



飞机设计技术丛书

“十二五”国家重点图书出版规划项目

**FATIGUE TEST
DESIGN TECHNIQUE
FOR LARGE AIRCRAFT STRUCTURE**

大型飞机结构 疲劳试验设计技术

谭申刚 主编



航空工业出版社

大型飞机结构疲劳试验设计技术

谭申刚 主编

航空工业出版社

北 京

内 容 提 要

本书以国外大型民用飞机设计为例,对大型飞机结构疲劳分析及试验方法进行了系统的分析和阐述。介绍了大型飞机全机及部件疲劳载荷谱的编制原则和方法以及飞行试验载荷谱的测量与确定方法;详细阐述了大型飞机全尺寸耐久性/损伤容限试验从试验规划、方案设计到试验步骤、加载方法等方面的内容;同时针对大型飞机结构中常见的复合材料/金属混合结构对接区的载荷计算方法、强度分析方法、疲劳分析方法及其试验验证方法也进行了比较系统的介绍。书中同时提供了大量的试验数据及曲线,具有极高的参考价值。

本书以工程应用为出发点,以理论分析为基础,是理论研究与工程应用相结合的典范,可作为航空工程技术人员的设计参考用书,也可供高等院校航空设计专业高年级学生及研究生参考使用。

图书在版编目 (C I P) 数据

大型飞机结构疲劳试验设计技术/谭申刚主编. --
北京:航空工业出版社,2016.6
(飞机设计技术丛书)
ISBN 978-7-5165-1025-4

I. ①大… II. ①谭… III. ①飞机-结构-疲劳试验-设计 IV. ①V22

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2016) 第 144307 号

大型飞机结构疲劳试验设计技术
Daxing Feiji Jiegou Pilao Shiyān Sheji Jishu

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑 2 号院 100012)

发行部电话:010-84936597 010-84936343

三河市华骏印务包装有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2016 年 6 月第 1 版

2016 年 6 月第 1 次印刷

开本:787×1092 1/16

序

中国的航空工业经过了半个多世纪漫长的发展历程，从无到有，发展壮大，而拥有自己的大型飞机一直是几代航空人的梦想和追求。

大型飞机作为一项复杂的系统工程，集合了一个国家的经济、技术、生产制造等方面的力量，是一个国家经济实力和科技水平的体现。近年来，我国的经济和科技水平得到了迅速发展，在飞机结构强度设计方面有了一定的技术积累，为大型飞机设计提供了良好的技术条件，但是，我们也应清楚地认识到，由于大型飞机设计在我国属于首次，缺少成熟的设计经验和必要的设计理论支持，许多技术理论还亟待突破。在强度设计方面，如大型飞机机翼大变形下的强度试验技术、疲劳/损伤容限设计技术及试验实施等关键技术亟待解决。目前，我国大型飞机设计已经进入正式研制阶段，为了保证型号的顺利进行，迫切需要针对这些关键技术展开专题研究。这就是我们组织编写本书的背景和目的。

本书主要针对大型飞机结构强度设计中的几项关键技术进行介绍，全书共分为三大部分，10个章节。

其中，第一部分为大型飞机结构疲劳载荷谱编制技术，共4章（第1~第4章）。第1章主要介绍了大型飞机全机疲劳载荷谱的编制原则、方法及各影响因素的选取和计算方法；第2章主要针对飞机的各主要结构部件，介绍了相应的部件疲劳载荷编制方法；第3章主要介绍了飞行试验载荷谱的测量及确定方法；第4章则主要介绍了大气湍流条件下的阵风谱的编制过程。

第二部分为大型飞机结构耐久性/损伤容限试验设计及实施技术，共4章（第5~第8章）。这一部分主要针对大型飞机全尺寸耐久性/损伤容限试验方法及实施方法进行了介绍。涉及大型飞机全尺寸耐久性/损伤容限试验从试验规划、方案设计、试验步骤、加载方法到剩余强度试验方法、步骤等方面的内容。

第三部分为复合材料/金属混合结构强度设计技术，共2章（第9~第10章）。这一部分主要是对复合材料/金属混合结构的强度和疲劳特性及损伤容限分析方法进行了介绍。同时也对复合材料/金属混合结构对接区域的

载荷计算方法、强度分析方法、疲劳分析方法及其试验验证方法进行了介绍。

本书对大型飞机结构强度设计中亟须的关键技术进行了比较系统的介绍,各部分之间相互独立,又相互关联,使用中可以根据实际设计的需要进行组合,也可直接应用于各类大型飞机的结构强度设计。

在本书的编写过程中,得到了许多设计人员的支持,他们为内容的完善提供了很多宝贵的资料和数据。同时,本书的编写工作也得到了中国航空工业集团公司、中航工业第一飞机设计研究院的大力支持和指导,在此一并表示衷心的感谢。

由于编写时间紧迫,收集的资料内容庞杂,编写工作量大,再加之编者的水平有限、经验缺乏,因此,文中难免有不足甚至是错误之处,恳请各方专家及广大读者批评指正。

最后,对编写、审查和出版此书付出辛勤劳动的同志们表示衷心感谢!

编 者

2015 年 10 月

《大型飞机结构疲劳试验设计技术》

编写人员

主 编 谭申刚

副总编 曾玉铭 任冀宾

编写人员 (按姓氏笔画排列)

王 峰 王亚芳 王继普 王新波 宁 宇

任 善 刘天兴 李 健 李龙彬 宋晓鹤

张 杨 张志楠 张联营 郑 洁 秦剑波

高进军 翟新康

前 言

飞机全尺寸疲劳试验是飞机疲劳强度验证必不可少的。直到 20 世纪 80 年代，疲劳试验重现了典型飞行载荷的平均特性，线性疲劳损伤累计理论被应用。但那时发展的非线性理论和试验研究表明，非线性效应（如大或小的载荷幅值、其符号和次序）可以显著改变飞机的安全寿命。因此在近 30 年，几乎所有的飞机设计公司对于全尺寸疲劳试验都提出了准随机加载程序。

全尺寸疲劳试验用于验证结构有足够的疲劳强度，且在服役中将带来维护的经济性。相对实际应用，疲劳试验被加速，以便尽早确定出现疲劳问题的区域，并得到及时更改。试验周期和试验设备的能力在试验大纲的制定中扮演着重要角色，但是最重要的是在试验中正确模拟机体结构的交变载荷。理想的做法是模拟真实服役中交变载荷的统计规律，而疲劳累积损伤理论中的假设不应是最具决定性的，至少应该最低限度地应用这些理论，并从乘客安全的角度出发去考虑。

1981—1983 年，波音公司为了制定波音 757 和波音 767 喷气运输机试验大纲使用的方法是疲劳试验发展的很好例子。在这些大纲中，通过某些基本假设来模拟由于大气湍流和地面粗糙度引起的交变载荷的分散性。

因此，为了获得全尺寸疲劳试验准随机载荷谱和可靠的飞机结构安全寿命特性，必须掌握在实际服役中交变载荷的统计规律。为了确定服役中的交变载荷，在国内的某些飞机上开发了由应急记录系统记录的飞行参数来重现载荷的自动系统。当研发这些系统的运算法则时，要用到数值分析、飞行和风洞试验的结果，在剔除错误数据时，要考虑记录的频次和传感器的精度。

目 录

第一部分 大型飞机疲劳载荷谱编制技术

第 1 章 全尺寸机体结构准随机疲劳试验谱编制	(3)
第 2 章 各种使用条件下飞机结构部件载荷谱初步设计	(16)
2.1 飞机重心处的垂直载荷谱	(16)
2.2 机翼	(17)
2.2.1 飞行状态	(17)
2.2.2 地面状态	(17)
2.3 机身	(18)
2.4 平尾	(18)
2.4.1 飞行状态	(18)
2.4.2 地面状态	(18)
2.5 垂尾	(18)
2.6 发动机安装	(19)
2.7 起落架	(20)
2.7.1 主起落架	(20)
2.7.2 前起落架	(20)
2.8 襟/缝翼	(20)
2.9 升降舵、方向舵和副翼	(21)
2.10 控制系统机械件	(21)
2.11 设计阶段的疲劳损伤和安全寿命估算 (以机翼为例)	(21)
2.11.1 耐久性典型特征	(21)
2.11.2 疲劳循环折算	(22)
第 3 章 飞行试验中载荷的测量及其超越频次的确定	(24)
3.1 概述	(24)
3.2 确定载荷超越频次的飞行试验	(25)
3.3 试验技术	(26)

3.3.1 计量	(26)
3.3.2 应变片布置	(26)
3.3.3 校准	(26)
3.3.4 地面准备	(26)
3.3.5 寻找载荷规律	(26)
3.3.6 按照典型飞行剖面飞行	(27)
3.3.7 机上记录数据的检查	(27)
3.4 数据处理	(27)
3.4.1 需要记录和检查的参数列表	(27)
3.4.2 操作载荷处理	(28)
3.4.3 超越频次数据处理	(31)
3.4.4 极值的识别	(34)
3.4.5 全循环方法	(35)
3.4.6 损伤的确定 (Oding 公式)	(36)
第 4 章 大气湍流下的垂直阵风	(37)
4.1 引言	(37)
4.2 大气湍流统计特点及试验数据处理	(38)
4.3 海拔 12km 处的阵风谱	(41)
4.4 海拔 300m 处的阵风谱	(43)
4.5 海拔高于 12km 处的阵风数据	(44)
4.6 海拔 $H=0 \sim 20\text{km}$ 处阵风速度概述	(45)

第二部分 大型飞机结构耐久性/损伤容限试验设计及实施技术

第 5 章 大型飞机结构耐久性/损伤容限试验总体规划	(49)
第 6 章 全尺寸结构耐久性/损伤容限试验方案	(54)

6.3.2 增压机身加载系统	(65)
6.3.3 发动机吊挂加载系统	(66)
6.3.4 襟翼和缝翼加载系统	(67)
6.3.5 尾翼加载系统	(67)
6.3.6 起落架加载系统	(70)
6.3.7 侧向力的平衡	(70)
6.4 建立全尺寸结构试验中飞机各部件的同步加载循环图(机体主结构、襟翼、副翼、缝翼、起落架)	(71)
6.4.1 在全尺寸疲劳试验中飞机各部件载荷同步加载循环的构成	(71)
6.4.2 运动部件疲劳试验中飞行载荷循环的构成	(87)
6.5 损伤容限试验步骤	(96)
6.6 防止机身“雪崩”式破坏的剩余强度试验方法	(97)
6.7 标识载荷	(98)
第7章 全尺寸疲劳及损伤容限试验技术	(103)
7.1 载荷施加技术	(103)
7.1.1 大展弦比机翼的加载装置	(103)
7.1.2 大展弦比机翼翼吊发动机的加载装置	(105)
7.1.3 起落架的支持与加载	(105)
7.2 基于结构变形和构型改变下的载荷施加技术	(106)
7.2.1 大展弦比机翼加载	(106)
7.2.2 运动翼面载荷施加技术	(107)
7.3 损伤区域的卸载技术	(108)
7.4 损伤容限试验中在主结构上引入人工损伤的方法	(109)
7.5 多损伤结构剩余强度试验方案	(110)
第8章 复合材料结构符合性验证方法	(112)
8.1 概述	(112)
8.2 复合材料结构的确定性验证方法	(113)
8.3 复合材料结构的概率性验证方法	(116)
8.3.1 一般方法	

9.2	衬套安装对复材层板应力集中的影响	(128)
9.3	孔间距离的影响	(131)
9.4	铺层设计对应力集中的影响	(132)
9.5	复合材料/金属连接应力状态的研究	(134)
9.5.1	用于计算接头应力状态的三维模型	(134)
9.5.2	影响接头应力、应变状态的参数研究	(136)
9.5.3	金属衬套与复材层板间胶层对连接区域应力、应变状态的影响	(138)
9.5.4	螺栓和衬套间间隙的影响	(141)
9.5.5	预紧力及摩擦对应力、应变状态的影响	(142)
9.5.6	几何参数对连接处应力、应变状态的影响	(150)
第 10 章	新型工艺结构件强度分析技术	(152)
10.1	缠绕成形结构件的连接分析	(152)
10.1.1	连接件应力、应变状态	(152)
10.1.2	材料各向异性对连接强度的影响	(154)
10.1.3	缠绕成形结构件的连接效率	(155)
10.2	钛合金 - 碳纤维连接件强度	(156)
10.2.1	单向碳纤维 - 树脂 - 钛合金制造的连接试样拉伸强度	(156)
10.2.2	由单向碳纤维 - 树脂 - 钛合金制造的螺栓试样的挤压强度	(158)
10.2.3	紧固力对连接强度的影响	(159)
10.2.4	疲劳试验及连接件剩余强度	(159)
10.2.5	环境因素对钛合金 - 碳纤维 - 树脂性能的影响	(159)

第一部分

大型飞机疲劳载荷谱编制技术

第1章 全尺寸机体结构准随机 疲劳试验谱编制

全机疲劳试验载荷谱应最大程度地模拟飞机的实际使用情况。这些谱的编制是基于对裂纹萌生前后疲劳损伤累积机理的最新理解。这里的主要问题与损伤累积理论相关：高幅和低幅载荷、加载次序、载荷性质（拉-压）等影响。这些方面的主要因素概括如下：

——高载迟滞作用。由于高载在应力集中区产生塑性变形引起的残余压应力，导致随后较低幅值载荷的损伤扩展率减小。

——大压缩载荷降低了大拉伸载荷的迟滞作用。

——弹性区的损伤累积可以表示为 $N\sigma^m = \text{常数}$ 类型的 $S-N$ 曲线，这里 σ 是载荷幅值，对于航空金属材料结构 $m \approx 4$ ， N 是循环数。

——当幅值 σ 减小时，指数 m 趋于增大。

——由于平均载荷、接头上的摩擦腐蚀、应力集中等影响，实际上没有疲劳极限。

全尺寸疲劳试验的目的如下：

——暴露结构薄弱部位、损伤扩展及剩余强度（考虑不小于2的分散系数）。

——建立维护大纲（检查周期、修理效果等）。

每个飞机的累积老化是用飞行起落或小时数度量的，一次飞行的疲劳累积损伤对不同起落是变化的。疲劳损伤基于平均使用载荷（稳态载荷），因此这取决于燃油重量、商载、任务剖面等。另外，疲劳损伤也与阵风引起的随机载荷、跑道粗糙度等有关。

每架飞机在特定情况下（特定任务剖面、机场、区域）运行，有的是短程使用，有些是远程，伴随着不同装载、不同航线高度等。在这些情况下，使用一个平均典型飞行（加以使用载荷的相应变化）验证规定的使用寿命是合理的，这些飞行载荷谱仅与阵风和跑道粗糙度有关。

在飞机使用说明文件中一般会声明飞机的使用寿命，例如

型起落时间。这对覆盖疲劳寿命期最大可能飞行时间是很重要的。

设计者须绘出典型飞行高度—距离剖面图。必须考虑以下几点：

- 广告中声明的平均飞行速度；
- 发动机推力特性和飞机阻力；
- 广告中声明的燃油消耗；
- 由于飞行中襟缝翼打开后强度引起的空速限制；
- 机场附近和航线上飞行高度的空中管制；
- 噪声限制等。

因此，对于设计者来说，这是一个复杂的问题，如何找出一个包括每一点的速度、油量，包括主要由于备用机场距离确定的结构余油的最优飞行剖面。商载可以用类似飞机使用的经验估计，应考虑：

- 定期航班的规律和期望航线的旅客载荷；
- 包机的存在等。

使用经验表明，设计者应考虑商载的 80%。

不合理地选择一些典型飞行任务剖面是可行的，因为起落（或地—空—地循环）对决定飞机寿命的主要结构（如机翼和机身）造成的损伤约占总损伤的 50%。阵风引起的损伤主要在起飞、爬升和下降阶段，而巡航阶段的累积损伤仅占总损伤的几个百分点，因此，1h 巡航和 3h 巡航飞行累积损伤仅差几个百分点。

作为准则，重量较大的飞机（机翼中有更多油）有更大的累积损伤。因此，为了覆盖特别客户飞机的可能损伤范围，特别客户的起飞重量应等于最大平均重量。

在处理这些问题时，考虑以下事实是合理的：

- 由于一些特别跑道粗糙度不同造成机翼上蒙皮累积损伤的偏差，最高差几倍；
- 阵风强度在平原和海洋以及山区的差异可达几倍，主要取决于每年和每天的平均气温等。

将典型任务剖面划分为

数据的处理经验得到的。

在进行详细结构设计时,载荷谱的计算应考虑加载的动态特性(弹性结构、三维阵风、机场粗糙度、控制系统影响等)。最后,通过实际飞行的统计数据更新预计值。

显然,在真实情况下,高载和低载可能出现在相同的飞行小时中,在进行全尺寸试验时应该考虑哪种载荷?疲劳特性表明,为了充分验证机翼上、下翼面的疲劳特性,应考虑寿命期的平均值,并确定载荷谱分散系数。在进行机翼上、下壁板试验时,对蒙皮、长桁、梁缘条、横向和纵向连接接头也进行了试验。经验显示,在机身泄压后,刚才提到的元件确定了整个机体结构的安全寿命,因为壁板纵向连接结构的裂纹将引起使用终止,因为不可能对这些接头进行修理。

在俄罗斯的实践中,考虑中等受载的飞机载荷和大约1.5倍的分散系数(疲劳裕度),为受载最严重的飞机提供安全。如果在编制试验大纲时以受载最严重的样本为目标,由于高载迟滞效应,我们会得到一个比较危险的试验结果。在实际寿命中,可能没有类似迟滞效应的例子,而它可能在同样的飞行小时内失效。

有必要对高载和低载进行确定,以证实裂纹扩展的规律。例如,裂纹扩展率大而临界裂纹尺寸小,必须经常检查该结构,应建立检查周期以保证在检查间隔中高受载结构的安全。

在疲劳试验中多大的载荷幅值应该被考虑?许多小的载荷导致较长的试验耗时,因此小的载荷幅值被加大,加大的载荷对疲劳损伤的影响是相同的。使用S—N曲线和奥丁变换可以确定载荷引起的损伤,这些载荷对应的载荷因数为 $0 < \Delta n_y < 0.2$,它们引起的损伤可以用 $\Delta n_y = 0.2$ 及确定的循环数来代替。

疲劳试验最大载荷不应超过飞机寿命期内出现次数小于10的载荷,如在波音公司的方法中,ATR-42飞机疲劳试验的最大载荷在每个

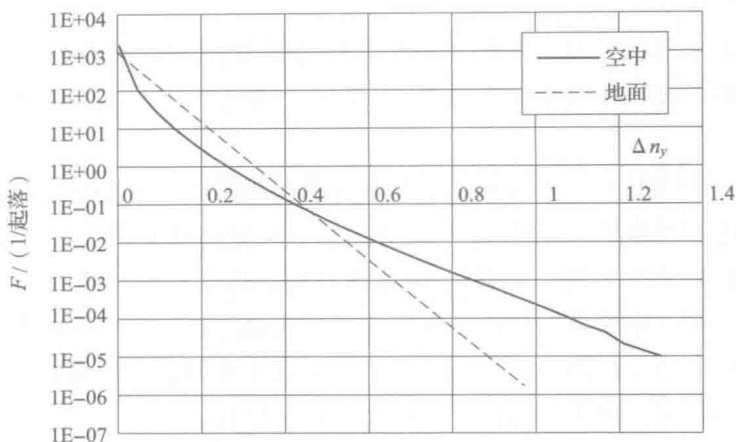


图 1-1 垂直载荷因数增量累积出现次数

进一步, 应该选择空中和地面阶段的载荷因数, 以在试验中重现 (例如, 如果选择 5 种不同飞行类型 A、B、C、D、E, 包括 5 级载荷因数幅值, 则可以选择载荷因数级: $\Delta n_y = 0.2\Delta n_y^{\max}$ ——第五级; $\Delta n_y = 0.4\Delta n_y^{\max}$ ——第四级; $\Delta n_y = 0.6\Delta n_y^{\max}$ ——第三级; $\Delta n_y = 0.8\Delta n_y^{\max}$ ——第二级; $\Delta n_y = \Delta n_y^{\max}$ ——第一级)。在这一例子中 A 类飞行是最严重的。

图 1-2 说明了某些飞机每次飞行空中阶段的最大载荷因数累积概率。

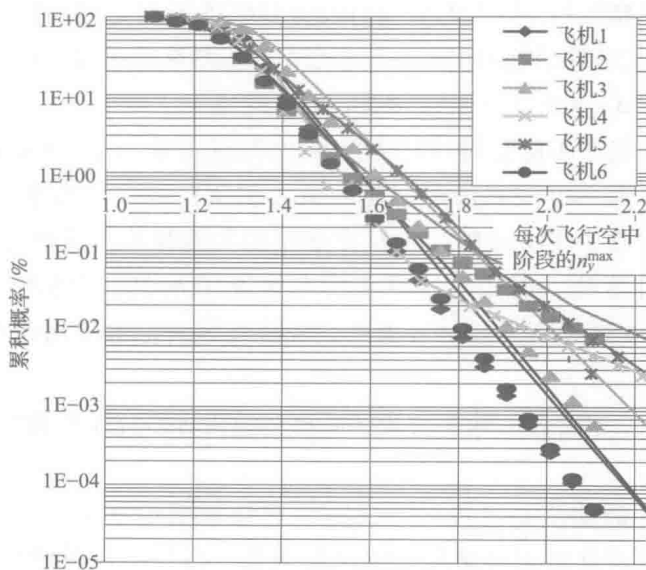


图 1-2 空中阶段最大载荷因数累积概率

对于某个飞机, 每次飞行的最大载荷因数累积分布函数可以给出 5 类飞行 A ~ E 的概率, 这 5 类飞行的最大载荷因数