第7卷 第2期 复合材料学报 Vol.7 No.2
1990年6月 ACTA MATERIAE COMPOSITAE SINICA June 1990

复合材料及其结构疲劳、损伤和断裂研究概况

沈 真

（飞机强度研究所）

一、引 言

1987年6月在加拿大渥太华举行的第20届国际飞机疲劳会议（ICAF）上，各主要西方国家分别介绍了本国航空研究机构、飞机公司及有关高等院校于1985～1987年间在航空疲劳、断裂方面的研究概况，其中绝大多数代表团都专门介绍了飞机复合材料及其结构方面的研究动态。当前我国也开展了这方面的研究，为了帮助有关人员掌握当前国外的动态，从而更好地确定研究方向，本文试图按复合材料疲劳、损伤和断裂的一般研究、典型结构件疲劳和断裂特性研究、飞机结构耐久性和损伤容限特性验证试验三方面进行综述，有些无法包括在上述三个专题的内容，则在“其他疲劳和断裂研究”一节中介绍。本文所介绍的内容还包括从其他最新发表的文献上所介绍的动态。

二、复合材料疲劳、损伤断裂的一般研究

1.疲劳特性研究

虽然一般都认为只要考虑了含缺陷结构的剩余静强度即可以覆盖其疲劳问题，但国外仍在大量进行疲劳研究。这些研究的目的之一是要评定最近研制出来的各种新材料（如热塑性树脂、双马来酰亚胺基体体系等），并为新的飞机结构选择适用的材料体系，通常采用的方法仍是S-N曲线(包括普通试件、含中心孔试件等)，也有的用$N=10^4$次的疲劳应力$S_{a,10^4}$与极限等效静强度$S_{a,1}=\frac{S_{TU}-S_{CU}}{2}$（$S_{TU}$，$S_{CU}$分别为拉伸和压缩静强度）之比，或半寿命（$N_f>10^4$）时的剩余刚度与初始刚度之比来比较。英国皇家航空研究院（RAE）初步研究发现较韧的基体会使S-N曲线变陡，长寿命时的疲劳应力反而低于原来的标准材料，从而使结构的疲劳问题变得严重。对易受冲击的部位经常采用混杂复合材料，混杂复合材料的疲劳性能也得到了研究，发现玻璃纤维可以克服碳纤维的低破坏应变的不利影响，疲劳性能可得到改善，而Kevlar纤维则起不到这一作用，在受拉压疲劳载荷时甚至还有所降低。在结构中用编织物来代替单向带在工艺上可能有好处，但研究表明编织层压板的静强度和疲劳强度均

本文1989年9月收到

不如非编织层压板。一般的层压板在疲劳载荷下是缺口不敏感的，而编织层压板在任何载荷下均呈现缺口敏感性。美国空军飞行动力研究院（AFFDL）的研究表明，对铝基复合材料可采用树脂基复合材料的疲劳分析方法，而钛基复合材料则要用金属的方法。

除了常规的拉压疲劳外，RAE发展的剪切疲劳试验方法、西德的LBF发展的双轴加载疲劳试验方法以及西德宇航院（DLR）进行的腐蚀疲劳试验方法和它们的试验结果都很有特色。

最后，DLR用套玻璃纤维编织网的方法限制边缘分层以研究边缘分层对寿命的影响，研究表明限制边缘分层可大大提高寿命，因此用小试件的结果来评估寿命可能会很保守。

2. 损伤及损伤扩展

复合材料层压板的疲劳破坏过程可归结为损伤区（包括基体裂纹和分层）的扩展过程，特别是分层扩展过程，因此对损伤的起始和扩展规律也得到了大量研究。

荷兰国家空间实验室（NLR）研究了多种载荷下带孔试件的损伤扩展规律，发现损伤扩展的形状与载荷形式有关，并发现在R＝－1的拉压常幅疲劳载荷下，损伤区的扩展形式有很好的重复性，且可得到分层长度与循环数的关系，因此可用这种试验来评定复合材料体系和确定其分层扩展阻力。DLR也对带孔试件进行了大量试验研究，在总结了试验观察的结果后目前已转入探索其分层扩展规律的定量关系研究阶段。

为了建立复合材料结构耐久性和损伤容限的分析方法，一般把损伤扩展简化为基体裂纹和分层扩展这两个问题。通常认为基体裂纹在疲劳加载的初期就已达到“特征损伤状态”（CDS），即裂纹密度达到极值，而且基体裂纹主要出现在非主要承力层中，所以对分析方法的研究主要集中在分层的起始和扩展，目前很多研究人员都认为可用断裂力学参数—应变能释放率G来描述它的扩展规律，并致力于这一研究。NASA的兰利中心分别用双悬臂梁（DCB）和端部切口弯曲（ENF）试样研究了张开和剪切型分层扩展规律，比较了Ⅰ、Ⅱ型分层扩展规律及用不同方法确定10^6次循环时对应的分层不扩展的各条件门槛值Gth，并提出了完整的分层扩展公式为：

$$\frac{da}{dN}=AG_{max}^{B}\frac{1-(G_{th}/G_{max})^{D_1}}{1-(G_{max}/G_c)^{D_2}}$$

研究指出G_{th}值远小于G_c，虽然热塑性基体的G_c值提高了，但G_{th}值并没增加。DLR最近发展的一种中间切断的横向裂纹拉伸（TCT）试样可能更适用于Ⅱ型分层扩展速率的测量。

3 冲击损伤

冲击损伤已被认为是复合材料结构中所需考虑的主要损伤形式，而且冲击后的压缩强度是评定材料和改进材料时所需考虑的主要性能指标。因此它也是当前关注的主要研究内容之一。

在英国BAe公司，根据“缺陷损伤和修理计划”研究了疲劳载荷对含各种缺陷及损伤复合材料剩余强度的影响，认为在适合于目前设计水平的疲劳载荷下，其剩余强度的变化很小，损伤基本不扩展，但对载荷水平更高的压缩疲劳载荷下的大面积冲击损伤，则可观察到分层扩展。研究还指出，对冲击损伤和缺口，环境引起的压缩强度降差不多。LBF研究了使用环境与疲劳载荷复合作用时CFRP的损伤容限特性，指出，虽然热塑性基体的冲击阻抗最

大，但具同样尺寸冲击损伤的压缩强度降也最严重。在结构件耐久性和损伤容限研究计划下，作为其中的一部分研究工作，澳大利亚航空研究院（ARL）进行了受冲击损伤CFRP的疲劳研究，结论为：在所用的严重载荷谱下，低能量冲击损伤会由于压缩为主的疲劳载荷而扩展到破坏。还认为，只要仔细控制冲击损伤条件和试验方法，可保证其疲劳寿命的分散性与金属差不多。

4.湿热环境影响

湿热环境的影响是复合材料的另一重要特性，因此也是研究的重点之一。例如 RAE 进行了在干/热、湿/热环境以及典型歼击机使用热循环下两种材料疲劳性能的研究。DLR 对七种碳/环氧材料在机械和热载荷下的破坏性能进行了研究，其中包括多种缺陷形式和环境条件。结论为：环境对纤维控制层压板的拉-拉疲劳强度的影响可不予考虑，但对基体控制层压板则有明显影响，而在拉-压疲劳载荷下这一影响更为显著。波音公司进行了表征复合材料层压板环境耐久性的基础研究，并建立了分析和试验评定方法来了解基体损伤累积的机理。加拿大航空研究院（NAE）则研究了飞机环境对IM6/5245C的影响，在试片数据的基础上预计了运输机和歼击机在长期使用条件下的吸湿量。日本航空研究所（NAL）采用弯曲疲劳的方法给出了两种热塑性基体在不同温度下的S—N曲线。

5.分析方法的研究和其他

为了进行耐久性和损伤容限设计，分析方法的研究是很重要的一个方面。

RAE在多年积累的疲劳数据基础上重新评定了现有各种寿命估算方法的有效性，发现都不理想，而且均不适用于谱载荷情况。基于静强度和疲劳强度分散性之间的联系，他们又发展了一种新的模型。加拿大的多伦多大学发展了一种能估算谱载荷下复合材料层压板寿命的模型，这种方法把累积疲劳损伤看作是铺层方向和顺序的函数，因此要分别处理每一循环，计算出“等效”损伤，但这种计算需要用试验得到材料主方向上的“疲劳”函数。麦克唐纳公司在金属基复合材料耐久性研究计划的实施中提出了寿命与强度估算方法，并已编制出计算软件。只要给出特定层的材料性能及疲劳寿命或分别给出纤维与基体的数据和铺层，该软件即可给出层压板刚度，缺口附近或截面内的层压板应力、层压板强度、疲劳裂纹起始寿命、疲劳裂纹扩展和层压板剩余强度以及破坏方式。

含冲击损伤或内部分层层压板压缩破坏判据的研究工作是当前正在研究的课题之一。由于在压缩载荷下往往会出现分层区的局部失稳，从而引起层间破坏，这类问题一般被称为与失稳有关的分层损伤扩展问题。它可分为两个方面的研究，即分层区失稳后分层前缘应变能释放率的分析和层间临界应变能释放率G_{IC}、G_{IIC}和G_{IIIC}的测定。对此澳大利亚的墨尔本大学正在进行全面的研究，以期给出适用的设计方法。

NASA的Langley中心研究了带表面切口的复合材料层压厚板的断裂问题，认为可用现有的线弹性断裂力学方法满意地进行含表面损伤厚层压板的断裂分析。他们还发展了一种分析层压板的新的有限元法，它的网格细化与层数无关，可用一个元素来建立多层的模型，用封闭的精确积分来考虑铺层顺序的影响，用形状函数的置换来保证弯曲变形的性能。其应力分析的成本可降低一个量级。

三、典型结构件的疲劳和断裂特性研究

1.连接件研究

RAE已评定了不同尺寸、螺栓扭矩及不同0°和90°铺层比例的双搭接螺接接头的性能，并与胶接接头做了比较，提出了一种描述夹紧力矩对挤压强度影响的模型，给出了描述几何尺寸影响的关系。LBF对CFRP接头进行了环境疲劳试验，以研究使用环境对受飞续飞疲劳载荷的CFRP接头剩余强度的影响。研究指出，与无缺口试件相反，湿热条件下疲劳加载后双剪接头的剩余强度高于室温条件下的干试件。西德MBB公司对CFRP的单剪接头进行了类似的研究，也得出了同样的结果。

AFFDL实施了复合材料螺接接头的研究计划。该计划的第一阶段是发展单钉接头的分析技术，它可考虑板的实际形状、紧固件柔度和扭矩的影响、载荷偏心和被螺接层压板的铺层顺序，并可预计从破坏起始到最后破坏的整个过程。第二阶段是发展多钉接头的分析方法，它考虑了二维载荷分布、应力集中的相互作用、紧固件柔度、扭矩和载荷偏心，而且不需要试验参数。第三阶段是进行F-18A垂直安定面根部复合材料螺接接头的结构试验。最后给出了复合材料螺接接头设计的分析方法和教训，形成设计指南。NASA的Langley中心研制了用于在挤压与旁路载荷复合加载下对单钉试件进行试验的双伺服试验机，它可用单钉试片来模拟多钉接头的状态，并用这一装置进行了各种参数组合的试验研究。加拿大的Canadair公司的胶接接头设计技术包括了线性与非线性分析封闭解和有限元法，他们用这些手段对胶接接头进行了设计研究。意大利的AERMACCHI通过单向CFRP层压板铆接接头的疲劳试验来选择最适用的铆钉和给出描述CFRP挤压性能的方法。

2.其他典型结构件的研究

MBB公司研制了用于板壳结构静力与疲劳试验的双轴加载装置，在机制中主要解决了下列三个问题：均匀加载且无力矩、横向应变的约束尽可能小以及试件（主要是拐角）的设计，该装置已用于复合材料试件研究。ARL最近对一2.5米长的盒形梁进行了疲劳试验研究以考察复合材料蒙皮上目视可检冲击损伤的扩展和温度与湿度的影响。试验以前制造七处冲击损伤，然后在室温下用标准歼击机谱——FALSTAFF进行一倍寿命试验，未见损伤扩展，最后在湿热条件下进行疲劳试验，环境条件包括冷、室温、高温以及一定数量的结冰／化冻循环，在高温和高湿时还要包括载荷保持以模拟实际的加载速率。波音公司发展了NASTRAN程序来分析含纵向裂纹非加筋筒形复合材料板的剩余强度，并在一定程度上用试验进行了验证。NASA的Langley中心研究了脱胶对胶接复合材料板中应力强度因子的影响。

四、结构件耐久性和损伤容限特性研究

1.美国的研究概况

由于复合材料飞机主要结构损伤容限设计的要求，美国空军赞助了一项针对由目前所用复合材料体系制造的结构发展适用的损伤容限设计技术的计划，该计划主要研究复合材料对

生产、安装和使用中经常遇到的缺陷/损伤的抵抗能力，研究的缺陷/损伤包括孔隙率、分层、表面划伤、带缺陷紧固件孔、开孔和低速冲击损伤，不包括战斗损伤、坠毁或其他的能量剧变。研究通过收集并评定已有的数据、补充试验来填补空白，从而提出损伤容限要求草案，再把它们用于分析、设计、制造和试验若干机翼盒段来验证设计并证实该草案的合理性与适用性。这一计划准备收集并扩展到各种水平的试验数据——从最简单的光滑小试件直至元件、多跨机翼蒙皮壁板和全尺寸的真实机翼结构，已选择了两种机翼结构形式——多梁和多肋。计划的第一步是收集和评定由常规碳/环氧试片得到的实验室损伤容限数据。研究表明，在所考虑的各种缺陷/损伤形式中，由1.3厘米直径冲击头产生的低速冲击损伤最严重。研究指出，由目视不可见的冲击损伤（直径为37毫米）可引起压缩静强度减少达58%，目视易检的损伤（直径为59毫米）降低达73%。采用6.35毫米直径充填不受载孔的数据给出的设计许用值可以覆盖除冲击损伤外的所有其他各种缺陷形式（2%的孔隙率、38.1毫米直径的分层、通常遇到的含缺陷紧固件孔和表面划伤）。还指出，冷—干和湿热环境对冲击损伤后静强度无重要影响。另一个重要结论为，对各种冲击损伤，其压缩疲劳曲线（R=10和−1）都相当平，其疲劳极限高于剩余静强度的60%，而且在受飞机随机谱时，其疲劳极限还要高于常幅疲劳，从而可以认为损伤容限主要是静力问题。同时还指出钝冲击损伤的扩展很难检测，或在疲劳破坏以前根本不出现，因此要在设计中采用无扩展概念。这一计划的第二步是用典型的歼击机机翼上蒙皮结构件（三梁四跨壁板）来研究尺寸和复杂性影响。直接把试片数据用于结构件可能会偏于保守，因为结构件中存在桁条和成排的铆钉这样的止裂机理。损伤容限草案MIL-PRIME规定飞机用复合材料结构要被设计得在100英尺-磅，1英寸直径冲击头冲击下可以生存，或对薄蒙皮，要在产生0.1英寸深凹坑的冲击下可以生存，取其中较小的一个。后一标准认为0.1英寸深的凹坑是目视可检的。无论哪种情况，它对静和疲劳强度的影响要用试验数据来量化。研究结论为：冲击损伤面积与冲击部位及冲击能量有密切联系；结构静压缩破坏一般呈两阶段破坏，其初始破坏和止裂应变与试片破坏应变相当；机械紧固件连接梁大大增加了冲击损伤容限。

美国陆军航空研究和技术部委托贝尔公司发展用于直升机主要结构的损伤容限和耐久性设计判据。根据飞行时1英寸直径冰雹的冲击来确定实用的最大要求，结论为，机体应能承受4盎司及最大达45节的飞行速度物体产生的冲击。为了评定典型直升机机体结构的损伤容限，贝尔公司用一模拟ACAP直升机座舱顶盖的结构进行验证试验。该结构的危险界面上埋有teflon夹杂物以代表制造损伤，并受有5英寸-磅的冲击以模拟使用损伤。

麦克唐纳公司对复合材料结构的验证试验方法进行了研究。与金属相比，复合材料静力和疲劳强度的分散性要大得多，但由于目前的设计应变水平很低（压缩许用值为4000～5000μin/in），使得疲劳问题不严重，因此不关心寿命的分散性，而对静强度试验则用附加系数来考虑环境影响。但下一代飞机将使用更多的复合材料，其设计应变要高得多，需要对此重新考虑。为此首先给出复合材料静力和疲劳数据汇编，用这些数据来量化各种参数对强度、常幅疲劳及谱疲劳寿命的分散性，并根据试验结果发展了预计常幅和谱载荷下复合材料螺接接头寿命及其分散性的分析方法，最后提出了用于结构发展过程中静力与疲劳验证方法的试验程序，并对含复合材料上、下蒙皮的F/A—18内翼用此方法进行了验证。

2.其他国家的研究概况

为了在下一代歼击机的机翼和垂尾上采用复合材料，瑞典航空研究院(FFA)进行了一系列研究，其中包括用五种试件研究了环境对静和疲劳载荷下强度的影响。用射线图象法进行无损试验和评定的研究、对受剪与内压复合载荷的梁和机翼蒙皮接头的研究、用于胶接梁与机翼蒙皮接头的研究、用于胶接梁与蒙皮接头的线弹性断裂力学研究、典型结构元件在环境条件下疲劳寿命的验证、单个超载对层压板疲劳强度的影响研究、制孔质量对受谱载荷疲劳后螺接接头剩余强度的影响研究、模拟缺陷对不同形状试件剩余强度的影响研究、多个分层对含模拟缺陷层压板静强度及分层扩展速率的影响研究、受谱载荷疲劳后螺接接头和胶接接头剩余强度研究以及谱载荷下夹层结构的疲劳性能研究。

荷兰的福克公司研究了各种冲击、疲劳和材料参数对夹层结构冲击损伤容限的影响以验证Fokker 100的襟翼设计。比利时的SONACA为了取得复合材料结构设计、制造和验证的经验，对A310襟翼进行了耐久性和损伤容限评定。西德的IABG对轻型飞机Speed canard的机翼和Sea star飞机进行了耐久性和损伤容限评定。法国的AMD-BA公司与AEROSPATIALE合作对FALCON 10的机翼进行了耐久性和损伤容限评定。印度尼西亚与西班牙合作研制了CN-235的复合材料垂尾，目前也正在进行疲劳试验。此外西德的LBF与其他一些单位已完成了由国防部提出的复合材料结构冲击损伤容限研究，以建立设计数据库和验证满足结构损伤容限要求所需的方法。还完成了如何考虑结构疲劳验证试验中环境影响的研究，认为用全尺寸结构在温湿条件下进行疲劳试验太昂贵且耗时，所以主要采用由试片试验发现的环境影响加到结构上的方法。研究还认为在目前的设计载荷水平下(即Airbus垂尾和Tornado结构)下，考虑真实环境与不完全模拟环境的条件下试验的试件均达到了所需寿命而不出现破坏，它们的剩余强度也差别很小。但在更高的疲劳载荷下，考虑真实环境时寿命有明显降低。

3. A320垂尾疲劳与损伤容限验证试验

迄今为止，A320是在设计阶段直接采用复合材料主要受力构件（垂尾）的第一个民航机，它已于1988年2月取得了适航证，因此它的全尺寸验证试验的经验值得我们借鉴。

考虑到温度变化在垂尾和后机身上产生的热载荷以及复合材料垂尾试验要考虑使用环境，因此垂尾要单独进行疲劳试验。在进行验证试验之前在试验件上引入人工损伤，这包括制造时预埋的人工分层和冲击损伤，后者的要求是产生目视可检损伤，而在厚蒙皮处则以50焦耳为最大冲击能量。验证试验的目的是要验证即使是预先受到损伤的结构在最严重的环境条件下，在整个使用寿命期间都能承受所有相关的载荷，同时还要证实对损伤的“无扩展”设计原则。要证实48,000次飞行的使用寿命（寿命系数为1.5)和临界静载荷情况（安全系数为1.5）。采用1.5倍寿命系数时对疲劳载荷还要采用1.15倍的载荷放大系数来考虑由于复合材料结构的S-N曲线比较平，以至在N方向的分散性。因为试验件在试验前已带有象冲击损伤和分层这样的初始缺陷，从而代表了最低可接受的产品标准，适航当局接受了这一原则。为了达到这一目的，整个验证试验的顺序为：1）受载结构的方向舵功能试验；2）在70℃和0.72%含水量下静力试验至100%使用载荷；3）在室温和0.72%含水量下进行一倍寿命（48,000次飞行）的疲劳试验；4）在70℃和0.72%含水量下静力试验至100%设计载荷；5）在试验件上引入大面积分层之类的附加损伤后在室温和1.1%含水量下进行半倍寿命的疲劳试验来验证损伤容限，疲劳载荷放大1.15倍；6）在试验件上引入雷击损伤和严重冲击损

伤后在室温和1.1%含水量下静力试验至100%使用载荷，然后按外场铆接修理方法修补后在70℃和1.1%含水量下静力试验至100%使用载荷；7）按5)的试验条件继续进行2.5倍寿命；8）在70℃和1.2%含水量下先进行160%机动使用载荷剩余强度试验，然后在突风载荷下试验至破坏。

五、其他疲劳和断裂研究

1. ARALL材料发展概况

ARALL是由荷兰Delft技术大学研究和发展的一种新材料，它的名称来源于芳纶加强铝层板（Aramid Reinforced Alumimium Laminates），但现在已不限于芳纶加强。目前它已由研究发展阶段开始进入了商业应用阶段，美国的ALCOA公司已有了四种标准化的系列产品，并开始推出用玻璃纤维加强的ARALL产品。有人预计它将成为今后飞机结构用的三种主要材料之一。ARALL是由高强度铝合金板与用热固或热塑性胶预浸过的单向或编织的芳纶(或玻璃)纤维胶合在一起的层状板材，且在固化后对层压板进行后拉伸，以便在金属板中产生压缩残余应力。发展这种材料的主要目的是得到一种疲劳强度很高的材料，可能产生的裂纹在这种板中扩展得很慢，它对疲劳危险区如机翼下壁板和机身蒙皮的应用是很吸引人的，初步的设计研究表明很容易减重20%，而且它还用于抗声疲劳和噪音阻尼的部件，冲击后的性能也很好。当前除了荷兰以外，其他如BAe公司、DLR、加拿大公司、道格拉斯公司、波音公司都对ALCOA提供的产品进行了疲劳和断裂研究，均得到类似的结论，即它是一种兼有复合材料与铝材料优点而不包含它们缺点的理想材料。除了试片和元件试验外，还用它在F-27和C-17的机翼下壁板及机身结构进行了结构应用研究。

2. 标准疲劳载荷谱的应用和发展

为了使谱载荷下疲劳性能研究结果有普遍意义，多年前欧美各国已发展和大量使用了两种标准的疲劳载荷谱：适用于运输机的TWIST和适用于歼击机的FALSTAFF，这两种谱在复合材料的疲劳研究中也得到了广泛应用。考虑到标准谱包含的载荷次数太多，一些研究者正在针对复合材料的特点提出了各种简化方案，如LBF发展了Mini—TWIST。由于复合材料疲劳必须考虑环境影响，欧洲一些航空研究机构如RAE、NLR、IABG和LBF等又发展了包括环境的标准歼击机谱ENSTAFF。

3. 复合材料及其结构的无损检测方法研究

关于无损检测发展主要是两个方向，一是大面积复合材料结构的缺陷检测，另一是如何无损地描述缺陷特征。关于前者主要集中于超声C扫描技术的发展，如发展手提式深度C扫描技术。涡流检测技术也是一种有前途的方法，此外声发射、热象、X射线体层分析等也在不同程度上得到了应用。目前还在研究可装在飞机已知危险部位的传感器系统以实时监控或储存信号来检测缺陷扩展，正在考虑的方法包括涡流、磁场泄漏和基于光学纤维断裂的技术。对试验室试件的现场检测，栅版反射法已得到了应用。

4. 复合料材结构的修理及其分析

麦克唐纳公司为了对复合材料结构的修理进行指导，发展了用于螺接修理的分析程序

BREAIR和用于胶接修理的分析程序PGLUE，并用试验进行了验证。澳大利亚的ARL和Melboune大学也发展了一种超级元来对胶接/螺接修理设计进行计算研究。

5．改善损伤容限的设计方法研究

西德的LBF和美国的NASA Langley中心都在研究用软化带来提高复合材料接头强度的技术，他们通过对横截面刚度进行剪裁优化，使整个宽度内刚度保持常数的方法提高了接头强度。

NASA Langley中心对含中心裂纹软化带板的疲劳性能进行了研究。道格拉斯公司已正在研究用缝合方法来降低复合材料的脆性，并发展了一种分析方法来预计缝合后的韧性。AFFDL正在研究用加入晶须或颗粒来改善连续纤维加强复合材料的方法，预计可改善横向及厚度方向的韧性和冲击阻抗。

6．屈曲疲劳

为了更好地发挥材料的潜力减轻重量，对某些部件如方向舵和机身蒙皮的设计，认为可以允许在低于使用载荷时出现局部屈曲。这一思想已在DC-10的方向舵上得到了应用，并安全地飞行了十几年。为了更好地把这一思想用于设计，需发展分析方法以便预报机身壁板的屈曲、过屈曲及疲劳寿命，AFFDL已经在着手进行这项研究。建立了经试验验证过的受压或受剪过屈曲曲板的设计方法，正在发展受压、剪复合曲板的过屈曲设计和分析方法。关于疲劳寿命的结论为：当工作应变水平为2500～3000μin/in（典型的刚度设计准则部件）时，过屈曲复合材料板的耐久性和损伤容限均不成问题。对此问题，以色列飞机公司也进行了类似的研究，得到了非线性加劲板的分析程序。

7．声疲劳

加拿大航空研究院（NAE）已进行了一系列受冲击板的双轴声疲劳试验，包括四种材料、两种冲击能量和三种声强共194件。日本航空研究所（NAL）进行了玻璃/聚酰亚胺蜂窝夹层板在声—热环境下的损伤扩展研究，研究了冲击损伤和脱胶对疲劳强度的影响。

参 考 文 献

〔1〕Bergmann, H.W. et al, Mechanical Properties and Damage Mechanisms of carbon-fiber-Reinforced Composites—Compression Loading, DFVLR—Forschungsbericht 88-41(1988)

〔2〕O'Brien, T.K., Towards a Damage Tolerance Philosophy for Composite Materials and Structures NASA TM-100548(1988)

〔3〕Martin, R.H., Murri, G.B., Characterization of Mode I and Mode Ⅱ Delamination Growth and Thresholds in Graphite/PEEK Composites, NASA TM-100577(1988)

〔4〕Demuts, E., Whitehead, R.S., Deo, R.B., Assessment of Damage Tolerance in Composites, Composite Struatares, Vol.4(1985) pp45-58

〔5〕Brandecker, B., Hilgert, R., A320 Full Scale Structural Testiag for Fatigue and Damage Tolerance Certification of Metallic and composite strueture, The Proc. of the 16th ICAS, 28 Aug-2 Sep. 1988, Jerusalem, Israel, pp1244-1256

〔6〕ogelesang, L.B., Gunnink, J.W., Chen, D., Roebrocks, G.H.J.J., Vlot, A., New Developments in ARALL Laminates, Proc. of 16th ICAS, pp1615-1633

〔7〕Haftka, R.T., Starnes, J.H., Stiffness Tailoring for Improved Compressive Strength of Co-

mposite plates with Holes, AIAA Journal, Vol.26 No.1(1988)pp72-77

[8]Frostig, Y., Siton, G., Segal, A., Sheinman, I., Waller, T., Post-buckling Behavior of Laminated Composite Stiffeners and Stiffened Panels under Cyclic Loading, Proc. of 16th ICAS, pp931-944

A REVIEW OF THE RESEARCH ON FATIGUE, DAMAGE AND FRACTURE OF COMPOSITE MATERIALS AND STRUCTURES

Shen zhen

Aircraft Strength Research Institute
Yaoxian, Shaanxi, 727100, CHINA

ABSTRACT

Recently, great progress of the research on fatigue, damage and fracture of composites of aircraft structures and space applications has been made. In this paper Author tried to describe briefly some ongoing work and main conclusions in the field, which were made in major western developed countries in the past several years, This review is divided into four parts. They are the general study on fatigue, damage and fracture of composites, the fatigue and fracture behaviour of typical elements and components, demonstration tests on durability and damage tolerance of full-scale sturctures and the other research work on fatigue, damage and fracture of composites. In addition to the egneral introduction on the research work in this field, this paper presented the damage tolerance requirement for primary aircraft structures proposed by USAF and the fatigue and damage tolerance demostration test of A320 composite fin box in detail.