

# 含多裂纹连接结构损伤容限试验研究

廖 敏 孙 秦

(西北工业大学飞机系, 西安, 710072)

徐晓飞

(南昌飞机制造公司, 南昌, 330024)

## EXPERIMENTAL INVESTIGATION FOR DAMAGE TOLERANCE OF FASTENER JOINT IN PRESENCE OF MULTIPLE-SITE DAMAGE

Liao Min, Sun Qin

(Aircraft Engineering Department, Northwestern Polytechnical University, Xi an , 710072)

Xu Xiaofei

(Nanchang Aircraft Manufacture Company, Nanchang, 330024)

**摘 要** 针对机翼典型对接结构, 进行了平板空孔试样和螺栓搭接口在等幅谱及飞-续-飞谱下的多裂纹损伤容限试验, 通过该试验开展多裂纹开裂模式及多裂纹扩展规律的试验研究, 为多裂纹断裂力学理论分析、多裂纹结构剩余强度准则提供试验依据。

**关键词** 多裂纹结构 螺栓搭接口 飞-续-飞谱 损伤容限试验

**中图分类号** V215.6, V215.3

**Abstract** The fatigue experimental studies of some multiple holed and cracked plates and fastener joints exposed to constant amplitude as well as flight-by-flight loading spectra have been carried out for the damage tolerance evaluation of typical aircraft wing structural components. The experimental results have shown some major features and models of multiple crack initiation and growth, which provide the experimental evidence served for the study of multiple site fracture theory and residual strength criterion in multiple cracked structures.

**Key words** multiple cracked structure, fastener joint, flight-by-flight spectrum loading, damage tolerance test

含多裂纹结构称为广泛分布疲劳损伤 WFD(widespread fatigue damage)结构, 实践表明: 结构剩余强度因出现 WFD 而受到严重削弱, 只考虑单个主损伤的损伤容限分析将给出偏危险的结果<sup>[1]</sup>。研究 WFD 的意义特别应用于老龄飞机结构的完整性再评估; 亦可应用于新机损伤容限设计。本文取样于教 11 飞机机翼对接部位中的疲劳危险切面, 在等幅谱及飞-续-飞随机谱载荷下对多部位(孔)初始疲劳裂纹的开裂模式、多裂纹扩展规律进行试验研究, 为 WFD 结构的损伤容限评定及理论分析提供初步试验依据。

### 1 试样及测试方法

试验件分为 3 组: 第 1 组, 铝板 D8 均布 7 个空孔(孔距 25mm); 第 2 组, 铝板 D2.5 均布 7 个埋头划窝空孔(孔距同上); 第 3 组连接件, 双排各 7 个螺栓孔搭接形式(图 1); 试件用材均为 LY12CZ。

试验载荷谱分别采用了等幅谱和飞-续-飞谱。等幅谱用以测试无预制裂纹板多裂纹

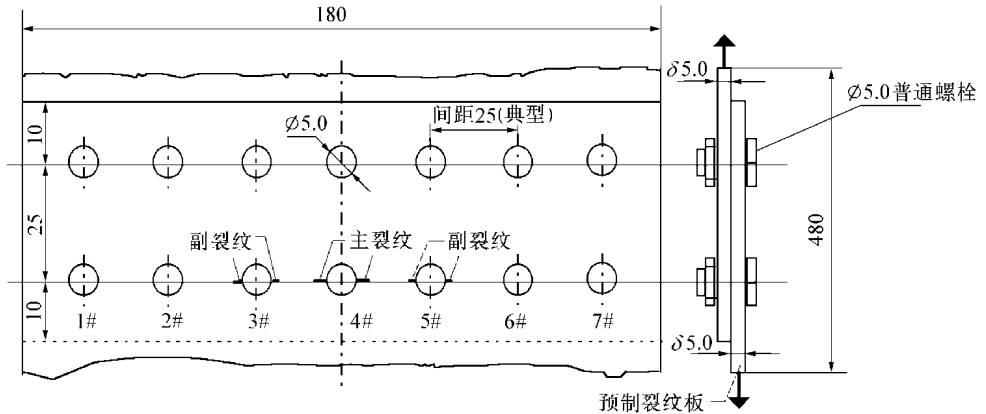


图 1 螺栓连接件及其初始裂纹预制示意图

开裂模式以及人工预制裂纹。试验采用读数显微镜并配以断口扫描电镜分析测取裂纹扩展数据及断口宏、微观信息。临界裂纹长度由试样断口测得。由计算机记录下的破坏时反复数可得到试样破坏载荷参考值。

## 2 试验及结果分析

采用 3 件第 2 组试样进行了等幅谱无预制裂纹平板空孔试验。试验结果表明试样均出现了多裂纹扩展,但因试件固有随机因素的影响,3 件试样的多裂纹开裂模式及相应的多裂纹扩展顺序各不相同。在此基础上,结合理论分析,确定了典型的最危险开裂模式和最安全开裂模式继续后续有预制裂纹试验。

最危险开裂模式一,如图 2 所示。4# 孔双边预制穿透主裂纹( $a = 1\text{mm}$ ),3#, 5# 孔双边预制穿透副裂纹( $a = 0.5\text{mm}$ ),其余各孔边预制角裂纹以模拟已有的损伤。

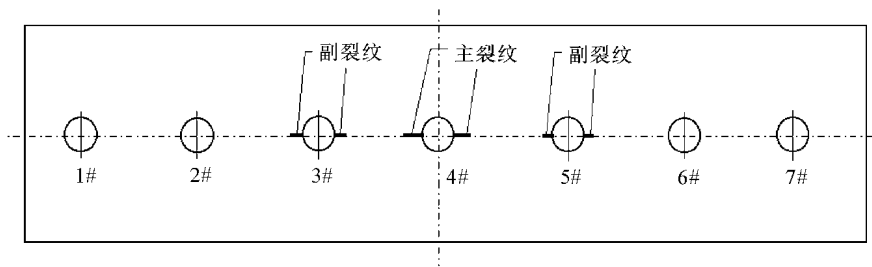


图 2 最危险开裂模式之一

最危险开裂模式二,7# 孔双边预制穿透主裂纹,6# 孔双边预制穿透副裂纹,其余各孔边预制角裂纹。

最安全开裂模式,仅 4# 中心孔双边预制穿透主裂纹,其余各孔边预制角裂纹。

采用第 1 组 12 件试样以及第 2 组 4 件试样进行了 3 种典型开裂模式在飞-续-飞谱下的有预制裂纹试验。图 3 给出了最危险开裂模式一的典型多裂纹扩展  $a-N$  曲线。试验还表明以下基本事实:多裂纹损伤(MSD)模式较单一主裂纹损伤模式止裂作用更差一些,多裂纹扩展后期主、副裂纹有明显的相互影响;多裂纹损伤模式较单一主裂纹损伤模式破坏寿命和破坏名义载荷都要小得多,多裂纹损伤(MSD)模式较单一主裂纹损伤模式扩展更快、

更偏危险; 两种最危险开裂模式大致相当, 最危险开裂模式二较最危险开裂模式一略严重一些。

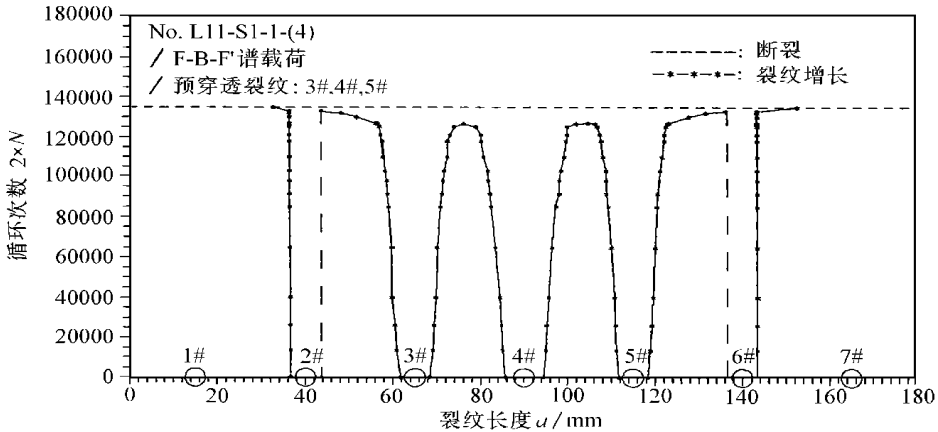


图 3 试样 S1-4(最危险开裂模式之一)多裂纹扩展 ΔN 曲线

采用第 3 组 5 件试样选用最危险开裂模式一在飞-续-飞谱下进行了螺栓连接件试验。试验结果表明: 连接件有明显的附加弯矩。裂纹均起裂于板内侧的孔边角裂纹。角裂纹沿表面水平方向长度与沿厚度方向长度扩展极不均衡, 尤其在裂纹扩展后期; 由于上述角裂纹扩展极不均衡, 试验中先观察到板外侧表面孔边水平方向塑性区凹陷, 该凹陷持续“扩展”才在凹陷线上出现裂纹。通常孔边塑性区凹陷及凹陷线上的裂纹出现后, 已接近结构破坏; 含多裂纹损伤的连接结构破坏寿命及破坏模式具有更大的分散性。

### 3 关于裂纹连通准则的讨论

通过扫描电镜观察典型试件断口, 除具有常规的疲劳断口特征之外, 还具有多裂纹损伤的一些断口特征, 这些特征可以为多裂纹损伤的理论分析提供试验依据。

平板空孔多裂纹连通区域特征——在整个结构破坏之前, 2 条裂纹连通区域断口表现为: 当裂纹尖端不仅平面应力塑性区而且过度区/平面应变塑性区均连接在一起时(如图 4), 才真正实现连通。连通区域韧窝更大更深表现为韧性断裂而非脆性断裂特征。可见应力强度因子判据不适用于裂纹连通判定。也即在结构尚未破坏之前, 裂纹连通取决于净面积(或韧带)的屈服而不是应力强度因子达到了临界值<sup>[2]</sup>。进一步从图 4 中的连通塑性区形状及特征来看, 临界屈服应力显然不能简单地取为  $R_{0.2}$ 。实质上此时的临界屈服应力是一种屈服后的流变应力。

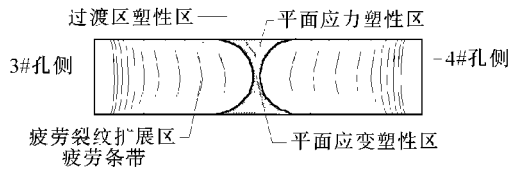


图 4 多裂纹连通区域特征示意图

本文的试验结果还表明: 整个结构破坏时仍然表现为宏观脆性断裂特征, 净截面屈服准则不一定适用于所有含 WFD 结构的整体破坏判定。试想对一孔距较宽的多孔结构, 即使已有多个孔连通形成一条较大的主裂纹, 当裂纹尖端塑性区未与邻孔小裂纹尖端塑性区连通时, 结构也有可能由于  $K$  达到  $K_c$  而引起破坏。因此, 对含有 WFD 的结构的整体破坏应同时引用净截面屈服准则和常规的应力强度因子判据。

螺栓连接件多裂纹连通区域特征——通过宏、微观断口观察,在结构未破坏之前,连接件的角裂纹连通区(当相连的两条裂纹长度差不多时)与光孔板裂纹连通区很不一样(如图 5)。两条角裂纹在扩展后期在板内侧首先连通并形成

一个明显的疲劳台阶,但剩余区域并未连通。于是裂纹转而在板厚度方向向板外侧扩展,由于此时大部分区域已经连通造成刚度、载荷急剧削减,该阶段疲劳条带反而变得细而密,最终扩展连通整个区域。断口没有象光孔板那样明显的塑性连通区。

可见,连接件角裂纹连通断口机制与光孔板穿透裂纹连通断口机制不同,角裂纹的连通应考虑其三维特征或进行二维简化。基于本文的试验,将角裂纹的表面长度连接当作角裂纹的连通判据至少是偏保守的。

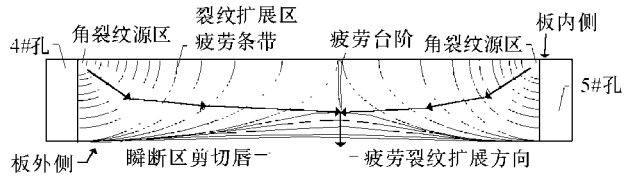


图 5 连接件角裂纹连通区特征示意图

## 参 考 文 献

- 1 陈文. 老龄飞机的结构完整性问题及其对策. 国际航空, 1996, 8: 54 ~ 56
- 2 Swift T. Damage tolerance capability. Int J Fatigue, 1994, 16(1): 75 ~ 94

## 新书简介

## 《结构稳定性设计手册》出版、征订

本手册由中国航空研究院崔德刚主编,集我国航空领域 30 多年来在理论与实验研究以及工程设计实践的基础上,提供了多种类型薄壁结构屈曲、后屈曲直至破坏的结构稳定性分析和设计方法,是我国第 1 本实用的结构稳定性手册。全书内容配套,数值与曲线准确可靠,可供航空、空间、机械、造船、车辆以及其他工程结构和强度分析工程技术人员使用,也可供科研院所使用和高等院校师生参考。全书分为 12 章,约 50 万字,已由航空工业出版社出版,进口 80 克胶版纸印刷,精装,每册 70 元。

凡欲订购者,请与本刊编辑部发行组联系。通讯地址:北京学院路 37 号《航空学报》杂志社发行组潘国勋

邮 码: 100083 电话: (010)62017247 传真: (010)62017247