

复合材料层压板的 疲劳特性

FATIGUE BEHAVIOR OF COMPOSITE LAMINATES



中国航空研究院

CHINESE AERONAUTICAL ESTABLISHMENT

《国际科技合作课题论文集》编辑部
Editorial Department of Selected Papers in Scientific and
Technical International Cooperation Program

主 编	崔 志 华	
<i>Editor - in - Chief</i>	<i>Cui Zhihua</i>	
编 辑	张 节 萱	冯 因 英
<i>Editor</i>	<i>Zhang Jiexuan</i>	<i>Feng Yinying</i>

通信地址:	北京 761 信箱	Address:	P. O. Box. 761, Beijing, China
邮政编码:	100012	Post Code:	100012
电 话:	64232696	Tex.:	64232696
电 传:	210467CAECN	Tlx.:	210467CAECN
传 真:	64232507	Fax.:	64232507
出 版:	航空工业出版社		Published by China Aviation Industry Press (AIP)

图书在版编目(CIP)数据

复合材料层压板的疲劳特性 / 崔志华主编. - 北京: 航空工业出版社, 1996. 12
ISBN 7-80134-151-1

I. 复… II 崔… III. 复合材料-层板: 复合板-疲劳-特性 IV. V257

中国版本图书馆 CIP 数据核字(97)第 03400 号

航空工业出版社出版发行
(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)
航空工业出版社印刷厂印刷
1996 年 12 月第 1 版 1996 年 12 月第 1 次印刷
开 本: 850×1168 1/16 印 张: 13.875
印 数: 1-1000 字 数: 420 千字

序

为了扩大复合材料在飞机结构中的应用,必须重点解决长期使用的安全性问题,而复合材料疲劳损伤扩展性能研究则是其中的技术关键之一。这是一项耗资巨大的研究项目,依靠国内有限的预研经费是难以提供有效的支持来开展这项研究的。中国航空研究院(CAE)利用与德国航空航天研究院(DLR)政府间科技合作的有利渠道,自1984年至1995年,先后从621所、623所和北京航空航天大学选派了11位同志赴德合作,充分利用DLR结构力学所的研究条件,对这一课题进行了大规模的、系统的全面研究。十多年间,他们兢兢业业、勤奋工作,与德国同事一道,做了大量细致的研究分析和实验工作,基本上完成了对复合材料的两种主要损伤形式——孔和层间分层的疲劳扩展规律的研究,其内容包括损伤机理及扩展规律的探讨、夹具设计及试验方法等,从中获得了大量宝贵的数据。这项研究属该学科的前沿研究工作,填补了国内的空白。研究成果在国内和欧洲都得到了应用。

在中国航空研究院国际合作课题考评委员会专家们的建议下,国际交流处组织参加过合作的同志对十多年的合作成果进行了专题研讨和全面总结,系统地归纳整理成这一专辑。这是一项非常有意义的工作,将对推动国际科技合作成果的推广与应用起到积极的作用。

周 家 骥

目 录

摘要	(1)
符号表.....	(1)
第一章 总论.....	(3)
1.1 复合材料层压板疲劳特性研究的意义	(3)
1.2 合作研究的背景	(3)
1.3 合作研究概况	(4)
第二章 含孔层压板疲劳特性试验研究	(6)
2.1 概述	(6)
2.2 对含孔层压板疲劳性能影响因素的研究	(7)
2.3 含孔层压板的损伤扩展机理	(9)
2.4 对含孔层压板疲劳损伤扩展规律的探索	(11)
2.5 结论	(11)
参考文献.....	(12)
附表.....	(13)
附图.....	(30)
第三章 分层疲劳扩展特性.....	(50)
3.1 概述	(50)
3.2 试样形式及力学分析	(51)
3.3 试验技术和方法	(61)
3.4 试验结果及讨论	(65)
3.5 结论	(77)
参考文献.....	(79)
附表.....	(80)
附图.....	(113)
第四章 含冲击损伤层压板的静力与疲劳特性研究	(164)
4.1 概述	(164)
4.2 冲击损伤机理及其模型	(164)
4.3 铺层对复合材料层压板冲击损伤性能的影响	(166)
4.4 含一维线性冲击损伤试样的静力及疲劳性能	(166)
4.5 含一维预埋分层试样的静力及疲劳性能	(168)
4.6 结论	(173)
参考文献.....	(173)
附表.....	(175)

附图	(179)
第五章 湿热对复合材料层压板层间断裂特性的影响	(191)
5.1 概述	(191)
5.2 温度和湿度影响的原理	(191)
5.3 吸湿试验方法	(191)
5.4 湿热环境对层间断裂和分层扩展速率的影响	(192)
5.5 断面特征及破坏机理	(194)
5.6 结论	(195)
参考文献	(195)
附图	(196)
第六章 研究成果的应用概况和前景	(210)
6.1 概述	(210)
6.2 主要研究成果	(210)
6.3 应用概况和前景	(211)
附图	(213)
后记	(215)

复合材料层压板的疲劳特性

摘 要

1984~1995年,中国航空研究院先后派出了11名研究人员赴德国航空航天研究院结构力学所进行国际科技合作。在含缺陷复合材料层压板疲劳特性方面开展了研究。他们先后对7种复合材料体系约3000个试样进行了静力和疲劳试验,从试验方法、试验技术、各种因素(包括湿热环境)的影响以及损伤扩展规律等方面,对含孔、分层、冲击损伤等缺陷层压板的疲劳特性进行了系统全面的研究。本书总结了上述这些研究的成果,并给出了大量的试验数据。这些内容可供设计和研究部门参考和使用,并为今后在这方面的深入研究奠定了基础。

符 号 表

A	da/dN 幂函数中的常数	G_{IIc}	II型循环临界应变能释放率, J/m^2
A_0, A_1, A_3	与试样有关的常数	ΔG	应变能释放率范围, J/m^2
a	分层长度或裂纹半长, mm	G_{max}	最大应变能释放率, J/m^2
B, B_1	da/dN 幂函数中的常数	h	DCB, ENF, MMB 试样半厚, mm
B_2	与试样有关的常数	K_{max}	最大应力强度因子, $MPa \cdot m^{1/2}$
b	试样宽度, mm	K_{min}	最小应力强度因子, $MPa \cdot m^{1/2}$
C	试样柔度, mm/N	ΔK	应力强度因子范围, $MPa \cdot m^{1/2}$
c	MMB 试样加载臂长度, mm	ΔK_{equ}	等效应力强度因子范围, $MPa \cdot m^{1/2}$
C_0	试样初始柔度, mm/N	L	试样长度或半跨距, mm
C_L	未切开层板柔度, mm/N	m	$= G_I / G_{II}$, 混合比; 屈曲半波数
C_j	柔度变化控制参数	\dot{M}	作用于分层部分的等效弯矩, N
ΔC	柔度增量, mm/N	P	施加载荷, N
d	孔径, mm	\dot{P}	作用于分层部分的等效载荷, N/mm
D_i	第 i 部分弯曲刚度, N-mm	P_C	临界载荷, N
D_I	I型应变能释放率, J/m^2	P_{Eul}	欧拉载荷, N/mm
G_{IC}	I型层间断裂韧性, J/m^2	P_{glo}	总体屈曲载荷, N/mm
G_{Ith}	I型分层疲劳扩展门槛值, J/m^2	$P_{3, Eul}$	分层部分的欧拉载荷, N/mm
G_{II}	II型应变能释放率, J/m^2	$P_{3, cr}$	分层部分的临界载荷, N/mm
G_{IIc}	II型层间断裂韧性, J/m^2		
G_{IIth}	II型疲劳分层扩展门槛值, J/m^2		
G_T	总应变能释放率, J/m^2		
G_C	混合型层间断裂韧性, J/m^2		

P_{loc}	分层部分的局部屈曲载荷, N/ mm	W	试样宽度, mm
P_2	正则化应变能释放率变化率, mm^{-1}	σ_c	临界应力, N/mm^2
R	应力比	σ_f	破坏应力, N/mm^2
t	试样厚度, mm	ε_c	临界应变
t_C	分层部分厚度, mm	ε_f	破坏应变
t_L	未分层部分厚度, mm	α, β	试样参数或常数
		δ	面内或横向变形, mm
		γ	表示 σ_{max} 和 $\Delta\sigma$ 相对作用的参数

第一章 总 论

1.1 复合材料层压板疲劳特性研究的意义

50年代初期,由于“彗星”号喷气客机接连出现疲劳引起的灾难事故,飞机结构的疲劳寿命和裂纹扩展问题已引起了飞机设计师的充分重视,并使飞机结构的设计原则出现了革命性的变化,即由静强度设计发展为安全寿命和破损安全设计原则,70年代以来又进而发展为耐久性/损伤容限设计原则。目前飞机结构完整性大纲通常包括四部分内容,即静强度、刚度、耐久性和损伤容限,因此飞机结构的疲劳问题一直是设计的关键之一。70年代初,随着复合材料在飞机主结构上的大量应用,复合材料结构的疲劳同样也成为飞机设计师迫切关心的问题之一,因而受到重视。作为解决这一技术关键的基础,很多研究人员对复合材料层压板的疲劳特性进行了广泛的试验和理论研究。在这一研究的初期,几乎所有的研究人员都沿袭金属疲劳的研究思路,即主要研究在拉-拉载荷下,光板和含孔或裂纹板的疲劳性能,试图把金属疲劳的研究成果直接用于复合材料层压板。使用经验和初步的试验研究结果表明,在拉-拉载荷下,复合材料层压板有着优异的疲劳性能。可是研究发现,由于复合材料层压板的层间性能相当低,以及复合材料层压板独特而又复杂的破坏机理,在拉-压或压-压载荷下,含孔或损伤层板的疲劳有可能成为对飞机结构安全的主要威胁。由于这是一个全新的研究领域,无法借鉴已有的成果,必须进行大量的试验研究,建立新的试验方法和检测方法,研究其破坏过程和机理以及各种因素的影响等,在大量的试验数据积累的基础上,发现它们的规律,并进而解决及提出飞机设计师使用的某些设计指南和方法。本项合作研究的目的是试图完成这一任务,以填补复合材料研究领域的这一空白。

值得指出的是,已有的使用经验和研究结果表明,由于目前的设计水平比较低,困扰设计人员的主要是冲击损伤问题。冲击损伤可使结构的压缩剩余强度降低至仅为无损伤结构的40%,甚至更低。而为了满足含有这种损伤结构的剩余强度要求,迫使设计人员不得不降低结构的设计许用值至大约 $4000\mu\epsilon$ 左右。在这一应变水平下工作的结构,其疲劳问题并不严重,这就是经常提及的“静力覆盖疲劳”的情况。但是从长远来看,为了充分发挥复合材料的潜力,扩大它在飞机结构中的应用,必须提高其设计许用应变(例如提高到 $6000\mu\epsilon$),这时复合材料结构的疲劳问题仍然有可能成为设计关键。鉴于这一考虑,国外多年来仍然在复合材料层压板的疲劳特性研究方面投入了大量人力、物力和财力。美国NASA在制定21世纪复合材料强度研究规划时,将疲劳设计和寿命估算列为重点研究课题。欧洲航天局(ESA)基于同样的考虑,也一直把它列为重点课题,投入了大量的经费。

1.2 合作研究的背景

70年代末,研究人员开始意识到对复合材料疲劳特性的研究必须开创新的思路,从最基础的东西做起,逐步积累各种数据,经过长期的工作才有可能取得突破。这时德国航空航天研究院(原为DFVLR,后改为DLR)结构力学所的H.W. Bergmann和R. Prinz也意识到了他们面临着这一新的挑战。他们认识到复合材料的破坏机理相当复杂,且难于跟踪,而在金属结构中得到了巨大成功的断裂力学机理又无法直接用于复合材料,它的破坏更多的是由于以基体裂纹、分层和纤维断裂表现的损伤形式及其扩展的结果。他们认为,对复合材料疲劳的研究首先应集中于对它的损伤形式及其扩展规律

的观察和描述, 因此提出了“复合材料损伤力学”(Damage Mechanics of Composites)的概念。他们的这一想法得到了欧洲航天局(ESA)的支持, 并在随后的十几年里得到了 ESA 和航空工业界的财政支持。与此同时, 中国航空研究院(CAE)的科研人员也开始了对复合材料在飞机结构中应用的研究。但是限于国内的研究基础和人力、财力、物力的限制, 当时的研究主要集中于静强度方面的内容, 而无力支持疲劳研究, 在这方面完全是空白。但是当时的中国航空研究院的领导认识到了复合材料疲劳的重要性, 因此在 CAE 与 DFVLR 的合作协议中, 从一开始就把这个项目列入了合作计划。他们试图利用中德航空科技合作的契机, 利用德方提供的试验条件和经费, 使中方的研究人员进入这一前沿学科, 填补中国航空科研的这一空白。此后十几年中, 虽然在国内, 复合材料已越来越多地用于飞机承力部件, 但由于经费的约束, 一直无力在复合材料层压板的疲劳特性方面开展研究, 只是着眼于复合材料结构耐久性和冲击损伤疲劳无扩展设计概念的验证。因此在此背景下, 这一着眼于未来的复合材料层压板疲劳特性的研究仍然只是在这一合作课题的支持下进行着。

1.3 合作研究概况

1.3.1 CAE 派出人员简况

中国航空研究院在 1984~1995 年间, 先后从 621 所、623 所和北京航空航天大学选派了 11 名研究人员到德国航空航天研究院结构力学所工作, 具体派出情况见表 1-1。

表 1-1 CAE 历年派出人员简表

合作课题号	姓名	单位	时间
80-10	邵毓俊	621 所	1984.3~1985.10
85-7	韩希鹏	621 所	1985.5~1985.12
85-9	赵时熙	北航	1985.10~1986.12
86-8	邓猛	621 所	1986.11~1987.12
87-12	曹立群	621 所	1987.10~1989.1
87-15	沈真	623 所	1988.7~1989.1
87-11	李野	623 所	1989.2~1991.5
86-8	张复盛	北航	1990.2~1991.5
90-3	赵时熙	北航	1991.10~1993.8
90-13	陈普会	623 所	1993.1~1994.4
91-8	郑锡涛	623 所	1993.9~1994.12
92-14	吴鑫森	北航	1994.5~1995.5

1.3.2 合作研究的内容

德国航空航天研究院的工作重点是未来 5~10 年可能遇到的技术关键进行预先研究, 而中国航空研究院参加这一合作研究的目的是为了利用国外的条件, 来从事国内目前无力投资的前沿学科研究, 这决定了本课题的性质。考虑到复合材料结构中不可避免地存在各种缺陷, 为了解决结构寿命预计和检查间隔的确定方法这一目标, 合作研究的内容是含缺陷复合材料层压板的疲劳特性试验和分析研究。在复合材料结构中, 由于设计的需要, 不可避免地要制造各种孔(例如连接孔), 而孔通常是疲

劳的薄弱部位之一，是重要的疲劳破坏源，因此含孔层压板的疲劳特性就成了本课题首先研究的内容。基于复合材料的特点，分层是最典型的制造和使用损伤形式。此外冲击损伤是最危险和最严重的制造和使用损伤，它包括了多种损伤机理(基体裂纹、分层和纤维断裂等)，其中对强度影响最大的是分层，只是它是由多个分层构成的，并且其破坏往往取决于其中主要的一个分层，从而分层损伤疲劳扩展的规律构成了冲击损伤疲劳扩展研究的基础。综上所述，分层疲劳扩展规律的研究是本课题的主要内容。当然冲击损伤毕竟不同于分层，所以对它的研究是构成本课题的内容之一。湿热效应是复合材料不同于金属的特点之一，它对疲劳性能有着重要的影响，本课题对此也进行了研究。在这项历时12年的长期研究中，中德双方科研人员共对目前欧洲常用的6种复合材料体系(T300/914C, T300/LY556, M40/Code69, T300/M10, HTA/6376, AS4/PEEK)和1种国内常用的复合材料体系(T300/QY8911)，共计约3000个试样进行了试验研究，其中绝大多数是疲劳试验。

1.3.3 合作研究的成果

本项研究的有关数据已被录入欧洲航天局的数据库，部分研究成果编入了德国航空航天研究院的出版物DFVLR-FB88-41《Mechanical Properties and Damage Mechanisms of Carbonfiber-Reinforced Composites—Compression Loading》。此外还有多篇论文分别发表在《国际科技合作课题论文集》、《航空学报》杂志及ISCMS-I, ISCMS-II, ICCM-7及全国复合材料学术会议等国际、国内会议论文集上。但这些只是部分成果的反映，大部分成果和数据仍散布于德国航空航天研究院的内部报告中，无法供国内设计与科研单位使用。为了充分发挥它们的作用，使之用于国民经济和科学研究，中国航空研究院组织了部分合作课题的参加者，对研究成果和试验数据进行了收集整理，本文即是这一研究成果的系统总结。

第二章 含孔层压板疲劳特性试验研究

2.1 概述

2.1.1 研究目的和内容

由于连接和其他的设计要求,复合材料结构必须含有各种尺寸的开孔。而开孔引起的应力集中必然会不同程度地降低其疲劳性能,因此含孔层压板自然成了复合材料疲劳研究的首选对象。从70年代起,已有很多研究人员对此进行了探索^[1-12]。虽然这些研究工作均取得了一些进展,但由于试验规模比较小,无法系统了解含孔层压板的疲劳特性。从1984年开始,德国航空航天研究院(DLR)经过8年试验研究,做了大约1500个试样的静力和疲劳试验(主要是疲劳试验),对含孔(包括裂纹)层压板的损伤扩展机理及各种因素对疲劳性能的影响,有了比较系统的认识。其研究内容包括:

- 损伤扩展机理(包括损伤形式、刚度降以及破坏前的最后损伤状态);
- 铺层比例和顺序对疲劳性能的影响;
- 吸湿量对疲劳性能的影响;
- 试样几何尺寸(包括板宽和缺陷形状比)对疲劳性能的影响;
- 缺口形式(孔和裂纹)对疲劳性能的影响;
- 疲劳载荷对剩余强度的影响;
- 预加静载荷对剩余寿命的影响;
- 对损伤扩展估算方法的探索。

2.1.2 试验概况

2.1.2.1 试样和防失稳装置

研究采用欧洲大量使用的碳/环氧 T300/914C 复合材料体系。由于试样数量有限,主要采用两种铺层形式,即正交各向异性的 $[0_2/+45/0_2/-45/0/90]_s$ (I型)和准各向同性的 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]_s$ (III型)。 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ 层的比例分别为62.5%, 25%, 12.5%和25%, 50%, 25%。为了考虑铺层顺序的影响,还采用了少量铺层如下的试样,即正交各向异性的 $[0_2/90/0_2/+45/0/-45]_s$ (II型)和准各向同性的 $[0/+45/-45/90]_{2s}$ (IV型)。主要采用40mm×380mm的矩形试样。在研究几何尺寸的影响时,还包括20, 80和160mm宽的试样。为了研究孔对疲劳性能的影响,大部分试样含有用金刚石钻或超声加工的中心孔,孔径分别为2.5, 5, 10, 20和40mm。为了研究缺口形状的影响,部分试样含有中心裂纹,裂纹长度分别为2.5, 5, 10, 20和40mm。制孔(或裂纹)的工艺经无损检测(渗透剂增强的X射线图像法和超声C扫描法)证实,很少产生孔边分层和纤维劈裂。为保证破坏出现在试验段,试样的两端用1mm厚玻璃钢加强片加强。试样的形状和几何尺寸如图2-1所示。

本项研究共分四个阶段,因此所用的试样也分为四批,即

a) 孔对层压板静强度和疲劳强度影响的初步研究,所用试样铺层、几何尺寸及数量等如表2-1所示;

b) 试样几何尺寸对疲劳性能影响的试验研究,所用试样如表2-2和表2-3所示;

c) 疲劳载荷对剩余强度的试验研究,所用试样如表2-4和表2-5所示;

d) 预载对剩余寿命影响的试验研究,所用试样如表2-6所示。

为防止试样(包括无缺口试样)在压缩载荷下的总体失稳,试验时使用了防失稳夹具(如图2-2所

示)。这种装置开有一定尺寸的窗口,以保证缺口附近的疲劳损伤可自由扩展。为减少夹具与试样之间的摩擦,保证试样自由变形,夹具与试样之间有聚四氟乙烯垫块。窗口尺寸与试样尺寸有关,其宽度为 $W-6$, W 为试样宽度;其高度对 20mm 和 40mm 宽试样为 34mm,对 80mm 和 160mm 宽试样为 68mm。

2.1.2.2 试验条件和装置

试验条件包括静拉伸、静压缩、拉-拉疲劳($T-T, R=0.1$)、拉-压疲劳($T-C, R=-1$)和压-压疲劳($C-C, R=10$)。大部分试样均在室温和大气环境下放置和进行试验;为确定吸湿量的影响,少量试样在 70℃ 和 100%RH 条件下放置 1650h,然后在室温和大气环境下进行试验。

为保证准静态加载,静力试验采用的加载速率为 $\Delta\sigma = 50\text{MPa}/\text{min}$ 。为防止试样温升过高,疲劳试验的加载速率为 5Hz,所有的试验均在由 UNFUG 微机控制的 SCHENCK 伺服液压疲劳试验机上进行。

2.1.2.3 测量和无损检测装置

为了进行疲劳损伤破坏机理研究和探索损伤扩展规律,在试验研究中采用了多种测量装置和无损检测装置,它们包括:

- 用于监控试验段变形,从而确定其刚度变化的位移传感器(Hottinger W10);
- 用于监控孔变形量的 COD 传感器(自制,DFVLR 专利 P3322928.7-52);
- 渗透剂增强的 X 射线图像法;
- 超声波 C 扫描技术;
- 密栅反射技术。

2.1.2.4 数据处理

对大多数数据进行了统计处理,由于数据比较少,在处理时做了一些假设,如假定静强度符合正态分布,而疲劳强度符合两参数 Weibull 分布,同时还假定 $S-N$ 曲线在单对数坐标上为一直线。在本章中除了给出分散带和数据点的图以外,一般 $S-N$ 曲线均以 50% 存活率的直线形式给出。图 2-3 是给出了 10% 和 90% 存活率之间分散带 $S-N$ 曲线的例子。

2.2 对含孔层压板疲劳性能影响因素的研究

2.2.1 铺层比例和顺序的影响

图 2-4 给出了三种铺层层压板,无孔和孔径 $d=5\text{mm}$ 和 10mm 时的 $S-N$ 曲线($R=-1$)。可以看出三种含孔层压板 $S-N$ 曲线的斜率基本上是一致的,也即对不同的应力幅,引起的疲劳强度降基本上是一致的。

2.2.2 吸湿量的影响

图 2-5 和图 2-6 分别给出了当孔径 $d=5\text{mm}$ 和 10mm 时,三种层压板在两种状态(即室温大气环境及将试样在 70℃,100%RH 条件下放置 1650h)下的 $S-N$ 曲线($R=-1$)。由于湿态试样数量有限,每一应力水平仅有 3 件,因此未进行统计处理;而干态所示为平均值(静压缩强度)和 50% 存活概率值(疲劳强度)。可以看出湿态试样的静压缩强度下降约 6%~15%,而它们的疲劳强度总的来说下降不明显。

2.2.3 孔径(或裂纹长度)的影响

图 2-4 列出的是三种含不同孔径层压板的 $S-N$ 曲线($R=-1$),图 2-7 至图 2-12 列出的是铺层为 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]$ 。三种板宽试样含不同孔径(或裂纹长度)时的 $S-N$ 曲线($R=-1$)。由

于不同板宽试样采用了不同的防失稳夹具的窗口,使得试样支持状态不同;不同宽度和不同孔径时,其疲劳损伤扩展机理和破坏机理也不同。此外,同一种试样在同一应力水平上的数量太少(一般为4件),很难保证避免分散性的影响。这诸多的影响因素使得很难发现疲劳性能随孔径的变化规律。值得指出的是图2-3所示40mm宽试样的几组曲线,它与其他文献所给出的规律一致,即当应力幅较高时,含孔试样的疲劳强度低于无孔试样,即显示有一定的缺口敏感性;而当应力幅较低,即当产生破坏的载荷循环数很高时,含孔与无孔试样的疲劳强度趋于一致,也即缺口敏感性消失了。图2-9和图2-10所示两组40mm宽试样的数据表明,在高应力幅时不同孔径的试验显示有不同的疲劳缺口敏感性,而当应力幅较低时,其疲劳缺口敏感性趋于一致。

2.2.4 缺口形状的影响

图2-7、图2-9和图2-11分别是铺层为 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]_s$,不同板宽含孔试样的 $S-N$ 曲线,而图2-8、图2-10和图2-12则是不同板宽含同样尺寸裂纹试样的 $S-N$ 曲线($R=-1$)。从这些图的比较可以看出,尽管对同一板宽,含同一尺寸的孔或裂纹层压板的 $S-N$ 曲线不一样,但它们都在同一分散带内,因此其疲劳性能没有本质的区别。

2.2.5 板宽的影响

图2-13至图2-19给出了 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]_s$ 铺层无孔及不同形状比含孔(或裂纹)试样 $S-N$ 曲线($R=-1$)随板宽的变化。其中板宽160mm试样的数据分散性太大,有的破坏出现在加强端的根部,这些数据在表2-7中列出,供参考。可以看出板宽80mm和160mm试样的疲劳性能普遍比窄板(20mm和40mm)的要低一些,特别是应力幅较高时。这可能是由于它们所用的防失稳夹具窗口比较大,在受到较高的压缩载荷时会出现失稳屈曲的缘故。

2.2.6 载荷形式的影响

除了大量研究拉-压疲劳($R=-1$)的性能外,本研究还进行了一定数量的拉-拉疲劳($R=0.1$)和少量压-压疲劳($R=10$)的研究。图2-20为 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]_s$ 铺层,板宽20mm的无孔和含孔层压板的拉-拉 $S-N$ 曲线,表2-6至表2-11为4种板宽的拉-拉疲劳性能数据,表2-12为40mm板宽试样的压-压疲劳性能数据。虽然数据分散性比较大,但可以看出拉-拉疲劳的性能远高于其他两种加载方式,压-压疲劳性能也优于同样试样的拉-压疲劳性能。

2.2.7 循环载荷对剩余强度的影响

在这项研究中采用了两种铺层、两种板宽和两种孔径的总共300多个试样(见表2-4和表2-5)。这些试样分别在应力幅相当于静强度的60%和80%,拉-压或压-压疲劳循环达相应寿命的60%后静力加载至破坏,以给出其剩余强度。表2-13至表2-16为所有这些试样的试验结果。图2-21是两种层压板孔径形状比与剩余强度的关系,图2-22是两种层压板受有不同疲劳载荷后,孔径形状比与相对平均剩余强度的关系。表2-17给出了层压板受到两种应力幅下拉-压疲劳循环后剩余强度的平均值;表2-18给出了两种不同宽度层压板,不同孔径形状比试样在拉-压疲劳循环后的剩余强度值,表2-19则给出了这些试样分别受有拉-压和压-压疲劳循环后的剩余强度值。比较所有这些数据后可得到以下结论:

- 孔对层压板的静强度、疲劳强度和受有循环载荷后的剩余强度均有显著影响,但其强度降一般不超过20%;
- 循环载荷对含孔层压板引起的强度降比无孔层压板严重;
- 铺层方式对剩余强度有重要的影响;
- 一般来说,随孔径形状比增加(即随孔径增加或板宽减少),循环载荷引起的强度降也随之增

加；

· 拉-压疲劳比压-压疲劳引起的强度降要严重。

2.2.8 预载对剩余寿命的影响

在这项研究中只采用了一种铺层，即 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]_s$ ，有3种板宽和4种孔径。考察的疲劳载荷形式主要是拉-压疲劳，也考察了拉-拉和压-压疲劳。对拉-压疲劳施加的预载均不低于相应静强度的80%；对拉-拉和压-压疲劳，施加的预载大约为相应静强度的85%~90%。由于试样数量有限，每一种情况一般都只有3个数据，无法进行统计处理，故只能将这些数据以表的形式给出。同时预载对剩余寿命的影响也只能进行定性的讨论，而无法从统计角度进行判别。表2-20至表2-25给出了这项研究的所有数据。从所有这些数据可以看出：受预载和不受预载试样的疲劳寿命没有显著的差别，有时还略有提高。对受预载试样的无损检测表明：当试样受拉伸预载后，仅在孔边两侧 0° 纤维方向可观察到少量的纤维间劈裂和少量的 90° 层间基体裂纹，它只相当于5%疲劳寿命所产生的损伤；而当受有压缩预载后，则观察不到任何损伤。正因为预载产生的预损伤很小，因此它对最后的损伤状态和总的疲劳寿命影响也很小。

2.3 含孔层压板的损伤扩展机理

2.3.1 孔边损伤的起始和扩展

为了探索疲劳损伤扩展机理，并进而发现其扩展规律和建立疲劳寿命估算方法，有必要观察孔边疲劳损伤的起始和扩展过程。研究表明，含孔复合材料层压板孔边损伤的起始和扩展受很多因素，例如铺层比例和顺序、孔径大小和孔径形状比等的影响。本项研究着重研究和观察了两种典型层压板，即正交各向异性的 $[0_2/+45/0_2/-45/0/90]_s$ 和准各向同性的 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]_s$ ，在不同板宽及含不同直径孔时的孔边损伤扩展过程。

图2-23为40mm宽含 $d=5\text{mm}$ 孔的 $[0_2/+45/0_2/-45/0/90]_s$ 层压板在拉-压疲劳载荷下的损伤扩展过程。可以看出，孔边损伤出现得很早，在寿命的0.15%时，孔边应力集中区就出现与孔边相切的两条纵向裂纹(见图2-23a)。这些裂纹均为 0° 层中的纤维间劈裂，同时还有少量从纵向裂纹处开始的 $\pm 45^\circ$ 层基体裂纹。随载荷增加，主要是由与载荷方向平行的两条孔边纵向裂纹向两端扩展，同时还有少量 $\pm 45^\circ$ 层基体裂纹沿纵向裂纹的扩展。伴随着 -45° 层基体裂纹的扩展同时还产生了 $0_2/-45$ 层间的分层(见图2-23b)。图2-23c表明所有这些损伤扩展是非对称的，对所研究的试样，损伤主要在第二和第四象限扩展(包括 0° 纵向劈裂、 -45° 裂纹和 $0_2/-45$ 层间分层)。这时还可观察到沿 0° 纵向裂纹两侧， 90° 层基体裂纹向两侧的扩展。随后的损伤扩展主要局限在两纵向裂纹间沿载荷方向的窄带内(见图2-23d,e,f)，横向的扩展很少。这种损伤的缓慢扩展占了寿命的绝大部分，在寿命的78.5%时损伤扩展到夹持端根部(图2-23g)。继续施加疲劳载荷，则损伤缓慢地向横向扩展，直至寿命的99.7%时，损伤区宽度仍仅有8mm，分层也仅限于 $0_2/-45$ 层间。损伤的失稳扩展只发生在寿命的最后几次循环，由于 $+45/0_2$ 和 $0_2/+45$ 层间分层迅速扩展达到临界尺寸，从而在压缩载荷下出现失稳屈曲而破坏。

图2-24为40mm宽含 $d=5\text{mm}$ 孔的 $[0_2/+45_2/-45_2/90_2]_s$ 层压板在拉-压疲劳载荷下的孔边损伤扩展过程。可以看出，加载几个循环后，就观察到了孔两侧 90° 层的基体裂纹，很快也能观察到应力集中区的 $\pm 45^\circ$ 层和 0° 层的基体裂纹。在寿命的1.57%时又可观察到 $0_2/+45_2$ 和 $+45_2/-45_2$ 层间的小分层。在寿命的5%时则形成了对称的三角形分层区。随着载荷循环数的增加，分层首先在 $0_2/+45_2$ 层间横向扩展，然后相继在孔附近两侧发现纵向裂纹，并形成两个窄分层带。继续施加疲劳载荷，损伤则仅限于两窄分层带之间向两端扩展，在约寿命的36%时达到两加强端。随后在损伤条带

两侧缓慢地形成新的分层条带。从寿命的 20% 开始在试样两侧边可观察到一些 90° 层间裂纹。在随后的大部分寿命期间,除了 90° 层间裂纹增多外,又逐渐出现 $\pm 45^\circ$ 层间裂纹和分层,这种扩展与无缺口层压板类似,它的扩展过程相当长。在接近寿命终结前的几个循环内,损伤出现失稳扩展,两侧边中的一个分层区迅速向试样中央扩展。达到临界尺寸后,在压缩载荷下出现分层区失稳屈曲破坏。

应该指出的是,这种损伤扩展模式不仅与铺层方式有关,同时也与试样几何尺寸(如板宽及孔径等)有关,不同孔径的同一种层压板可能具有不同的损伤扩展模式。图 2-25 和图 2-26 所示为 I 型层压板,在板宽 40mm,但具有不同尺寸孔与裂纹时(分别为 2.5mm, 5mm, 10mm 和 20mm)的特征损伤模式。

2.3.2 最后损伤状态

金属疲劳裂纹扩展规律研究的一个重要方面是确定临界裂纹尺寸,对含孔层压板疲劳性能研究同样也要确定其临界损伤尺寸,为了确定这一尺寸,很重要的关键就是如何捕捉并保存破坏前的最后损伤状态。如前所述,由于含孔层压板损伤扩展仅在破坏前几个循环才会发生损伤的失稳扩展,因此很难在极短的时间内确定并立即卸载以保存这一状态。其次,虽然含孔复合材料层压板损伤扩展周期很长,机理也很复杂,但只有保存这一最后损伤状态才能确定引起它破坏的是什么机理,更确切地说是哪个层间分层扩展引起了最后的破坏。本项研究通过对多种物理量监控,发现可以通过对试样刚度的监控来确定并保存这一最后损伤状态。研究采用固定在试验机夹头上的位移传感器(Hottinger W10),在疲劳试验过程中连续测量试验段的变形,并从而确定其刚度,测得的数据贮存在控制试验机的微机中。图 2-27 所示为含孔试样在最后 3 个循环中所测得的变形曲线,可以发现由于在最后一个循环中分层迅速扩展,出现失稳屈曲,从而引起压缩变形迅速增加。因此可以利用这一刚度变化,由微机发出指令,使试验机迅速卸载,从而将这一最后损伤状态予以保留。根据对所用试样刚度变化的探索,确定当相邻两载循环刚度变化超过 3% 时,即令试验机立即卸载。本项研究采用这种方法,得到了几种不同板宽层压板,含不同尺寸和形状缺口时的最后损伤状态。图 2-28 和图 2-29 就是其中的部分 X 射线图像照片。对保留下最后损伤状态的试样可以用能确定分层深度的超声 C 扫描进行检测以确定分层损伤在内部的位置和尺寸,还可剖开不同的剖面,用显微镜最后确定损伤的扩展过程和范围。图 2-30 是对 $[0_2/+45/0_2/-45/0/90]_s$ 铺层一个含孔试样最后损伤状态的分析,图 2-31 则是对该试样的解剖和显微镜观察照片。可以发现最后失稳扩展均出现在 $0_2/+45_2$ 或 $0_2/-45_2$ 层间。

2.3.3 刚度降

在复合材料疲劳研究中,很多研究人员指出了由于损伤的产生和扩展,试样的局部刚度会发生变化。还有的研究人员从损伤力学的观点出发,提出可用刚度的变化量作为度量损伤的变量。本项研究监控和记录了试样在疲劳过程中的刚度变化。图 2-32 和图 2-33 分别是两种不同含孔层压板在拉-压疲劳载荷下相对刚度降与相对寿命的典型关系。数据表明其刚度降的变化规律与铺层方式有关,这可以用不同铺层方式的孔边损伤扩展规律不同来解释。从图 2-32 可以看出,对 $[0_2/+45/0_2/-45/0/90]_s$ 层压板,其拉伸刚度降呈线性关系缓慢下降。而压缩刚度降可分为两个阶段。第一阶段,即寿命的 3%~4%,其刚度退化比较快,约降低 2%,然后在寿命的绝大多数范围内,刚度变化很缓慢,但仍呈线性变化,类似于拉伸刚度降。在第二阶段的最后一个循环,刚度出现急剧变化,这也就是能获得最后损伤状态的依据。对于 $[0_2/+45/0_2/-45/0/90]_s$,其刚度降则又是另一种规律,如图 2-33 所示。这种层压板的拉伸与压缩刚度降呈同样的变化规律。它们可分为 3 个区间,一开始刚度退化比较快,这一阶段大约占寿命的 10%;然后刚度降变化比较缓慢,这一阶段一直持续到寿命的 97% 左右;在寿命的最后 3%,刚度降再一次加快直至破坏。

2.4 对含孔层压板疲劳损伤扩展规律的探索

2.4.1 开孔拉压疲劳分层扩展试样的探索性研究

前面的研究已经表明,含孔层压板的损伤扩展主要是孔边分层的扩展,因此希望能找出孔边分层只出现在某一或两个主要层间的特殊层压板,以便研究孔的应力集中对分层扩展的影响。为此对两种特殊的层压板进行了试验研究,它们是 $[\pm 6_2/\pm 50/90]_s$ 和 $[\pm 30_3/90_2]_s$ 。研究表明这两种层压板均无法满足前述的要求,前者在疲劳加载过程中产生的分层分布于多个层间,因此无法给出每一时刻的分层总面积;而后者虽然可以使分层控制在有限个层间,但当分层刚刚离开孔边应力集中区后,自由边的影响即起了主导作用,分层从试样的侧边产生并迅速扩展,孔边分层只占总分层面积的很小一部分,而且不是引起破坏的主要原因。从这些研究得到的定性结论如下:

- 缺口对分层扩展速率的影响只局限在孔边的很小一个区间内;
- 缺口的存在可加速损伤的产生,产生损伤(分层)的寿命不超过总寿命的5%;
- 在损伤扩展的初期,缺口的存在会加速分层的扩展;但随着损伤的扩展,应力集中迅速减小,随后的扩展规律则与无缺口层压板一样。随着试样疲劳寿命的增加(即应力幅减小),这部分寿命占总寿命的比例也减少。

2.4.2 分层面积与疲劳循环数的关系

本项研究利用渗透剂增强 X 射线图像和密栅反射法在疲劳试验过程中监控了分层面积(不同层间分层的投影面积)与相对寿命之间的关系。虽然数据还比较少,但初步的结果表明,这一关系似乎与应力水平和孔径无关,而只取决于铺层方式,当然这一结论还需更多的试验数据予以证实。图 2-34 和图 2-35 分别是 4 种不同层压板的分层面积与相对寿命的关系。

2.5 结论

对 T300/914C 的几种不同铺层形式(主要是两种)的 1500 个含孔层压板试样的疲劳试验研究,可得到下列初步结论:

- 不同铺层方式的含孔层压板有着大致相同的疲劳强度降,即其 S-N 曲线的斜率大致相似。
- 吸湿量对含孔层压板疲劳强度无明显影响。
- 如果排除防失稳夹具的影响,孔径的变化对净截面疲劳强度无明显影响。
- 缺口形状(即孔和裂纹)对层压板疲劳强度无明显影响。
- 拉-压疲劳载荷下的疲劳强度最低,拉-拉疲劳载荷下的疲劳性能高于拉-压和压-压疲劳载荷的情况。
- 当以 60% 和 80% 极限强度作为最大疲劳应力,在拉-压和压-压疲劳载荷下加载至相应寿命的 60% 后,除少数情况外,其剩余强度的降低不超过 15%。
- 受到相当于 80%~90% 极限强度的预加静载后,试样的疲劳寿命无显著的降低。
- 含孔层压板的疲劳损伤出现在疲劳寿命的开始阶段,一般不超过其寿命的 5%。在绝大部分疲劳寿命期内,孔边损伤主要以分层的形式缓慢扩展,在这一期间无显著的刚度和强度降,它类似于金属的裂纹扩展。对拉-压和压-压疲劳加载方式,孔边损伤的失稳扩展只出现于寿命的最后几个循环,这时可出现明显的刚度降,而且破坏均表现为分层子层的失稳屈曲。
- 可以通过对试验段刚度变化的测量来确定和保存含孔层压板试样破坏前的最后损伤状态,从而可为在结构上监控孔边损伤提供依据,并可确定临界损伤尺寸,并为含孔试样的疲劳寿命评估创造条

件。

· 对含孔试样试验段的刚度及孔边分层面积的监控及其变化规律的探索, 为进一步探索含孔试样的疲劳寿命评估方法提供了基础。

参 考 文 献

- [2-1] Daniel, I. M., Rowlands, R. E., Whiteside, J. B., Effect of material and Stacking Sequence on Behavior of Composite Plates with Holes, 3 SESA Int. Congress on Experimental Mechanics, Los Angeles, May 13 - 18, 1973.
- [2-2] Kulkarni, S. V., McLaughlin, P. V. Jr., Pipes, R. B., Rosen, B., Fatigue of Notched Fiber Composite Laminates: Analytical and Experimental Evaluation, ASTM STP 617 (1977), 70 - 92.
- [2-3] Whitney, J. M., Kim, R. Y., Effect of Stacking Sequence on the Notched Strength of Laminated Composites, ASTM STP 617 (1977), 229 - 242.
- [2-4] Reifsnider, K. L., Stinchcomb, W. W., O'Brien, T. K., Frequency Effects on a Stiffness - Based Fatigue Failure Criterion in Flawed Composite Specimens, ASTM STP 636 (1977), 171 - .
- [2-5] Knauss, J. F., Henneke, E. G., The Compressive Failure of Graphite/Epoxy Plates with Circular Holes, Composites Technology Review 3 (1981), 64 - 75.
- [2-6] Whitcomb, J. D., Experimental and Analytical Study of Fatigue Damage in Notched Graphite Epoxy Laminate: Fatigue of Fibrous Composite Materials, ASTM STP 723 (1981) 48 - 63 and 95 - 115.
- [2-7] Beaumont, P. W. R., Well, J. K., Prediction of Notch - Tip Energy Absorption in Composite Laminates, Int. Conf. on Testing, Evaluation and Quality Control of Composites, University of Surrey, Guildford/UK, Sept. 13 - 14, 1983.
- [2-8] Ericson, K., Persson, M., Carlsson, L., Gustavsson, A., On the Prediction of the Initiation of Delamination in a [0/90] - Laminate with a Circular Hole, J. Composite Materials 18 (1984), 495 - 506.
- [2-9] Harris, C. E., Morris, D. H., A Damage Tolerant Design Parameter for Graphite/Epoxy Laminated Composites, J. Composites Technology and Research 7 (1985), 77 - 81.
- [2-10] Aronsson, C. G., Stacking Sequence Effects on Fracture of Notched Carbon Fibre/Epoxy Composites, Composites Science and Technology 24 (1985), 179 - 198.
- [2-11] Kress, G. R., Stinchcomb, W. W., Fatigue Response of Notched Graphite/Epoxy Laminates, ASTM STP 864 (1985), 173 - 196.
- [2-12] Lagace, P. A., Notch Sensitivity of Graphite/Epoxy Fabric Laminates, Composites Science and Technology 26 (1986).
- [2-13] Bergmann, H. W. et al, Mechanical Properties and Damage Mechanisms of Carbonfiber - Reinforced Composites —— Compression Loading, DFVLR - FB 88 - 41, 1988.
- [2-14] Bergmann, H. W., Block, J. et al., Fracture/Damage Mechanics of Composites —— Static and Fatigue Properties, DLR - Mitt 92 - 03, 1992.
- [2-15] 赵时熙, Prinz, R., Goetting, H. C., Investigations on the Damage Growth of Graphite Epoxy Laminates with Holes under Tension - Compression Fatigue, DFVLR IB - 131 - 86/37, 1986.
- [2-16] 赵时熙, Prinz, R., Goetting, H. C., Investigations on the Damage Growth of Graphite Epoxy Laminates with Holes for Different Stacking Sequences under Tension - Compression Fatigue, DFVLR IB - 131 - 86/38, 1986.
- [2-17] 邵毓俊, Prinz, R., Goetting, H. C., The Final State of Fatigue Damage in Graphite/Epoxy Laminates, DFVLR IB - 131 - 85/13, 1985.
- [2-18] 韩希鹏, Goetting, H. C., Prinz, R., An Experimental Study of Notched Graphite Epoxy Laminate under Tension - Compression Loading, DFVLR IB - 131 - 86/01, 1986.
- [2-19] 沈真, Prinz, R., Klose, R., Summarization of Exploratory Study on Fatigue Delamination Growth Rate Law of Notched Graphite/Epoxy Laminates, DFVLR IB - 131 - 89/01, 1989.