

民用飞机结构的全尺寸疲劳试验

Full-Scale Fatigue Test of Commercial Airplane Structure

斯而健/Si Erjian

(上海飞机设计研究院, 上海 200232)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

摘要:

进行全尺寸疲劳试验是新型民用飞机取得型号合格证的必要前提,也是对疲劳和损伤容限设计准则和评定技术的考核验证。从适航条例的最新要求出发,对民机结构的全尺寸疲劳试验作综述,并以波音777飞机的全尺寸疲劳试验为例,对试验相关的各项技术要点,特别是试验载荷谱予以阐述。

关键词: 全尺寸疲劳试验; 损伤容限; 广布疲劳损伤; 有效性限制; 试验载荷谱

[Abstract] Full-Scale fatigue test must be conducted for new type certificate of commercial airplane. It would also provide the verification of fatigue and damage tolerance design criteria and evaluation technology. Based on the new airworthiness regulation, this paper gives an overview on the full-scale fatigue test of commercial airplane structure. The 777 full-scale fatigue test is used in this paper as an example to describe various technical issues on the test methods, especially the test loading spectrum.

[Keywords] Full-Scale Fatigue Test; Damage-Tolerance; Widespread Fatigue Damage (WFD); Limit of Validity (LOV); Test Loading Spectrum

0 引言

对民用飞机来说,结构的全尺寸疲劳试验是继全机静力试验之后的又一大难题。对新设计的飞机进行全尺寸疲劳试验既是适航条例(FAR/CS/CCAR)的明文规定,也是对现代民机结构设计采用疲劳和损伤容限设计准则及分析评定的考核验证,意义十分重大,任务相当艰巨。

本文对大型客机结构的全尺寸疲劳试验作综合评述,并将试验诸要素贯穿于实例中予以阐述。

1 飞机的全尺寸疲劳试验与全机静力试验的区别

全尺寸疲劳试验与全机静力试验都必须在生产线生产的真实飞机上进行,不同之处表现在以下两个方面。

(1) 静力试验时,飞机施加的载荷为预期在飞机整个服役期间承受的极端飞行载荷或地面载荷情况下可能出现的最大载荷,称限制载荷。实际试验时,通常加载至限制载荷的1.5倍,称极限载荷。疲劳试验则是模拟在飞机实际使用时一天又一天所经历的飞行和地面载荷,称使用载荷。这些载荷远远小于极限载荷,然而,却重复循环,特别是每次飞行从地面的最小载荷到飞行时空中最大载荷,又回到地面最小载荷,组成“地—空—地循环”,对飞机结构造成较大损伤。由于金属材料在重复载荷作用下易于发生疲劳的特性,加上材料、制造或工

艺可能造成的初始缺陷,随着飞机的使用,损伤不断扩展,使结构不再具有承受足够静强度的能力,如不及时控制和预防,可能导致灾难性破坏。

现代民机结构设计运用耐久性和损伤容限设计技术,从打样开始,即将此技术贯穿于设计、制造,直至使用各阶段,使飞机结构有足够好的抗疲劳和断裂性能,通过预定的有计划的结构检查大纲及时发现损伤并将其修复,以确保飞机安全运营。

全尺寸疲劳试验就是为了验证飞机的疲劳和损伤容限特性所必须进行的一项关键工作。

(2) 全机静力试验必须在整架飞机上进行。全尺寸疲劳试验可以在整机上做,也可以按结构分段做。分段做的好处是可以加速试验进程,但各试验段边界的模拟及准确的加载需要较高的技术与丰富的经验。

波音757飞机全尺寸疲劳试验分三个试验段进行:机翼/机身、水平尾翼和垂尾/后机身。而波音767和777基本在整机上做,但水平尾翼分开单独做。波音757疲劳试验分段试验件如图1所示。

全尺寸疲劳试验耗资巨大,又往往历时数年,其艰巨性和复杂性是显而易见的。

2 适航条例的最新规定

自1988年Aloha事故以来,很多起机毁人亡的重大事故使人们对导致飞机破坏的潜在危险因素引起极大的关

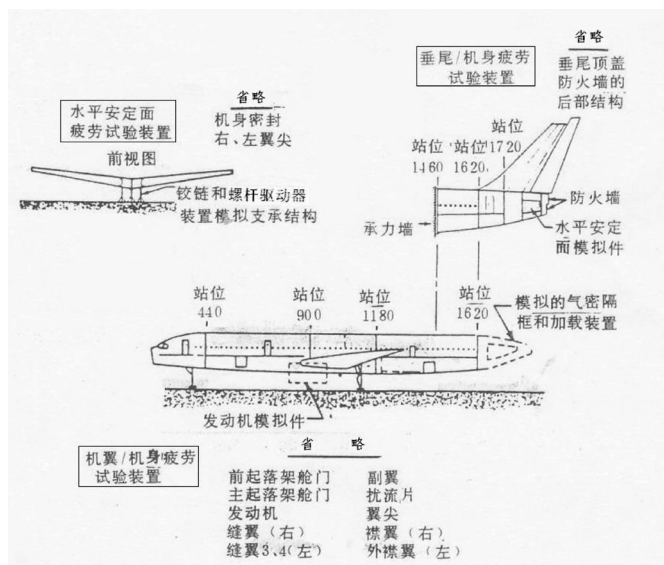


图1 波音757疲劳试验件

注，这就是广布疲劳损伤（WFD）。

WFD是指：结构同一元件的多处部位或相邻诸元件的多个部位，往往承受相似的应力水平，如果它们同时存在具有足够大小和密度的疲劳裂纹，该结构将不再满足条例规定的剩余强度要求。

WFD可能随着使用增加而增大，现有的检查方法不能可靠地检测出WFD。因为开始时裂纹可能非常小，然后连在一起，之后迅速扩展以致在被检测出来以前已导致结构灾难性破坏。为了预防与WFD有关的事故，近年来，国际适航机构对适航条例进行了多次修订。

美国联邦航空局（FAA）于2010年年底颁布了新修订的运输机适航标准FAR25部，新规定于2011年1月14日起生效。

新的FAR25部25.571条提出了新名词LOV。归纳起来，新的25.571条对适航取证的申请方明确规定以下三方面新要求：

(1) 必须确定LOV。

LOV是指以总的累积飞行次数（FC）或飞行小时（FH）或两者一起表示的一个时间间隔。在飞机达到LOV前，飞机结构被证明将不会发生广布疲劳损伤。

超过LOV的飞机，不得再飞，除非权威机构批准延长LOV。

LOV的英文全称是：Limit of Validity (of the engineering data that supports the structural maintenance program)。其中文简称为“有效性限制”。其完整含义是支持结构维护大纲的工程数据的有效性限制。

(2) 必须进行全尺寸疲劳试验，证明在飞机达到LOV前，飞机结构将不会发生广布疲劳损伤。

(3) 试验验证确定的LOV必须包含在由 § 25.1529所

要求的持续适航指令的适航限制章节（ALS）中。

修订前的25.571要求证明在设计服役目标（DSG）期间，飞机不会发生WFD。并未要求把DSG放入ALS中。

设计服役目标的定义是指在设计和/或适航取证时确定的时间间隔（以飞行次数或飞行小时表示）内，飞机的主结构件将不会发生明显开裂，并预期不会发生广布疲劳损伤。

相比起来，新规定要求确定并验证LOV，比修订前更具强制性，更强调了全尺寸疲劳试验的必要性和试验过程的严谨性。

3 全尺寸疲劳试验的目的

全尺寸疲劳试验的目的是：

(1) 探明飞机结构中可能出现早期疲劳问题的薄弱环节，以便及时更改设计。

(2) 为制定结构检查维护大纲（包括检查门槛值和检查间隔等）提供依据。

(3) 验证裂纹检测方法和修理方案，为制定维修大纲提供依据。

(4) 为飞机结构的疲劳和损伤容限分析评定方法提供试验验证。

(5) 最重要的是，通过试验最终确定LOV，证明在达到LOV前，飞机结构不发生广布疲劳损伤。

4 波音民用飞机结构全尺寸疲劳试验结果一览

国外民用飞机在研制过程中均进行结构全尺寸疲劳试验。现将波音系列民用飞机结构全尺寸疲劳试验结果汇总，如表1所示。

5 典型大型客机的全尺寸疲劳试验简介

波音777飞机是波音第三代喷气客机，也是继波音747、767后的大型宽体客机，机长63.7m，翼展60.9m，全经济舱布局的最大载客量为440人。

本文对波音777飞机全尺寸疲劳试验的各项技术要点进行介绍。

5.1 试验机的构型

疲劳试验由一个完整机体和一组分开的水平安定面组成。试验机如图2所示，图的右下方为分开试验的水平尾翼。

机体不加商载，系统也不安装，但其支架连在主结构上。右机翼除翼盒和前缘外，包括内缝翼和4个外缝翼、外襟翼和襟副翼。副翼和扰流板不是疲劳危险项目，因而不安装。内襟翼则另外分开试验。左机翼安装模拟的操纵面以平衡右机翼相应操纵面的载荷。

发动机架连在机翼上试验，但左机翼装的是P&G发

表1 波音飞机全尺寸疲劳试验结果一览表

机型	最小设计服役目标 (飞行次数)	疲劳试验循环次数 (飞行次数)	说明	试验始末时间
波音707	20 000	50 000	机身液压疲劳试验	
波音727	60 000	(a) 60 000 (b) 170 000	整个机体航线使用47 000次起落后， 整个机身再加上123 000次增压试验	
波音737	75 000	(a) 150 000 (b) 129 000	机身段/增压和剪切 航线使用59 000次起落后，整个机身再加上70 000次增压试验	
波音737NG	75 000	225 000	整个机身增压试验	
波音747	20 000	(a) 20 000 (b) 40 000 (c) 60 000	整个机体航线使用20 000次起落后， 整个机身再加上20 000次增压试验 波音747-400的机身41和42段增压试验60 000次	
波音757	50 000	100 000	整个机体	1982.10—1984.11
波音767	50 000	100 000	整个机体	1982.4—1984.10
波音777	40 000	120 000加上20 000次 增压循环	整个机体（机翼和机身）	1995.1—1997.3 1997.7—1997.10

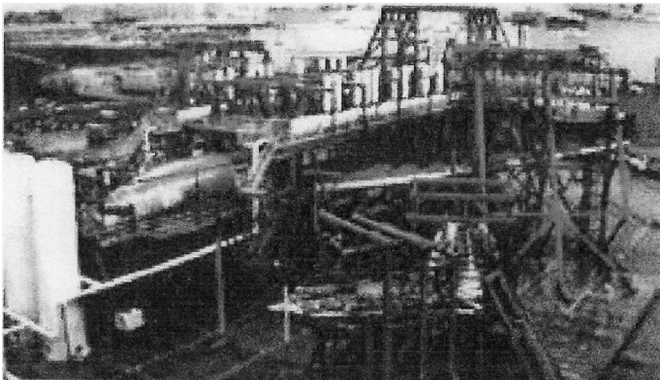


图2 波音777疲劳试验机

动机架，右机翼装的是GE发动机架，每个机架各连一台模拟发动机。

水平安定面因分开另做试验，所以在机体上仅用一个焊接的钢结构来模拟。旅客舱地板完整，货舱地板滑轨也安装在上面。所有整流包皮除掉，但留下P&G发动机后支架的整流包皮。

5.2 试验方法

5.2.1 试验场地——室外

波音777飞机全尺寸疲劳试验在艾弗利特（Everett）波音公司宽体客机总装厂房室外的试验平台上进行。试验平台的面积达50 000ft²（4 645m²）。机体由起落架支撑，对一些重的试验设备利用配重平衡。据称，在室外做试验原因之一是为了让试验环境更接近飞机的真实使用环境。图3是波音777全尺寸疲劳试验场地的鸟瞰图。

5.2.2 液压系统

（1）位于全机各处共100个液压作动筒，通过一系列组合的加载装置同时将载荷施加到机体上。



图3 波音777全尺寸疲劳试验场地鸟瞰图

（2）作动筒的液压动力由13个液压泵提供，每一个为250马力，在3 500psi（24.15Mpa）压力下，每分钟能提供100gal液压油。

5.2.3 充气系统

（1）为模拟在巡航高度的座舱压力，机身每次飞行需充压至8.6psi（0.059Mpa），此充压过程每次在不到15s内完成。

（2）两台1 500马力的空气压缩机，每分钟将6 500ft³（184m³）的空气通过62个改装后的客舱窗打入机身客舱内，全机总计充压体积为46 000ft³（1 302m³）。通过客舱窗将空气打入客舱的充气装置如图4所示。

5.2.4 测试系统

（1）液压加载系统和空气增压系统均由数台计算机相连的试验控制系统操纵，该系统还同时监测和检查全部反作用载荷系统的运行。

（2）为监测结构的应变和应力水平，全机安装了约1 450个应变片，其中一部分贴在与静力试验相同的位

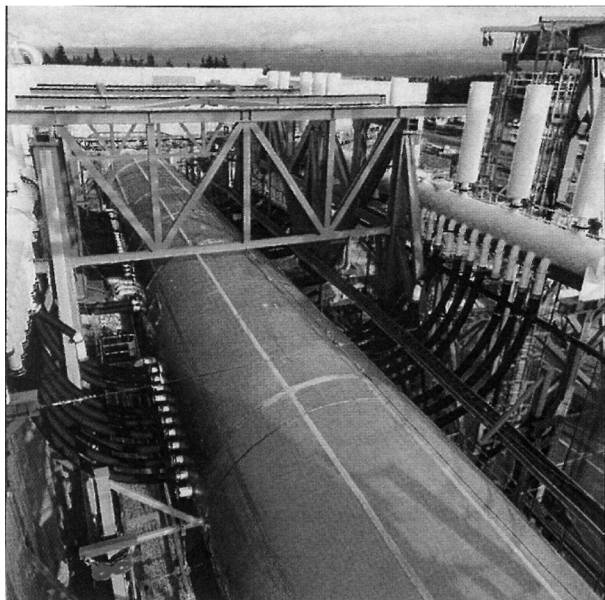


图4 通过客舱窗将空气打入客舱的充气装置

置,以比较内部剪力、弯矩和扭矩的分布。另一部分贴在飞机的开口、不连续部位,以监测局部应变和应力水平。

(3) 应变片通过电缆连至具有超过1 000个通道的数据采集系统。试验从一开始直至整个过程均需监控和记录,以便通过应力水平的变化及时发现飞机潜在的疲劳损伤。

5.3 试验载荷谱——5×5谱

试验载荷谱的编制原则是,既要尽可能真实地加载,又要使试验与研制进度和试验设备的限制相匹配。

全尺寸试验通常用随机的飞续飞谱,即模拟真实飞行,一次飞行接一次飞行加载。波音公司在上世纪八十年代早期即着力进行了编谱的试验研究,研制成5×5谱,成功地应用于波音757、767和777飞机的全尺寸疲劳试验。

对波音777试验而言,试验施加的载荷谱应代表波音777飞机至少两倍设计服役目标期内所承受的重复载荷谱。在短程、中程和长程三种运营情况中,由于短程使用起降频繁,大多数情况下造成的机体损伤最为严重,故选择短程运营的飞行任务剖面来导出载荷谱。它代表20年设计服役目标期内40 000次飞行,每次飞行1.5h。

试验谱按块谱施加,以5 000次飞行为一载荷块,重复施加。

每次飞行代表一个地空地飞行剖面,包括地面操纵、滑出、起飞、座舱增压、巡航、减压、下降、抖振、着陆、滑入等等。一次典型飞行剖面及各飞行段相应施加载荷如图5所示。

每一块的5 000次飞行由5个不同类型组成,按载荷

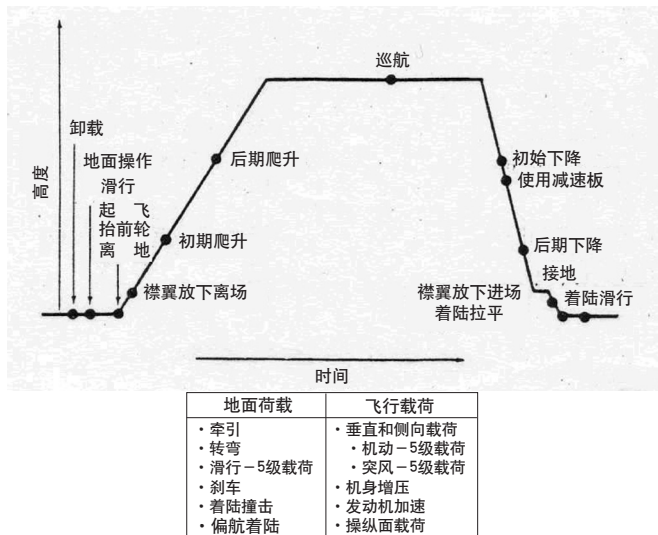


图5 一次典型飞行剖面及各飞行段相应施加载荷

的严重程度由高到低依次分为A、B、C、D、E五类飞行。A类飞行代表典型机队使用中引起损伤最严重的飞行,出现频率最低,每5 000次飞行只施加一次;E类飞行代表引起损伤最轻,但出现频率最多的飞行,每5 000次飞行中施加3 704次。表2描述五类飞行的施加频率。每次飞行中突风、机动和滑行各飞行段的载荷谱(通常称超越曲线)是在国际公认的统计资料基础上根据数十年来波音机队的记录数据加以修正而得到的。每一飞行段的载荷水平分成5种不同等级。根据编谱准则,可确定各级载荷值和对应的循环数。

在两个层面上进行随机排序,一是5种飞行类型的顺序随机编排,二是对每一给定的飞行类型,含5级载荷水平的相关飞行段内所有载荷循环随机编排,最终构成5×5谱。

作为一个参照的例子,与波音777飞机试验相似的波音767飞机试验的机身顶部细节5×5谱的5种飞行类型应力谱如图6所示。

波音777试验中,每一次飞行的平均加载时间不到4min。5种飞行类型的施加频率、控制点数和实际加载时间如表2所示。

5.4 损伤检查

检查要求是根据波音777飞机用户(航空公司)编制并获得适航当局批准的结构检查大纲提出的,包括检查区域、检查间隔和检查方法等。

最常用的检查方法是目视检查,对试验中的飞机结构随时进行目视检查,以检查出任何可能发生的疲劳损伤,并确定位置。对有怀疑的损伤,通过无损检测技术(NDI)来进一步确定。无损检查包括:染色渗透、x-射线、超声波和涡流等。

每天对损伤进行巡视检查,以监控裂纹扩展信息。

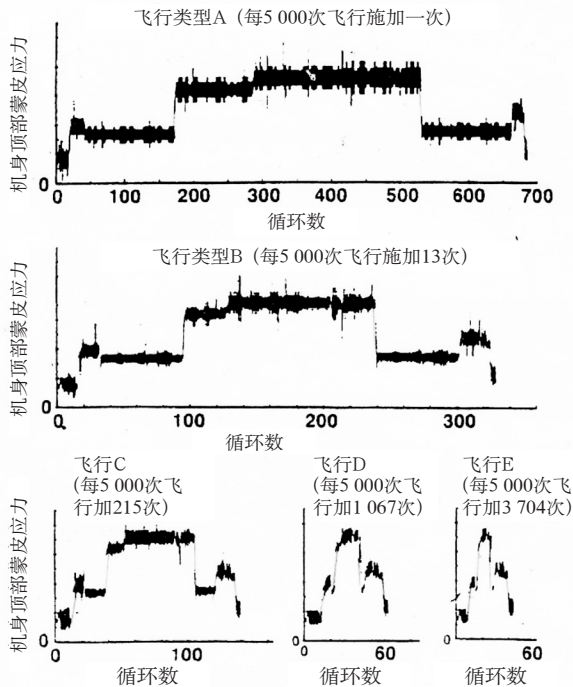


图6 波音767全尺寸机体疲劳试验谱

表2 波音777试验中5种飞行的控制点数和加载时间

飞行类型	每块中施加次数	控制点数	加载时间分:秒
A	1	1 834	49: 02
B	13	1 534	33: 47
C	215	760	14: 33
D	1 067	432	6: 44
E	3 704	220	2: 02
总计	5 000	平均 292	平均 3: 40

每两周对危险的疲劳区域或已经发生损伤的区域进行一次协同检查。在达到一倍的设计服役目标时进行整个飞机的全面检查。如有需要维修的部位,由波音机械师根据波音777结构维修手册描述的方法进行维修。这也为航空公司客户在类似情况所用的维修方法提供了验证的机会。

5.5 试验结果

试验于1995年1月开始,到7月完成相当于25 000次飞行循环的试验。试验达到100 000次时,在一些危险结构细节作人工切口,再继续进行试验,以进一步考核波音777飞机的损伤容限特性。至1997年3月,完成了120 000次飞行循环的试验,结束了相当于三倍设计服役目标的疲劳试验。

1997年7月开始,在前面完成全尺寸疲劳试验的飞机机身上又进行了延伸疲劳试验,即再附加加载20 000次,直至总计达到140 000次飞行循环为止。

疲劳试验及其延伸试验证明了,波音777飞机具有优良的抗疲劳性能和损伤容限特性,在设计服役目标期内不会发生广布疲劳损伤,同时为波音公司发展的广布疲劳损伤分析计算方法所用参数提供了试验依据。

5.6 水平尾翼全尺寸试验

在一个单独的试验装置上进行了全尺寸平尾的静力和疲劳综合试验,这既节约开支又节省试验时间。

平尾试验件为生产线上的完整产品,省略了一些非结构构件和系统,因它们对结构性能及其受载无实质性影响,试验也在室外常温环境下进行。

复合材料的安定面和升降舵装在左、右枢轴接头以及螺杆驱动器上。这三点支撑系统使分开进行的安定面试验最简化和最有效。

先进行三种情况的静力限制载荷试验(上弯、下弯和反对称弯曲),然后进行了超过两倍设计服役目标的疲劳试验。该试验主要考核安定面结构金属部分的疲劳性能。复合材料的疲劳品质和分析方法已经通过早些时候完成的平尾盒段复合材料部分试验验证,这一试验包括离散源损伤和维修评定。

在疲劳试验后,三种限制载荷情况继续试验直至设计极限载荷。最后,对蒙皮壁板引入几乎不可见的冲击损伤,进行结构破坏性试验。通过上述试验进一步验证了复合材料的特性、破坏模式及分析方法。

波音777平尾的全尺寸疲劳试验于1995年2月结束,仅用8个月时间完成120 000次当量飞行循环。

波音777垂尾的金属结构及其与后机身的连接已在机体全尺寸试验中一起考核验证。与平尾一样,垂尾的复合材料部分另外单独进行试验予以验证,试验证明其特性超过了预期目标。

6 结论

全尺寸疲劳试验是新型民机取得型号合格证的必要前提,也是飞机上天后持续适航的重要保障。这既是一场持久战,又是一场攻坚战。在适航当局的审查下,需要设计方、制造方和试验方等多方协同努力,不断攻坚克难,才能获得成功。

参考文献:

- [1] Federal Aviation Regulation Part 25 — Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes[M].2010.
- [2] FAA AC 25.571—1D, Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure[M].2011.
- [3] Seidel, B. W., 777 Full-Scale Static and Fatigue Structural Tests[M].1995.
- [4] Fawcett, A., Trostle, J., Ward, S., 777 Empennage Certification Approach[M].11th International Conference on Composite Materials, 1997.

[5] Fowler, K. R. and Watanabe, R. T. 著, 斯而健译, 喷气运输机体疲劳试验谱的编制, 《飞机强度规范参考资料》

[6] 航空航天工业部飞机强度规范编写办公室与中国航空学报杂志社合编, 1990.

(上接第31页)

服役数据表明, 1.0片叶片脱落加1小时飞行时间概率大概是 $10^{-7} \sim 10^{-8}$, 1.0片叶片脱落加3小时飞行时间概率大概是 10^{-9} 。

综合各类参考资料及型号设计经验, 在下述风扇叶片脱落情况下离散源损伤容限剩余强度载荷要求是可行的:

(1) 振动载荷峰值、1g飞行载荷和发动机阻力的组合; 1.375的安全系数。

(2) 振动载荷峰值、1.15g对称平衡机动载荷和发动机阻力的组合; 1.375的安全系数。

(3) 振动载荷、1g载荷、直到飞机可能操纵速度下的70%飞行机动载荷和发动机阻力的组合; 1.0的安全系数。

(4) 振动载荷、1g载荷、§ 25.341 定义的, 从Vc到飞机可能操纵速度下的40%突风速度对应的载荷和发动机阻力的组合; 1.0的安全系数。

上述载荷中的阻力, 应包括风车阻力和停转阻力, 且载荷计算必须与合理的转场剖面定义相结合。

转场剖面可定义为以下典型阶段, 且采用典型的商载和油载:

- (1) 初始阶段, 即飞行员建立飞机巡航状态的过程;
- (2) 巡航阶段;
- (3) 下降阶段;
- (4) 进场和着陆阶段。

这里需要特别指出的是, 在风扇叶片脱落这种离散源损伤容限情况下, 剩余强度评估时的总裂纹长度应为飞机完好阶段裂纹的增长和风车状态下裂纹增长长度之和。

而对于另外3种离散源损伤容限情况, 损伤后的结构必须能够承受飞行中可合理预期出现的静载荷(作为极限载荷考虑), 不需要考虑对这些静载荷的动态影响。必

须考虑驾驶员在出现事故后采取的纠正动作, 诸如限制机动、避开紊流以及降低速度。如果在结构破坏或部分破坏以后引起结构刚度或几何形状, 或此两者有重大变化, 则须进一步研究它们对损伤容限的影响。型号设计中, 可采用下述剩余强度载荷定义: 1) 70%限制飞行机动载荷与最大的相应气密压差组合(包括可能的外部气动压力); 2) 40%限制突风速度(垂直和水平)与最大的相应气密压差组合(包括可能的外部气动压力)。

6 结论

本文总结的吊挂设计强度要求, 将随着规范的更改, 或者局方要求的变化而更新。同时, 本文中提到的符合性方法, 也只是现阶段可接受的一种方法, 但不是唯一的方法。随着设计经验的累积, 这些方法也在不断地优化中。

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR25-R3中国民用航空规章: 第25部 运输类飞机适航标准[S]. 2001.5.14, 22-45.
- [2] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
- [3] Michael Chun-yun Niu. Airframe Structure Design[M]. Hong Kong Conmilit Press LTD, 2002:471-491.
- [4] FAA AC20-128A Design Considerations for Minimizing Hazards Coused by Uncontained Turbine Engine and Axiliary Power Unit Rotor Failure[S]. Washington: FAA, 1997:1-48.
- [5] FAA AC25.571-1C Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure[S]. Washington: FAA, 1998:1-20.
- [6] FAA AC25-24 SUSTAINED ENGINE IMBALANCE[S]. Washington: FAA, 2000:1-23.
- [7] FAA AC25.362-1X ENGINE FAILURE LOADS[S]. Washington: FAA, 2001:1-8.

(上接第41页)

[1] Jie Xia, Purnendu K. Das, Probabilistic Fatigue Reliability Analysis Of Deepwater Steel Catenary Risers [C], Proceedings of the ASME 27th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering, OMAE2008, June 15-20, 2008, Estoril, Portugal.

[2] Marvin Rausand著, 郭强, 王秋芳, 刘树林译, 张来凤校. 系统可靠性理论: 模型、统计方法及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.

[3] 余国林·小子样飞机系统使用可靠性评估方法研究与应用[D]. 南京航空航天大学硕士论文, 2005.