

工学硕士学位论文

机翼蒙皮结构多部位损伤研究

王 涛

哈尔滨理工大学

2015 年 3 月

国内图书分类号: V214.1

工学硕士学位论文

机翼蒙皮结构多部位损伤研究

硕 士 研 究 生: 王 涛

导 师: 张嘉振

申请学位级别: 工学硕士

学 科、 专 业: 机械设计及理论

所 在 单 位: 机械动力工程学院

答 辩 日 期: 2015 年 3 月

授予学位单位: 哈尔滨理工大学

Classified Index: V214.1

Dissertation for the Master Degree in Engineering

Research on Multiple Sites Damage of the Win Skin Structure

Candidate:	Wang Tao
Supervisor:	Zhang Jiazhen
Academic Degree Applied for:	Master of Engineering
Specialty:	Machine Design and Theory
Date of Oral Examination:	March, 2015
University:	Harbin University of Science and Technology

哈尔滨理工大学硕士学位论文原创性声明

本人郑重声明：此处提交的硕士学位论文《机翼蒙皮结构多部位损伤研究》，是本人在导师指导下，在哈尔滨理工大学攻读硕士学位期间独立进行研究工作所取得的成果。据本人所知，论文中除已注明部分外不包含他人已发表或撰写过的研究成果。对本文研究工作做出贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式注明。本声明法律结果将完全由本人承担。

作者签名：王涛

日期：2015 年 03 月 27 日

哈尔滨理工大学硕士学位论文使用授权书

《机翼蒙皮结构多部位损伤研究》系本人在哈尔滨理工大学攻读硕士学位期间在导师指导下完成的硕士学位论文。本论文的研究成果归哈尔滨理工大学所有，本论文的研究内容不得以其它单位的名义发表。本人完全了解哈尔滨理工大学关于保存、使用学位论文的规定，同意学校保留并向有关部门提交论文和电子版本，允许论文被查阅和借阅。本人授权哈尔滨理工大学可以采用影印、缩印或其它复制手段保存论文，可以公布论文的全部或部分内容。

本学位论文属于

保密 ☐ ，在 5 年解密后适用授权书。

不保密 ☒ 。

（请在以上相应方框内打√）

作者签名：王 涛

日期：2015 年 03 月 27 日

导师签名：张嘉振

日期：2015 年 03 月 27 日

机翼蒙皮结构多部位损伤研究

摘 要

广布疲劳损伤是指多个元件或者多个相似细节中存在大量的细小裂纹，这些细小裂纹在疲劳载荷的作用下发生连通，而引起结构的剩余强度不能继续承受载荷作用导致结构失效。广布疲劳损伤广泛存在于飞机蒙皮结构中，广布疲劳损伤的存在降低了飞机蒙皮结构的承载能力，严重影响飞机的安全和寿命，尤其是老龄飞机。广布疲劳损伤分为多元件损伤和多部位损伤两种形式，本文主要研究广布疲劳损伤中的多部位损伤问题，基于机翼蒙皮结构和机翼蒙皮常用的 2024 铝合金材料，根据多部位损伤发生和发展过程研究多部位损伤发生的概率、多部位损伤内力再分配问题和多部位损伤的剩余强度。本文的研究对深入了解多部位损伤的形成及发展过程具有重要的参考价值，也为飞机结构的安全设计和寿命评估提供有力的参考依据，对我国的航空以及国防建设事业也具有重大的现实意义。

在研究多部位损伤发生概率方面，首先给出多部位损伤发生的判定依据，然后在假设各个细节具有相同疲劳特征和产生裂纹随机独立性的条件下，根据概率断裂力学当量初始裂纹分布的理论和数理统计中的三参数威布尔分布建立了预测多细节结构发生多部位损伤概率的数学模型，具体建立了载荷循环次数和发生概率之间的函数关系。最后，通过 2024 铝合金薄板单细节和三细节的疲劳试验对模型的合理性进行验证。经验证，模型可以很好地预测多细节结构在一定载荷循环次数下发生多部位损伤的概率，但预测结果偏于保守。

在研究多部位损伤内力再分配方面，首先对复杂的多部位损伤问题进行简化处理，根据某民机机翼蒙皮结构得到多部位损伤结构的两个基本简化模式，再运用 Abaqus 和 Franc3d 建立裂纹有限元模型研究两个基本多部位损伤结构的应力强度因子中结构综合修正因子，在得到结构综合修正因子中的组合修正因子和局部载荷再分配因子与主裂纹长度存在函数关系的结论后，通过这种函数关系研究了组合修正因子和局部载荷再分配因子与主裂纹长度的变化规律，间接研究了多部位损伤内力再分配的变化规律。得出一定载荷情况下，多部位损伤结构的内部载荷是不断进行分配的，分配的规律与结构形式和裂纹分布等因素有关等的结论。

在多部位损伤剩余强度研究方面，首先根据前文对多部位损伤内力再分配问题研究的结论和试验标准设计了两类同细节不同裂纹分布的含有多部位损伤结构的试验件，试验件材料采用 2024 铝合金材料。通过两类多部位损伤结构试验件的剩余强度试验，讨论了净截面屈服计算方法、基于 Swift 连通准则的计算方法和线弹性条件下断裂力学的计算方法这三种常用的剩余强度计算方法在多部位损伤结构剩余强度计算方面的适用性。最后得出结论：同细节不同裂纹分布对多部位损伤结构剩余强度有影响，净截面屈服计算方法较其他两种计算方法更准确。

关键词 机翼蒙皮；多部位损伤；发生概率；内力再分配；剩余强度

Research on Multiple Sites Damage of the Wing Skin Structure

Abstract

Widespread fatigue damage usually refers to the existence of tiny cracks either on multiple components or couples of similar details, which will lead to connecting together under the action of fatigue loading, and the residual strength of structure will be too weak to bear the load leading to the structure failure ultimately. Widespread fatigue damage exists in the skin of the aircraft structure widely, it reduces the carrying capacity of the skin of the aircraft structure and affect the safety and life of aircraft seriously, especially in aging aircraft. Widespread fatigue damage includes multiple element damage and multiple site damage, this paper mainly studies the widespread fatigue damage. Based on the skin structure and 2024 aluminum alloy material which was commonly used in the wing skin, according to the general development of multiple site damage, these problems was studied, including the probability of occurring Multiple Sites Damage, rule of redistribution of internal forces and residual strength of 2024 aluminum alloy structure. The study has important reference value to the further understanding of the formation and development process of multiple site damage, but also provides a powerful reference for safety design and life assessment of aircraft structure. It also has the significant practical significance to Chinese aviation and national defense construction.

For the study of occurrence probability of Multiple Sites Damage, firstly, give the criterion of multiple site damage, under the assumption that each details have the same fatigue characteristic and the crack occurred randomly and independently, according to the theory of fracture mechanics equivalent initial crack distribution and the three parameter Weibull distribution established the mathematical model to predict the probability of occurrence of multiple site damage in multi detail structure, specifically established the function relationship between load cycles and probability of occurrence. Finally, carried out fatigue test with 2024 aluminum alloy sheet single detail and three detail to verify the

rationality of the model and draw the conclusion: the model can better predict the occurrence probability of multiple sites damage of multi detail structure, but the prediction result is conservative.

As for the internal force redistribution of multiple site damage, firstly, simplify the complex multiple site damage problem, according to a certain civil aircraft wing skin structure obtained two basic simplified model of multiple site damage, and then use Abaqus and Franc3d to establish the finite element crack model to research structure comprehensive correction factor of structure intensity factors in the two basic multiple site damage structure, after obtain the conclusion that there exists function relationship between the combined correction factor and local load redistribution factor and the main crack length, through this function relationship study the change rule between combined correction factor and local load redistribution factor and the main crack length, and thus study the change rules of internal force redistribution indirectly. With a certain load, internal load of containing Multiple Sites Damage structure is distributed continuously, and the distribution is related to the structure and distribution of cracks, etc.

For the study of residual strength in multiple site damage, firstly, according to the internal force redistribution conclusions and test standards, designed two test pieces with similar details and different crack distribution which contains multiple site damage, the test piece material using 2024 aluminum alloy. Through the residual strength test of the two types of multiple site damage test piece, discusses the applicability of three kinds of commonly used residual strength calculation method in the residual strength calculation of multiple sites damage structure, the methods are net section yield calculation method, the calculation method based on Swift connecting standards, and the calculation method under the condition of linear elastic fracture. Finally draws the conclusion: different crack distribution with the same details can influence the residual strength and net section yield calculation method is superior to other methods.

Keywords Win skin, Multiple sites damage, Probability, Internal force redistribution, Residual strength

目 录

摘 要.....	I
Abstract	III
第 1 章 绪论.....	1
1.1 课题背景.....	1
1.2 多部位损伤国内外的研究现状.....	4
1.2.1 多部位损伤发生概率的研究现状.....	4
1.2.2 多部位损伤内力再分配的研究现状.....	5
1.2.3 多部位损伤剩余强度的研究现状.....	5
1.3 主要研究内容.....	5
1.3.1 多部位损伤发生的概率.....	6
1.3.2 多部位损伤内力再分配的研究.....	6
1.3.3 多部位损伤剩余强度的研究.....	7
第 2 章 多部位损伤发生的概率.....	8
2.1 多部位损伤发生的判定依据.....	8
2.1.1 初始裂纹萌生尺寸.....	8
2.1.2 多部位损伤发生的判定依据.....	9
2.2 多部位损伤发生概率的数学模型.....	9
2.2.1 模型建立的基本思想及其假设.....	9
2.2.2 数学模型的建立.....	10
2.3 模型合理性的试验验证.....	12
2.3.1 单细节裂纹萌生与扩展试验.....	12
2.3.2 单细节当量初始裂纹尺寸分布的求解.....	14
2.3.3 多细节疲劳寿命试验与模型验证.....	15
2.4 本章小结.....	17
第 3 章 多部位损伤内力再分配的研究.....	18
3.1 裂纹尖端的应力强度因子.....	18
3.1.1 应力强度因子.....	18
3.1.2 应力强度因子的计算方法.....	19
3.2 Franc3d 应力强度因子计算的理论基础.....	22

3.2.1 M-积分与裂纹张开位移原理	22
3.2.2 应力强度因子迭加原理	22
3.3 内力再分配的研究	23
3.3.1 两个简化模式结构	23
3.3.2 组合修正因子与局部载荷再分配因子	25
3.3.3 裂纹有限元模型的建立	27
3.3.4 计算结果与分析	30
3.4 本章小结	45
第 4 章 多部位损伤剩余强度的研究	47
4.1 剩余强度分析原理	47
4.1.1 剩余强度的定义	47
4.1.2 剩余强度常用的计算方法	47
4.2 多部位损伤剩余强度试验	50
4.2.1 试验件多裂纹类型	50
4.2.2 剩余强度试验	52
4.3 剩余强度试验结果与分析	52
4.4 剩余强度准则的适用性	53
4.5 本章小结	56
结论	57
参考文献	58
致谢	62

第1章 绪论

1.1 课题背景

1988年4月28日，阿罗哈航空从往返于夏威夷的希洛岛和檀香山定期航班的一架波音737-200型客机发生事故，导致机身中间部位的一块很大的机舱天花板剥离整个机身，机身头等舱的天花板完全损坏，机头与机身随时有可能分离解体，事故现场如图1-1所示^[1]。事后有关部门对这次事故进行了调查，调查结果表明事故的起因是机身蒙皮等部位发生疲劳破坏而导致结构失效，具体的起因是机身蒙皮搭接结构中的接头已经存在着大量的微小疲劳裂纹，这些裂纹在飞机承受载荷的过程中相互连通，促使机身强度急剧下降，飞机结构失效^[2]。这就是由广布疲劳损伤(widespread fatigue damage, WFD)引起的一个典型事故，该事故引起了航空界对广布疲劳损伤问题的极大关注。



图 1-1 阿罗哈波音 737-200 型客机事故现场照片

Fig.1-1 Aloha Boeing 737-200 aircraft accident scene photograph

广布疲劳损伤含义是多个元件或者多个相似细节中存在大量的细小裂纹，这些细小裂纹在疲劳载荷的作用下发生连通，而引起结构的剩余强度不能承受载荷作用导致结构失效，如图1-2所示。

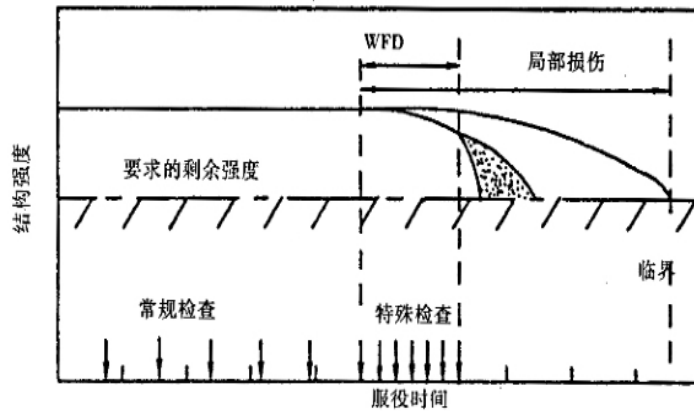


图 1-2 广布疲劳损伤对结构强度的影响

Fig.1-2 Influence of WFD on structure strength

飞机结构中广泛存在着广布疲劳损伤，如图 1-3 所示。广布疲劳损伤源是广布疲劳损伤的起因，由于材料内部本身具有一定的缺陷，飞机在生产制造过程中就有可能产生一定的损伤。另外，飞机在服役过程中，避免不了疲劳载荷、磨损和环境腐蚀等因素的作用，在这些因素的作用下，飞机结构中也会产生大量的损伤，将这些缺陷和损伤统称为原始损伤，这些原始损伤在疲劳载荷的继续作用下会形成微小裂纹形成广布疲劳损伤源。

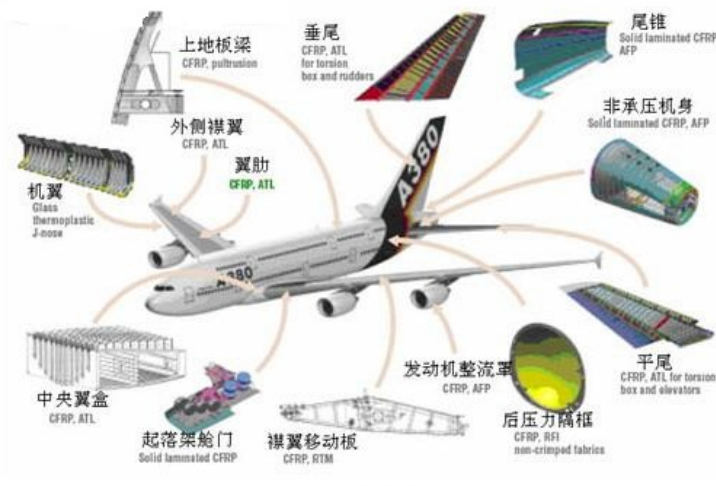


图 1-3 飞机结构中的广布疲劳损伤

Fig.1-3 WFD in aircraft structure

广布疲劳损伤包含多部位损伤(multiple sites damage, MSD)和多元件损伤(multiple elements damage, MED)两种损伤模式。

多部位损伤是指在同一结构件（如一块蒙皮壁板）不同的相似或相同细节处产生相互影响并具有疲劳裂纹特征的微小裂纹群的一种广布疲劳损伤。这些裂纹群起初都比较小，然而在飞机飞行过程中受到载荷作用，这些微小裂纹的扩展速率增加，并相互连通形成含有多个主裂纹的裂纹群体，最后使机体结构严重破坏。多部位损伤中由于裂纹之间的影响和内力再分配的作用使得裂纹的扩展比单裂纹的扩展速度快。所以，含有多部位损伤的结构比只含有单个裂纹结构的承载能力差。飞机结构中的机翼与机身连接处等部位容易出现多部位损伤，多部位损伤结构模型如图 1-4(a)所示。多部位损伤是飞机结构中常见的损伤形式，尽管含有单个细小裂纹的结构满足剩余强度要求，如果这些细小裂纹一旦连通，结构的承载能力会迅速下降，从而可能引起灾难性事故。

多元件损伤是指结构中的相邻构件（如肋板和蒙皮）中存在多个裂纹的广布疲劳损伤形式，这种结构在疲劳载荷的作用下，结构中的裂纹会引起相邻构件失效。飞机机身加肋板结构常发生多元件损伤，多元件损伤结构模型如图 1-4(b)所示。含有多元件损伤的结构同样比含有单裂纹的结构承载能力差，所以，多元件损伤也会引起严重事故。

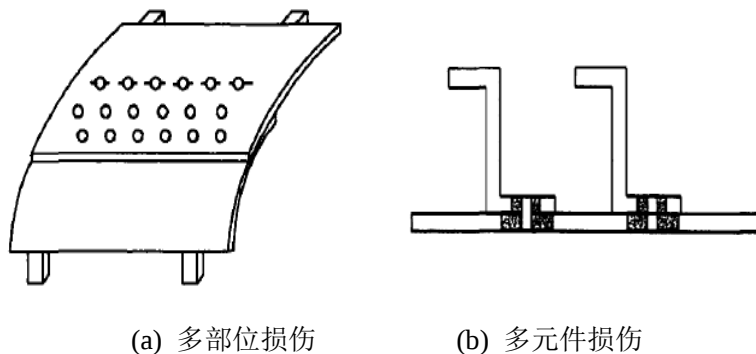


图 1-4 广布疲劳损伤的两种模式

Fig.1-4 Two models of WFD

广布疲劳损伤的存在严重降低了飞机结构的承载能力，影响飞机的结构安全和寿命，尤其是老龄飞机。因此，有必要对广布疲劳损伤进行研究，本文主要研究广布疲劳损伤中的多部位损伤问题。本文的研究对深入了解多部位损伤的形成及发展过程具有重要的参考价值，也为飞机结构的安全设计和寿命评估提供有力的参考依据，对我国的航空以及国防建设事业也具重大意义。

1.2 多部位损伤国内外的研究现状

国外在多部位损伤方面的研究起步比较早，国外的专家学者们在上个世纪八十年代就开始对这方面的问题进行了研究。比如，美国波音公司具体研究了多个多部位损伤结构的典型模式，并将相关资料编辑成手册。法国空客公司也对多部位损伤进行了研究，重点研究了多部位损伤发生和裂纹扩展的随机性，根据研究结果相应调整了损伤检测和飞机维修计划。此外，美国国家航空航天局和澳大利亚国防科学和技术组织等航空航天科研机构也对多部位疲劳损伤相关问题进行了研究。

相对于国外，我国在多部位损伤方面的研究起步较晚。直到“八五”计划后期，我国的研究人员才开展了多部位损伤研究的基础性工作。研究人员主要对多部位损伤的产生、多裂纹的扩展路径以及疲劳寿命等问题进行了初步的理论研究，结合已有的损伤容限设计理论通过概率方法应用于实际。此外，我国科研人员还通过试验的手段对多部位损伤相关问题进行了研究。

1.2.1 多部位损伤发生概率的研究现状

过去对多部位损伤结构的研究多关注在其裂纹扩展以及剩余强度方面，而在多部位损伤发生概率的方面研究较少^[3]。在这方面，赵金龙等^[4]利用蒙特卡洛模拟算法计算并预测了含相似多细节结构多部位损伤的发生概率，并讨论了细节数目对多部位损伤发生概率的影响，最终得出同寿命时多部位损伤发生概率随细节数增加而增大的结论。Lysak P D 等^[5]提出了根据单一细节的疲劳寿命估算多部位损伤发生概率的思想，本文也是借助这个思想对多部位损伤发生概率进行研究的。雷晓欣等^[6]基于断裂力学与疲劳统计学相关理论针对典型多部位结构建立了广布疲劳损伤的随机模型，并通过蒙特卡洛方法模拟了整个过程。阎晓中等^[7]根据广布疲劳损伤发生的随机性建立了广布疲劳损伤发生的概率模型，利用蒙特卡洛方法模拟了广布疲劳损伤损伤，并通过算例对模型进行验证。张建宇等^[8]研究了预腐蚀后的多部位损伤发生的概率，确定了预腐蚀后的多部位损伤发生的概率与常规多部位损伤发生概率之间的关系，并根据这个关系建立了预腐蚀后的多部位损伤发生概率的数学模型。薛景川等^[9]基于概率疲劳分析理论知识给出了多部位损伤发生的概率简化模型和计算方法，便于实际应用。

1.2.2 多部位损伤内力再分配的研究现状

自从 IRWIN G R 在 1957 年提出了应力强度因子理论之后, 应力强度因子便广泛应用于断裂损伤问题的研究中^[10]。对于多部位损伤内力再分配的研究多数都是通过应力强度因子进行研究的, 研究人员多是通过研究裂纹之间的相互影响来研究多部位损伤内力再分配问题^[11-20]。Kuang J H 等^[21]通过运用迭代方法在二维平面内研究相互平行裂纹之间的影响得出裂纹间距较近的两个裂纹尖端相互影响较大的结论, 认为平行裂纹之间的影响与裂纹间距和裂纹尺寸有关。Chen W H 等^[22]运用边界元法研究多部位损伤中多裂纹的相互影响和内力的再分配问题。王森等^[23]通过疲劳试验观察到多部位损伤中多裂纹的竞争现象, 验证了众多微小裂纹是多部位损伤发生的原因。谭申刚等^[24]对多部位损伤结构进行裂纹扩展试验, 得到在多裂纹情况下裂纹的扩展速率要比单裂纹情况下的裂纹扩展速率大很多的结论。黄德武等^[25]通过 J 积分研究弹塑性条件下裂纹之间的相互作用。

1.2.3 多部位损伤剩余强度的研究现状

可靠的剩余强度计算是计算多部位损伤结构疲劳寿命和评估多部位损伤结构安全性的主要内容, 所以, 剩余强度是多部位损伤问题研究的重点之一。在这方面, Pidaparti R M 等^[26]结合 Matlab 运用损伤容限理论对含多部位损伤结构的剩余强度进行计算, 程序便于应用推广。Galatolo R 等^[27]结合理论与试验对含有多部位损伤的连接件进行剩余强度计算。Xiang yang Deng 等^[28]通过修正 Dugdale 模型对含有主裂纹和几个非主裂纹的结构进行剩余强度研究, 重点研究非主裂纹对结构剩余强度的影响。应中伟等^[29]给出多部位损伤结构剩余强度的计算方案, 该方案基于 Irwin 模型和 Dugdale 模型。郭树祥^[30]考虑裂纹尖端塑性区域对剩余强度的影响, 在剩余强度计算中引入当量屈服应力, 该计算方法能够体现裂纹尖端的作用对结构剩余强度的影响。

1.3 主要研究内容

本文主要研究内容是对机翼蒙皮结构的多部位损伤问题进行研究, 根据多部位损伤发生、发展和合理应用的思路研究多部位损伤发生的概率、多部位损伤内力再分配问题和多部位损伤剩余强度问题, 其中, 多部位损伤内力再分配问题是本文研究的重点。研究多部位损伤发生的概率目的是为预测多部位损伤

的发生提供参考，研究多部位损伤内力再分配问题目的是为研究多部位损伤结构中裂纹扩展规律，进而为预测多部位损伤结构的寿命提供参考，研究多部位损伤剩余强度目的是为合理计算与使用结构的剩余强度提供参考。

1.3.1 多部位损伤发生的概率

由于机翼蒙皮材料自有的缺陷和飞机服役过程中疲劳载荷的作用，机翼蒙皮上的细节孔会产生微小裂纹，进而形成多部位损伤，因此只要有疲劳载荷的作用多部位损伤必然发生，但多部位损伤发生具有很大的随机性，发生位置具有随机性，发生时间也具有随机性。飞机结构的寿命是时间问题，不考虑多部位损伤发生的具体位置，因此这部分内容主要研究在一定疲劳载荷作用下，多细节结构在什么时候会发生多部位损伤，也可以说研究在某一时刻多细节结构发生多部位损伤的可能性有多大。这方面的研究前人多是通过试验或者蒙特卡洛等模拟方法进行研究的，没有给出一个预测多部位损伤发生的具体数学模型。在阅读大量书籍文献后，本文根据概率断裂力学方法(PEMA)^[31]中的当量初始裂纹尺寸分布的理论和三参数威布尔分布等数理统计知识建立预测多部位损伤发生的数学模型，利用试验对模型的合理性进行验证讨论，试验件材料采用机翼蒙皮常用的 2024 铝合金材料。

1.3.2 多部位损伤内力再分配的研究

结构发生多部位损伤后，结构会出现内力再分配现象，引起内部载荷在结构中重新分配，这种载荷的转移和变化又是不确定性的。另外，伴随着裂纹之间的相互影响，裂纹的扩展不再遵循单裂纹时的扩展规律，裂纹的扩展量不断地发生变化。这方面需要考虑以下两个方面的问题，一是如何将复杂的多部位损伤结构内力再分配问题简单化，即先要对复杂的多部位损伤结构简单化处理；另一个问题是通过什么物理量来研究多部位损伤结构内力再分配问题。对于断裂损伤问题，前人多是通过应力强度因子进行研究，本文也将研究应力强度因子间接研究多部位损伤内力再分配问题。本文首先根据某民机机翼蒙皮结构对复杂的多部位损伤结构进行简化，然后利用有限元分析软件 Abaqus6.12 和裂纹扩展分析软件 Franc3d 研究一定载荷下简化模式的应力强度因子，通过对应力强度因子变化规律定性与定量的研究，间接得到多部位损伤内力再分配的变化规律。在研究过程中用到的材料参数都是 2024 铝合金材料参数。

1.3.3 多部位损伤剩余强度的研究

当多细节结构在外载荷的作用下引起多部位疲劳破坏,随着外载荷的不断作用,发生多部位破坏的细小裂纹继续扩展,有的贯通形成主裂纹并迅速扩展,最终引起结构的剩余强度急剧减小而引起结构断裂。因此,多部位损伤问题由内力再分配问题转移到剩余强度方面。在结构的剩余强度计算方面,研究人员已经提出一些计算方法,例如根据净截面屈服理论的计算方法、基于 Swift 连通准则的计算方法和根据线弹性条件下断裂力学理论建立的计算方法,本文在研究同细节不同裂纹分布的多部位损伤结构剩余强度的同时,讨论上面三种剩余强度计算方法在多部位损伤结构剩余强度计算的适用性。剩余强度试验的试验件材料采用 2024 铝合金材料。

第2章 多部位损伤发生的概率

多部位损伤的发生是多部位损伤现象的开始，含有多个相似细节的结构存在的缺陷具有随机性，结构在疲劳载荷作用下，这些缺陷形成微小裂纹也具有随机性，多部位损伤发生的过程也很复杂。因此在研究的过程中，首先给出多部位损伤发生判定依据，根据这个判定依据才能确定多细节结构是否发生多部位损伤，在建立预测多部位损伤发生概率模型之前，为便于解决问题，还要进行一些假设。

2.1 多部位损伤发生的判定依据

由于外部随机载荷的作用，含有多个相似细节的结构在某一时刻或者在载荷达到某一循环次数时一定引起多部位损伤。根据前文叙述的多部位损伤发生过程，首先要明确初始裂纹萌生尺寸，这是判断相似多细节结构出现裂纹的依据，其次在裂纹出现的情况下进一步判定多相似细节结构是否发生多部位损伤。因此，下面给出多部位损伤发生的判定依据。

2.1.1 初始裂纹萌生尺寸

如图 2-1 所示，结构在疲劳载荷的作用下，会在某个细节出现初始萌生的裂纹，这个最开始出现的裂纹就被称为初始裂纹萌生尺寸，如图 2-1 所示。

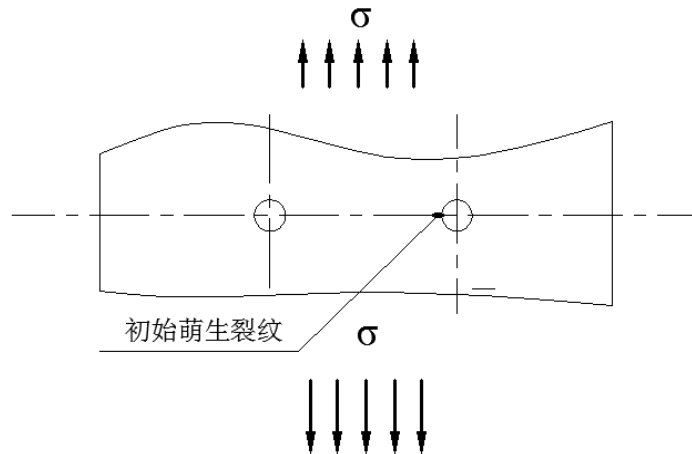


图 2-1 初始萌生裂纹

Fig.2-1 The initial crack

这里用符号 a_r 表示初始裂纹萌生尺寸，初始裂纹萌生尺寸 a_r 的确定直接关系到最终裂纹疲劳寿命的计算，但该尺寸确定目前尚无统一标准。在常见的疲劳分析中，多采用取最小可检裂纹或者查相关手册的方法确定初始裂纹萌生尺寸。本文根据实际情况定义初始裂纹萌生尺寸 $a_r = 1.0 \text{ mm}$ 。

2.1.2 多部位损伤发生的判定依据

多部位损伤常常发生于含有多相似细节的结构上，众多相似细节在外部随机载荷的作用下会产生疲劳裂纹，结构中每个细节出现裂纹具有随机性，而每个细节具有相同应力分布的相应位置出现裂纹也具有随机性。由于单一裂纹不会发生裂纹之间的连通，所以出于结构安全性考虑，这里给出保守的判定依据，当含有多个相似细节的结构中有任意两个或两个以上的细节出现裂纹，并且裂纹的尺寸满足大于或等于初始裂纹萌生尺寸的条件，则可认为在这个结构发生多部位损伤。这一判定准则也符合文献^[32]中关于飞机结构在设计服役目标之内不允许出现多部位损伤的规定。

2.2 多部位损伤发生概率的数学模型

2.2.1 模型建立的基本思想及其假设

含有多相似细节结构（如飞机蒙皮与桁条连接成排的铆钉结构）的裂纹萌生寿命是指结构的各个细节在开始受到外部随机载荷作用后出现裂纹的尺寸等同于初始裂纹萌生尺寸时疲劳载荷的循环次数。初始裂纹萌生寿命与单一细节的疲劳寿命以及所承受应力的大小有关。而各个相似细节都是在相同材料和工艺下加工出来的，因此它们具有相同的疲劳质量，即可以假设它们具有相同的疲劳特征。另外，在众多裂纹萌生阶段，各个细节之间的裂纹尖端距离相对较远，裂纹尖端的应力强度因子主要受到细节应力水平的影响，而裂纹之间的影响相对较小。这里另外假设各个细节之间不存在应力再分配作用，即裂纹萌生阶段不存在裂纹之间的相互影响，即假设在裂纹生成的过程中，各个细节的裂纹生成是相互独立的。因此，多部位损伤的发生的概率问题可以利用单细节裂纹萌生寿命来解决。

2.2.2 数学模型的建立

2.2.2.1 裂纹形成寿命分布(TTCI)

到裂纹形成的时间被定义为从疲劳加载在开始至某一给定的可检裂纹尺寸的时间（该时间以循环数、飞行数或者飞行时数计算），这里用载荷循环数 N 表示^[33]。试验已验证一定载荷的特征量与原始裂纹长度的裂纹形成寿命分布特征量服从威布尔分布^[34]。因此，利用三参数威布尔分布表示裂纹形成寿命分布见式(2-1)。

$$F_N(n) = P(N \leq n) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{n - \omega}{\beta} \right)^\alpha \right] \quad (2-1)$$

式(2-1)中， $n \geq \varepsilon$ ， N 表示裂纹形成寿命分布的变量， α 表示形状的参数， β 表示分布尺度的参数， ε 则表示分布位置的参数，即 N 的下界，以上参数均由试验数据确定。

2.2.2.2 单一细节的当量初始裂纹尺寸的分布(EIFS)

在结构即将失效的一段时间内会产生较大长度的疲劳裂纹，那些可以反向推断出初始裂纹统计分布的较大长度裂纹分布就被称之为当量初始裂纹尺寸的分布^[35]。当量初始裂纹尺寸分布与裂纹形成寿命分布的关系可由图 2-2 形象表示出来，两者具有相容性。

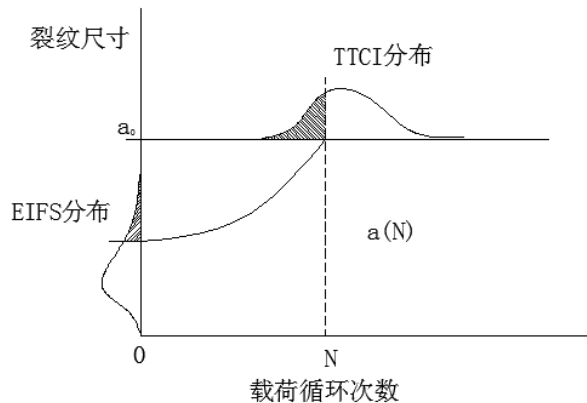


图 2-2 当量初始裂纹尺寸分布与裂纹形成寿命分布的关系

Fig.2-2 EIFS distribution and TTCI distribution

为方便问题的研究，在一定裂纹尺寸范围内，裂纹扩展规律近似表示为式(2-2)。

$$a(0) = a_e \exp(-\omega n) \quad (2-2)$$

式(2-2)中， ω 是与载荷谱、材料特性和结构几何形状有关的参数， a_e 表示参考裂纹尺寸， n 表示载荷循环次数。式(2-2)中， $a(0)$ 即可表示一个当量的初始裂纹的尺寸，当量的初始裂纹的尺寸分布根据其分布的特征可以采用对数分布或者威布尔分布的形式，这里采用三参数的威布尔分布描述。

利用公式(2-2)求出 n 代入公式(2-1)中，同时将 n 换成 x ，根据当量初始裂纹尺寸的分布与裂纹形成寿命的分布的相容性可进一步得到当量初始裂纹尺寸 $a(0)$ 的累积分布。

$$F_{a(0)}(x) = 1 - F_N(n) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln \left(\frac{x_u}{x} \right) - \omega \varepsilon}{\omega \beta} \right]^\alpha \right\} \quad (2-3)$$

式(2-3)中， $x_u = a_e \exp(-\omega)$ ，表示初始裂纹长度的上界。

裂纹形成寿命分布的数据可由式(2-2)转换成当量初始裂纹尺寸分布的数据，再利用式(2-3)进行拟合即可得到单细节当量初始裂纹尺寸的具体分布，所以可以用单细节的疲劳试验数据进行反推获得初始裂纹尺寸的具体分布规律。

2.2.2.3 多部位损伤发生概率的数学模型

对于含有多相似细节的结构，设其发生多部位损伤的概率为 P_m ，根据前文所述多部位损伤发生的判定依据可以得到式(2-4)。

$$P_m = 1 - P_0 - P_1 \quad (2-4)$$

式(2-4)中， P_0 表示所有细节的初始裂纹均小于初始裂纹尺寸的概率， P_1 表示所有细节的初始裂纹中有一个裂纹的尺寸大于或等于初始裂纹尺寸的概率。

对任意载荷循环数 N 某一细节裂纹长度小于初始萌生裂纹尺寸 a_r 的概率 p ，则根据初始当量尺寸分布得到式(2-5)。

$$p = p(x < a_r) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln \left(\frac{x_u}{x} \right) - \omega \varepsilon}{\omega \beta} \right]^\alpha \right\} \quad (2-5)$$

式(2-5)中， $0 < x \leq x_u$ 且 $x_u = a_e e^{-\omega}$ 。

那么, 含有 n 个细节的结构产生多部位损伤的概率可表示为式(2-6)。

$$P_m = 1 - p^n - np^{n-1}(1-p) \quad (2-6)$$

由式(2-5)和式(2-6)联立得式(2-7), 即为所求的多部位损伤发生概率的数学模型。

$$\begin{cases} p = p(x < a_c) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln \left(\frac{x_u}{x} \right) - \omega \varepsilon}{\omega \beta} \right]^\alpha \right\}; 0 < x < x_u \\ P_m = 1 - p^n - np^{n-1}(1-p) \end{cases} \quad (2-7)$$

式(2-7)中, $x_u = a_e e^{-\omega}$ 。由此可见当量初始裂纹尺寸分布与载荷谱的应力水平无关。

2.3 模型合理性的试验验证

2.3.1 单细节裂纹萌生与扩展试验

试验件采用 2024 铝合金材料, 标准中央裂纹拉伸 M(T)试件形式, 试件尺寸^[35, 37]如图 2-3 所示, 试验件的厚度均为 2mm。

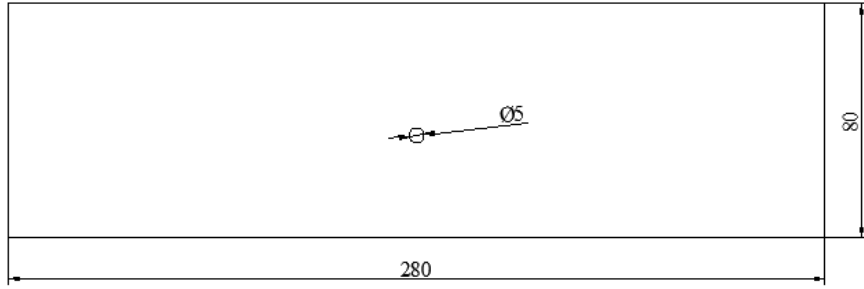


图 2-3 单细节裂纹萌生与扩展试验件尺寸

Fig.2-3 The initiation and propagation of crack in single detail test size of the parts

试验过程中采用两端加载的方式, 试验载荷的应力比为 0.06, 载荷频率为 20HZ^[35-38]。利用成组试验法^[39]在六个最大应力水平下获得单细节的裂纹萌生寿命如图 2-4 所示。

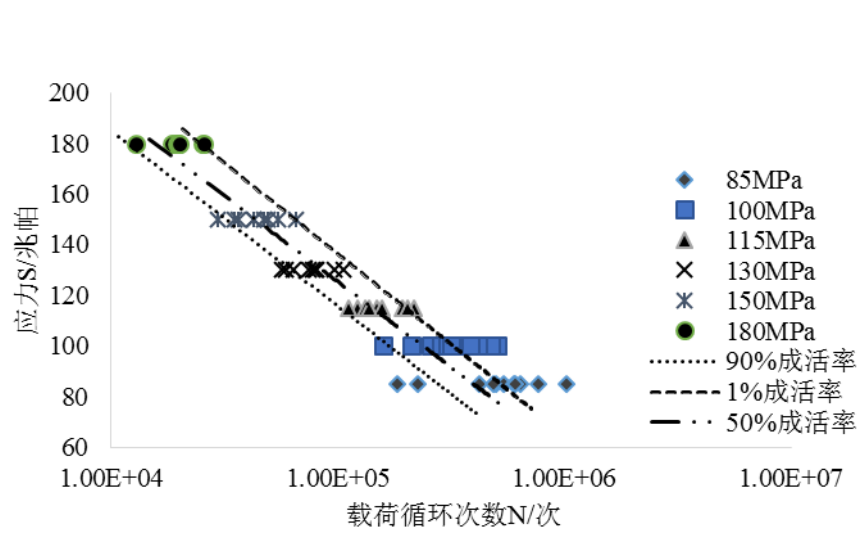


图 2-4 2024 铝合金单细节薄板的疲劳寿命

Fig.2-4 The fatigue life of 2024 aluminum alloy sheet single detail

图 2-4 给出了六个载荷水平下的 2024 铝合金单细节薄板的疲劳寿命，即式(2-2)中的 n 值，图 2-4 中也给出了成活率分别为 1%、50%和 90%情况下的 2024 铝合金单细节薄板的寿命曲线，由于横坐标采用了对数形式，所以一定存活率下的寿命曲线为一条直线。

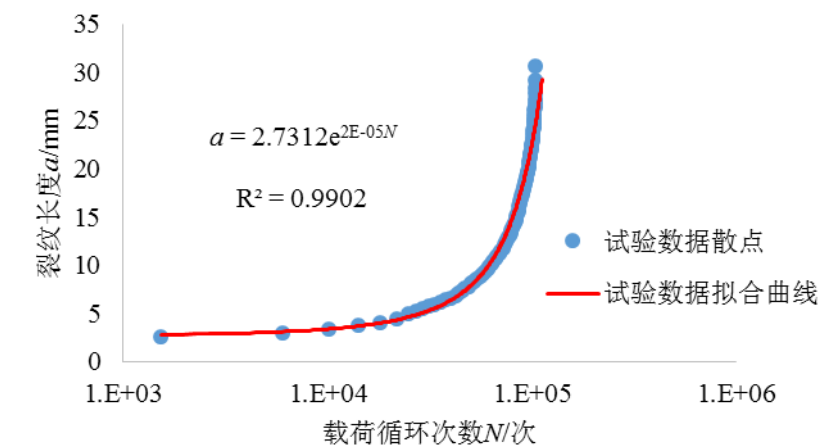


图 2-5 2024 铝合金单细节薄板裂纹扩展规律

Fig.2-5 2024 aluminum alloy single detail sheet crack propagation

同样利用图 2-3 的 2024 铝合金 M(t)试件进行裂纹扩展试验，试件的预制

裂纹长度(参考裂纹尺寸)接近但不超过 3.0mm，最大载荷 95MPa，应力比同样是 0.06，试验频率选择 10HZ，降低试验频率是为了更好的进行观察裂纹扩展和数据记录，图 2-5 给出了其中一个拟合优度最好的试件的裂纹扩展数据。

由图 2-5 可以看出，2024 铝合金单细节薄板的裂纹长度在预制裂纹长度的基础上随载荷循环次数的增加而逐渐增大，裂纹长度在裂纹扩展的开始阶段增长比较缓慢，当载荷循环次数大约在 $1\text{E}+04.6$ 次的时候，裂纹长度伴随载荷的不断累积开始骤然增大，这是由于裂纹长度的不断增大使得结构剩余强度的递减速率也逐渐增加，从而使得结构承载能力的急剧下降，反过来又加速了裂纹的扩展。该扩展规律给出了上述载荷下 ω 的值，即 $\omega=-2\text{E}-0.5$ 。

另外，图 2-5 中还给出了 2024 铝合金单细节薄板裂纹扩展规律的拟合曲线及其表达式，由拟合度 $R^2=0.9902$ 可知拟合的结果可以接受。以上试验数据为对多部位损伤发生概率数学模型的验证提供相应的参数，也为后面内力再分配的研究提供参考。

2.3.2 单细节当量初始裂纹尺寸分布的求解

利用前面得到的单细节裂纹疲劳寿命数据中寿命在 $1\text{E}+05$ 以下的寿命数据，结合裂纹扩展数据得到的 ω 值和公式(2-5)，并给定参考尺寸 $a_e=0.1\text{mm}$ ，经 Excel 得到单细节当量原始的裂纹尺寸分布的频率直方图，如图 2-6 所示。

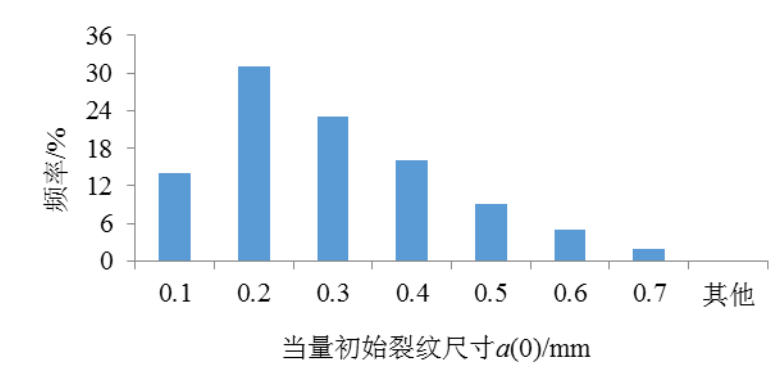


图 2-6 单细节当量原始的裂纹尺寸分布直方图

Fig.2-6 Equivalent original crack size distribution histogram of single details

由图 2-6 可知，2024 铝合金薄板单一细节的当量原始裂纹的尺寸大部分处在 0.2mm 左右的范围内。进一步运用 MATLAB 对上述直方图的数据进行三参数威布尔分布拟合，并求出对应的参数，拟合得到结果见图 2-7。

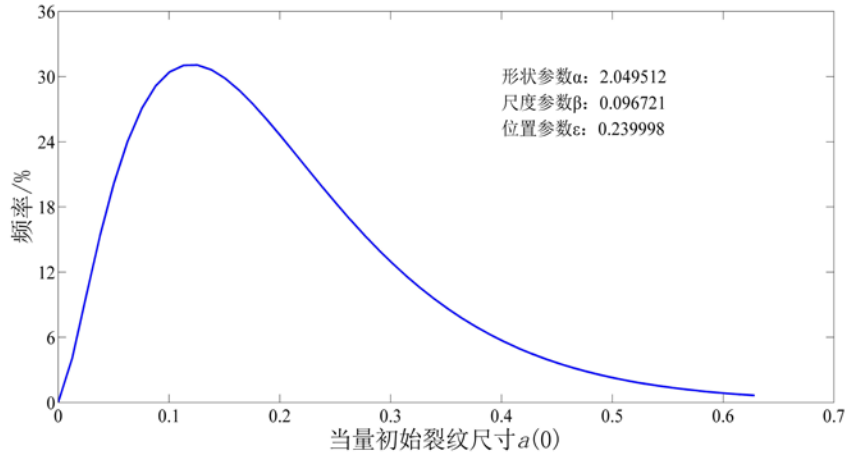


图 2-7 当量初始裂纹的尺寸拟合的威布尔分布

Fig.2-7 The equivalent of original crack size Weibull distribution fitting

将图 2-7 中所求参数赋值到式(2-7)得到式(2-8)。

$$\left\{ \begin{array}{l} p = p(x < a_c) = \exp \left\{ - \left[\frac{\ln \left(\frac{x_u}{x} \right) - 0.239998\omega}{0.096721\omega} \right]^{2.049512} \right\} \\ P_m = 1 - p^n - np^{n-1}(1-p) \end{array} \right. \quad (2-8)$$

式(2-8)中, $0 < x < x_u$, $x_u = a_e e^{-\omega}$ 。

2.3.3 多细节疲劳寿命试验与模型验证

为了验证模型的合理性, 这里采用 11 个 2024 铝合金三细节单板试验件进行裂纹萌生疲劳试验, 图 2-8 给出了试验件的尺寸^[36, 38]。

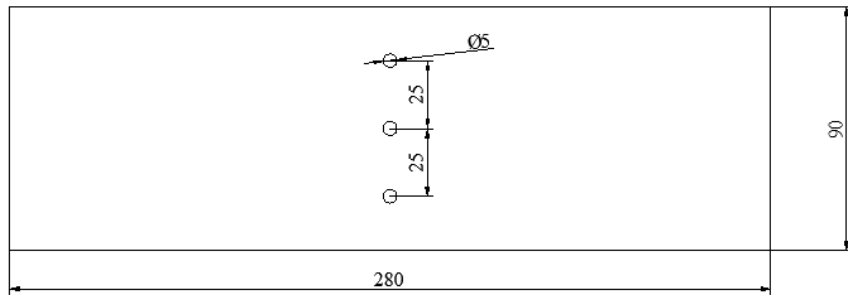


图 2-8 2024 铝合金多细节裂纹扩展试验件尺寸

Fig.2-8 2024 details size of crack growth in aluminum alloy pieces

试验载荷为等幅循环载荷，应力比 0.06，最大应力水平为 120Mpa，试验过程中记录第二个裂纹出现时的载荷循环次数（单位/千次），按载荷循环次数的大小将试件由小到大排序，用式(2-9)计算对应的概率，结果见表 2-1。

$$P_m = \frac{i}{n} \quad (2-9)$$

式(2-9)中， i 为排序之后的试验件标号，这里 $i=1, 2, 3, \dots, n$ ，这里 $n=11$ 。

表 2-1 三细节试验结果(N/千次)

Table 2-1 Details of the three test results(N/K times)										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
N_i	127	161	189	194	214	263	266	285	309	332
P_m	0.091	0.182	0.273	0.364	0.455	0.546	0.636	0.727	0.818	0.909

将模型估算得到的结果和 2024 铝合金三细节试验的试验结果进行对比，检验模型的合理性，检验结果见图 2-9。

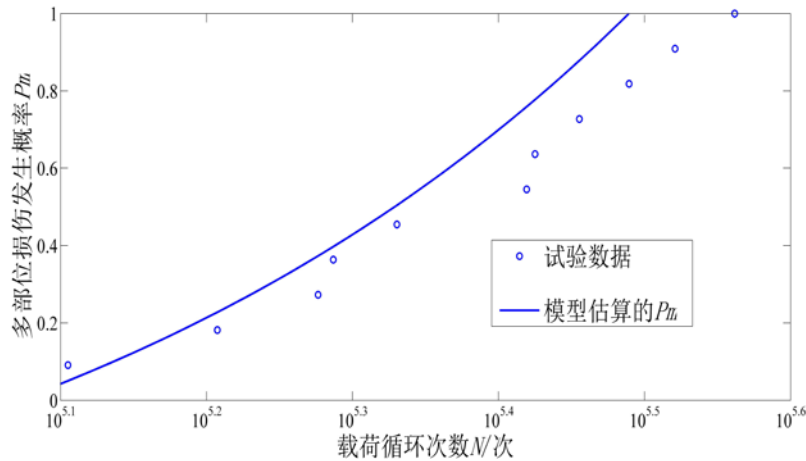


图 2-9 模型检验结果

Fig.2-9 Model test results

由图 2-9 可知，模型一定程度上可以预测多部位损伤发生的概率，模型在载荷较低时的精确度较高，随着载荷循环数的增加，模型的估算结果将更加保守。偏于保守的原因与前文给出的多部位损伤发生判定假设有关，因为判定假设认为多细节中出现任意两条裂纹即判定发生多部位损伤，而根据实际多部位损伤的现象，并不是任意两条裂纹发生就会引起多部位损伤，因为这两条裂纹不一定能够发生连通。虽然模型偏于保守，但这有利于更合理地使用多部位损伤结构。

另外，由图 2-9 中还可以看出，模型的估算结果在横坐标为对数的情况下大致呈现为一条直线，这也进一步说明了在模型建立的过程中采用三参数威布尔分布是较为合理的。此外，图 2-9 也给出了 2024 铝合金三细节薄板在一定载荷条件下产生多部位损伤的概率。

2.4 本章小结

本章主要研究了多细节结构发生多部位损伤的概率，并建立了预测多细节结构发生多部位损伤概率的数学模型，并通过 2024 铝合金单细节和三细节的疲劳试验对模型进行验证和讨论。本章完成的主要内容如下：

1. 给出了多部位损伤发生的判定依据。
2. 在假设多细节具有相同的疲劳特征和产生裂纹独立随机性的条件下，根据初始当量裂纹尺寸分布相关理论和数理统计的知识建立了基于三参数威布尔分布的预测多部位损伤发生概率的数学模型。
3. 完成了 2024 铝合金单细节薄板和三细节薄板的疲劳试验。
4. 根据试验数据对模型进行参数求解和模型验证。

本章建立的基于三参数威布尔分布的预测多部位损伤发生概率的数学模型可以较好的预测多部位损伤发生的概率，但模型预测的结果偏于保守，这与模型建立之前给出的判定依据过于保守有关。

第3章 多部位损伤内力再分配的研究

多部位损伤结构在使用足够长的时间后，当各条裂纹扩展到某个长度的时候，结构会出现内力再分配现象，引起内部载荷在结构中重新分配，这种载荷的转移和变化又是不确定性的；另外，伴随着裂纹之间的相互影响，裂纹的扩展不再遵循单裂纹时的扩展规律，裂纹的扩展量不断地变化。因此，首先将复杂的多部位损伤的内力再分配问题简单化，即先要对复杂的多部位损伤问题简单化处理；另一方面，多部位损伤问题终究要归属于断裂力学的研究范畴，而进行断裂力学的分析离不开应力强度因子的求解，所以这里通过借助应力强度因子这个物理量研究一定载荷条件下的多部位损伤内力再分配问题。

3.1 裂纹尖端的应力强度因子

3.1.1 应力强度因子

结构中存在的裂纹会受到多种不同形式外力的作用，为了方便问题的讨论可以将外力作用在裂纹尖端的载荷作简化处理，简化之后的三种基本模型^[42]见图 3-1。

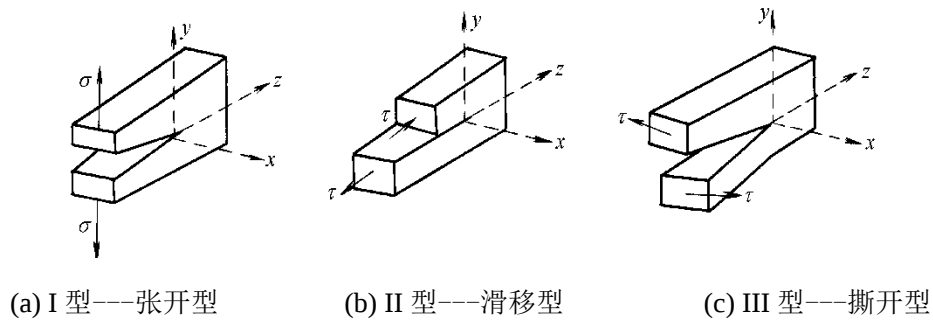


图 3-1 裂纹受到载荷作用的简化形式

Fig.3-1 A simplified form of the crack load

对于民机蒙皮结构受到拉伸载荷的作用时，I 型裂纹是最危险的破坏形式，因此这里只关心 I 型裂纹。受到两端无穷远处载荷作用且存在 $2a$ 长度穿透裂纹的无限大平板的裂纹尖端应力场见图 3-2，其中的阴影部分表示裂纹的尖端。

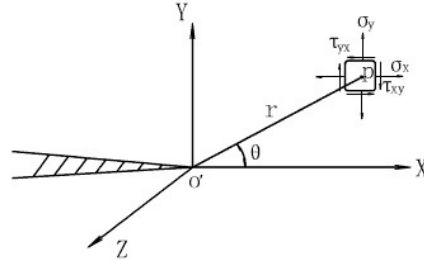


图 3-2 裂纹尖端应力场示意图

Fig.3-2 The crack tip stress field sketch map

根据弹性力学的相关原理容易得到裂纹尖端应力场形式恒定时表征应力场强度的一个物理量，具体推导过程参见文献^[40, 41]。这个表征应力场强度的物理量就称为应力强度因子且有表达式(3-1)。

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3-1)$$

根据断裂力学的相关理论，对于更一般有限尺寸结构的应力强度因子，式(3-1)可改写为式(3-2)。

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3-2)$$

式(3-2)中， σ 表示参考工作应力， a 表示裂纹长度， β 表示结构综合修正因子。 K 的临界值 K_C 是材料本身的固有特性。

3.1.2 应力强度因子的计算方法

应力强度因子是研究断裂损伤问题的工具，不可或缺。应力强度因子的计算方法主要有解析法（如利用复变函数求解）、数值解法（如有限元的求解方法）和实验法（如柔度标定法和光弹性法）。其中，解析法具有很大的局限性，不能解决较为复杂的问题；数值解法则可以解决大部分的问题，而有限元法是最常用的一种方法。对于更复杂的问题，往往用实验方法求解，但成本会相应提高。下面给出了本章研究内容用到的方法理论。

1. 解析法

问题如图 3-3 所示，有一无限大的板，板多个间距为 $2b$ 的裂纹，且裂纹长度均为 $2a$ ，两端受到大小为 σ 的载荷应力，求其应力强度因子 K 。

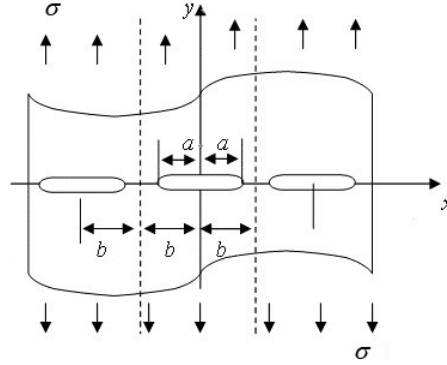


图 3-3 单向载荷作用的多细节无限大板

Fig.3-3 The one-way loading details of infinite plate

图 3-3 所示的问题在单裂纹情况下有复变函数表达式见式(3-3)。

$$Z = \frac{\sigma z}{\sqrt{z^2 - a^2}} - \frac{\sigma}{2} \quad (3-3)$$

根据图 3-3 所示的多裂纹情况，该问题的边界条件具有明显的周期性，所以当 $y=0$ ， $|x|<a$ ， $-a\pm b < x < a\pm b$ 时，有 $\sigma_y=0$ ， $\tau_{xy}=0$ ；而当 $z \rightarrow \infty$ 时，有 $\sigma_y=\sigma$ ， $\tau_{xy}=0$ 。所以可将式(3-3)改写为式(3-4)。

$$Z = \frac{\sigma \sin \frac{\pi z}{2b}}{\sqrt{\left(\sin \frac{\pi z}{2b}\right)^2 - \left(\sin \frac{\pi a}{2b}\right)^2}} - \frac{\sigma}{2} \quad (3-4)$$

移动坐标原点，将式(3-4)做 $\varepsilon = z - a$ 变换，可将式(3-4)改写为式(3-5)。

$$Z = \frac{\sigma \sin \frac{\pi(\varepsilon + a)}{2b}}{\sqrt{\left(\sin \frac{\pi(\varepsilon + a)}{2b}\right)^2 - \left(\sin \frac{\pi a}{2b}\right)^2}} - \frac{\sigma}{2} \quad (3-5)$$

当 $|\varepsilon| \rightarrow 0$ 时， $\sin \frac{\pi \varepsilon}{2b} = 0$ ， $\cos \frac{\pi \varepsilon}{2b} = 1$ ，故式(3-5)可改写为(3-6)。

$$Z_{|\varepsilon| \rightarrow 0} = \frac{\sigma \sin \frac{\pi a}{2b}}{\sqrt{\frac{\pi \varepsilon}{b} \cos \frac{\pi a}{2b} \sin \frac{\pi a}{2b}}} - \frac{\sigma}{2} \quad (3-6)$$

将式(3-6)进一步求极限得到式(3-7)。

$$K = \lim_{|\varepsilon| \rightarrow 0} \sqrt{2\pi \varepsilon} Z = \sigma \sqrt{\pi a} \sqrt{\frac{2b}{\pi a} \tan \frac{\pi a}{2b}} \quad (3-7)$$

式(3-7)中, $\sqrt{\frac{2b}{\pi a} \tan \frac{\pi a}{2b}}$ 为一定值, 表示修正系数, 可表示为式(3-8)。

$$\beta = \sqrt{\frac{2b}{\pi a} \tan \frac{\pi a}{2b}} \quad (3-8)$$

2. 有限元法

如前所述, 实验方法成本高, 解析方法应用面较窄。由于应力场与应力强度因子存在着密切的关系, 而且利用弹塑性力学的相关理论和有限元方法可以解决应力场的问题, 所以对于应力强度因子的求解问题可以考虑有限元方法。

有限元法包括很多种方法, 位移法、应力法、应变能释放率法、J-积分法和 M-积分法等方法。由于 J-积分是 M-积分的基础, 因此, 这里重点阐述 J 积分求解应力强度因子的方法。

J 积分^[42]是由 Rice 于 1968 年提出的。如图 3-4 所示, 承受双向载荷作用的薄板穿透裂纹, 可在裂纹的尖端处作一个回路积分。

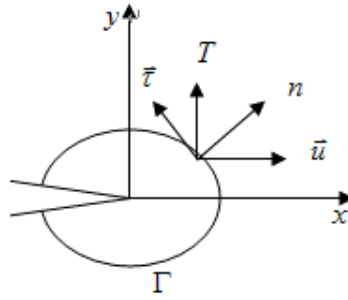


图 3-4 J-积分法

Fig.3-4 J-integral method

图 3-4 中, $\bar{\Gamma}$ 是任意一条封闭的曲线, T 是张力矢量, $\bar{u}$ 是积分边界上该处的位移矢量, 则 J 积分表达式表示为(3-9)。

$$J = \int_{\Gamma} W dy - T \frac{\partial u}{\partial x} ds \quad (3-9)$$

在式(3-9)中, W 为应变能密度, 其表达式见(3-10)。

$$W = \int \sigma_{xy} d\epsilon_{xy} \quad (3-10)$$

在线弹性范围内, 式(3-10)可表示为式(3-11)。

$$W = \frac{1}{2} \sigma_{xy} \epsilon_{xy} \quad (3-11)$$

结合广义胡克定律及式(3-1)经计算简化可得到 J-积分与应力强度因子 K 的关系, 关系表达式见式(3-12)。

$$J = \begin{cases} \frac{1-\mu^2}{E} K^2, & \text{平面应变} \\ \frac{K^2}{E}, & \text{平面应力} \end{cases} \quad (3-12)$$

式(3-12)中, E 和 μ 均是与材料有关的常数, 分别为弹性模量和泊松比。

3.2 Franc3d 应力强度因子计算的理论基础

3.2.1 M-积分与裂纹张开位移原理

1. M-积分

Yau J F 等^[43]于 1980 年基于 J-积分提出 M-积分, M-积分的积分值也与积分路径无关, 是一个常数。对于图 3-1(a)的情况, 有 M-积分表达式(3-13)。

$$M = \frac{2a(1-\mu^2)}{E} K^2 \quad (3-13)$$

2. 裂纹张开位移原理

Wells(1965)在大量实验和工程经验的基础上提出以裂纹尖端张开位移(简称裂纹张开位移原理作为弹塑性情况下的断裂参数, 并以此建立了相应的裂纹扩展准则, 称为裂纹张开位移准则^[41]。

3.2.2 应力强度因子迭加原理

根据线弹性的理论知识, 对于承受多个负载的某个弹性体, 其上某点的应力应变是每个负载在这一点产生应力应变的矢量之和, 这就是线弹性的迭加法。

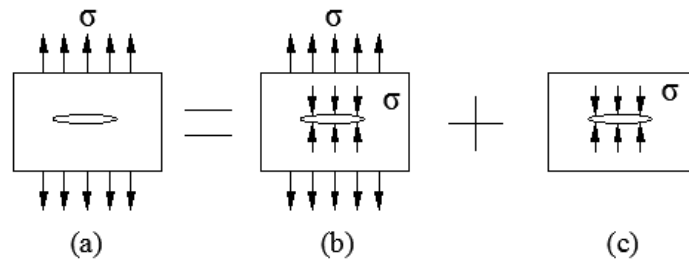


图 3-5 应力强度因子迭加法

Fig.3-5 The stress intensity factor superposition method

在线弹性范畴中, 应力强度因子也等同于应力应变可运用迭加法, 即由多

个负载产生的应力强度因子大小等于每个负载引起应力强度因子大小的代数和，这就是应力强度因子的迭加原理。求解复杂负载产生的应力强度因子时，可以利用这个原理把复杂负载产生的应力强度因子分解为几个简单负载引起的应力强度因子之和，如图 3-5 所示。

按照上述迭加法有 $K_a = K_b + K_c$ ，但是图 3-5(b)表示的情况相当于没有任何裂纹缺陷的板材，即 $K_b = 0$ ，所以对图 3-5(b)有 $K_a = K_c = \sigma\sqrt{\pi a}$ 。

3.3 内力再分配的研究

3.3.1 两个简化模式结构

含有多部位损伤的结构，在使用足够长的时间后，各条裂纹扩展到某个程度的时候，结构中会出现明显的载荷迁移和改变，这种载荷的迁移和改变又是不确定性的；另外，伴随着裂纹之间的相互影响，裂纹的扩展不再遵循单裂纹时的扩展规律，裂纹的扩展量也不不断地发生变化。裂纹尖端之间的影响反映了裂纹与裂纹之间的影响，但是这种影响比较复杂。所以多部位损伤问题比较复杂，为了便于问题的研究，依据实际如图 3-6 所示的某民用飞机机翼蒙皮结构将多部位损伤问题简化为两个典型模式进行研究，简化模式如图 3-7 和图 3-8 所示。



图 3-6 某民用飞机机翼蒙皮结构

Fig.3-6 Structure of a civil aircraft's wing skin

复杂的多部位损伤结构都是由 A 和 B 两个简化模式组合而成的，图 3-7 模式 A 中含有两细节孔，其中一个细节孔含有双边穿透裂纹。虽然多部位损伤问

题研究的是多细节多裂纹情况，但是该模式也是复杂多部位损伤结构的组成部分，因此需要对图 3-7 所示的模式 A 进行研究。图 3-7 中也给出了简化结构中的细节孔的尺寸、板的厚度和细节孔之间的距离，这些尺寸是依据图 3-6 所示的某民用飞机机翼蒙皮结构确定的。图 3-7 所示的 B 模式中的尺寸与模式 A 的相同。

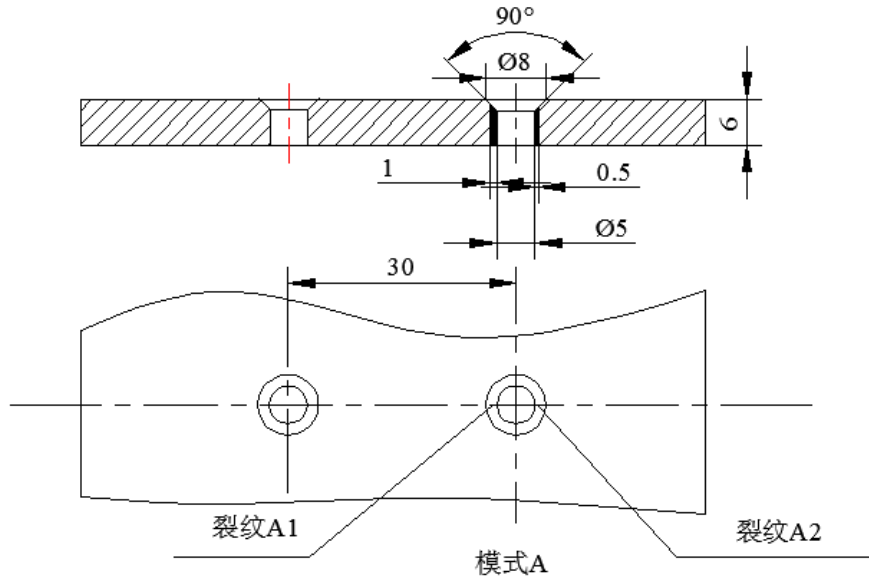


图 3-7 简化的模式 A 结构

Fig.3-7 Simplified model of A structure

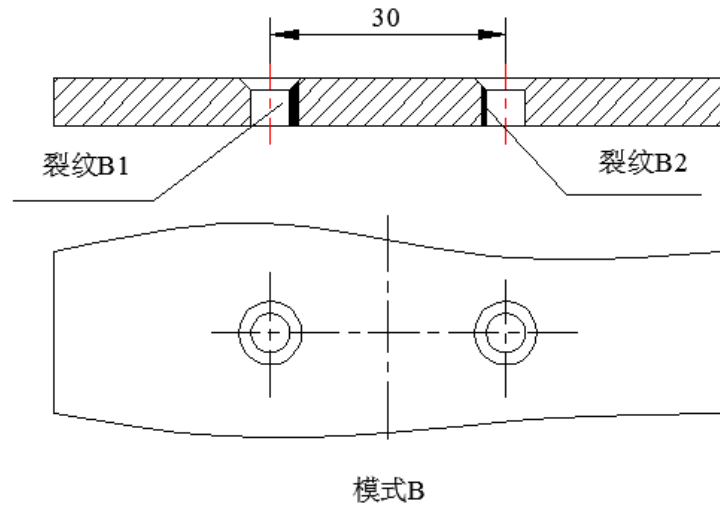


图 3-8 简化的模式 B 结构

Fig.3-8 Simplified model of B structure

模式 A 结构中，在垂直于载荷的平面内一个细节孔的两边分别引入两个单边贯穿裂纹，如图 3-7 所示；模式 B 结构中，在垂直于载荷的平面内两个细节孔相对的两边分别引入两个单边贯穿裂纹，如图 3-8 所示。以裂纹的长度区分主裂纹和非主裂纹，所以这里规定模式 A 中 A1 为主裂纹，另一侧裂纹 A2 为非主裂纹；模式 B 中 B1 为主裂纹，另一侧裂纹 B2 为非主裂纹。

由图 3-7 可知，模式 A 结构在疲劳载荷的作用下，两个单边裂纹的裂纹尖端之间的距离会随着两个单边裂纹的扩展而不断增加，直到结构失效时两个单边裂纹也不会连同；由图 3-8 可知，模式 B 结构在疲劳载荷作用下，两个单边裂纹的裂纹尖端之间距离会随着两个单边裂纹的扩展而不断减小，直到两个单边裂纹连通形成新的裂纹，但两个单边裂纹连通时，模式 B 结构也不一定失效。

3.3.2 组合修正因子与局部载荷再分配因子

多部位损伤结构中载荷的转移和变化会引起裂纹长度的变化，裂纹长度的变化又会导致载荷的重新分布和结构中内力的再分配。结构承受的载荷重新分布和结构中内力的再分配同样会引起结构中裂纹的应力强度因子发生改变^[43]，所以可以通过应力强度因子这一个物理量研究多部位损伤结构内力再分配的变化规律，公式(3-2)所示的应力强度因子表达式中结构综合修正因子 β 的变化可以反映多部位损伤结构中内力再分配的变化规律。依据前人的研究成果式(3-1)和式(3-2)，这里将结构综合修正因子 β 表示为组合修正因子 β_j 与局部载荷再分配因子 β_c 相乘的形式，见式(3-14)。

$$\beta = \beta_j \square \beta_c \quad (3-14)$$

所以式 (3-14) 可改写为式(3-15)。

$$K = \beta \square \sigma \sqrt{\pi a} = \beta_j \square \beta_c \square \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3-15)$$

式(3-15)中，组合修正因子 β_j 表示细节分布等结构形式、载荷和裂纹体几何形状等因素对主裂纹应力强度因子的影响，局部载荷再分配因子 β_c 表示结构中存在其他裂纹引起的局部载荷再分配对主裂纹应力强度因子的影响。

去掉模式 A 结构和模式 B 结构中的非主裂纹 A2 和 B2，在相同载荷作用下，两个模式的细节分布和裂纹体几何形状等因素相同，所以，对于组合修正因子 β_j 的研究可以在相同载荷条件下选择去掉非主裂纹的两个模式结构中的任意一个模式结构进行研究，这里选择去掉非主裂纹 A2 的模式 A 结构对组合修正因子 β_j 进行研究，研究组合修正因子 β_j 用到的结构如图 3-9 所示。

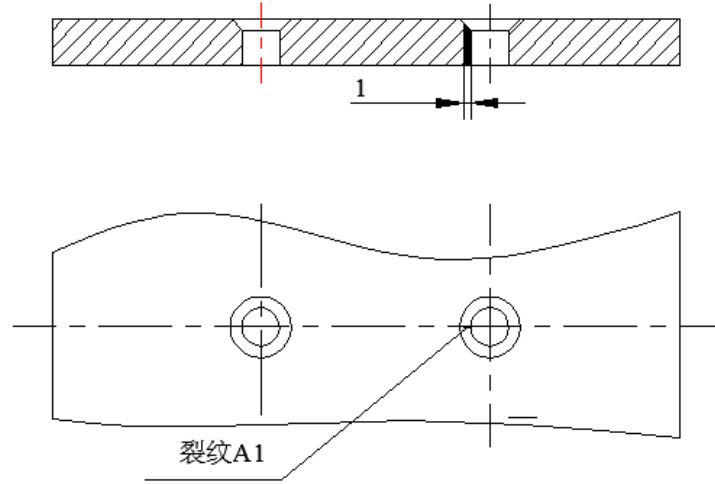

 图 3-9 研究组合修正因子 β_j 的结构示意图

 Fig.3-9 Structure schematic diagram of research on combined correction factor β_j

由于图 3-9 所示的结构中只含有一个单边贯穿裂纹 A1，所以式(3-15)可以改写为式(3-16)。

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} = \beta_j \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3-16)$$

在载荷一定的条件下，由式(3-16)可得到一定裂纹长度 a 对应的应力强度因子 K ，所以结合运用 Abaqus6.12 和 Franc3d.V6.0 可以计算一定裂纹长度 a 对应的应力强度因子 K ，从而得到组合修正因子 β_j 与裂纹长度 a 的函数关系。这里将组合修正因子 β_j 与裂纹长度 a 的函数关系表示为 $\beta_j(a)$ ，那么式(3-16)可改写为式(3-17)。

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} = \beta_j(a) \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3-17)$$

根据式(3-17)，结合运用 Abaqus6.12 和 Franc3d.V6.0 可以分别计算图 3-7 所示的模式 A 结构和图 3-8 所示的模式 B 结构中，一定裂纹长度 a 对应的应力强度因子 K 和组合修正因子 $\beta_j(a)$ ，从而得到图 3-7 所示的模式 A 结构和图 3-8 所示的模式 B 结构中的局部载荷再分配因子 β_c 与裂纹长度 a 的函数关系。出于问题研究的简便，在计算的过程中采用控制变量法，计算一定非主裂纹长度下主裂纹的应力强度因子 K 和组合修正因子 $\beta_j(a)$ ，从而得到一定非主裂纹长度下的局部载荷再分配因子 β_c 与裂纹长度 a 的函数关系。

由此可见，局部载荷再分配因子 β_c 与裂纹长度 a 也有存在函数关系，因此式(3-15)可改写为式(3-18)。

$$K = \beta \sigma \sqrt{\pi a} = \beta_j(a) \beta_c(a) \sigma \sqrt{\pi a} \quad (3-18)$$

式(3-18)中, a 为主裂纹的裂纹长度, 局部载荷再分配因子 $\beta_c(a)$ 是在非主裂纹长度一定的情况下得到的。由式(3-18)可知, 局部载荷再分配因子 β_c 也反映了多裂纹之间的相互影响, 其大小表征了多裂纹之间相互作用程度的大小。

因此, 可以通过研究式(3-15)中的组合修正因子 β_j 和局部载荷再分配因子 β_c 与主裂纹长度 a 的函数关系间接研究了两个简化模式结构内力再分配的变化规律。

3.3.3 裂纹有限元模型的建立

对模式 A 结构和模式 B 结构以及研究组合修正因子 β_j 用到的模式结构进行几何模型具体化, 得到的几何模型尺寸^[37, 39]如所示。图 3-10 至图 3-12 也给出了分析时的边界条件, 即采用一端固定, 一端施加拉伸载荷, 且边界条件和载荷大小都一致。之后在 Abaqus6.12 中进行静力学应力分析获得应力分析结果, 为下一步在 Franc3d 中进行应力强度因子的计算奠定基础, 分析时的材料参数取自 2024 铝合金的材料参数, 其中弹性模量 $E=274000\text{MPa}$, 泊松比 $\mu=0.33$ 。

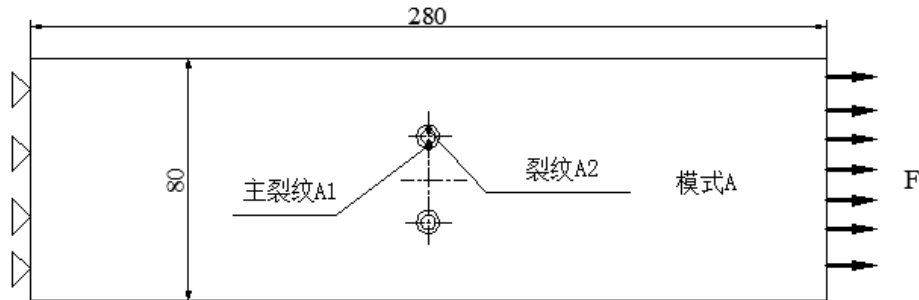


图 3-10 模式 A 结构的几何模型

Fig.3-10 The geometric model of mode A structure

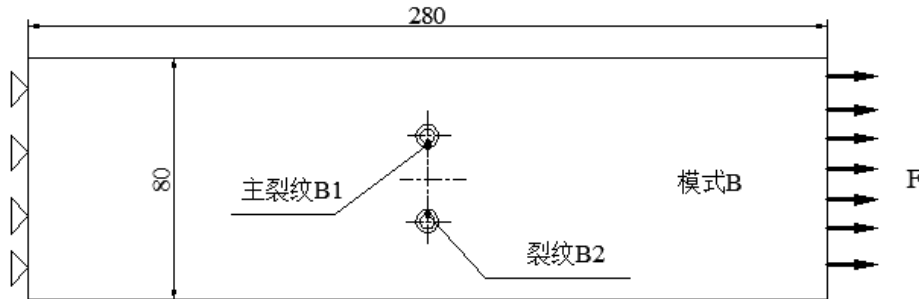


图 3-11 模式 B 结构的几何模型

Fig.3-11 The geometric model of mode B structure

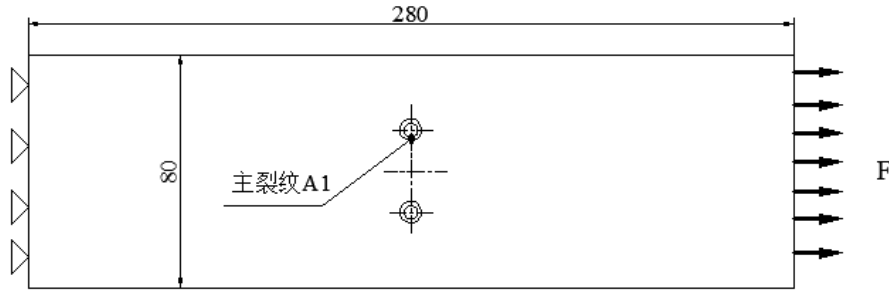


图 3-12 研究组合修正因子 β_j 的几何模型

Fig.3-12 The geometric model of study on combination of correction factor β_j

这里以组合修正因子 β_j 研究的几何模型为例阐述裂纹有限元模型的建立。在试验载荷^[37, 39]范围内选择载荷 100KN 作为分析载荷。由于几何模型比较简单，所以可以在 ABAQUS6.12 中直接建立几何模型，尽管几何模型具有对称性，但是为了方便引入裂纹，这里保留了整个几何模型，通过控制播撒种子密度来调整分析的侧重点。经过材料的定义、赋予截面和定义分析步及定义输出等步骤后，进行网格划分。在网格划分时，细节附近播撒的种子较密，而其他部分种子播撒密度较小，这样有利于在保证一定计算精度的同时，提高运算速度。网格类型采用 C3D10，取其中一个细节的网格划分情况如图 3-13 所示。

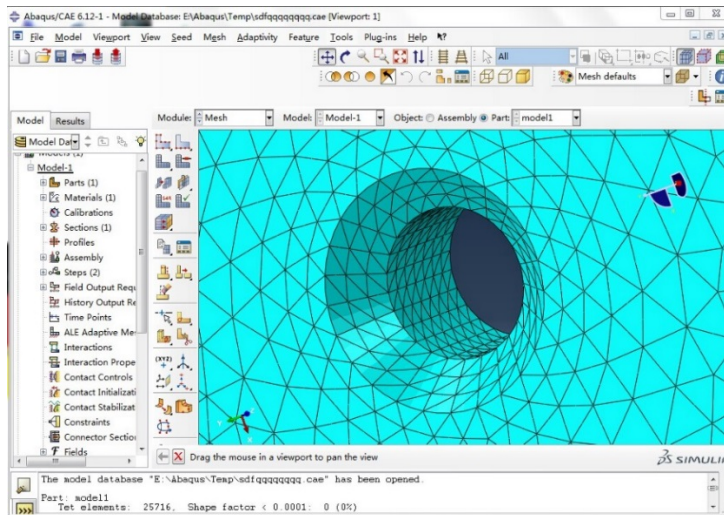


图 3-13 网格划分

Fig.3-13 Mesh

由图 3-13 可知，细节孔附近的网格划分密度较大，离细节孔较远的地方，网格划分较为稀疏，这有利于保证一定运算精度的同时提高运算速度。最

后提交 Job 计算得到分析云图，取其中一个细节孔的分析云图如图 3-14 所示。

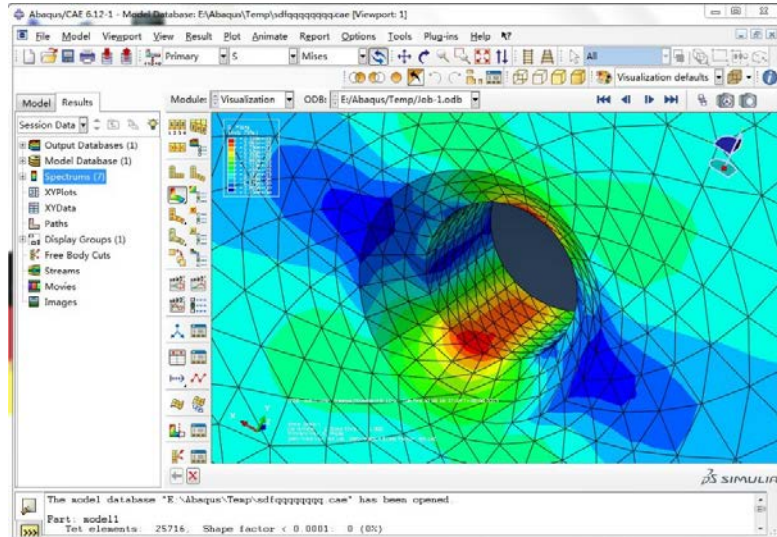


图 3-14 应力分析云图

Fig.3-14 Analysis of stress image

以上的有限元分析是在 Abaqus6.12 中进行的，利用.inp 文件将 Abaqus6.12 中建立的模型和最终的分析结果导入到 Franc3d 中，在 Franc3d 中引入裂纹，引入的裂纹如图 3-15 中箭头所指。

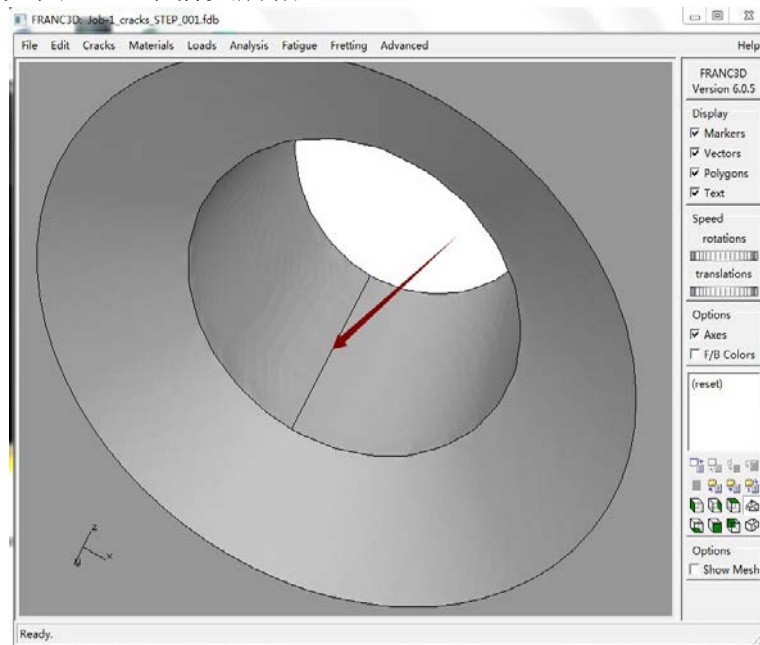


图 3-15 引入的裂纹缺陷

Fig.3-15 The introduction of crack defect

在 Franc3d 中将几何体连同上面的裂纹模型进行网格的重新划分，网格划分结果如图 3-16 所示。这个图是从实体内部对裂纹进行观察得到的，在 Franc3d 中可以从实体内部对裂纹网格的划分情况进行观察，目的是更好的观察裂纹的前端。图 3-16 中箭头所指的就是经过网格划分的实体内部裂纹前端，在实体内部同时还可以观察到实体网格的划分情况。

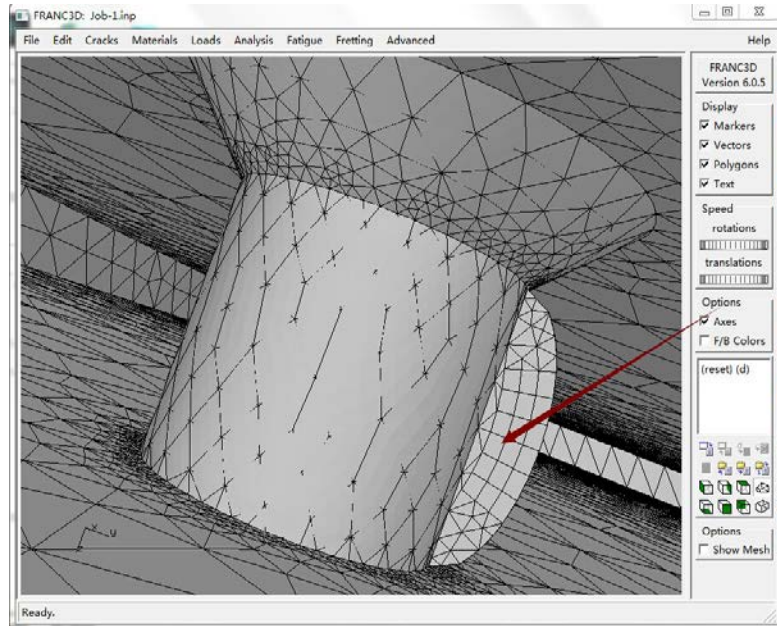


图 3-16 裂纹的网格划分

Fig.3-16 Crack mesh

由图 3-16 可以很容易地看出在几何体内部距离几何体表面越近的裂纹尖端网格密度越大，而在几何内部距离集合体两个表面最远的中间位置的裂纹尖端网格最为稀疏，即裂纹划分的网格沿裂纹尖端呈现疏密不均的分布。这是由于裂纹与几何体表面连接部位存在几何尺寸突变，该处具有很大的应力集中效应，在几何体内部距离表面越近的位置应力集中效应越大，在几何体内部距离几何体表面越远的位置应力集中效应越小。所以会产生上述裂纹网格划分疏密不均的现象。

3.3.4 计算结果与分析

3.3.4.1 组合修正因子 β_I 的计算结果与分析

根据前面阐述的计算方法，可以定性得到的两个模式下主裂纹扩展的组合

修正因子 β_j 和局部载荷再分配因子 β_c 与主裂纹长度 a 的关系，即组合修正因子 β_j 和局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹长度 a 的变化规律。对组合修正因子 β_j 和局部载荷再分配因子 β_c 与主裂纹长度 a 的关系进行相应的函数拟合可以定量得到组合修正因子 β_j 和局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹长度 a 的变化规律。根据图 3-12，在 Franc3dV6.0 中计算最大载荷为 100KN，应力比为 0.06 载荷条件下的应力强度因子，再利用式(3-16)得到组合修正因子 β_j 与主裂纹长度 a 的关系，如图 3-17 所示。

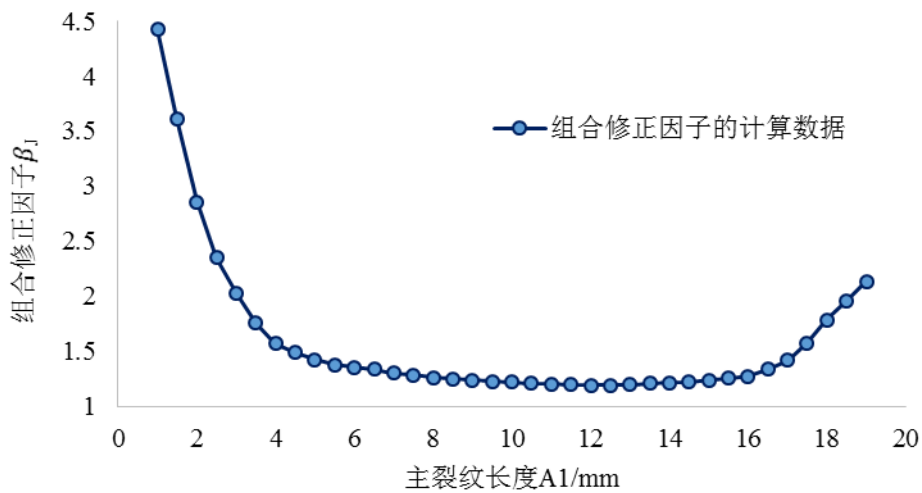


图 3-17 两种简化模式结构的组合修正因子 β_j 的变化规律

Fig.3-17 Two combined and simplified model correction factor β_j variation

由图 3-17 可知，组合修正因子 β_j 在主裂纹 A1 开始扩展的时候最大，这是由于裂纹尖端在裂纹扩展开始的时候距离裂纹距离所在细节孔距离最近，受到孔的应力集中影响最大。之后随着裂纹扩展的进行，裂纹尖端距离细节孔的距离迅速增加，裂纹尖端受到细节孔应力集中的影响急剧减小，组合修正因子 β_j 也就随着这种影响的变化骤然减小。随着主裂纹 A1 扩展的继续进行，裂纹尖端距离裂纹所在的细节孔越来越远，受到孔应力集中的影响也就越来越小，当主裂纹 A1 扩展到 9mm 左右的时候，组合修正因子 β_j 的递减速度趋于平缓，当主裂纹 A1 尺寸达到 12mm 左右的时候，组合修正因子 β_j 最小，这是由于这个位置大概处在两个细节孔的正中间，距离两个细节孔距离最远，在距离两个细节孔距离最远处的位置受到细节孔应力集中的作用也最小。在此之后，伴随主裂纹 A1 扩展的进行，裂纹尖端逐渐靠近另一个细节孔，主裂纹 A1 的裂纹尖端受到另一个细节孔应力集中的作用也就逐渐增加，所以当主裂纹 A1

尺寸达到大约 15mm 的时候，组合修正因子 β_j 开始急剧增加，直到裂纹扩展到下一个细节孔。

进一步对图 3-17 中组合修正因子 β_j 随主裂纹 A1 长度的变化规律进行定量分析。考虑到组合修正因子 β_j 随主裂纹 A1 长度变化规律的复杂性，对图 3-17 中所示组合修正因子 β_j 随主裂纹 A1 长度变化规律的曲线进行分段拟合。拟合过程中选择拟合优度最大的曲线及其函数形式，拟合结果如图 3-18 至图 3-20 所示。

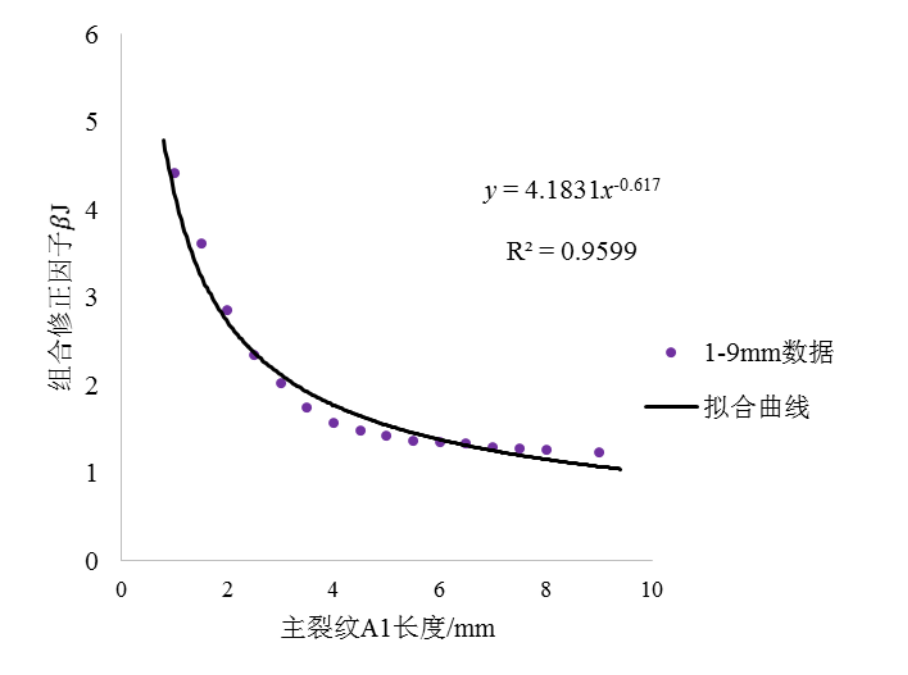


图 3-18 主裂纹 A1 长度为 1-9mm 的研究组合修正因子变化规律

Fig.3-18 The change regularity of combination correction factor of the main crack A1 length at 1-9mm

由图 3-18 可知，在主裂纹 A1 长度在 1-9mm 的情况下，组合修正因子 β_j 的变化规律为幂函数形式变化规律。在拟合的过程中也近似给出了拟合方程，见式(3-19)。另外，由拟合优度 0.9599 可知拟合方程很好的量化了组合修正因子 β_j 在主裂纹 A1 长度为 1-9mm 情况下的变化规律。

$$y = 4.1831x^{-0.617} \quad (3-19)$$

式(3-19)中， $1 \leq x < 9$ ，且函数的幂值为负数，这也说明了组合修正因子 β_j 在主裂纹 A1 长度为 1-9mm 的情况下随主裂纹 A1 长度增加而递减的变化规律。由式(3-19)计算可知，当主裂纹 A1 长度为 1mm 时，即开始扩展时，组合修正

因子 β_j 最大, $\beta_j = 4.1831$ 。

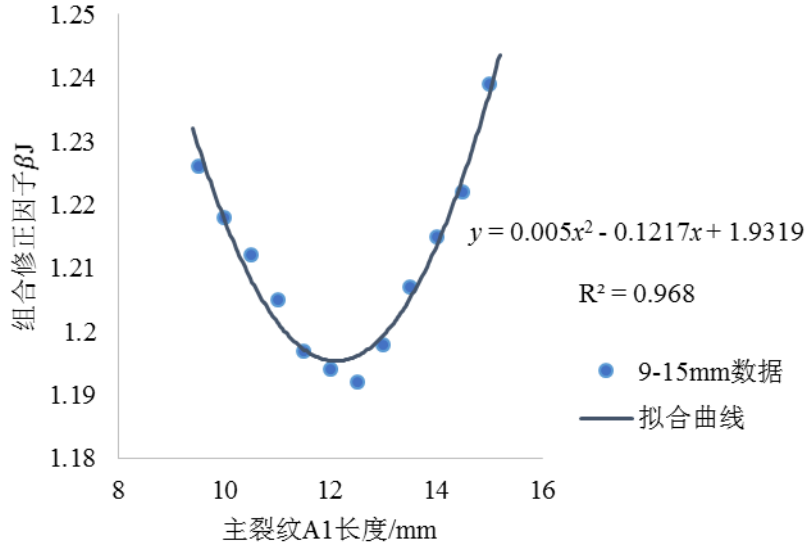


图 3-19 主裂纹 A1 长度为 9-15mm 的研究组合修正因子的变化规律

Fig.3-19 The change regularity of combination correction factor of the main crack A1 length at 9-15mm

由图 3-19 可知,在主裂纹 A1 长度为 9-15mm 的情况下,组合修正因子 β_j 的变化规律为二次函数形式的变化规律。在拟合的过程中也近似给出了拟合方程,见式(3-20)。另外,由拟合优度 0.968 可知拟合方程很好地表达了组合修正因子 β_j 在主裂纹 A1 长度为 9-15mm 情况下的变化规律。

$$y = 0.005x^2 - 0.1217x + 1.9319; 9 \leq x < 15 \quad (3-20)$$

直观观察图 3-19 中近似拟合曲线的曲率较大,但式(3-20)中的二次项系数为 0.005,二次项系数比较小,一次项系数也不大,所以在主裂纹 A1 长度为 9-15mm 范围的情况下,随主裂纹 A1 长度的增加,组合修正因子 β_j 呈现比较平缓的变化规律。对式(3-20)进行求解可知,当主裂纹 A1 长度为 12.17mm 时,组合修正因子 β_j 最小,此时的组合修正因子 $\beta_j = 1.1921$,说明此时主裂纹 A1 受到孔应力集中的影响最小。

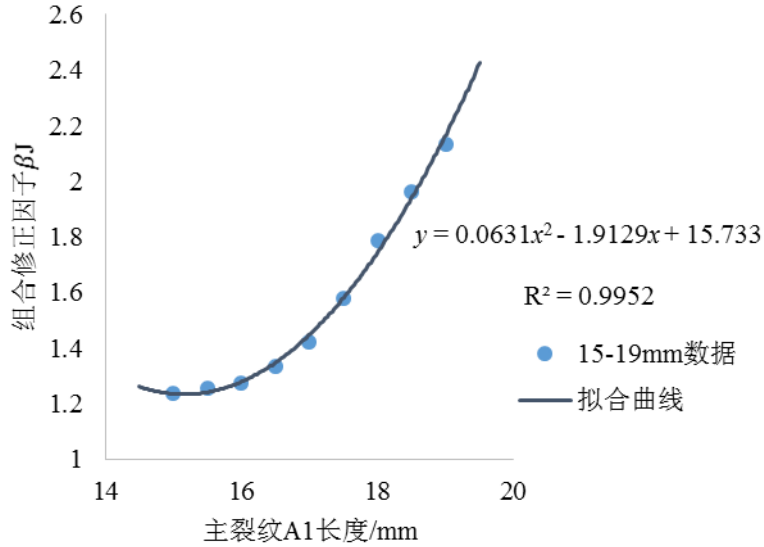


图 3-20 主裂纹 A1 长度为 15-19mm 的研究组合修正因子的变化规律

Fig.3-20 The change regularity of combination correction factor of the main crack A1 length at 15-19mm

由图 3-20 可知，在主裂纹 A1 长度为 15-19mm 的情况下，组合修正因子 β_J 的变化规律为二次函数形式的变化规律。在拟合的过程中也近似给出了拟合方程，见式(3-21)。另外，由拟合优度 0.9952 可知拟合方程很好地表达了组合修正因子 β_J 在主裂纹 A1 长度为 15-19mm 情况下的变化规律。

$$y = 0.0631x^2 - 1.9129x + 15.733; 15 \leq x < 19 \quad (3-21)$$

由式(3-21)可知，当主裂纹 A1 长度为 19mm 时，组合修正因子 β_J 最大， $\beta_J = 2.1670$ 。

对于组合修正因子 β_J 的研究，主裂纹 A1 长度范围是 1mm 到 19mm，根据上面对组合修正因子 β_J 随主裂纹 A1 长度增加的变化规律的定量研究可以看出，在主裂纹 A1 长度从 1mm 增长到 19mm 整个过程中，组合修正因子 β_J 呈现不同函数形式的变化规律，由此可以看出组合修正因子 β_J 随主裂纹 A1 长度增加变化规律的复杂性，这反映了多部位损伤结构内力再分配规律的复杂性。

综上所述，联立式(3-19)、(3-20)和(3-21)可以定量得到组合修正因子 β_J 在主裂纹 A1 长度从 1mm 增长到 19mm 整个过程的变化规律，见式(3-22)。

$$y = \begin{cases} 4.1831x^{-0.617}; 1 \leq x < 9 \\ 0.005x^2 - 0.1217x + 1.9319; 9 \leq x < 15 \\ 0.0631x^2 - 1.9129x + 15.733; 15 \leq x < 19 \end{cases} \quad (3-22)$$

式(3-22)中, 函数 y 表示组合修正因子 β_j , x 变量表示主裂纹 A1 的长度。

3.3.4.2 局部载荷再分配因子 β_c 的计算结果与分析

根据组合修正因子 β_j 的变化规律可进一步研究模式 A 结构的局部载荷再分配因子 β_c 。这里分别研究了非主裂纹 A2 的尺寸分别在 1mm、6mm、11mm 和 16mm 情况下的局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 A1 长度的变化规律, 两个裂纹在扩展过程中, 局部载荷再分配因子 β_c 体现了裂纹之间的相互作用。计算结果如图 3-21 所示。

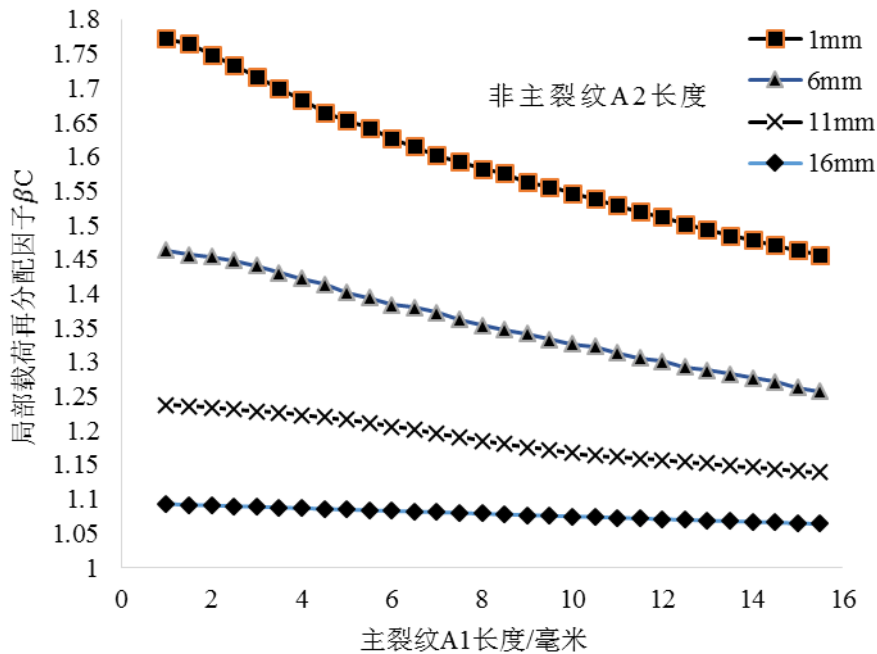


图 3-21 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-21 Change law of the factor local load redistribution

由图 3-21 可知, 模式 A 结构中的局部载荷再分配因子 β_c 最大出现在两个裂纹扩展开始的时候, 随着两个裂纹的不断扩展, 裂纹尺寸的不断增大使得局部载荷再分配因子 β_c 不断减小, 结构内部的应力载荷也进行了重新分布。由此可以说明模式 A 结构中, 两个裂纹的局部载荷再分配因子 β_c 在裂纹扩展开始的时候最大, 两个裂纹之间的相互影响也最大, 而随着两个裂纹的不断扩展, 这种影响不断减小。

另外, 非主裂纹 A2 在不同裂纹尺寸下的局部载荷再分配因子 β_c 的变化规律反映了非主裂纹 A2 在对应尺寸下对主裂纹 A1 的影响规律。由该规律可

知, 伴随主裂纹长度的继续增加, 局部载荷再分配因子 β_c 逐渐减小, 这是由于伴随主裂纹 A1 长度的继续增加, 主裂纹 A1 的裂纹尖端继续远离非主裂纹 A2 的裂纹尖端, 两者之间的相互影响随之减小。当非主裂纹 A2 的尺寸为 1mm 时, 局部载荷再分配因子 β_c 伴随主裂纹 A1 长度的增加逐渐减小, 且变化幅度比较大, 说明非主裂纹 A2 在该尺寸下对主裂纹的影响比较大; 而非主裂纹 A2 扩展到 16mm 时, 局部载荷再分配因子 β_c 伴随主裂纹 A1 长度的增加基本趋于平稳, 局部载荷再分配因子 β_c 不再随着主裂纹 A1 的扩展而发生较大变化, 这说明非主裂纹 A2 在该尺寸下对主裂纹 A1 的影响较小。由图 3-21 也可以推断, 随着两个裂纹继续扩展, 局部载荷再分配因子 β_c 还会继续减小, 且减小的幅度也会减小, 两个裂纹之间的相互影响还会继续变小, 直至结构失效。

对图 3-21 中的四组数据进行拟合定量分析, 在拟合的过程中选择拟合优度最好的拟合曲线及其方程作为拟合结果, 拟合结果如图 3-22 至图 3-25 所示。

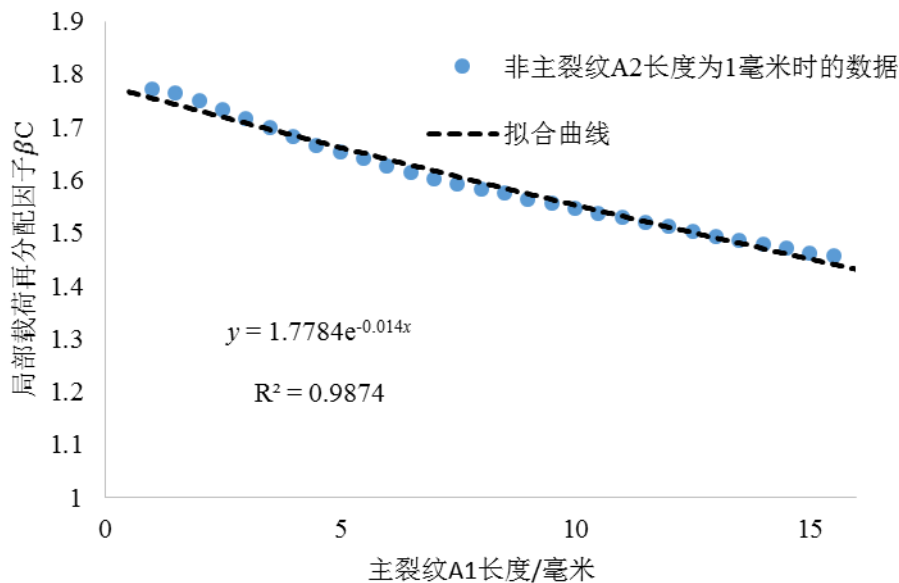


图 3-22 裂纹 A2 长度为 1 毫米时的局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-22 The change law of local load redistribution factor when crack A2 length 1 mm

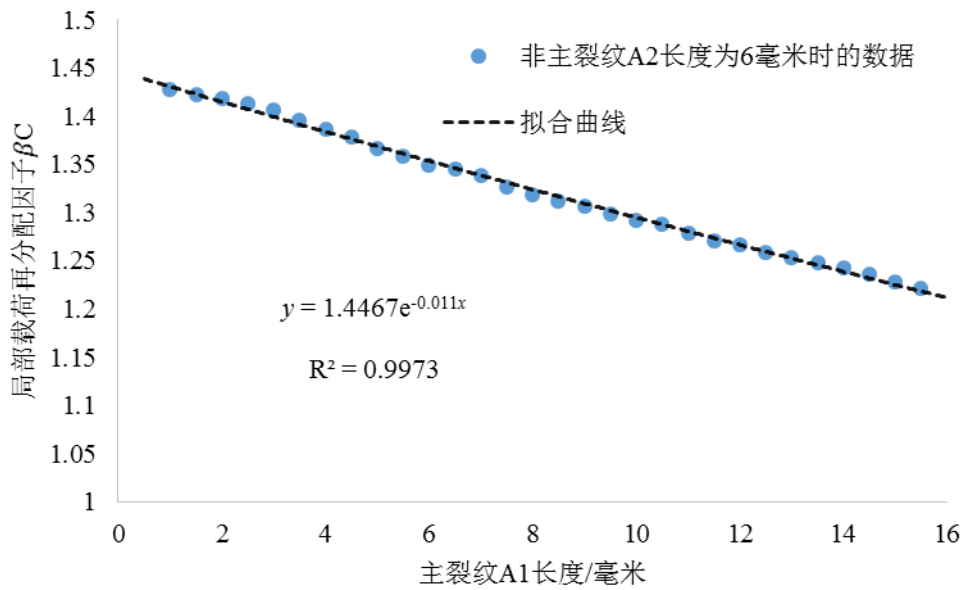


图 3-23 裂纹 A2 长度为 6 毫米时的局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-23 The change law of local load redistribution factor when crack A2 length 6 mm

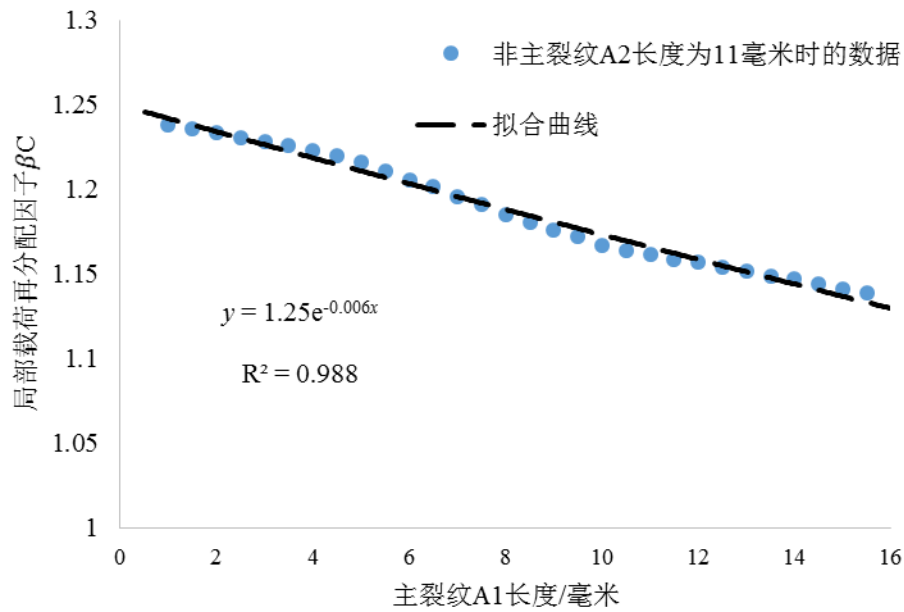


图 3-24 裂纹 A2 长度为 11 毫米时的局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-24 The change law of local load redistribution factor when crack A2 length 11 mm

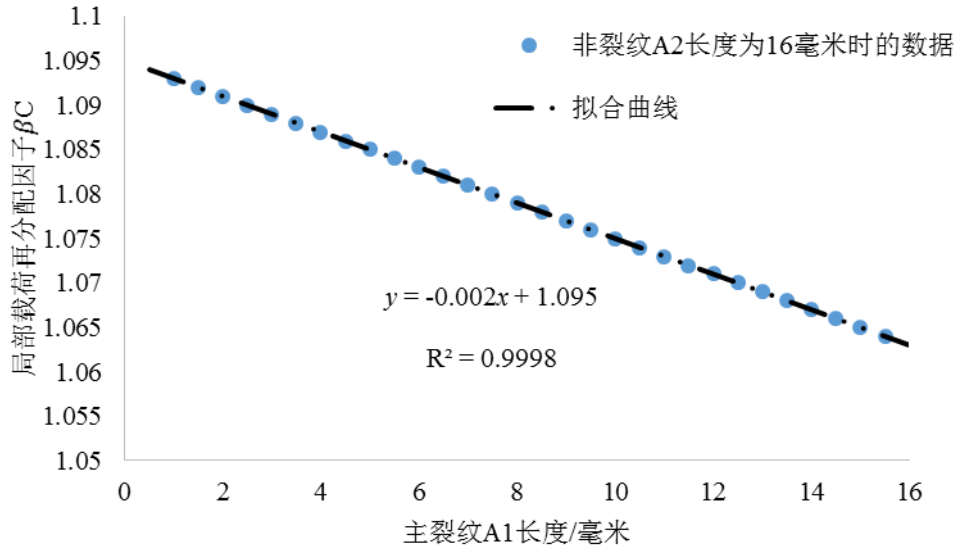


图 3-25 裂纹 A2 长度为 16 毫米时的局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-25 The change law of local load redistribution factor when crack A2 length 16 mm

由图 3-22 至图 3-25 中的拟合优度可知, 拟合效果均可以接受, 进而可以定量得到模式 A 结构中局部载荷再分配因子 β_c 的变化规律, 量化的变化规律见式(3-23)。

$$y = \begin{cases} 1.7784e^{-0.014x}; 1 \leq x \leq 15.5; z = 1 \\ 1.4467e^{-0.011x}; 1 \leq x \leq 15.5; z = 6 \\ 1.25e^{-0.006x}; 1 \leq x \leq 15.5; z = 11 \\ -0.002x + 1.095; 1 \leq x \leq 15.5; z = 16 \end{cases} \quad (3-23)$$

式(3-23)中, 函数 y 表示模式 A 中局部载荷再分配因子 β_c 的变化规律, x 变量表示主裂纹 A1 的长度, z 表示非主裂纹 A2 的长度。由式(3-23)也可知, 非主裂纹 A2 在不同长度下, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 A1 长度增加的变化规律呈现不同的函数形式, 在两个裂纹尖端距离较近的一定范围内, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 A1 长度增加的变化规律呈现幂函数形式的变化规律, 且随着非主裂纹 A2 长度的增加这种幂函数形式的变化规律程度逐渐减弱。而当非主裂纹 A2 扩展到 11mm 和 16mm 之间某个长度或者 16mm 的时候, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 A1 长度增加的变化规律呈现一次项系数很小的一次函数, 变化趋于平稳。进一步说明模式 A 结构情况下, 随着两个裂纹尖端距离逐渐增大, 局部载荷再分配因子 β_c 的变化率逐渐减小, 两个裂纹之间的相互作用也逐渐减小。

通过上述对模式 A 结构内力再分配的定性与定量的分析也可以看出, 模式 A 情况下的多部位损伤结构内力再分配变化规律比较复杂, 这种复杂性体现在裂纹扩展的过程中, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 A1 长度增加的变化规律呈现不同的函数形式。

以上是模式 A 结构的内力再分配研究, 根据模式 A 的研究思路和方法, 结合组合修正因子 β_j 的变化规律可以得到模式 B 结构的局部载荷再分配因子 β_c 的随主裂纹 B1 的变化规律, 如图 3-26 所示。

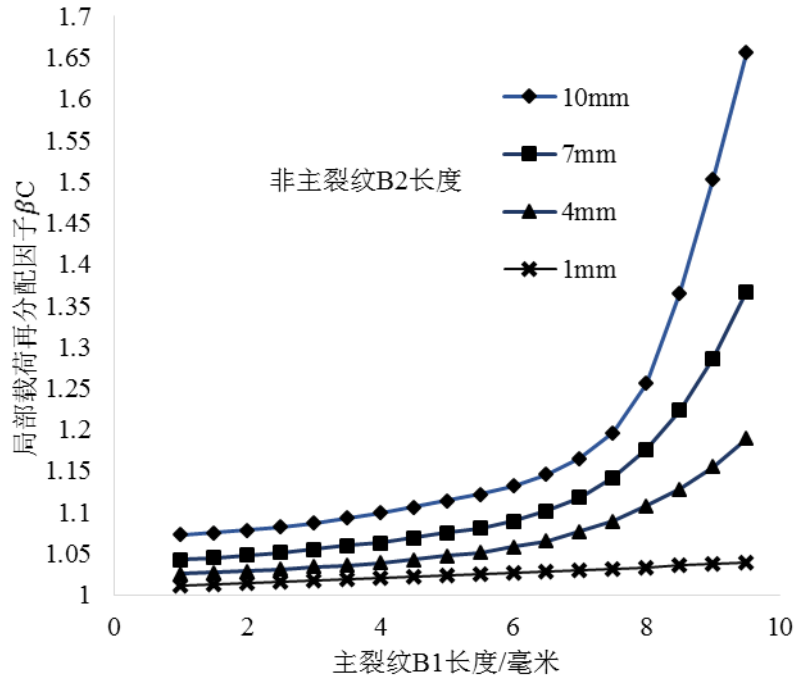


图 3-26 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-26 Change law of the factor local load redistribution

在模式 B 结构中, 只研究了主裂纹 B1 扩展到 9.5mm, 非主裂纹 B2 扩展到 10mm 的情况下, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加的变化规律。由图 3-26 可知, 该模式下局部载荷再分配因子 β_c 最大出现在距离两个裂纹的裂纹尖端最近的地方, 此时两个裂纹之间的相互影响也是最大的。在模式 B 结构中, 随着两个裂纹的不断扩展, 两个裂纹尺寸不断增加使得局部载荷再分配因子 β_c 不断增大, 载荷也进行了重新的分配。在图 3-26 中只是给出了主裂纹 B1 扩展到 9.5mm, 非主裂纹 B2 扩展到 10mm 情况下的计算结果, 而随着两个裂纹地不断扩展, 局部载荷再分配因子 β_c 还会继续增大, 主裂纹 B1 和非主裂纹 B2 之间的相互作用还会不断增大, 直至两个裂纹连通。

在图 3-26 中, 非主裂纹 B2 不同裂纹尺寸下的局部载荷再分配因子 β_c 的变化规律反映了非主裂纹 B2 在对应尺寸下对主裂纹 B1 的影响规律, 由该规律可知, 局部载荷再分配因子 β_c 伴随主裂纹 B1 长度的增加而增大, 这是由于伴随主裂纹 B1 长度的继续增加主裂纹 B1 的裂纹尖端继续接近非主裂纹 B2 的裂纹尖端, 两者之间的相互影响增大。当非主裂纹 B2 长度为初始的 1mm 时, 局部载荷再分配因子 β_c 伴随主裂纹长度的增加变化不大, 基本趋于平稳, 即局部载荷再分配因子 β_c 不会随着主裂纹 B1 的扩展而发生较大变化, 说明非主裂纹 B2 在该尺寸下对主裂纹 B1 的相互作用程度较小。而当非主裂纹 B2 的长度为 10mm 时, 局部载荷再分配因子 β_c 伴随主裂纹 B1 长度的增加继续增大, 且变化幅度也比较大, 说明非主裂纹 B2 在该尺寸下对主裂纹 B1 的影响比较大。由图 3-26 还可以推断出, 在主裂纹 B1 扩展到 9.5mm 和非主裂纹 B2 扩展到 10mm 的基础上, 局部载荷再分配因子 β_c 还会随着两个裂纹的扩展继续增大, 且增大的幅度还会更大, 两个裂纹之间的相互影响也会更大, 直至两个裂纹连通。

对图 3-26 中的数据进行拟合, 鉴于非主裂纹 B2 长度在 10mm 和 7mm 情况下, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加变化规律的复杂性, 这里对非主裂纹 B2 长度在 10mm 和 7mm 情况下的局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加的变化规律进行分段拟合, 在拟合的过程中选择拟合优度最好的拟合曲线及其方程作为拟合结果, 全部拟合结果如图 3-27 至图 3-34 所示。

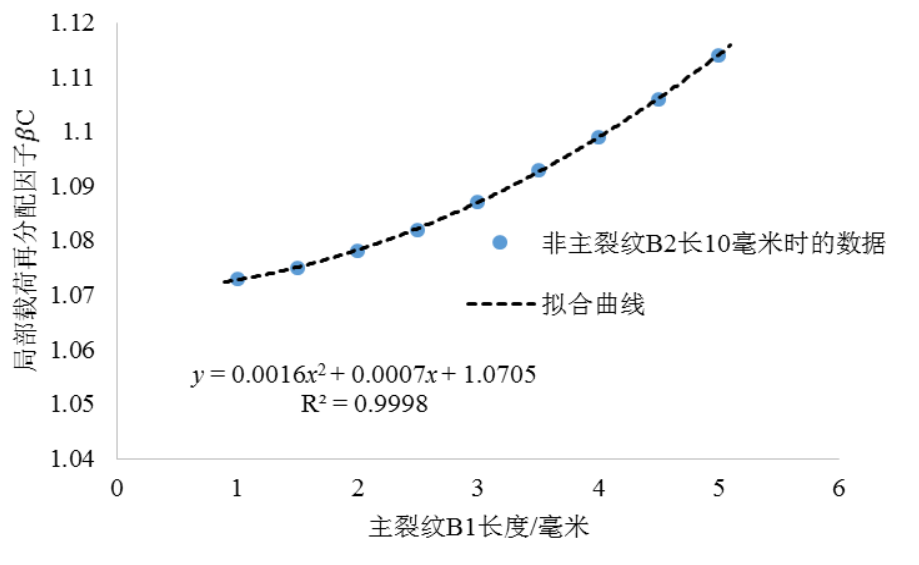


图 3-27 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-27 Change law of the factor local load redistribution

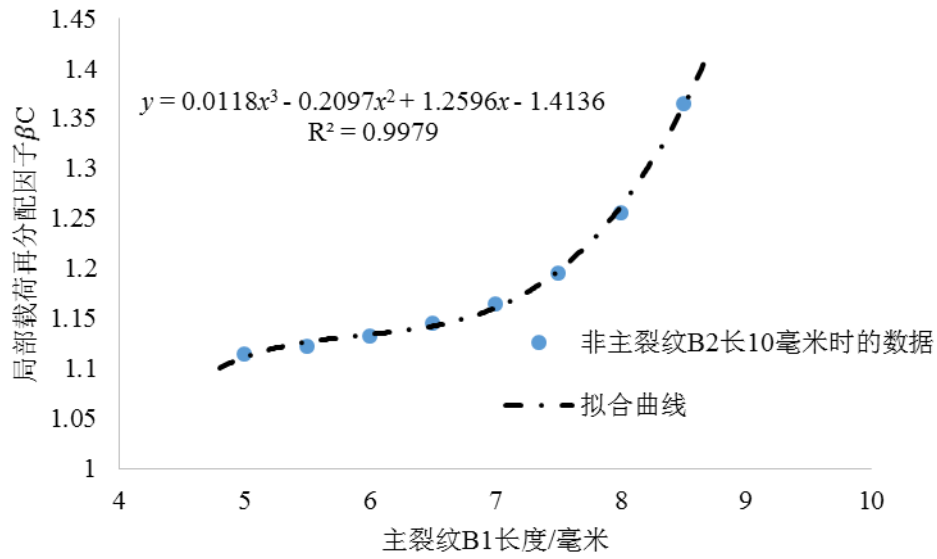


图 3-28 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-28 Change law of the factor local load redistribution

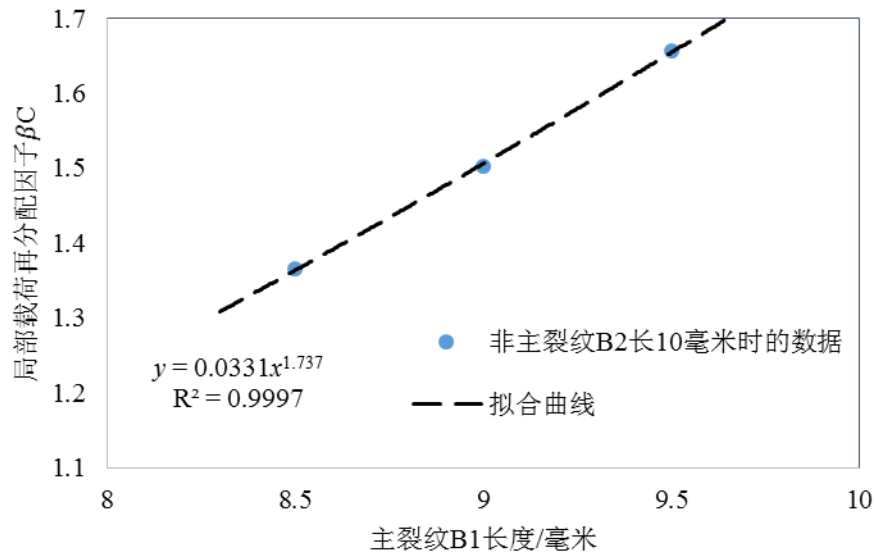


图 3-29 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-29 Change law of the factor local load redistribution

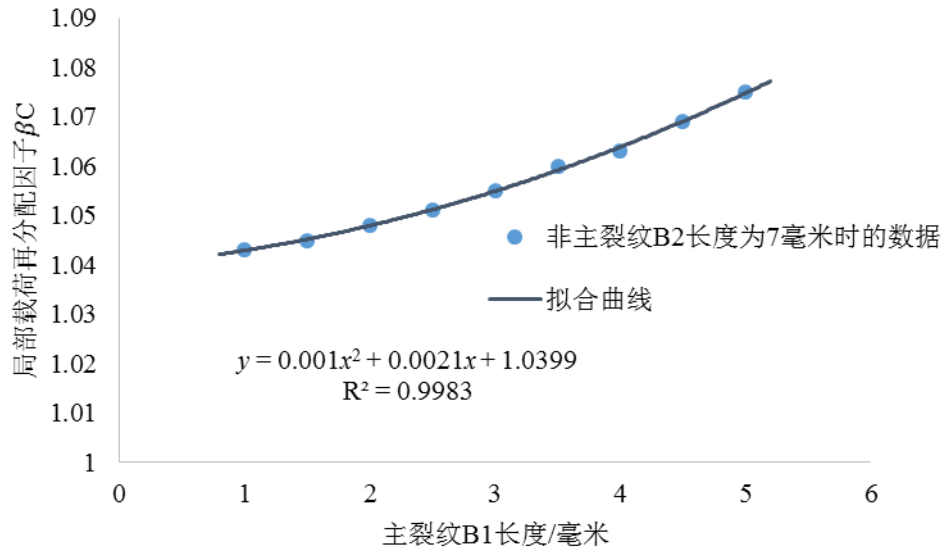


图 3-30 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-30 Change law of the factor local load redistribution

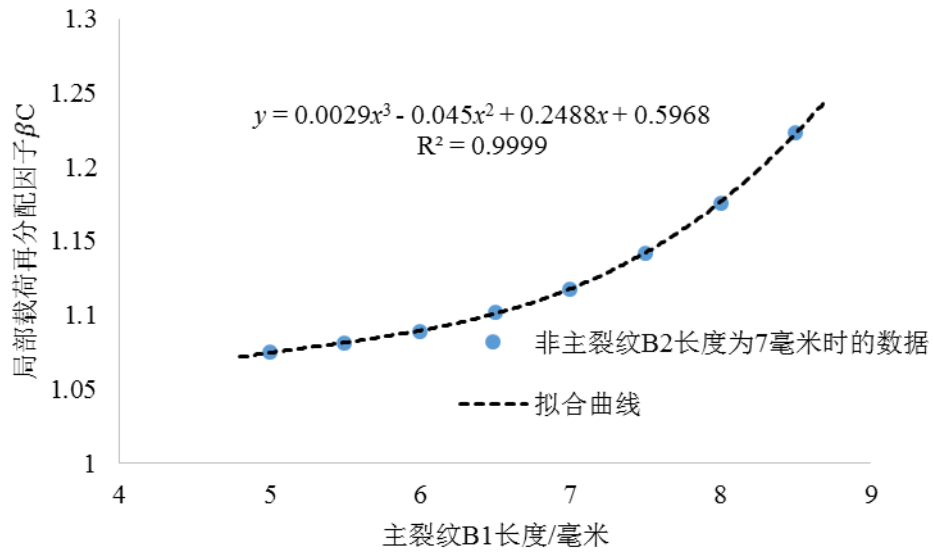


图 3-31 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-31 Change law of the factor local load redistribution

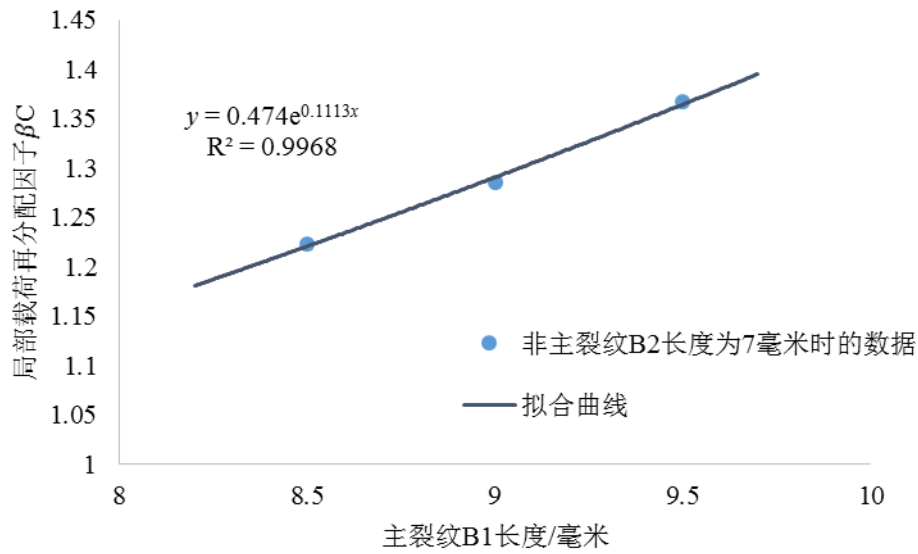


图 3-32 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-32 Change law of the factor local load redistribution

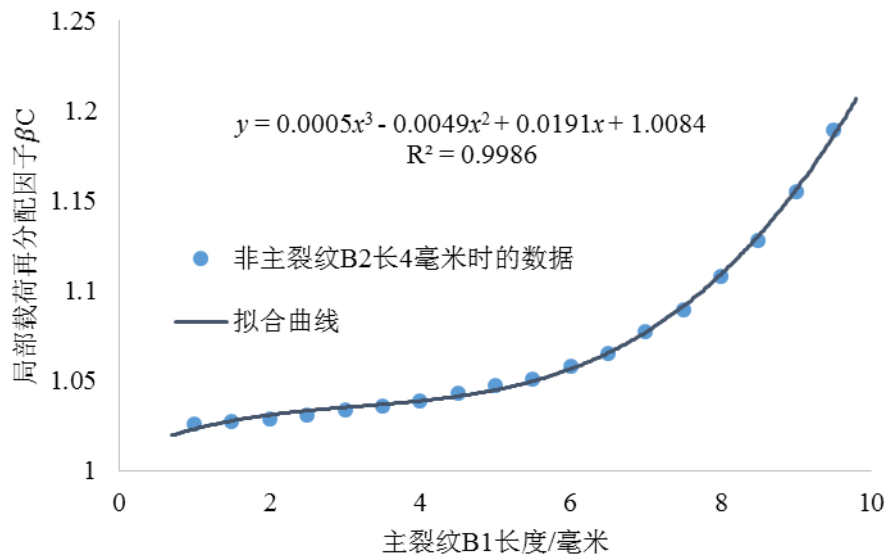


图 3-33 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-33 Change law of the factor local load redistribution

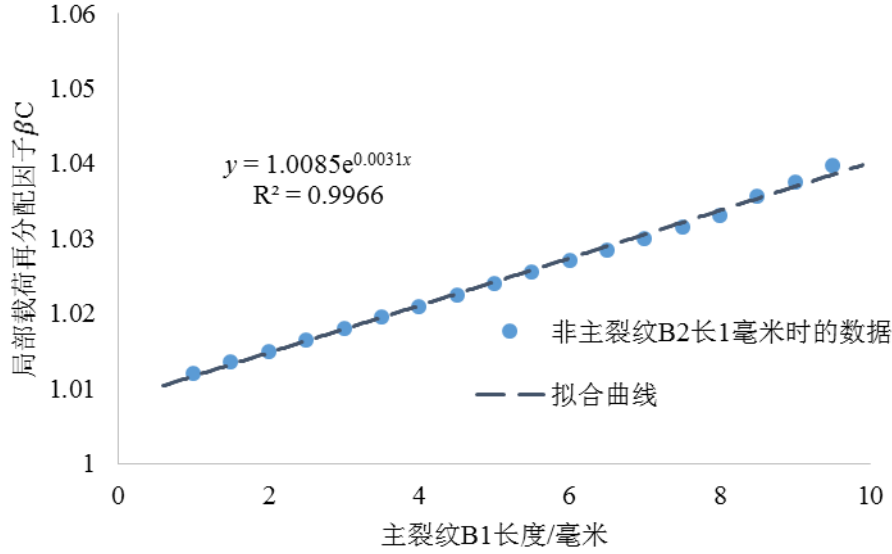


图 3-34 局部载荷再分配因子变化规律

Fig.3-34 Change law of the factor local load redistribution

由图 3-27 至图 3-34 中的拟合优度可以看出拟合效果可以接受,进而可以定量得到模式 B 结构的局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加的变化规律,见式(3-24)。

$$y = \begin{cases} 0.0016x^2 + 0.0007x + 1.0705; 1 \leq x < 5; z = 10 \\ 0.0118x^3 - 0.2097x^2 + 1.2596x - 1.4136; 5 \leq x < 8.5; z = 10 \\ 0.0331e^{1.737x}; 8.5 \leq x < 9.5; z = 10 \\ 0.001x^2 + 0.0021x + 1.0399; 1 \leq x < 5; z = 7 \\ 0.0029x^3 - 0.045x^2 + 0.2488x + 0.5968; 5 \leq x < 8.5; z = 7 \\ 0.474e^{0.1113x}; 8.5 \leq x < 9.5; z = 7 \\ 0.0005x^3 - 0.0049x^2 + 0.0191x + 1.0084; 1 \leq x \leq 9.5; z = 4 \\ 1.0085e^{0.0031x}; 1 \leq x \leq 9.5; z = 1 \end{cases} \quad (3-24)$$

式(3-24)中,函数 y 表示模式 B 结构中局部载荷再分配因子 β_c 的变化规律, x 变量表示主裂纹 B1 的长度, z 表示非主裂纹 B2 的长度。

由式(3-24)可以看出,非主裂纹 B2 在不同长度下,局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加的变化规律呈现不同函数形式的变化规律,而在非主裂纹 B2 长度达到一定值后,局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加的变化规律也会呈现不同函数形式的变化规律。由式(3-24)也可以看出,对于 B 模式结构,当非裂纹 B2 长度在 1mm 和 4mm 的情况下,局部载荷再分配因子

β_c 随主裂纹 B1 长度增加的变化规律可以分别用单一的幂函数和三次函数表达, 而随着非主裂纹 B2 的扩展, 当非主裂纹 B2 的长度在 7mm 和 10mm 的情况下, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加的变化规律需要依据主裂纹 B1 的长度范围用三次函数、幂函数和二次函数等形式表达。由图 3-26 可以定性看出, 随着非主裂纹 B2 的不断扩展, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加逐渐增大, 两个裂纹之间的相互影响也越大; 而通过式(3-24)则可以定量看出这种相互影响在增大的同时也变的更加复杂, 这说明 B 模式结构中的局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加变化规律的复杂性和两个裂纹之间相互影响的复杂性。

通过上述对模式 B 结构内力再分配的定性分析与定量分析也可以看出, 模式 B 结构的多部位损伤结构内力再分配规律比模式 A 结构的多部位损伤结构内力再分配规律更加复杂, 这种复杂性体现在当非主裂纹 B2 长度为 7mm 和 10mm 情况下, 局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹 B1 长度增加呈现不同函数形式的变化规律。

3.4 本章小结

本章主要研究了多部位损伤内力再分配问题。具体完成的内容主要有:

1. 基于某民机机翼结构对复杂的多部位损伤模式进行结构模式的简化, 得到两个基本模式。
2. 在两个简化模式的基础上, 论证了应力强度因子中的组合修正因子 β_j 和局部载荷再分配因子 β_c 都与主裂纹的长度 a 存在函数关系。
3. 建立裂纹的有限元模型。
4. 通过应力强度因子的计算定性得到组合修正因子 β_j 和局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹长度 a 增加的变化规律, 并通过函数拟合的方式定量得到两者随主裂纹长度 a 增加的变化规律的具体函数。

结论:

1. 应力强度因子中的组合修正因子 β_j 随主裂纹长度 a 的增加总体呈现先减小后增大的变化规律, 而且在变化的过程中呈现不同函数形式的变化规律, 反映了主裂纹在扩展过程中引起结构内力再分配的复杂性。
2. 非主裂纹长度一定时, 模式 A 中的局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹长度 a 的增加呈现同一函数形式的变化规律, 总体都呈现趋于减小的变化规律, 但不同非主裂纹长度下, 该模式下的局部载荷再分配因子 β_c 呈现不同函数形

式的变化规律，这反映了两个裂纹之间的相互影响和两裂纹在扩展过程中引起结构内力再分配规律的复杂性。

3. 非主裂纹长度一定时，模式 B 中的局部载荷再分配因子 β_c 随主裂纹长度 a 的增加呈现不同函数形式的变化规律，而且，在非主裂纹不同长度的情况下，该模式下的局部载荷再分配因子 β_c 也呈现不同函数形式的变化规律，这反映了两个裂纹之间相互影响和内力再分配规律的复杂性，同时也说明模式 B 结构的内力再分配规律要比模式 A 结构的更加复杂。

4. 一定载荷情况下，含有多部位损伤的结构内部载荷是不断进行分配的，分配的规律与结构形式和裂纹分布等因素有关。

第4章 多部位损伤剩余强度的研究

当多细节结构在外载荷的作用下引起多部位损伤，随着外载荷的不断作用，发生多部位破坏的细小裂纹继续扩展，有的贯通形成主裂纹并迅速扩展，最终引起结构的剩余强度急剧减小而引起结构断裂。发生多部位损伤的多细节结构不会立刻失去承载能力，因此本章将对多细节结构发生多部位损伤之后的剩余强度进行研究，通过多部位损伤剩余强度试验研究同细节不同裂纹分布多部位损伤结构的剩余强度，根据上一章多部位损伤内力再分配的研究设计两种多部位损伤结构形式的试验件，试验件中细节的结构来源于某民机机翼蒙皮结构，试验件材料依然为 2024 铝合金材料。在剩余强度试验的基础上进一步讨论三种常用剩余强度计算方法在多部位损伤结构剩余强度计算的适用性，三个剩余强度计算方法分别为净截面屈服计算方法、基于 Swift 连通准则的计算方法和线弹性条件下的断裂力学计算方法。

4.1 剩余强度分析原理

4.1.1 剩余强度的定义

对于不含任何裂纹缺陷的结构，如果承受的载荷超过其材料的强度极限，结构将直接发生破坏。如果结构中存在裂纹，虽然其载荷承受能力远远低于不含裂纹的结构，但是也可以承受一定的载荷，那么含有裂纹的结构所能承受的静载荷能力即为结构的剩余强度，飞机在服役过程中的一个结构安全要求就是满足一定的剩余强度。

含有裂纹的结构中，单一裂纹结构和含有多裂纹结构的剩余强度计算方法也有很大区别，在含有单一裂纹的结构中，其剩余强度是可以运用损伤容限理论进行分析的，而多部位损伤结构由于同时存在多个裂纹，裂纹之间又存在相互影响，裂纹之间也会相互连通，所以多裂纹的存在较单一裂纹大大削弱了结构的承载能力。

4.1.2 剩余强度常用的计算方法

剩余强度可以通过试验或者计算得到，而剩余强度的计算方法根据不同的

准则有不同的方法。

4.1.2.1 考虑到塑性区域影响的连通准则（Swift 连通准则）计算方法

裂纹由于受到疲劳载荷的作用，处在裂纹前沿的一小块区域内的材料会发生一定的塑性屈服现象，因而该区域不能够继续受到外力的作用，所以 Swift 根据这一个现象结合试验结果建立了 Swift 准则。Swift 认为含有多部位损伤的结构不能够继续承受载荷作用的原因是多部位损伤中的主裂纹前沿塑性区域与多部位损伤中其他裂纹前沿的塑性区域发生连通。两个裂纹前沿的塑性区域发生接触，则可判断这两条裂纹汇合成为一条新的裂纹。图 4-1 定性描述了 Swift 连通准则。

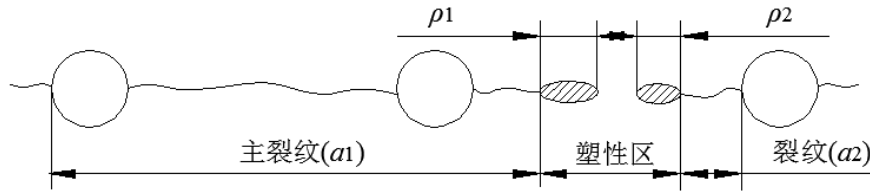


图 4-1 Swift 连通准则的定性描述

Fig.4-1 Qualitative description Swift connectivity criterion

在图 4-1 中， ρ_1 表示多部位损伤主裂纹前沿塑性区域的大小， ρ_2 表示多部位损伤中其他裂纹前沿塑性区域的大小。根据 Swift 准则，裂纹连通时有表达式(4-1)。

$$L = \rho_1 + \rho_2 \quad (4-1)$$

式(4-1)中的裂纹前沿塑性区域大小表征可采用 Griffith 形式的 Dugdale 模型，在小范围区域发生材料屈服时有表达式(4-2)。

$$\rho = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (4-2)$$

结合应力强度因子公式(3-2)，联立式(4-1)和式(4-2)可得到 Swift 准则的剩余强度计算公式，见式(4-3)。

$$\sigma_{rs} = \frac{\sigma_{ys}}{\pi} \sqrt{\frac{8L}{a_1\beta_1^2 + a_2\beta_2^2}} \quad (4-3)$$

式(4-3)中， a_1 和 a_2 分别为两个裂纹的半裂纹长度， β_1 和 β_2 分别为两个裂纹的结构综合修正因子。

4.1.2.2 线弹性条件下的断裂力学计算方法

材料在一定小范围区域发生屈服现象时，也能够采用线弹性条件下断裂力学理论和断裂韧性求解临界负载或者临界时的裂纹长度。图 4-2 定性给出了材料断裂过程中的裂纹扩展规律。

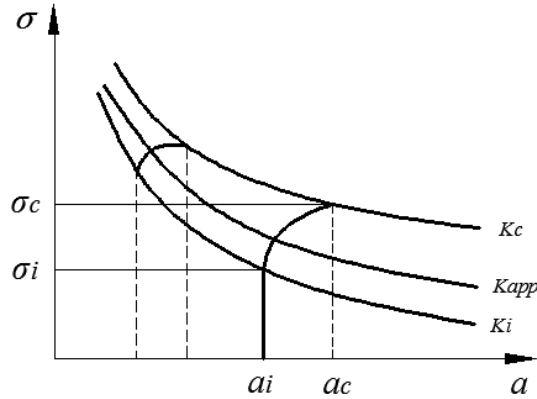


图 4-2 断裂过程中裂纹的扩展规律

Fig.4-2 The rules of crack propagation in fracture process

在图 4-2 中， K_c 为材料断裂韧性，表示应力或裂纹尺寸增大到某临界值，此时裂纹尖端一定范围内的载荷超出材料所能承受的强度，裂纹表现出失稳状态下的扩展现象，直到材料失效，这个时候的应力强度因子就被成为断裂韧性。断裂韧性受到材料本身内在因素的影响，而与外加载荷及试验件尺寸等外在因素无关。 K_c 曲线表示裂纹失稳扩展时的曲线， a_c 是对应 K_c 的裂纹临界尺寸。 K_i 曲线的含义是裂纹稳定扩展开始的 K_c 曲线，且只代表裂纹稳定扩展的开始位置，但不表示裂纹失稳扩展的条件。

多部位损伤中存在多个裂纹，对应每个裂纹观测到的初始裂纹长度有所差别，因为 K_c 曲线不能有效预测对应裂纹 i 在初始裂纹 a_i 长度下的临界载荷大小，而且 a_c 也不能通过实际的测量得到，为方便起见，常以较易测量的初始裂纹长度 a_i 和临界载荷大小 σ_c 表示，即表观断裂韧性，符号为 K_{app} 。所以可以给出表达式(4-4)。

$$K_{app} = \sigma_c \beta \sqrt{\pi a_i} \quad (4-4)$$

初始裂纹长度 a_i 和临界应力 σ_c 可以由试验中的初始裂纹尺寸和最后得到的载荷应力表示。当多部位损伤结构中主裂纹的应力强度因子 K 值（一般是所有裂纹最大的 K 值）与结构材料的表观断裂韧性相同的时候，多部位损伤结构发生破坏，将此时对应的远端应力场的应力水平作为该多部位损伤结构破坏的

临界应力，即剩余强度。

4.1.2.3 净截面屈服计算方法

该计算方案比较容易理解，就是把导致净截面承受的载荷应力大于或等于材料的屈服强度 σ_{ys} 时的远端载荷 σ_{rs} 作为剩余强度，因此有表达式(4-5)。

$$\sigma_{rs} = \frac{A_{net}}{A} \sigma_{ys} \quad (4-5)$$

在式(4-5)中， A_{net} 表示多部位损伤结构承载的净截面积， A 表示试件不含任何孔和裂纹时的截面积。

净截面屈服准则是一种静力学破坏准则，适用于弹性范围内的承受较大外载荷且裂纹间距比较大的多部位损伤结构剩余强度计算。

4.2 多部位损伤剩余强度试验

4.2.1 试验件多裂纹类型

根据上一章多部位损伤内力再分配的研究，这里设计了以下两种多裂纹结构试验件形式，试验件细节孔数量均为五个，在中间三个孔引入一定长度的裂纹缺陷，具体如图 4-3 和图 4-4 所示。每个类型试验件数目是四个，另外每个类型有两个备用试验件，以防试验过程中出现机械故障等原因引起某个试验件的试验失败。试验前对每个试验件进行编号处理。试验件初始裂纹由线切割加工得到。

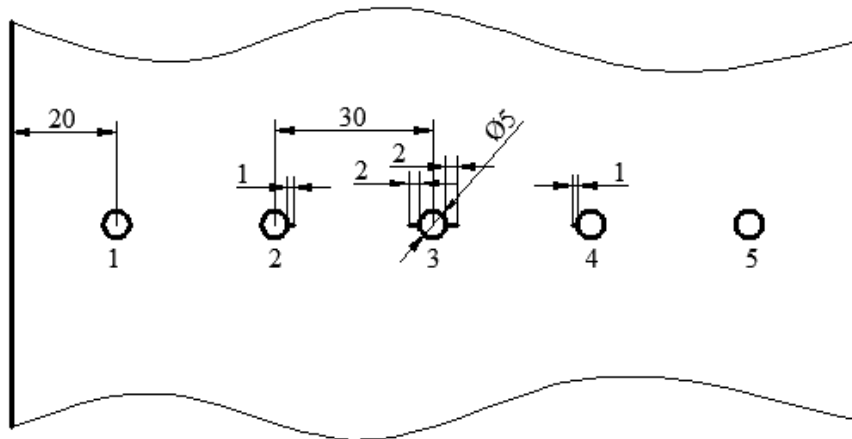


图 4-3 多裂纹分布形式一（编号 1-1 至 1-4）

Fig.4-3 Multiple cracks distribution form 1 (No.1-1 to 1-4)

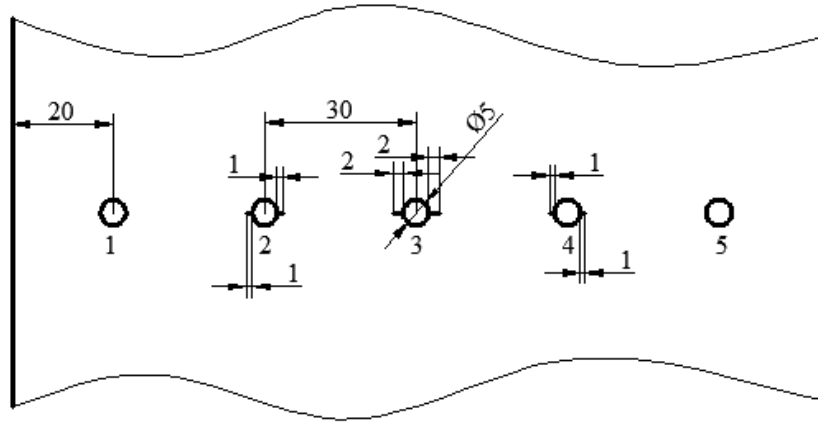


图 4-4 多裂纹分布形式二（编号 2-1 至 2-4）

Fig.4-4 Multiple cracks distribution form 2 (No.2-1 to 2-4)

两个试验件类型都是含有一字排开的五个相同细节，而且都是在中间三个细节孔上引入贯穿性的裂纹缺陷，然而不同的是在类型一中是对向的单边裂纹，而在类型二中的 2 号细节孔和 4 号细节孔上引入的是双边贯穿裂纹，两个试验件类型中裂纹具有不同的分布形式，当然这只是基于简单的一字型细节孔的排布方式。这样做的目的是简单探究不同裂纹分布形式对多部位损伤结构剩余强度的影响。

图 4-3 和图 4-4 只是给出了试验件的多裂纹类型，根据上面的多裂纹类型将厚度为 6mm 的 2024 铝合金铝板加工成如图 4-5 所示的试验件。

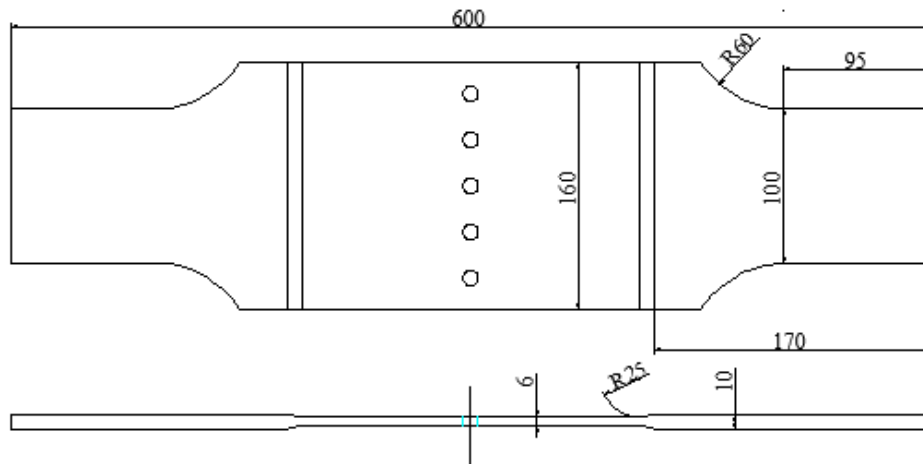


图 4-5 试验件尺寸

Fig.4-5 The sizes of test pieces

4.2.2 剩余强度试验

首先进行疲劳裂纹的预制，对两种类型共八个试验件施加等幅循环疲劳载荷^[36-38]，由于是预制裂纹，所以施加的负载不宜过大，施加最大值为 10kN 的负载，应力比取 $R=-0.1$ 。试验过程中通过便携式数码显微镜观察裂纹的扩展情况，当相邻两个裂纹尖端的最小间距小于 10mm 时停止疲劳裂纹的预制，之后进行剩余强度试验。在试验室空气环境下，对预制疲劳裂纹的多部位损伤试验件施加准静态拉伸载荷，直至断裂，记录试验件断裂时的最大载荷，该最大载荷即为此试验件的剩余强度。剩余强度试验的加载方式采用加载速率为 0.5mm/min 的位移加载方式。

4.3 剩余强度试验结果与分析

两类八个试验件的剩余强度测量值见图 4-6 和图 4-7。

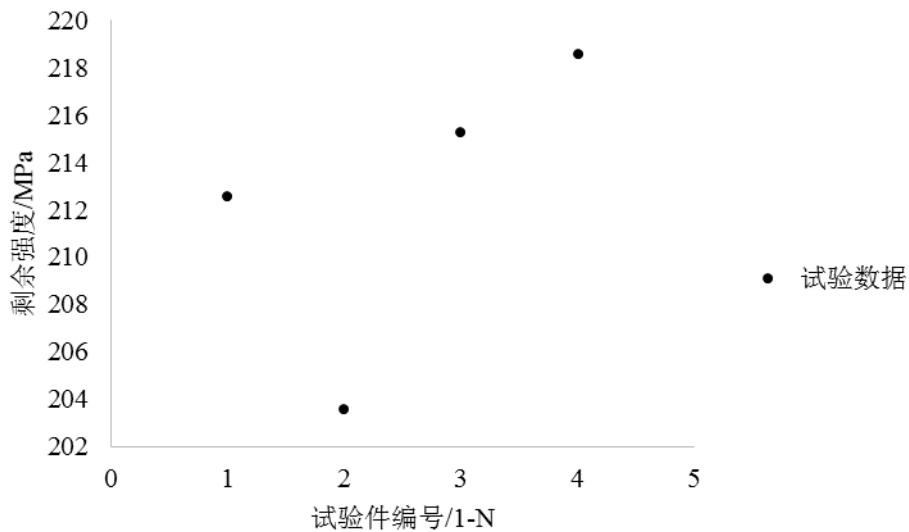


图 4-6 试验件编号 1-1 至 1-4 的剩余强度

Fig.4-6 The residual strength of test pieces num.1-1 to 1-4

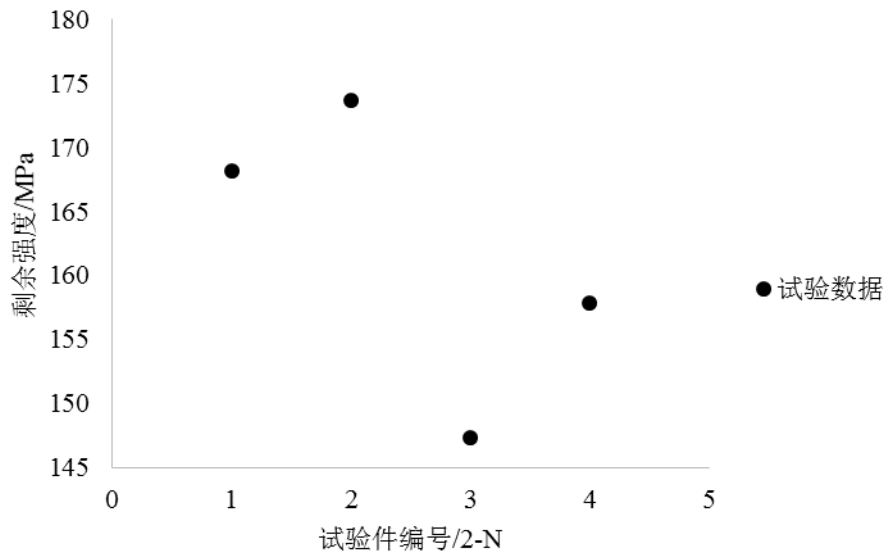


图 4-7 试验件编号 2-1 至 2-4 的剩余强度

Fig.4-7 The residual strength of test pieces num.2-1 to 2-4

由图 4-6 和图 4-7 可知，多裂纹类型一结构形式试验件的剩余强度明显高于多裂纹类型二结构形式试验件的剩余强度，这是由在细节相同情况下裂纹的分布不同导致的。多裂纹类型二结构形式的试验件在 2 号和 4 号孔上都是双边裂纹，而在多裂纹类型一结构形式的试验件中，在 2 号和 4 号孔上均为单边裂纹。裂纹之间的相互影响以及载荷再分配的情况更加明显，因此更容易引起多部位损伤结构的失效。

4.4 剩余强度准则的适用性

试验件材料 2024 铝合金薄板的屈服强度 $\sigma_{ys}=374\text{MPa}$ ，表观断裂韧性 $K_{app}=121\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ 。利用 4.1 节中的三个计算方法分别计算两类试验件的剩余强度，并与试验测量值共同汇总在图 4-8 中。在图 4-8 中，T1 系列表示多裂纹类型一结构形式的试验件，T2 系列表示多裂纹类型二结构形式的试验件，1 系列 Swift 准则计算值表示多裂纹类型一结构形式的试验件在 Swift 准则算法下得到的计算值，2 系列 Swift 准则计算值表示多裂纹类型二结构形式的试验件在 Swift 准则计算方法下得到的计算值，其他图例表示内容以此类推。

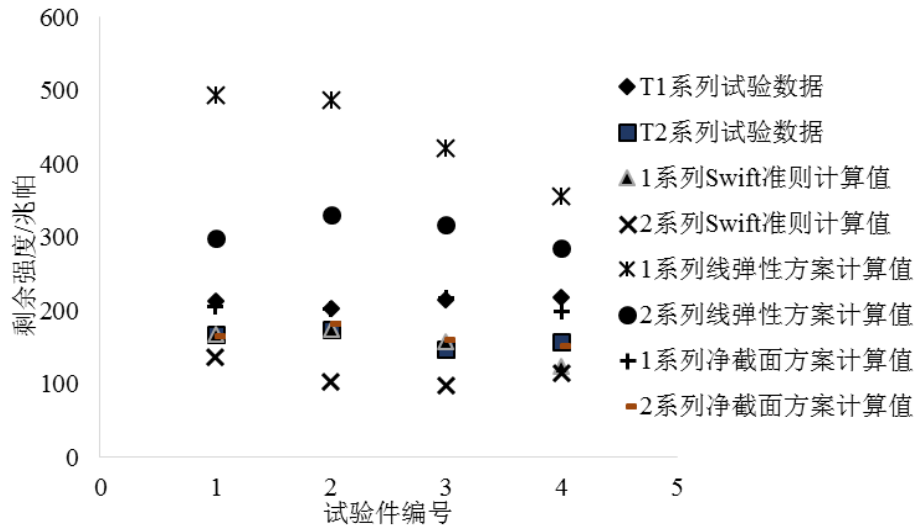


图 4-8 试验数据与其他计算方案的对比

Fig.4-8 Comparison of experimental data and other computational scheme

这里定义相对误差表示为如式(4-6)所示的计算方法。

$$\text{相对误差} = \left| \frac{\text{试验值} - \text{计算值}}{\text{试验值}} \right| \quad (4-6)$$

根据式(4-6)分别计算图 4-8 中两种多裂纹类型结构形式试验件的试验测量值与三种剩余强度计算方法所得结果的相对误差，结果如图 4-9 和图 4-10 所示。

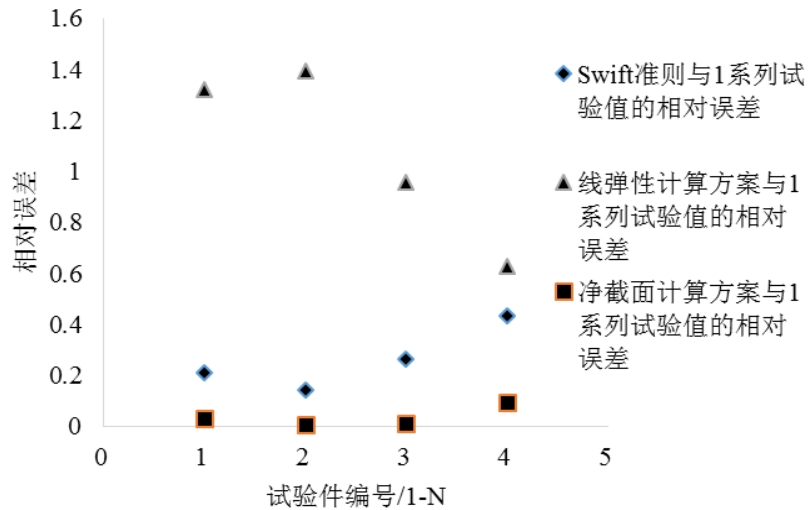


图 4-9 试验数据与其他计算方案的对比

Fig.4-9 Comparison of experimental data and other computational scheme

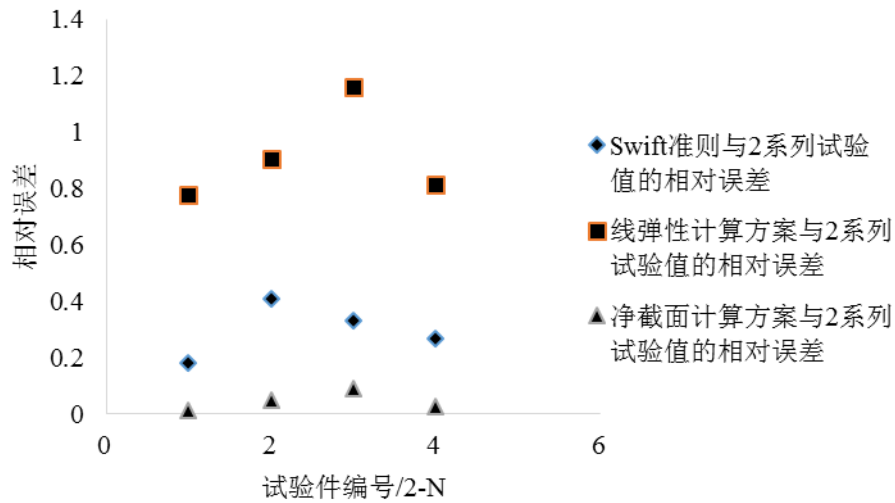


图 4-10 试验数据与其他计算方案的对比

Fig.4-10 Comparison of experimental data and other computational scheme

由图 4-9 和图 4-10 中的相对误差可以得出如下结论：

1. 在两种多裂纹类型结构中，利用 Swift 连通准则计算方法得到的结果与试验测量值的相对误差都比较大，最高可达 0.4 左右的数值，最小的相对误差也有 0.2 左右的数值，但在两种多裂纹类型结构形式中的相对误差值相差不大，说明在两种多裂纹类型结构试验件中，Swift 连通准则计算方法计算的剩余强度变化不大。

2. 在两种多裂纹类型结构中，利用线弹性断裂力学计算方法得到的结果较其他两种计算方案与试验测量值的相对误差还要大，说明线弹性断裂力学计算方法过高地估计了多部位损伤问题的剩余强度。这是因为直接利用单裂纹问题的断裂准则计算多部位损伤问题，本身存在缺陷；另外，未考虑表观断裂韧度对裂纹韧带宽度的影响；并且由于 2024 铝合金材料本身的断裂韧度比较高，因此其失稳临界载荷值也相对较高，导致计算结果偏大。线弹性断裂力学计算方法在多裂纹类型一结构形式的试验件中计算得到的结果相对误差最大为 1.4 左右的数值，而在多裂纹类型二结构形式的试验件中计算得到的结果相对误差最大为 1.2 左右的数值，说明线弹性断裂力学计算方法在两种多裂纹类型结构形式中的相对误差较 Swift 连通准则计算方法大，进一步说明在两种多裂纹类型结构试验件中，线弹性断裂力学计算方法得到的剩余强度变化较大。

3. 相对于其他两种常用的剩余强度计算方法，利用净截面屈服准则计算方案计算得到的剩余强度与试验实际的测量值之间的误差最小，相对误差最大

为 0.1 左右的数值，而且，净截面屈服计算方法在两种多裂纹类型结构形式中计算得到的剩余强度的相对误差相差也不大，说明利用净截面屈服计算方法明显好于另外两种计算方法。

4.5 本章小结

本章主要研究了同细节不同裂纹分布的多部位损伤结构的剩余强度，具体完成的内容主要有：

1. 完成同细节不同裂纹分布的 2024 铝合金结构多部位损伤剩余强度试验。
2. 对比两种不同多部位损伤形式的结构剩余强度。
3. 讨论了净截面屈服计算方法、基于 Swift 连通准则的计算方法和线弹性断裂力学计算方法这三种常用的剩余强度计算方法在多部位损伤剩余强度计算方面的适用性。

本章得出如下结论：

1. 同细节不同裂纹分布的多部位损伤结构剩余强度不同。
2. 在多部位损伤剩余强度计算方面，净截面屈服计算方法要比基于 Swift 连通准则的计算方法和线弹性的断裂力学计算方法准确。

结论

广布疲劳损伤严重影响飞机的结构安全和寿命，研究广布疲劳损伤中的多部位损伤问题对深入了解多部位损伤的形成及发展过程具有重要的参考价值，也为飞机结构的安全设计和寿命评估提供有力的参考依据，对我国的航空以及国防建设事业也具重大的现实意义。本文针对多部位损伤问题，主要研究了发生多部位损伤的概率、结构存在多部位损伤时的内力再分配规律和多部位结构剩余强度等方面的问题。本文主要研究工作总结如下：

1. 根据概率断裂力学和数理统计中的三参数威布尔分布建立了预测多部位损伤发生概率的数学模型。并通过 2024 铝合金薄板单细节和三细节疲劳试验对模型合理性进行检验，检验结果表明该模型在一定程度上可以较好地预测多部位损伤发生的概率，同时检验的结果也表明模型预测的结果偏于保守。

2. 基于某民机机翼结构简化了复杂的多部位损伤结构模式，通过研究两个简化模式结构应力强度因子中的组合修正因子和局部载荷再分配因子与主裂纹长度的变化规律，间接研究了多部损伤结构内力再分配问题，定量得到组合修正因子和局部载荷再分配因子与主裂纹长度的函数关系式。同时得到一定载荷情况下，含有多部位损伤的结构内部载荷是不断进行分配的，分配的规律与结构形式和裂纹分布等因素有关等的结论。

3. 通过同细节不同裂纹分布的 2024 铝合金多部位损伤剩余强度试验讨论了净截面屈服计算方法、基于 Swift 连通准则的计算方法和线弹性条件下断裂力学的计算方法这三种常用的剩余强度计算方法在多部位损伤结构剩余强度计算方面的适用性。最后得出结论：同细节不同裂纹分布对多部位损伤结构剩余强度有影响。另外，净截面屈服计算方法较其他两种计算方法更准确。

本文主要创新点在于简化了复杂多部位损伤的结构形式，并运用控制变量法研究了应力强度因子中的组合修正因子和局部载荷再分配因子，间接研究了复杂的多部位损伤内力再分配问题。

本文研究工作的不足和展望：

1. 在多部位损伤结构内力再分配研究方面，基于本文的内力再分配研究思路、方法和成果，结合试验进一步研究更复杂一些的多部位损伤结构内力再分配规律。

2. 在多部位损伤剩余强度研究方面，增加试验件的数量以获得更多的试验数据，对不同裂纹分布对剩余强的影响进行量化研究。

参考文献

- [1] Pitt S , Jones R . Compliance Measurements for Assessing Structural Integrity[J]. Engineering Failure Analysis, 2001(8): 371-397.
- [2] National Transportation Safety Board . Aircraft Accident Report , Report NTSB/AAR-89/03: 23-35.
- [3] Zhang Jianyu, Bao Rui, Zhang Xiang. A probabilistic estimation method of multiple site damage occurrences for aircraft structure[J] . Erocedia Engineering2, 2000(8): 86-95.
- [4] 赵金龙, 张建宇. 应用蒙特卡洛模拟预测多部位损伤的发生概率[J]. 力学与工程应用, 2012: 169-172.
- [5] Lysak P D, Jenkins D M, Capone D E, et al. Analytical model of an ultrasonic cross-correlation flow meter , part1 : stochastic modeling of turbulence[J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2008, 19(1): 1-7.
- [6] 雷晓欣, 王生楠, 詹福宇. 飞机结构 WFD 发生的概率分析[J]. 机械科学与技术, 2011(11): 1801-1804.
- [7] 闫晓中, 王生楠, 黄汉超. 飞机结构发生多处损伤的概率分析方法[J]. 机械强度, 2012, 34(6): 881-885.
- [8] 张建宇, 袁军, 时新红. 预腐蚀对多部位损伤发生概率的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2013(01): 27-30.
- [9] 薛景川, 弓云昭. 结构初始广布疲劳损伤发生预估的概率模型[C]. 第 18 届全国结构工程学术会议论文集第III册: 第 18 届全国结构工程学术会议, 中国广东广州, 2009: 597-600.
- [10] 张晓敏, 万玲, 严波, 等. 断裂力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 16-28.
- [11] Part O, Schijve J. Multiple-site damage in 2024-T3 alloy sheet[J]. Int J Fatigue, 1993, 15(4): 293-299.
- [12] Eong D Y, Brewer J C. On the linkup of multiple cracks[J]. Engineering Fracture Mechannics, 1995, 51(2): 233-238.
- [13] Schijve J. Multiple-site damage in aircraft fuselage Structures[J]. Fatigue Fracture Eng, 1995, 18(3): 329-344.
- [14] Ripudaman Singh. Growth of multiple cracks and their linkup in a fuselage lap

- joint[J]. AIAA Journal, 1998, 32(11): 2260-2268.
- [15]Berr L, Smith. Strength of 2024-T3 aluminum panels with multiple site damage[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(2): 325-331.
- [16]郁大照, 陈跃良, 郁章艳. 含 MSD 共线多孔平板应力强度因子有限元分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2006, 21(5): 561-565.
- [17]陈跃良, 郁大照, 杨茂胜. 含多处损伤多孔铆接加筋板应力强度因子研究[J]. 机械强度, 2005, 30(2): 270-275.
- [18]赵海涛, 战宝玉, 杨永腾. 基于 ANSYS 的应力强度因子计算[J]. 煤矿机械, 2007, 28(2): 22-23.
- [19]Swenson D, James M. FRANC2D/L: a crack propagation simulator for plane layered structures—user's guide[M]. Manhattan: Kansas State University, 1997: 26-43.
- [20]Baidurya B, Ellingwood B. Continuum damage mechanics analysis of fatigue crack initiation[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(9): 631-639.
- [21]Kuang J H, Chen C K. Equivalence for Two Interacting Parallel Cracks[J]. ASME Journal of Pressure Vessel Technology, 1998(120): 424-430.
- [22]Chen W H, Chen T C. An Efficient Dual Boundary Element Technique for a Two-Dimensional Fracture Problem with Multiple Cracks[J]. Int. J. Methods Eng, 1995(38): 1739-1756.
- [23]王森, 刘马宝, 王国力, 等. 广布损伤的试验研究与有限元分析[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1578-1583.
- [24]谭申刚, 王新波, 王峰. 广布损伤裂纹间干涉效应及数值分析[J]. 机械科学与技术, 2010(10), 1671-1815.
- [25]黄德武, 丛美华, 刘英. 构件中的多裂纹在 J 积分计算中的相互作用及影响[J]. 兵工学报, 2000(20): 66-79.
- [26]PidaParti R M, Palakal M J, Rahinan Z A. Simulation of Structural Integrity Predictions for Panels with Multiple Site Damage[J]. Advances in Engineering Software, 2000(31): 127-135.
- [27]Galatolo R, Nilsson K F. An Experimental and Numerical Analysis of Residual Strength of Butt-Joints Panels with Multiple Site Damage[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2001(68): 1437-1461.
- [28]Xiang yang Deng, John W. Approximate Methods for Analyzing the Growth

- of Large Cracks in Fatigue Damaged Aircraft Sheet Material and Lap Joints[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 1996(23): 101-114.
- [29]应中伟, 冯蕴雯, 薛小锋, 等. 基于断裂力学的多部位损伤结构的剩余强度分析方法研究[J]. *机械强度*, 2010, 32(1): 121-124.
- [30]郭树祥. 多部位损伤结构的剩余强度研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2002: 41-49.
- [31]Manning S D, Yang J N. 美国空军耐久性设计手册[S]. 郑艾仲, 译. 西安: 航空航天工业部(AFFD)系统工程, 1987: 9-40.
- [32]中国民用航空总局. CCAR25-R4-2011 运输类飞机适航条例[S]. 北京: 中国民用航空总局, 2011: 58-66.
- [33]倪阳咏. 概率损伤容限及其可靠性方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005: 2-45.
- [34]Provan J W. 概率断裂力学和可靠性[M]. 航空航天工业部, 译. 西安: 航空航天工业部(AFFD)系统工程, 1989: 45-48.
- [35]ASTM E466-2007 Standard Practice for Conducting Force Controlled Constant Amplitude Axial Fatigue Tests of Metallic Materials[S]. 美国材料与试验协会, 2007: 1-5.
- [36]ASTM E647-08 Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates[S]. 美国材料与试验协会, 2008: 1-7.
- [37]GB3075-2008 金属材料疲劳试验轴向力控制方法[S]. 中华人民共和国行业标准, 2008: 1-18.
- [38]GB/T 6398-2000 金属材料疲劳裂纹扩展速率试验方法[S]. 中华人民共和国行业标准, 2000: 1-10.
- [39]高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986: 56-72.
- [40]张安哥, 朱成九, 陈梦成. 疲劳断裂与损伤[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2006: 25-67.
- [41]陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002: 97-108.
- [42]RICE J C. A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks[J]. *Journal of applied mechanics*, 1968, 35(2): 379-386.
- [43]Yau J F, Wang S S, Corten H T. A mixed-mode crack analysis of isotropic solids using conservation laws of elasticity[J]. *Journal of applied mechanics*, 1980(47): 335-341.

- [44] 《民机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[Z]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 264-269.

致谢

毕业论文的相关工作即将结束，近三年的研究生生活也即将结束。在这里首先感谢我的导师张嘉振教授，本文的选题和撰写过程离不开导师细心指导，我的导师学识渊博，思想深邃，并且有开阔的视野和敏锐的洞察力，所以能从不同的角度对我进行指导，使我的文章的写作更上一层楼。导师严谨的科学态度和治学精神让我感受到了一位学者的风采，我导师精益求精的工作作风也深深地影响了我。

此外，我要感谢课题组宋欣老师对我的指导和帮助，对我的论文提出了很好地改进意见，使我能够顺利完成论文的撰写。同时还要感谢白士刚和沙宇等师兄师姐在试验方面对我的帮助和支持，使我掌握了一些试验方法和技巧，这也使得我能够顺利完成实验。

另外，我还要感谢同一课题组的魏东，还有沈阳、李振远和陈杨柳师弟师妹们，他们也同样给予我很多帮助，无论是在论文的写作方面还是在平时的日常生活中，这些都给我留下了很美好的记忆。

当然，我还要感谢远在上海的上海量维信息科技有限公司技术经理李孟光先生。在 Franc3d 的学习和使用上，李经理都给予我很大的帮助，使得我能够尽可能好地完成论文工作，在此一并感谢。

最后，我要感谢我的父母，感谢他们对我求学生涯的支持，也感谢他们在生活中对我无微不至的关怀，在我遇到挫折时能够给予我无尽的支持与鼓励。

至此，谨向所有关心我的老师和朋友们表示崇高的敬意和衷心的感谢！