别是对于稳定性关键结构;
- c) 结构具有不小于 0.25 的安全余量, 并通过强度分析和数据得到了验证, 而且通过大部件试验证实了关键特征(如稳定性关键结构, 复杂的或新的设计概念等)的设计符合性。

3.4 全尺寸结构耐久性试验

3.4.1 试验目的

全尺寸结构耐久性试验目的见 GJB 67.6A—2008。

3.4.2 试验件

全尺寸结构耐久性试验的试验件应满足 3.3.2 及 GJB 67.6A—2008 的要求。在全机静强度试验中、耐久性设计研制试验中出现的损伤所导致结构的更改和修理, 均应在试验件上得到体现。

3.4.3 试验件支持

耐久性试验件的支持应尽量接近实际结构的支持状态, 满足 3.1.8 的要求。

3.4.4 试验载荷谱

试验载荷谱应依据 GJB 67.6A—2008 的要求编制。试验谱中应通过合适的顺序排列、组合, 构成“标识载荷”, 以便于裂纹判读分析。

舰载飞机应在其规定寿命期内以最严重的 500 次着陆(舰)所要求的下沉速度和频数至少落震 1000 次(对反潜、货运、电子飞机为 1500 次), 之后, 将飞机置于疲劳试验支持夹具上, 按要求的下沉速度和频数模拟着陆(舰)施加重复载荷, 直到落震试验和疲劳夹具上重复载荷试验两者累积历程的落震次数和重复载荷循环数达到使用寿命乘以分散系数为止。

3.4.5 试验持续时间

耐久性试验的持续时间按 GJB 67.6A—2008 的规定执行。

3.4.6 试验件的更改和修理

耐久性试验的结构在要求的试验持续时间内不允许产生不经济的修理, 若个别结构出现裂纹, 可以进行订货方认可的经济修理。

3.4.7 试验件检查

按试验技术要求规定的检查要求和程序对试验件进行无损检测, 以便尽早检测到疲劳裂纹并评定试验所使用的检测方法在服役飞机上应用的可行性。试验全部结束后, 应对试验结构进行认真地拆毁检查及关键部位断口裂纹判读分析, 并将检查和分析结果纳入试验报告。整个试验期间对试件的分解、恢复及最后拆毁由承制方进行。

3.4.8 试验设备和加载要求

试验夹具和加载装置应有足够的强度储备, 以保证耐久性试验、损伤容限试验顺利进行。

试验加载控制系统和设备应满足 3.1.10 和 3.1.11 的要求。

对考核结构部位内力有贡献的加载点所用载荷传感器的满量程应不大于该点最大载荷 1.25 倍。

要求对考核结构部位内力有贡献的加载点控制误差不大于 2%, 其他非考核结构部位的平衡载荷点控制误差不大于 3%。被动加载点的控制误差一般应不大于 5%。在各点能够协调的前提下, 以结构及其加载设备产生的惯性载荷不影响试验结果为原则, 选择一个合适的试验加载频率。

3.4.9 风挡/气密座舱耐久性试验

应对新机风挡/气密座舱进行耐久性试验验证。气密座舱可以结合全尺寸机身耐久性试验完成, 也可以单独分离出来进行。

试验载荷除座舱增压重复载荷外, 还要考虑相应的飞行载荷的相互影响。当座舱的侧壁为进气道时, 还要考虑进气道载荷的作用。试验加载循环次数由相应的设计使用寿命和设计使用方法确定。施加的最大压力为座舱压力调节器活门的调压值加容差值。

带环境的风挡和座舱盖耐久性试验, 一般在专门的试验台上进行。应按设计使用要求模拟高低温环境, 同时施加座舱增压和外部气动力重复载荷。此外, 还应计及环境条件引起玻璃老化和框架型

材腐蚀的影响。试验方案与加载循环次数由承制方与订货方共同商定。

3.4.10 整体油箱耐久性试验

3.4.10.1 试验要求

整体油箱耐久性试验一般与机体试验结合进行。整体油箱作为机体结构的一部分除承受机体耐久性试验的重复载荷外,还应承受油箱的局部充压载荷。

承制方应制定出漏油检查标准和漏油修理方案并经订货方同意。试验时如实验室不允许用标准燃油,可用其他液体代替,并采取简易检漏方法(如试验液体中加特殊染料)。试验时应对所有漏油、修理和检查作详细记录。

3.4.10.2 试验判据

试验中整体油箱发生的局部渗出如不影响油箱压力的保持,试验可照常进行。如泄漏超过设计规定时,则要进行修理,若修理间隔不满足要求,则为不合格。应对试验的不合格关键泄漏部位重新设计后再进行试验。

3.4.11 活动面、舱门和起落架等可动结构及操作机构系统的可靠性试验

对经受气动载荷的活动面(方向舵、升降舵、襟翼、副翼、前缘缝翼等)、舱门的操作机构系统、起落架的操作机构系统应进行可靠性试验,这些机构可能因疲劳和磨损引起功能失效。试验应能经受订货方认可的载荷循环而不丧失操作功能,危及安全。操作机构系统包括机械和压力控制分系统。若环境影响操纵机构功能,试验时还应考虑模拟环境条件。允许对操作机构系统进行与部队相同的维护,允许在机体外部进行试验操作,试验失效概率由承制方制定并经订货方认可。

3.5 全尺寸结构损伤容限试验

3.5.1 试验目的

验证机体结构是否满足损伤容限设计要求,制定结构的检修周期,验证假设的初始缺陷尺寸是否合理,并支持部队使用管理。

3.5.2 试验件

试验件应与生产的使用飞机机体结构一致。推荐在完成耐久性试验后,用同一个耐久性试验件进行损伤容限试验。应关注耐久性试验中出现的损伤和广布疲劳裂纹。必要时,可在试验件上制造人工裂纹,人工裂纹应与该部件在损伤容限分析时所使用的初始缺陷尺寸(裂纹长度、形状)一致。

3.5.3 试验件支持

试验件的支持应尽量接近实际结构的支持状态,满足 3.1.8 的要求。

3.5.4 试验谱和加载

裂纹扩展试验应采用飞-续-飞基准试验谱,并通过研制试验获得高载截取、低载删除及载荷排列顺序的技术方案。应满足 GJB 67.6A-2008 的要求。

加载控制系统和设备应满足 3.1.10 和 3.1.11 的要求。

3.5.5 裂纹检测

裂纹扩展试验期间,应监测对应于一定载荷循环数时的裂纹扩展长度,实时地将实测数据与理论分析进行比较,用于指导后续试验,并评定试验所使用的检测技术在服役飞机上应用的可行性。剩余强度试验后应由承制方进行拆毁,试验单位进行检测和重要断裂面的断口判读分析。检测和分析结果纳入试验报告。

3.5.6 试验持续时间

完成耐久性试验后,裂纹扩展试验持续时间应足以获得预计的裂纹扩展速率、裂纹扩展期、临界裂纹长度等信息,以便为制定检修周期和部队管理计划提供依据。一般情况下,应进行一倍寿命期的裂纹扩展试验。允许在试验中对已获得了裂纹扩展信息且不进行剩余强度考核的结构进行修理,使裂纹扩展试验继续下去,获得其余结构更多的裂纹扩展信息。当有可能在较短的时间里获得足够的信息时,可适当缩短试验持续时间,但应不少于半倍寿命期。

3.5.7 剩余强度载荷

剩余强度载荷是飞机在有损伤存在,并在不修理使用期的规定最小周期中,不危及飞行安全和降低飞机性能下必须能承受的载荷。其数值取决于结构的可检查度,并表示飞机在规定的检查间隔内或对不可检结构为一倍使用寿命期内可能遭遇到的最大载荷。剩余强度载荷的选取见 GJB 67.6A—2008 中的有关条款。

3.5.8 结构剩余强度试验

通过裂纹缓慢扩展寿命试验使裂纹扩展至接近裂纹容限,可以是结构关键部位存在由初始裂纹扩展到接近裂纹容限的单裂纹,也可以是具有危险性的分布裂纹。验证剩余强度时,选取结构关键部位最主要设计情况,加载至剩余强度载荷直至破坏。结构应能承受剩余强度载荷。剩余强度试验中,每次载荷的增加量应不超过剩余强度载荷的 5%。加载至使裂纹起裂载荷前的所有载荷下,都应对结构关键部位进行应变测量,以确定应变量。同时应测量结构总体变形和密切注意结构刚度变化,防止意外破坏。加载至剩余强度载荷再退载到零,允许结构有残余变形,但应不妨碍结构正常工作。若实际破坏载荷与剩余强度载荷有较大差异,应根据实际破坏载荷和断口分析重新推定裂纹容限,并作为制定检修周期的依据。

损伤容限试验完成后依据结构可检性、可修性、裂纹实际扩展速率、裂纹扩展期和临界裂纹长度等信息对假设的初始缺陷尺寸进行评定和修正,对结构损伤容限能力进行评定。

3.6 动态疲劳试验

3.6.1 试验目的

动态疲劳试验的目的是考核结构能否在飞机使用寿命期内经受其所处的动态环境而不发生破坏。

3.6.2 振动耐久性试验

3.6.2.1 振动环境与试验条件

应根据飞行振动试验测量结果编制振动环境载荷谱,或根据振动预计结果制定振动试验条件。试验时应尽量采用与装机件相同的部件;振源和试件安装条件应尽量模拟真实情况。

3.6.2.2 结构部件振动环境试验

应通过振动环境试验,验证在飞机使用寿命期内,或可更换部件在其规定的使用寿命期内,承受振动载荷的飞机结构或可更换部件应不发生过度振动和振动疲劳破坏。试验时允许采用加速试验方法来缩短试验持续时间。所考虑的振源包括(但不限于)气动-声激励、武器发射产生的机械激励和爆炸波激励、发动机喷气噪声以及地面滑跑等。试验应尽量模拟实际使用中的其他载荷环境的联合作用,如静力、温度和噪声等。

3.6.3 油箱晃振试验

3.6.3.1 试验要求

各种形式的飞机燃油箱、滑油箱和其他各类容器都应进行晃振试验以考核其抗振性能。

各种油箱都应在振动试验过程中经受晃动。晃动试验和振动试验应同时进行。晃振试验时油箱应按规定量充油(或油的替代物)。晃振试验后,油箱在充满油(或油的替代物)的情况下再振动 10min。

3.6.3.2 燃油箱晃振试验件支持

燃油箱的安装架应尽可能与飞机上油箱的支撑结构相一致,必要时,可以复制机翼或机身结构的一部分作为过渡段。

3.6.4 尾翼结构振动疲劳试验

3.6.4.1 试验要求

对于尾部结构所受振动/噪声环境恶劣的机种(如舰载飞机等),应尽可能早地进行尾翼(含后机身)动态疲劳试验。试验应持续到 2 倍的使用寿命,之后,继续试验到 4 倍的使用寿命(或者当主要结构发生不可修复的破坏时为止)。试验载荷应以全尺寸研制飞机飞行振动和声学试验中所测得的动态数据为基础,试验应模拟下列载荷(但不限于):

- a) 垂尾、平尾和发动机上的振动载荷;
- b) 垂尾、平尾和后机身上的机动载荷。

3.6.4.2 试验件支持和加载

试验件是平尾、垂尾和整个后机身,采用假的中前机身(含假机翼)与后机身相连,在中前机身处用空气弹簧进行支持,支持应满足 3.1.8 的要求。

振动载荷通过多个振动台及一套多点振动控制系统来施加,机动载荷通过多副气囊及气压伺服控制系统施加。载荷应按要求配套协调施加。

3.7 结构动力学试验

3.7.1 飞机地面振动模态试验

3.7.1.1 试验要求

在第一架新研制飞机或结构动力特性发生变化的改型飞机首飞以前,应进行飞机地面振动模态试验。作气动弹性稳定性飞行试验的飞机首飞以前,也应进行地面振动模态试验。

- a) 试验应确定整机和主要飞机部件的模态频率、振型(节线)和模态阻尼系数。试验的目的是获得模态数据,以检验、修改(如果需要的话)在结构动力分析(如颤振、动力分析和颤振模型)中所用的模态数据;
- b) 试验应用于验证:当实际飞机在周期振动激励载荷作用下,飞机结构部件不发生共振;
- c) 应测量动力装置系统(包括螺旋桨、风扇)的俯仰和偏航频率及其振型,供旋转颤振计算使用;
- d) 除飞机和主要飞机部件的地面振动模态试验外,其操纵面、调整片、襟翼、作动系统和配重也应进行振动模态试验。

3.7.1.2 飞机构形

试验件构形应包括无油构形和其他通过分析认为是有颤振危险性或动力学重要性的燃油构形。可以用合适的液体来模拟燃油。

对变几何外形飞机,试验应选一些适当的几何外形来进行,以覆盖几何外形变化的重要范围。

对带有外挂的飞机,应通过判断和分析,选取足够数量的外挂构形进行地面振动试验,以覆盖可能遇到的频率范围。

试验飞机的构形应配置具有可观重量的所有装置,例如发动机和其他子系统,翼尖油箱,外挂物、航炮及类似装置。

3.7.1.3 飞机的支持

为获得飞机自由-自由模态,需要仔细考虑飞机的支持,应使支持频率小于被激励的弹性机翼或机身最低模态频率的三分之一。如果支持频率达不到要求,则应建立包括支持系统的飞机动力学模型以进行相关动力学分析和试验结果的修正。如果采用空气弹簧支持系统,应注意空气弹簧上部活动质量对结构模态特性的影响。

3.7.1.4 振动试验设备

3.7.1.4.1 激振设备

应根据试验结构刚度和质量大小选择推力合适的激振器,以避免激振器附加刚度和附加质量对试验结构模态特性的影响。在结构上的一处或多处安装激振器,以此来激振飞机。激振器应产生正弦运动或随机运动,应有稳定的输出频率特性,且力的幅值与被激励结构的振幅无关。

3.7.1.4.2 测量设备

应使用加速度计和有关的电子设备,监测和记录振动的幅值和相位。应在激振器和飞机结构之间的传力件上安装测力仪器,监测和记录激振力。

测量设备应有足够数量的测量通道以保证能确定全机和主要部件高阶模态振型的需求。

3.7.1.5 振动试验方法

地面振动试验是通过用激振力激励结构并测量其响应来完成的,激励方式有多点正弦激励、单点随

机激励、或多点非相关随机激励。模态试验方法有相位共振法和相位分离法，也可采用相位共振法和相位分离法相结合的方式进行试验：

- a) 频率扫描。将振动传感器安装在适当的位置上，通过测得的振幅—频率响应曲线确定固有频率。为不漏掉重要的共振峰，所选的频率增量应足够小。
- b) 模态测量。在每个共振频率上，在足够多的位置上测量振幅和相位以确定振动模态。对每个模态都应进行整机模态的测量，并检验有关模态数据的正交性。对试验飞机的每种质量布局应准确计算理论质量分布，并从试验的正则化振型和系统理论质量的三重积中得到广义质量矩阵。计算所得到的广义质量矩阵的所有非对角元原则上不大于对角元的 10%。

3.7.1.6 飞机结构和部件的主要振动模态

3.7.1.6.1 振动模态命名

地面振动试验时所激振出来的模态取决于所试验飞机的构形种类。可按起主导作用的运动形式命名，这些运动形式如机翼弯曲、机翼扭转、水平安定面弯曲，或其他一些非耦合模态。

3.7.1.6.2 弹性支持飞机刚体模态

当飞机受低频弹性支持或由起落架支持时，应得到如下飞机刚体模态：

- a) 垂直、侧向和航向平移；
- b) 俯仰、滚转和偏航。

3.7.1.6.3 机翼组

机翼组试验有以下几种模态：

- a) 对不携带发动机或外挂物的机翼：
 - 1) 机翼垂直弯曲，包括对称和反对称、基本和高阶模态；
 - 2) 机翼扭转，包括对称和反对称模态；
 - 3) 机翼前后弯曲，包括对称和反对称模态；
 - 4) 全动机翼飞机的机翼俯仰，包括对称和反对称模态。
- b) 对带有外挂物的机翼，机翼弯曲和机翼扭转耦合，包括对称和反对称、基本和高阶模态。螺旋桨或旋翼动力装置的结构模态相应于该系统不同构件的俯仰、偏航、弯曲和扭转模态。
- c) 对机翼上的所有操纵面，包括(但不限于)副翼、扰流板、前缘和后缘襟翼和翼尖操纵：
 - 1) 绕铰链轴的旋转，包括对称和反对称模态；
 - 2) 操纵面的弯曲(包括翼肋弯曲)和扭转，包括基本和高阶模态；
 - 3) 对于旋转频率随位置变化的操纵面如前缘和后缘襟翼，则旋转频率相应于几种位置。
- d) 对于机翼前、后缘安装的附件装置，包括(但不限于)耦合探测器和重的空速管，要求测出这些装置的振动模态，包括它们对连接结构的响应。

3.7.1.6.4 机身和尾翼组

机身和尾翼组试验有以下几种模态：

- a) 机身扭转和机身侧向弯曲，包括基本和高阶模态。
- b) 机身垂直弯曲，包括基本和高阶模态。
- c) 水平安定面对称和反对称弯曲，包括基本和高阶模态。
- d) 水平安定面扭转，包括对称和反对称模态。
- e) 水平安定面俯仰，包括对称和反对称模态。对于全动水平尾翼，对称旋转模态可能和水平尾翼的对称弯曲和扭转以及机身的垂直弯曲高度耦合。
- f) 水平安定面绕其与机身或垂直安定面连接处的摆动。
- g) 水平安定面偏航。对位于垂直安定面翼展外段的水平安定面，一般来说，这是一个很重要的模态。
- h) 水平安定面前后弯曲，包括对称和反对称模态。

- i) 升降舵绕其铰链轴线的旋转, 包括对称和反对称模态。
- j) 升降舵弯曲(包括翼肋弯曲)和扭转, 包括基本和高阶模态。
- k) 垂直安定面弯曲(对多垂尾飞机, 包括对称和反对称模态), 应包括与水平安定面弯曲为同相位和反相位的垂直安定面的弯曲。
- l) 垂直安定面扭转(如果水平安定面位于垂直安定面翼展外段, 一般与水平安定面偏航有高度耦合)。
- m) 如果是全动垂直尾翼, 垂尾有偏航和摆动。
- n) 方向舵绕其铰链轴旋转(对于多垂尾飞机, 包括对称和反对称模态)。
- o) 方向舵展向和弦向弯曲及扭转。

3.7.1.6.5 鸭翼

鸭翼试验有以下几种模态:

- a) 鸭翼对称和反对称弯曲, 包括基本和高阶模态。
- b) 鸭翼扭转, 包括对称和反对称模态。
- c) 鸭翼俯仰, 包括对称和反对称模态。对全动鸭翼, 对称旋转模态可能与鸭翼对称弯曲和扭转以及与机身垂直弯曲有高度耦合。
- d) 鸭翼绕其机身连接处的摆动。
- e) 鸭翼偏航。
- f) 鸭翼前后弯曲, 包括对称和反对称模态。

3.7.1.6.6 调整片

调整片试验有以下几种模态:

- a) 绕铰链轴线的旋转;
- b) 调整片展向和弦向弯曲及扭转;
- c) 为消除振动试验设备的惯性和弹性影响, 应对调整片进行频率修正。调整片的相应振幅至少为自由间隙幅值的两倍。

3.7.1.6.7 弹簧调整片

弹簧调整片试验有以下几种模态:

- a) 如果使用预载弹簧, 应作几种振幅试验, 还应完全卸去预载进行试验;
- b) 锁定驾驶员位置的驾驶杆, 把弹簧调整片锁定到操纵面, 在操纵系统的弹性约束下, 得到操纵面对称和反对称模态的转动频率;
- c) 把弹簧调整片锁定到操纵面, 把操纵面锁定到它的支持结构, 驾驶杆在操纵系统的弹性约束下振动, 得到基频的和较高阶的振动模态;
- d) 在操纵钢索或操纵线系与操纵面枢轴杆或摇臂连接处, 断开操纵钢索或操纵线系, 把操纵面锁定到它的支持结构, 在调整片系统弹簧的弹性约束下, 得到弹簧调整片的转动频率。

3.7.1.6.8 发动机安装固有频率

在如下情况下应得到动力装置(发动机和齿轮箱)安装的固有频率和振型:

- a) 这些部件受弹性安装(振动或冲击隔离器)支持时;
- b) 安装装置的柔性模态频率足够低, 以致与机体柔性模态耦合时;
- c) 分离的安装装置通过传动(涡轮驱动螺旋桨齿轮箱、发动机通过一根加长的轴驱动螺旋桨、动力输出器传动轴驱动单独的机械或齿轮箱等)而被耦合时。

应得到每个装置弹簧承受质量的六个基本刚体运动模态(三个平动模态、三个转动模态)的固有频率和振型。除每个装置外, 对耦合系统也应得到这些数据。在多个装置安装位置差异较大处(机翼内侧和外侧、机翼和后机身等), 要得到每个位置的数据。

3.7.1.6.9 外部悬挂物

如果有一种类型以上的外挂物用在所给定的挂架上,应进行足够数量的外挂物装置振动试验,使其包含所有可能遇到的频率范围。如果外挂物的质量是可变的,如油箱的燃油,应进行空的、半满的和全满情况的试验。对于所有外部悬挂物 挂架装置,至少应测量下列频率:

- a) 偏航频率;
- b) 俯仰频率;
- c) 侧向弯曲频率。

3.7.1.6.10 集中配重及其连接件

对用臂杆、张臂角柄或连杆连接到操纵面上的集中配重,应测得在飞机侧向和垂直方向的频率。

3.7.1.6.11 起落架

应按下列各项测定机轮离地时的模态和阻尼量:

- a) 前后运动,包括对称和反对称模态;
- b) 侧向运动,包括对称和反对称模态;
- c) 扭转运动,包括对称和反对称模态;
- d) 其他自由度的运动(对动载荷研究可能是重要的)。

3.7.1.6.12 附件

安装在飞机上的附件包括(但不限于)空速管、天线和仪器设备,如果它们是影响颤振的重要结构件振动模态,则应确定这些附件的频率。

3.7.1.6.13 辅助构件

应测量以下辅助构件的频率和模态形状:减速板、进气口、扰流板、前缘襟翼、小翼、后缘襟翼(不用锁住)、腹鳍(固定的、可收放的或可分离的)、武器舱门和起落架舱门。

3.7.2 飞机伺服弹性地面试验

3.7.2.1 试验要求

对于带有飞行控制系统或增稳系统的飞机,要求进行该项试验。飞机及其飞行控制增稳系统的伺服弹性地面试验应在飞机首飞之前进行。

该试验包括开环频率响应试验和闭环耦合试验,试验中的飞机悬浮支持要求与地面振动模态试验的飞机支持要求相同。

3.7.2.2 开环频率响应试验

该项试验用于验证或修改飞机伺服弹性分析的数学模型,增加飞机伺服弹性分析预测的置信度。

开环试验可采用“线路断开法”(如断开飞控系统中舵机输入线,并外接信号源)或“结构断开法”(在不断开线路的状态下,将飞控系统中陀螺仪和加速度计从飞机机体上转移至专用振动试验平台)。试验中主要测量数据包括飞控系统传感器输出、伺服作动器输入和输出,以及飞机操纵面和机体结构响应随频率的变化曲线。

3.7.2.3 闭环耦合试验

该项试验用于验证飞机/飞行控制增稳系统的稳定性以确保在地面上不发生结构破坏性运动或非衰减运动,并增加对飞行中不会发生这种破坏性运动或非衰减运动的把握。

用于地面振动试验和控制输入的激振器可以用于闭环试验。由于非线性特性,应该在若干激励水平下评估飞行控制增稳系统特性。如果可能,应在闭环试验中评定飞行控制系统回路增益的组成。

3.7.3 落震试验

3.7.3.1 起落架落震试验

3.7.3.1.1 试验目的

验证起落架缓冲系统在满足吸收能量的同时其撞击载荷、结构和充填参数与设计要求的符合性。

3.7.3.1.2 试验要求

起落架落震试验应对飞机的升力、着陆重量、着陆速度、轮胎与跑道的摩擦系数、飞机着陆姿态等

进行模拟, 并测量起落架的受载、变形等参数。

有关要求如下:

- a) 飞机升力: 飞机升力应小于等于飞机着陆重量(一般取飞机着陆重量的 0.75~1.0 倍)。
- b) 起落架充填参数: 轮胎压力及缓冲器(包括高压腔)的充气、充油量均按试验技术要求的规定值充填。
- c) 摩擦系数: 轮胎与模拟着陆跑道表面之间的摩擦系数不小于 0.55, 不大于 0.80, 在进行储备能量试验时摩擦系数可降低到 0.50。
- d) 起落架安装: 起落架通过夹具安装在落震试验台的吊篮上, 该夹具要保证起落架落震姿态符合试验技术要求的规定, 要模拟起落架的支持边界条件, 以保证试验结果的真实性。
- e) 有关参数的确定:
 - 1) 投放高度的确定。投放高度 H 指机轮下缘到模拟平台表面的距离, 根据下沉速度按公式(2)进行计算:

$$H = \frac{V_v^2}{2g} \dots\dots\dots (2)$$

式中: V_v 为起落架接地下沉速度, m/s。

- 2) 有效投放重量的确定。有效投放重量指吊篮、夹具、起落架、配重及其他附加重量集合的总落体重量。按公式(3)进行计算:

$$G = P_{eq} \left[\frac{H + (1-L)z_c}{H + z_c} \right] \dots\dots\dots (3)$$

式中:

P_{eq} ——起落架当量载荷(或起落架静载荷), N;

H ——由下沉速度决定的自由落震高度, m;

L ——升力系数, $L=1$;

z_c ——上部质量总位移, m。

有效投放重量在落震试验中要根据 z_c 的实测值进行计算。

- 3) 机轮预转速度的确定。按公式(4)进行计算:

$$N = \frac{30V_L}{\pi R} \dots\dots\dots (4)$$

式中:

N ——机轮预转速度, r/min;

V_L ——飞机着陆速度, m/s;

R ——机轮半径, m。

3.7.3.1.3 试验项目

试验项目包括设计着陆试验、充填参数容差试验、飞机增重试验、储备能量试验和耐久性试验。

- a) 设计着陆试验。为了验证起落架缓冲系统在设计着陆条件下的撞击性能, 应按表 1 所列的试验顺序及项目进行试验。
 - 1) 机轮触台速度。在与平台接触时, 机轮应沿逆航向旋转, 并按表 1 中的规定计算机轮触台速度。表中的 V_s 为飞机在进场时, 以零推力水平着陆时的失速速度。根据机轮触台速度计算机轮每分钟的转数, 应取轮胎未变形时的机轮半径。
 - 2) 缓冲系统充填。表 1 规定的试验项目, 对于设计着陆情况, 试验的初期, 轮胎和缓冲器的充气压力以及缓冲器的充油量均取设计推荐值, 当缓冲器性能不能满足设计要求时, 应根据试验数据调整缓冲系统的充填参数直到满足设计要求为止。作最大着陆设计重量试验时, 缓冲系统的充填参数均取着陆设计重量试验确定的参数。

- b) 充填参数容差试验。完成表 1 规定的设计着陆情况试验后, 应进行表 2 中规定的试验, 当这些试验完成后, 结构应无残余变形, 缓冲系统功能无削弱。改变缓冲器充油量时要求: 当取 90% 时, 缓冲器行程不大于结构行程的 95%; 当取 110% 时, 最大垂直载荷不能大于限制载荷的 110%。
- c) 飞机增重试验。在完成表 2 规定的充填参数容差试验后, 应进行表 3 中规定的试验。当这些试验完成后, 缓冲系统功能应无削弱, 结构不允许产生残余变形。缓冲系统功能无削弱是指起落架承载能力和缓冲系统吸收功量的能力未发生明显的变化。当试验重量小于或等于最大着陆设计重量时, 轮胎和缓冲器的充气压力取设计着陆试验确定值。当试验重量超过最大着陆设计重量时, 轮胎和缓冲器的充气压力按有关文件的规定调节。缓冲器的充油量均取表 1 着陆设计试验确定值。
- d) 储备能量试验。在表 1、表 2 和表 3 中规定的各项试验完成后, 用同一个起落架进行表 4 的试验。当这些试验完成后, 起落架不允许产生丧失功能的残余变形或破坏。储备能量试验用于验证起落架缓冲系统吸收功量的极限能力。从使用下沉速度开始, 按表 4 分三级增加到最大下沉速度。当下沉速度达到最大时, 系统应吸收设计规定的能量, 并且缓冲器的最大行程不得达到结构设计的极限值。最大垂直载荷应不超过极限载荷, 对于顶级储备能量试验, 要求起落架能够经受一次最大功试验。在进行表 4 的试验时, 缓冲器的充油量、缓冲器和轮胎的充气压力均采用表 1 试验确定值。
- e) 耐久性落震试验。耐久性落震试验的目的, 是考核缓冲器密封装置和内部元件在起落架使用寿命内的耐久性。如果缓冲器没有在专门的试验台上进行全行程循环试验, 应进行本项所规定的试验, 以补充原来没有进行的试验。本试验是在起落架性能鉴定试验完成后, 根据起落架具体情况选定。试验前允许更换缓冲支柱内部密封装置。试验次数由有关各方协商确定, 但一般不超过 6000 次, 试验过程应防止缓冲支柱内部密封装置的损坏及起落架破坏, 发现支柱漏油、渗油, 应停止试验并分解, 更换元件后可继续试验。

表 1 设计着陆试验

飞机类型	试验编号	着陆重量	下沉速度 ^① m/s	着陆姿态	机轮触台速度
陆基教练机	1	着陆设计重量	4.00	水平	1.2V _S ^②
	2	着陆设计重量	4.00	机尾下沉	1.0V _S
	3	最大着陆设计重量	2.60	水平	1.2V _S
	4	最大着陆设计重量	2.60	机尾下沉	1.0V _S
其他陆基飞机	1	着陆设计重量	3.00	水平	1.2V _S
	2	着陆设计重量	3.00	机尾下沉	1.0V _S
	3	最大着陆设计重量	1.80	水平	1.2V _S
	4	最大着陆设计重量	1.80	机尾下沉	1.0V _S

注: ① 下沉速度由承制方在上述范围内确定一个值。以下各表类同。

② V_S 为失速速度, m/s。

表 2 充填参数容差试验

飞机类型	试验编号	着陆重量	下沉速度 m/s	着陆姿态	机轮触台速度	缓冲器充气压力 (100%试验确定值)	缓冲器充油量 (100%试验确定值)
陆基教练机	1	着陆设计重量	4.00	水平	1.2V _S	90	100
	2	着陆设计重量	4.00	水平	1.2V _S	110	100

表 2(续)

飞机类型	试验编号	着陆重量	下沉速度 m/s	着陆姿态	机轮触台速度	缓冲器充气压力 (100%试验确定值)	缓冲器充油量 (100%试验确定值)
陆基教练机	3	着陆设计重量	4.00	水平	$1.2V_S$	100	100
	4 ^①	着陆设计重量	4.00	水平	$1.2V_S$	100	100
	5	着陆设计重量	4.00	水平	$1.2V_S$	100	90
	6	着陆设计重量	4.00	水平	$1.2V_S$	100	110 ^②
其他陆基飞机	1	着陆设计重量	3.00	水平	$1.2V_S$	90	100
	2	着陆设计重量	3.00	水平	$1.2V_S$	110	100
	3	着陆设计重量	3.00	水平	$1.2V_S$	100	100
	4 ^①	着陆设计重量	3.00	水平	$1.2V_S$	100	100
	5	着陆设计重量	3.00	水平	$1.2V_S$	100	90
	6	着陆设计重量	3.00	水平	$1.2V_S$	100	110 ^②

注：① 此项试验在前次试验后的 5min 内进行。若试验情况正常，此项试验可以删去。
② 缓冲器充油量若达不到 110%，则可取所能达到的最大值。

表 3 飞机增重试验

飞机类型	试验编号	着陆重量	下沉速度 m/s	着陆姿态	机轮触台速度	缓冲器充气压力 (100%试验确定值)	缓冲器充油量 (100%试验确定值)	注
陆基教练机	1	0.75 倍着陆设计重量	4.62	水平	$1.2V_S$	100	100	①
	2	1.174 倍着陆设计重量	3.62	水平	$1.2V_S$	见(a)设计着陆试验	100	①
	3	1.397 倍着陆设计重量	3.39	水平	$1.2V_S$	见(a)设计着陆试验	100	①
	4	最小飞行重量	4.00	水平	$1.2V_S$	100	100	②
	5	最小飞行重量	4.00	水平	$1.2V_S$	见(a)设计着陆试验	100	②
其他陆基飞机	1	0.825 倍着陆设计重量	3.30	水平	$1.2V_S$	100	100	①
	2	1.2346 倍着陆设计重量	2.70	水平	$1.2V_S$	见(a)设计着陆试验	100	①
	3	1.5 倍着陆设计重量	2.50	水平	$1.2V_S$	见(a)设计着陆试验	100	①
	4	最小飞行重量	3.00	水平	$1.2V_S$	100	100	②
	5	最小飞行重量	3.00	水平	$1.2V_S$	见(a)设计着陆试验	100	②

注：① 试验功量等于设计着陆重量时的功量。
② 试验中最大垂直载荷不超过限制载荷。这里的限制载荷是指在着陆设计重量、水平姿态和使用下沉速度下着陆时的最大载荷。

表4 储备能量试验

飞机类型	试验编号	着陆重量	下沉速度 m/s	着陆姿态	机轮触台速度	注
陆基教练机	1	着陆设计重量	4.15	水平	$1.2V_S$	无功能损失
	2	着陆设计重量	4.46	水平	$1.2V_S$	无功能损失
	3	着陆设计重量	4.90	水平	$1.2V_S$	结构允许产生不丧失功能的残余变形
其他陆基飞机	1	着陆设计重量	3.15	水平	$1.2V_S$	无功能损失
	2	着陆设计重量	3.45	水平	$1.2V_S$	无功能损失
	3	着陆设计重量	3.68	水平	$1.2V_S$	结构允许产生不丧失功能的残余变形

表5 耐久性落震试验

飞机类型	着陆重量	下沉速度 m/s	姿态	机轮触台速度
陆基教练机	着陆设计重量	4.00	水平	$1.2V_S$
歼击教练机和其他类型的陆基飞机	着陆设计重量	3.00	水平	$1.2V_S$

注：1) 投放时机轮是否带转，由承制方与订货方商定，一般情况机轮不旋转；
2) 本试验不能作为考核起落架疲劳寿命的依据。

3.7.3.1.4 落震试验中的受控参数

落震试验中的受控参数如下：

- a) 下沉速度控制。由改变投放高度来实现。
- b) 载荷控制。设计着陆试验、充填参数容差试验中的气压与油压下差试验和飞机增重试验，最大垂直载荷应不大于限制载荷。充填参数容差试验中的气压与油压上差试验，最大垂直载荷应不大于限制载荷的110%。储备能量试验，最大垂直载荷应不大于极限载荷。
- c) 行程控制。设计着陆试验、充填参数容差试验中的气压与油压上差试验和飞机增重试验，缓冲器最大行程应不大于使用行程。充填参数容差试验中的气压与油压下差试验，缓冲器最大行程应不大于结构设计行程的95%。储备能量试验，缓冲器最大行程应小于结构设计行程。轮胎不允许压到底。
- d) 温度控制。为了保证试验结果的准确性，应控制试验室的温度和起落架的投放次数。
- e) 功量误差控制。起落架缓冲系统在试验中吸收的功量与设计要求功量的误差控制应不超过±3%。
- f) 机轮反弹控制。在无仿升落震试验中起落架机轮不允许跳离地面。在仿升落震试验中起落架机轮允许跳离地面，但缓冲支柱的反行程阻尼系数应达到0.7~1.0。
- g) 撞击时间控制。起落架缓冲器在5min内应恢复原缓冲性能，以便再次撞击。缓冲器正反行程不超过0.8s。
- h) 试件控制。落震时起落架不允许有硬撞击和滞涩现象。

3.7.3.1.5 落震试验中的刚度模拟

如果飞机的机体动力学特性对起落架缓冲性能影响较大，落震试验中应考虑设计机体动力学特性模拟装置，该装置称机体刚度模拟器。设计时应考虑与飞机机体的等效，等效准则是：

- a) 模拟器的固有振动频率与飞机机体模态频率相近；

- b) 在同样的载荷作用下,模拟器——起落架交点的垂直响应与飞机机体——起落架交点垂直响应一致。

如果飞机的机体与起落架连接刚度对起落架缓冲性能影响较大,落震试验中应考虑设计局部刚度模拟器,等效准则是起落架——夹具的连接刚度与飞机——起落架的连接刚度一致。

3.7.3.1.6 测试要求

落震试验应同步采集地面垂直载荷、航向载荷、侧向载荷、缓冲支柱行程、吊篮重心位移、吊篮重心加速度、轮胎变形等参数的时间历程。

3.7.3.2 舰载飞机落震试验

3.7.3.2.1 试验目的

验证起落架、机体结构和机载设备设计的符合性。

3.7.3.2.2 试验要求

表6的落震试验原则上应在全尺寸试验飞机上进行。试验飞机的整体油箱应是密封的,其密封方式应代表生产型飞机特征。这些油箱应在正常压力下,装有等量的、其粘度和密度能代表燃油特性的非易燃液体。在落震试验中应对燃油渗漏进行周期检查并记录渗漏量。试验飞机重量应为着舰设计重量。试验应包括测量机轮接地速度,以研究起转和回弹载荷的重要影响。采用的摩擦系数应能代表在水泥跑道上着陆和航空母舰甲板上着舰中出现的情况(按适用状况)。确定机轮接地速度所用的机轮半径应为适当重量下的轮胎静滚转半径。试验中应施加机翼升力,施加方法应不致产生附加的影响。对机翼上安装的发动机装置,至少在飞机的一侧,应当用转动质量来模拟发动机螺旋桨组合或单个发动机,以验证飞机结构能够适应由发动机转动引起的动力学问题。驾驶舱内应安装加速度计测量驾驶员经受的加速度,以保证加速度值不超过允许的范围。

- 落震试验的重量分布。表6的落震试验应在规定的总重量分布和各种内部和外部装载构形的情况下进行,由于瞬态效应和其他影响,这些装载对其他结构部件可能是严重情况。其中的一种构形应当为带有最大内部燃油的干净构形飞机。
- 落震试验的起落架参数变化。对于表6中的每项试验以及由a)条试验证明是严重的特定重量分布和接地情况,应在GJB 2753规定的轮胎压力、缓冲支柱压力和油液体积变化范围内,按不同组合方式重复地进行落震试验。应进行足够次数的落震试验,以确定产生最不严重和最严重受载条件的使用情况。在这些试验中应证明,每个起落架装置在最严重的使用情况下和不超过5min间隔的相继各次落震中,每个减震支柱能完全恢复其减震能力。当这些试验完成时还应证明,每个排净气体的减震支柱在不超过30min的时间内不用任何特殊工具或千斤顶就能按使用说明书维修。如果支柱不符合HB 6176的规定,其时间限制要求应包括排除所有残余气体所需要的时间。
- 落震试验的航空母舰甲板障碍物影响。落震试验大纲中应包括足够次数的落震试验,用于确定着舰时起落架越过甲板障碍物的影响。为此,飞机落震试验应在装有35mm高的甲板系留装置和32mm高的导航灯盖板模拟件的移动平台上进行。试验飞机的投放应当使起落架装置在其受载严重时间越过甲板障碍物,并且飞机落震试验应按a)条和b)条试验确定的最严重的着舰速度、重量分布、着舰姿态、下沉速度、以及使用情况进行。

表6 飞机落震试验

试验	情况	重量分布	姿态	下沉速度
1	机尾下沉	对主起落架严重	俯仰到0.9最大升力系数,滚转0°和2°	最大设计值
2	多变量	对主起落架严重	严重的滚转和俯仰组合	对多变量包线最严重的下沉速度
3	多变量	对前起落架严重	严重的滚转和俯仰组合	对多变量包线最严重的下沉速度

表 6(续)

试验	情况	重量分布	姿态	下沉速度
4	三点	对前起落架严重	滚转 0°和 2°	最大设计值
5	尾部缓冲器	对尾部缓冲器严重	最大机尾下沉, 滚转 0°和 2°	最大设计值
6	自由飞行钩住	对前起落架严重	在钢索弹起时相应于 1.0 倍重量和 1.3 倍重量俯仰	由设计情况所导致的前起落架最大下沉速度
7	主起落架失效试验	对主起落架严重	由第 1、2 项试验导致最严重状态	逐步增加重量和下沉速度到失效。其增加值应经订货方认可
8	前起落架失效试验	对前起落架严重	由第 3、4 项试验导致最严重姿态	逐步增加重量和下沉速度到失效。其增加值应经订货方认可
9	尾部缓冲器失效试验	对尾部缓冲器严重	最严重姿态	逐步增加重量和下沉速度到失效。其增加值应经订货方认可

3.7.4 起落架摆振试验

3.7.4.1 摆振试验目的

验证起落架在地面滑行中的摆振稳定性, 为设计更改提供依据, 保证飞机滑行安全。

3.7.4.2 摆振试验要求

要求在 3.7.4.6、3.7.4.7、3.7.4.8、3.7.4.9 的不同组合下进行摆振试验, 起落架应没有摆振问题, 这一要求应适用于滑跑过程中正常操作和故障操作。试验应包含有激励试验和无激励试验。

3.7.4.3 试验件要求

用于摆振试验的起落架(包括改型件)应是符合装机要求的起落架。起落架要有完整的减摆系统和操纵系统(有操纵功能时)。

3.7.4.4 试验设备

摆振试验应在专用的摆振试验台上进行。试验台应能满足载荷模拟、滑跑速度模拟、干扰激励模拟的要求, 应配有满足试验要求的专用试验测试设备。

3.7.4.5 试验件支持

摆振试验的起落架应安装在专门设计的试验夹具上。该夹具应模拟机身动力学特性及起落架——机身局部连接刚度。模拟程度及要求应根据具体机型而定。模拟器设计准则参见 3.7.3.1.5。机身刚度模拟器应考虑机身水平弯曲和扭转模态, 局部刚度模拟器应考虑垂向和侧向刚度。

3.7.4.6 试验载荷

摆振试验载荷应覆盖起落架在地面滑跑过程中所承受的所有垂直载荷。试验载荷最少分四级, 按从小到大施加。

3.7.4.7 试验速度

摆振试验速度应覆盖起落架在地面滑跑过程中的所有速度。试验速度应按不低于 20km/h 的增量分级。为了准确确定摆振临界速度, 试验时应适当减小速度增量。对需要超速试验的起落架要充分考虑到轮胎的承受能力。

3.7.4.8 试验干扰激励

干扰激励力是模拟起落架在滑跑过程中受到的瞬态作用力。干扰激励设备应能对起落架施加足够大的单冲击力或周期冲击力, 干扰激励幅度 2°~6°。

3.7.4.9 摆振试验轮胎充气压力

考虑到轮胎压力对摆振的影响, 至少应进行三种不同轮胎压力的试验, 对于双轮结构的机轮还应考虑非对称轮胎压力的影响。

3.7.4.10 操纵摆振试验

对前起落架而言,应进行操纵摆振试验,验证飞机在滑跑过程中,前起落架进行操纵时的稳定性。试验时,起落架滑行状态操纵前轮偏转最大不超过 $\pm 5^\circ$ 。

3.7.4.11 摆振稳定性试验结果评定

起落架受到初始扰动消失后,起落架摆振幅度经二个周期摆动后衰减到初始扰动的1/4或更小,则认为该起落架系统稳定。

3.7.5 外来物损伤试验

3.7.5.1 试验目的

外来物损伤试验用于评估和验证外来物(如飞鸟、冰雹、碎石、高速旋转机械碎片、弹丸及战斗部碎片等)对机体结构的损伤情况。

3.7.5.2 试验类型

外来物损伤试验包括(但不限于):

- a) 鸟撞试验;
- b) 冰雹和跑道碎石撞击试验;
- c) 高速旋转机械碎片、弹丸/战斗碎片撞击试验;
- d) 油箱弹击试验。

3.7.5.3 外来物损伤试验的通用要求

3.7.5.3.1 发射装置

外来物发射装置要求如下:

- a) 外来物损伤试验均需将外来物发射至结构表面,发射装置推荐选用高精度的气炮系统;
- b) 外来物在炮膛内运动时应具有弹托装置,以确保外来物以适当姿态进行运动;
- c) 在炮口处适当位置上应具有弹托分离装置,以确保仅有规定的外来物撞击到结构表面。

3.7.5.3.2 测量精度要求

试验中所有测量设备均应符合3.1.9的要求,各物理参量测试的精度要求为:

- a) 质量测量: $\pm 0.1\%$;
- b) 角度测量: $\pm 0.25^\circ$;
- c) 温度测量: $\pm 3^\circ\text{C}$;
- d) 速度测量: $\pm 1\%$;
- e) 位移测量: $\pm 5\%$;
- f) 撞击力、应力/应变测量: $\pm 10\%$ 。

3.7.5.3.3 视频记录

在外来物损伤试验中,应采用足够的视频记录装置记录试验过程和试验件变形情况。

3.7.5.3.4 试验环境

如有必要应考虑温度环境和湿度环境对试验结果的影响。试验设备应具有环境控制的功能以满足环境条件的要求。

3.7.5.4 试验件

外来物损伤试验件及支持结构均应为符合生产图样和专用技术要求的合格的全尺寸装机生产件。

3.7.5.5 鸟撞试验的具体要求

3.7.5.5.1 试验件安装

试验件安装要尽可能地模拟真实飞机的结构支持刚度连接情况。

3.7.5.5.2 试验件姿态调整

试验件撞击面与炮管轴线的夹角按下列原则确定:

- a) 风挡。根据风挡在飞机上的安装情况,选取下列一种安装姿态:
 - 1) 炮管轴线相对于机身轴线 0° 俯仰角, 0° 偏航角;

- 2) 炮管轴线相对于机身轴线 0° 俯仰角, 15° 偏航角。
- b) 机、尾翼前缘。炮管轴线相对于顺气流翼剖面弦线 0° 俯仰角, 0° 偏航角。
- c) 机身、机翼壁板及雷达罩须进行如下安装姿态的试验:
 - 1) 炮管轴线与壁板撞击面的外法线成 0° ;
 - 2) 炮管轴线与壁板撞击面的外法线成 15° ;
 - 3) 炮管轴线与壁板撞击面的外法线成 30° ;
 - 4) 炮管轴线与壁板撞击面的外法线成 45° ;
 - 5) 炮管轴线与壁板撞击面的外法线成 60° 。
- d) 油箱壁板。炮管轴线与撞击面外法线成 0° 与 30° 。

3.7.5.5.3 试件夹具和紧固件

试验夹具应便于试件的安装和姿态调整, 撞击时夹具对试件的影响应最小, 并不妨碍测速系统和视频记录装置的工作。试验件安装所用的紧固件应尽可能地与真实结构相同。

3.7.5.5.4 撞击点的选择

撞击点的选择遵循以下原则:

- a) 风挡上的撞击点应考虑到风挡、支承骨架及连接情况, 撞击点应从下列几点选择:
 - 1) 结构刚度最大点;
 - 2) 结构刚度最小点;
 - 3) 最大变形点;
 - 4) 有代表性的边缘点;
 - 5) 风挡中心。
- b) 机、尾翼前缘撞击点的弦向位置在翼型的前缘线上, 展向位置从下列各点选择:
 - 1) 相邻两前缘翼肋的中点;
 - 2) 两段前缘对缝处;
 - 3) 前缘蒙皮与骨架连接处;
 - 4) 前缘上刚度最小的点。

3.7.5.5.5 鸟体质量及撞击速度

鸟体质量和撞击速度见 GJB 67.3A—2008 及其他标准的相关规定。

3.8 雷电防护试验

3.8.1 试验定义

雷电防护试验是对飞机结构和系统(如燃油、操纵、电子/电器系统等)所采用的防护措施在地面模拟雷电环境下进行的验证试验。试验通常包含雷电附着点试验、雷电直接效应试验和雷电间接效应试验。

3.8.2 试验要求

试验要求如下:

- a) 对于飞机上易受雷电放电损伤的结构部位、部件或复合材料部件应进行模拟的雷电直接效应试验;
- b) 对于不能明确划分雷电附着区的结构部位或部件应进行雷电附着点试验;
- c) 对于飞机上位于雷电扫掠冲击区的整体油箱的结构部位应进行燃油蒸气点火试验;
- d) 对于飞机上处于雷电电场中的雷达罩和座舱盖部件应进行电晕和流光试验。

3.8.3 试验件

试验件应满足以下要求:

- a) 用于雷电附着点试验的试件应是批生产状态的部件或能在电特性上模拟生产型的缩比件;
- b) 用于雷电防护验证的试件应是批生产状态的部件或在电特性上能代表生产型的部件;
- c) 用于油箱燃油蒸气点火试验的试件可以是试板级试件或模拟油箱局部结构的组合件, 其试件上

应带有加油口盖、油量传感器，试件上用的连接件、涂层和密封剂应与生产型相同；

d) 用于电晕和流光试验的试件可以是模拟结构实际状态的试板级构件。

3.8.4 试验方法

飞机结构的雷电防护试验参数、设备、方法和步骤等按 GJB 3567 中的有关规定执行。

3.9 气候环境试验

3.9.1 试验目的

验证飞机在规定的氣候极值环境下不会导致可动结构和操作机构的系统故障和功能丧失，通过试验还应识别出导致区域腐蚀问题的潜在根源，试验结果为制定结构维修计划和防腐蚀设计提供依据。

3.9.2 试验件

完成总装待交付的飞机部件或全机，也可能是已交付使用的飞机部件或全机。

3.9.3 试验要求

3.9.3.1 试验气候环境

试验模拟的气候环境包括高温、低温、太阳辐射、温度/湿度、淋雨、降雪、冻雨、结冰和低速吹风等。

3.9.3.2 试验内容

试验内容主要为：

- a) 验证操作机构系统和可动翼面、起落架等可动结构运动功能是否正常；
- b) 验证油箱、驾驶舱、设备舱密封是否失效；
- c) 验证除冰、吹雪、环控、液压等系统工作，能否满足结构和机构系统的工作环境要求；
- d) 在淋雨、降雪、冻雨、结冰和湿度试验后要检查有关结构排水是否畅通，有否积液。

3.10 文件和报告

文件和报告应按 3.1.3、3.1.4、3.1.5、3.1.6 和 GJB 67.12A-2008 的要求执行。

4 验证

本章无条文。

5 交货准备

本章无条文。

6 说明事项

6.1 术语和定义

GJB 67.1A-2008 确立的以及下列术语和定义适用于本部分。

6.1.1 结构破坏 **structural failure**

由于结构某些元件的分离、断裂、失稳、有害变形而导致结构降低其承受规定载荷能力的现象。

中 华 人 民 共 和 国
国 家 军 用 标 准
军 用 飞 机 结 构 强 度 规 范
第 9 部 分：地 面 试 验
GJB 67.9A-2008

*

总装各部军标出版发行部出版
(北京东外京顺路7号)
总装各部军标出版发行部印刷车间印刷
总装各部军标出版发行部发行
版权专有 不得翻印

*

开本 880×1230 1/16 印张 2¼ 字数 68 千字
2008 年 12 月第 1 版 2008 年 12 月第 1 次印刷
印数 1-500

*

军标出字第 7411 号 定价 23.00 元