

HB

中华人民共和国航空行业标准

FL 1500

HB 7713-2002

飞机结构静强度试验通用要求

General requirements of static strength test
for aircraft structure

2002-11-20 发布

2003-02-01 实施

国防科学技术工业委员会 发布

目 次

前言	II
1 范围	1
2 规范性引用文件	1
3 一般要求	1
3.1 概述	1
3.2 试验目的	1
3.3 试验分类	1
3.4 试验大纲	1
3.5 试验任务书	1
3.6 试验实施大纲	1
3.7 试验件	2
3.8 试验件运输	2
3.9 试验件移交和验收	2
3.10 试验件支持	2
3.11 试验件吊装	2
3.12 试验中问题的处理	2
3.13 试验加载控制系统	2
3.14 试验数据采集系统	3
3.15 试验见证	3
3.16 技术文件和资料要求	3
3.17 试验报告	3
4 详细要求	3
4.1 设计研制试验	3
4.2 预生产构件(或组件)设计验证试验	4
4.3 全尺寸飞机结构静强度鉴定试验	5
4.4 其他试验	7

前 言

本标准由中国航空工业第一集团公司提出。

本标准由中国航空综合技术研究所归口。

本标准起草单位：中国航空工业第 623 研究所、中国航空综合技术研究所。

本标准主要起草人：吴德彦、强宝平、何正忠、徐正文、史惟琦。

飞机结构静强度试验通用要求

1 范围

本标准规定了飞机结构静强度地面鉴定和验证性试验的通用要求。

本标准适用于各种军用飞机结构。

本标准不适用于直升机。

2 规范性引用文件

下列文件中的条款通过本标准的引用而成为本标准的条款。凡是注明日期的引用文件,其随后所有的修改单(不包括勘误的内容)或修订版均不适用于本标准,然而,鼓励根据本标准达成协议的各方研究是否使用这些文件的最新版本。凡是不注日期的引用文件,其最新版本适用于本标准。

GJB 67.9 军用飞机强度和刚度规范 地面试验

GJB 67.12 军用飞机强度和刚度规范 文件和报告

3 一般要求

3.1 概述

飞机结构的静强度试验,通常由试验委托方和试验承担方合作完成。

试验委托方制定试验大纲和试验任务书(对零、部件可合并),并提供试验件。

试验承担方按本标准的要求及合同规定的内容编制试验实施大纲,完成全部试验工作。

如有必要,试验委托方可对试验件进行修理或更换。

3.2 试验目的

静强度试验的目的是鉴定飞机结构的设计静强度,并为验证强度和刚度的计算方法及结构设计、制造工艺的合理性提供必要的数据和资料。

3.3 试验分类

静强度试验一般可分为:设计研制试验、预生产构件设计验证试验、全尺寸飞机结构鉴定试验和其他试验。

设计研制试验应在设计阶段的早期完成,预生产构件设计验证试验应在全尺寸飞机结构静强度试验之前完成,全尺寸飞机结构静强度试验应保证飞行试验计划顺利地执行,不影响飞行载荷测量和验证试飞。

3.4 试验大纲

试验大纲由试验委托方提出。主要内容应包括:试验目的;试验项目;试验载荷;试验顺序;试验件支持状态与加载要求;试验件配套要求;测量和测量精度要求以及试验过程中的检查、修理和更换要求等。

3.5 试验任务书

试验任务书由试验委托方提出,是对试验大纲中每项试验要求的具体化。对零、部件试验,试验任务书可与试验大纲合为一份技术文件。

内容应包括:试验目的;试验项目;主要考核部位;试验件支持状态;试验载荷;试验程序;应变和位移测量要求;试验过程中的检查、修理和更换要求及试验报告要求等。

3.6 试验实施大纲

试验实施大纲由试验承担方依据试验大纲、试验任务书和本标准的要求制定,并经试验委托方认可。

内容应包括:任务来源和编写依据;试验名称;试验目的;试验件支持状态;试验项目和方法;试验设备、测试仪说明及精度;测试项目、方法和数据处理方法;试验程序;试验安全保护措施;技术难点及措施;试验现场重大问题的处理原则与预案等。

3.7 试验件

对试验件的具体要求见 GJB 67.9。

试验委托方应按试验大纲的内容和要求提出试验件的配套和技术要求,并提供完整的全尺寸飞机或部件结构。试验件的省略和简化部分以及假件、过渡段均应在配套目录中说明。

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。

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、用于装载及支撑的结构等,可从试验结构中略去;
- b) 动力装置及其附件可以用假件代替,但必须能把动力装置的载荷正确无误地传至动力装置减震器或发动机架上,或同时传给这两部分。对假件施加载荷的方法应由试验承担方与试验委托方协商确定。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,但应在试验过程中采取防腐措施;
- 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,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、炸弹舱门、货舱空投空降舱门等可动部件的操作机构,在试验中都应采用外部操纵。这些可动部件的操作机构中不必要的部分均可省略。

3.8 试验件运输

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

3.9 试验件移交和验收

试验件由试验委托方在试验现场向试验承担方移交并办理移交手续。试验承担方在确认试验件完好后,按配套目录验收。

试验委托方在试验件移交时,应提供试验件质量合格证明文件。

3.10 试验件支持

试验件的支持状态应尽量符合真实使用情况。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,且是静定的,应尽可能少地影响考核部位的内力分布,并不应使非考核部位出现过度变形或局部破坏;采用夹具支持时,夹具应能模拟试验件的边界条件,否则,应设置过渡段。

3.11 试验件吊装

试验件吊装所用起重吊具的设计安全系数不应小于4,并应经过至少2倍吊装重量的试验验证。如为多点起吊,各点应装载荷传感器,以保证起吊平稳和各起吊点受力合理。

3.12 试验中问题的处理

试验中若发现试验件过早破坏的迹象、或当试验件出现有害的残余变形、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。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、加强和更改均应在飞行试验和批生产的飞机上加以实施。

3.13 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:伪随机谱编排;程序加载、卸载;误差报警;载荷超限、人工应急卸载保护;加载过程显示及存贮;卸载前和卸载后至少各

10s 的载荷记录;多点加载过程中的人工干预等。

系统的有关环节(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检定,并在其有效期限内使用。

控制系统误差用下式计算:

$$\text{控制系统误差} = \frac{\text{实加载荷值} - \text{理论值}}{\text{传感器满量程值}} = \frac{\text{反馈值} - \text{命令值}}{\text{传感器满量程值}}$$

该值一般应不大于 1%。

载荷传感器的选用原则是:使最大峰(谷)值载荷大于传感器满量程的 80% 为宜。

3.14 试验数据采集系统

试验数据采集系统应在试验加载过程中及时、准确、同步地采集载荷、应变、位移、压力及环境数据,并能部分显示加载过程中有关采集数据曲线。

采集系统软件应有处理数据的功能。

按规定对系统进行校准和检定,并在其有效期限内使用。采集系统误差一般应不大于 1%。

3.15 试验见证

试验前,试验承担方应通知试验委托方见证试验。

3.16 技术文件和资料要求

试验前,试验委托方应根据合同要求和本标准规定的内容,向试验承担方提交所需的技术文件、必要的设计报告和有关结构图样。

试验承担方应根据本标准和要求编制试验实施大纲及其它文件,文件的格式应统一、规范。试验的原始记录和各种资料,应按有关技术文件管理办法整理归档。

3.17 试验报告

试验结束后,试验承担方应编写出试验报告(可分阶段)。试验报告的编写应符合 GJB 67.12 的规定。内容通常应包括:

- a) 试验名称;
- b) 试验依据和目的;
- c) 试验时间、地点和主要参试人员;
- d) 试验件和试验件支持;
- e) 加载点设置和加载误差;
- f) 控制和采集设备;
- g) 试验结果(应包括:试验最后的实加载荷值;试件变形或破坏情况;应变和位移数据);
- h) 试验中发生的故障及其原因分析和采取的措施;
- i) 试验结果分析、结论和建议;
- j) 试验有关照片。

4 详细要求

4.1 设计研制试验

4.1.1 试验目的

通过设计研制试验,确定材料和典型元件的许用值,验证使用的设计分析方法,获得结构的选材和许用应力水平、设计化学环境和(或)热环境影响及关键构件、组合件和紧固件的静强度早期评价。

4.1.2 试验件

根据不同的试验目的,设计研制试验的试验件可选:试样、元件或模拟件、接头、连接件及典型结构件(如:加筋平板、加筋曲板、平尾大轴、锻件、梁板、盒段)等。试验件应精确模拟实际结构的几何复杂性,严格保证试件加工工艺质量。

4.1.3 试验项目

飞机研制的初期阶段,设计研制试验主要包括:

- a) 材料机械性能测定试验;
- b) 结构选型试验;
- c) 接头及紧固件的静强度特性试验;
- d) 设计分析方法的验证试验;
- e) 结构细节设计方案的对比试验;
- f) 主要结构(或元件)的静强度特性试验;
- g) 操纵系统零、组件和结构操作机构的刚度、强度特性试验;
- h) 制造工艺及连接方法的选择和鉴定试验等。

4.1.4 试验要求

4.1.4.1 试验件安装

设计研制试验的试验件应合理安装,避免试验件在与夹具连接的非考核部位发生破坏。

4.1.4.2 载荷增量与保载时间

试验过程中应逐级协调加载。在使用载荷以下,每级载荷增量不超过设计载荷 10%;在使用载荷以上,每级载荷增量不超过设计载荷 5%。施加载荷时应使载荷保持均匀稳定增加。加载到使用载荷时,保持载荷 30s。加载到设计载荷或大纲规定的最大载荷时,保持载荷不少于 3s。

4.1.4.3 环境效应

应在有关试验中模拟可能导致结构强度严重降低的所有环境。如条件不具备,需取消对环境条件的模拟时,应设法用其它方式弥补。

4.1.4.4 试验测量

静强度试验中,测量内容应满足试验要求,选择足够数量有代表性的点测量应变、位移、温度和施加的载荷等,以验证假设的载荷分布、应力分布、热分布和变形,测量应满足规定的精度要求。试验加载控制系统和测量仪器应满足本标准 3.13 及 3.14 的规定。

4.2 预生产构件(或组件)设计验证试验

4.2.1 试验目的

验证主要结构件(或组件)是否满足设计要求。

4.2.2 试验件

预生产构件试验件必须采用全尺寸结构构件。

4.2.3 试验项目

预生产构件设计验证试验主要包括:

- a) 风挡试验;
- b) 座舱盖试验;
- c) 增压舱试验;
- d) 舱门试验;
- e) 机翼(尾翼)盒段试验;
- f) 整体油箱试验;
- g) 各大部件连接区及悬挂接头试验。

4.2.4 试验要求

试验件支持应模拟真实结构的边界条件或设置过渡段。

4.2.4.1 试验件支持

4.2.4.2 试验载荷

试件所加载荷应包含气动力、惯性力和周边结构传给该结构的外力。

4.2.4.3 载荷增量与保载时间

应满足本标准 4.1.4.2 的要求。

4.2.4.4 环境效应

应满足本标准 4.1.4.3 的要求。

4.2.4.5 试验测量

应满足本标准 4.1.4.4 的要求。

4.3 全尺寸飞机结构静强度鉴定试验

4.3.1 试验目的

全尺寸飞机结构静强度鉴定试验的目的是：

- a) 验证飞机结构是否满足设计静强度要求；
- b) 检验静强度分析方法的符合性；
- c) 确定飞机结构可增潜力；
- d) 减轻和预防结构可能发生的维修问题。

4.3.2 试验件

静强度鉴定试验的试验件应是符合本标准 3.7 要求的完整的全尺寸飞机或部件，一般从试制批中选取。

4.3.3 试验项目

试验项目应在试验大纲中规定，主要包括：

- a) 机翼(含机翼与机身连接)试验；
- b) 机身试验；
- 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；
- f) 水平尾翼/鸭翼(含与机身连接)试验；
- g) 襟翼(含与机翼连接)试验；
- h) 副翼(含与机翼连接)试验；
- i) 油箱试验；
- j) 发动机架及连接试验；
- k) 起落架及其连接试验；
- 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；
- r) 弹射座椅交点试验；
- s) 机炮安装试验。

4.3.4 试验要求

4.3.4.1 试验进度和顺序

试验进度应按试验委托方认可的试验计划进行。使用载荷试验应在首次飞行之前完成，设计载荷试验应在强度飞行试验之前完成，而起落架和发动机架及其安装、阻力伞钩、操纵系统的设计载荷试验应在首次飞行之前完成。

试验顺序应根据先刚度后强度试验，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。

对于一个具体受载情况,其试验程序是:预试,使用载荷试验,设计载荷试验,最后按预先选定的受载情况做破坏试验。

- a) 预试,预试的目的是检查整个试验系统是否处于良好状态 and 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点卸载过程的一致性。预试载荷一般不超过 40% 设计载荷;
- b) 使用载荷试验,使用载荷试验是鉴定试验件承受使用载荷能力的试验。对试验大纲规定的所有主要设计情况均应逐级加载至 100% 使用载荷,并应在各级试验载荷下同时进行应变、位移的测量和变形观察。当加载至试验大纲规定的验证操纵系统的受载情况的 100% 使用载荷时,保持载荷 30s,并检查操纵系统的灵活性;退载后检查结构的永久变形情况。要求加载到 100% 使用载荷时,试验件的最大变形不得影响规定的飞机气动特性或使操纵系统产生卡滞现象,操纵面转动应灵活。载荷退到初始值 60s 后,结构不得出现有害的永久变形,也不允许存在皱褶等局部失稳;
- c) 设计载荷试验,设计载荷试验是鉴定试验件承受设计载荷能力的试验。对试验大纲规定的所有主要设计情况,一般均应加载至 100% 设计载荷;要求试验件能承受 100% 设计载荷,至少保持时间 3s 结构不发生破坏。在能够保证机体结构强度的前提下,按试验大纲要求,部分设计情况可只加载到比设计载荷低的某一百分数。对每一主要设计情况,当试验加载到超过使用载荷以后,应按每级不大于 5% 设计载荷的量,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。
- d) 破坏试验,破坏试验是鉴定试验件实际承载能力的试验。对全尺寸飞机和主要部件可以选定一个最严重的设计情况做破坏试验。破坏试验施加的载荷由试验大纲和任务书规定。

4.3.4.2 可不进行静强度试验的结构

下列情况经过论证,可不进行静强度试验:

- a) 机体及其载荷,实质上与已经过全尺寸试验验证并合格的某一机体是相同的;
- b) 结构有足够的强度裕量(特别是对易失稳的结构),且主要构件已通过试验验证。

4.3.4.3 试验载荷大小和分布

试验的载荷大小与分布应尽可能地真实的载荷大小与分布一致。初期静强度试验的载荷大小和分布应通过分析和可用的风洞试验获得。如果飞行和地面载荷实测中测得的载荷与初期试验载荷不同,就应适时地以飞行和地面载荷实测数据来修正初期试验载荷及设计载荷的大小和分布。

4.3.4.4 载荷的简化

对结构非考核部位施加的平衡载荷可简化。

几个不同结构部件在不同的受载情况下,当考核部位互不影响时,这些部件的载荷情况可以合并。

4.3.4.5 载荷增量与保持时间

应满足本标准 4.1.4.2 的要求。

4.3.4.6 环境效应

应满足本标准 4.1.4.3 的要求。

4.3.4.7 内部增压效应

对增压舱、油箱和燃油舱结构,在试验时,应计及增压载荷。

4.3.4.8 安全卸载装置

结构进行静强度试验时应设置安全卸载装置。当试验出现故障需卸载或试验件发生破坏时,应使用安全卸载装置卸载。

4.3.4.9 结构大变形对加载的影响

在试验时,若结构产生过大变形,使被考核部位的受载状态发生不可接受的变化,应采取措施消除这种影响。

4.3.4.10 试验测量

应满足本标准 4.1.4.4 的要求。

4.4 其他试验

4.4.1 增压舱功能试验

增压舱功能试验包括:

- a) 第一架飞行样机在首次增压飞行前,试验到调节活门最大使用压力值(加上正容差)乘以系数 1.33;
- b) 以后的每架飞机试验到调节器活门最大使用压力值。

4.4.2 复合材料结构静强度试验

4.4.2.1 复合材料结构设计研制试验

由于复合材料呈现出机械性能的可设计性,复合材料结构对外载荷的固有敏感性以及它们潜在破坏模式的多样性,因此对于复合材料结构设计研制试验内容是:

- a) 用试样进行设计许用值试验,以确定结构设计的强度参数。应通过试验提供每一种破坏模式的设计许用值(包括强度随温度/湿度的变化关系)。试验件应有足够的数量,以便于作统计处理;
- b) 根据设计/分析结果,选取试验验证的关键部位,确定该部位的破坏模式,通过载荷与最苛刻温度/湿度的环境模拟组合试验,取得主要结构元件(蒙皮、长桁、承剪板、夹层板、接头等)的破坏模式及环境补偿系数;
- c) 进行典型结构件(盒段、梁段、机翼壁板、翼肋、机身壁板、框架等)的破坏模式试验,以确定最危险的破坏模式及相应的平均强度。

4.4.2.2 全尺寸复合材料结构静强度试验

全尺寸复合材料结构静强度试验件应按照规范和工艺程序制造和装配。试验按下述两种方法之一进行:

- a) 应按最苛刻的温度-湿度组合情况对试验件做预先处理,并在该环境下进行试验;
- b) 若不模拟环境,可采用环境补偿系数法进行结构强度试验。