

复合材料桨叶疲劳试验过程中的声发射检测研究

夏国旺 彭江水 吴德雨

(中国直升机设计研究所)

摘要: 随着材料技术的发展,复合材料在直升机上运用越来越广泛。由于复合材料的损伤模式与金属材料有很大的区别,因此,了解复合材料破坏判据对复合材料零部件的定寿具有决定性的作用。本文针对复合材料桨叶的疲劳试验,提出了用声发射技术对其进行疲劳破坏检测的研究方案。

1 前言

目前,在我国直升机疲劳试验中,用于判定部件是否破坏的手段还比较原始,主要以目测出现宏观裂纹为主。这在金属构件疲劳试验中有其合理性和实用性。但从疲劳裂纹的形成机理来看,这远不能代表复合材料动部件的寿命。如一般的金属材料的疲劳极限只是拉伸强度的45% - 50%,而碳纤维/聚酯树脂复合材料的疲劳极限可达抗拉强度的70% - 80%[1]。金属结构的主要损伤模式为裂纹,裂纹以相当明确的方式传播并与所加的力有关,其临界裂纹尺寸和裂纹传播速率与通过断裂力学分析获得的试验数据有关。在复合材料中,很少有单一的损伤模式,即使复合材料构件由于产生宏观裂纹而破坏,裂纹传播也不会像金属材料那样以预想的方式进行。因此,复合材料的损伤研究比金属材料更加困难。为了能够清楚地了解疲劳裂纹的萌生、扩展的全过程,我们必须引入一种有效的对裂纹进行实时监测的技术手段,它要能在试验状态下实时发现复合材料构件的起始破坏,结合其他一些有效的无损检测手段对破坏模式进行识别,找到破坏点和破坏模式,这样才能够对复合材料的破坏过程有个全面的了解。而声发射技术正好满足了我们这种需要。通过运用声发射技术,可以对正在试验中的动部件进行实时的监测,对疲劳破坏的萌生点、扩展速度和扩展时间都有较全面的了解。这一技术的运用,将给判定疲劳试验件是否破坏带来更准确、客观的依据,从而为直升机动部件和结构件的准确定寿提供科学的技术保障。

2 声发射的基本理论

2.1 声发射形成机理

当材料或零部件受外部力的作用时,由于材料或零件内部有缺陷存在或微观的不均匀性,使该处所在部位承担的应力高度集中,继而导致了该区域应变能量的高度集中。由于材料总是力图趋于能量最低状态,即由不稳定的高能状态必然过度到稳定的低能状态。当外部条件作用增大到一定程度时,局部能量的高度集中使材料缺陷部位产生微观屈服或变形,并通过如滑移、位错、开裂、晶界突然

改变取向等方式将集中的多余能量释放出来，在能量释放过程中，其中一部分以应力波的形式快速释放的弹性能，应力波向外传播就形成声发射信号^[2]。

2.2 声发射信号分析理论

传感器参数分析技术假设声发射信号是一种阻尼正弦波（见图 1），声波是以某一固定的速度传播的。对声发射信号波形进行包络检波，并假定 V_t 为检测门槛电压， t_1 到 t_2 为声发射事件的持续时间；在信号处理中，为了防止同一信号的反射信号作为另一事件处理，再设置事件间隔时间，既信号幅度低于门槛电压后延长一段设定的时间（从 t_2 到 t_3 ），则从 t_1 到 t_3 可计为一个声发射事件。振铃计数是声发射信号超越门槛电压的振荡次数。事件计数和振铃计数又可用总计数和计数率两种形式表示。总计数是计从试验开始到一特定时间总的事件数或振铃数，分别为事件总计数或振铃总计数；计数率是单位时间内的事件数或振铃脉冲数，分别为事件计数率或振铃计数率。输出波形达到最大幅值 V_p 所需的时间称为上升时间。另外还可用能量、幅度等参数对声发射信号进行表征。由于复合材料在破坏时都有很强的声信号发出，因此，用声发射设备对复合材料进行检测就成为可能。

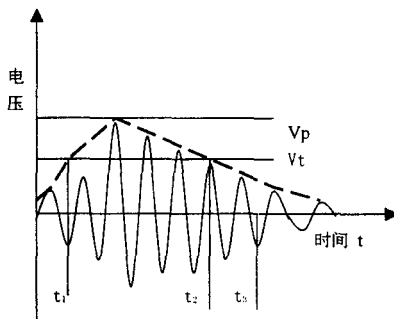


图 1 声发射信号的表征图

3 复合材料的损伤与损伤特征

复合材料是由两种或两种以上的材料经过物理方法组合而成的，它通常是一种多相非均质的各向异性材料，因此，复合材料的损伤机制和损伤扩展机制要比各向同性的材料复杂得多。一般来说，纤维复合材料的基本损伤类型可分为四种：基体开裂、纤维与基体界面脱胶开裂、分层和纤维断裂。各种损伤破坏模式可能单独地或结合在一起发生；其主要的破坏模式取决于复合材料系统中基体、纤维、界面三者的相对强度、刚度、以及纤维取向、铺层方式和环境载荷等条件。“复合材料损伤”的概念是由美国 K.L.Reifsnider 教授于 1977 年在研究复合材料疲劳破坏时明确提出来的，复合材料疲劳破坏过程如图 2 所示。在疲劳加载初期（疲劳寿命的 15% 以下），复合材料内部出现基体开裂；其后基体裂纹与界面脱粘耦合，对于 $0^\circ / 90^\circ$ 正交铺层复合材料，加载到疲劳寿命的 20% 左右时，出现特征饱和和

伤状态 (CDS), 即两 0° 层之间的 90° 层基体开裂裂纹达到饱和 - 成等间距形式; 继续加载, 在疲劳寿命的 50% 左右出现分层; 之后分层增长, 出现部分纤维折断或拔出; 最后导致整个复合材料层板的破坏^[1]。

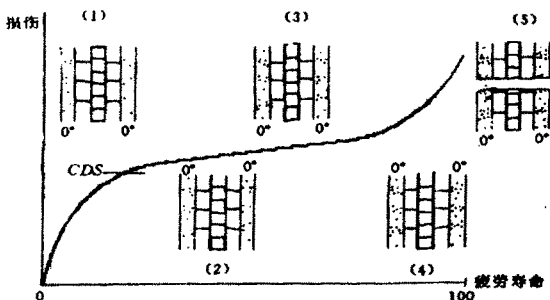


图 2 复合材料疲劳损伤破坏模式

- (1) 基体开裂; (2) 裂纹与界面脱粘耦合; (3) 分层;
(4) 纤维断裂; (5) 断裂破坏

4 复合材料桨叶疲劳过程中的实时监测

复合材料桨叶, 特别是碳纤维型和玻璃纤维型复合材料桨叶, 由于重量轻、强度大、抗疲劳性能好等优点, 现在已经逐步取代了金属桨叶。但由于复合材料在制造过程中有很多的不确定性, 它的结构的完整性和安全性的检测就被提了出来。由于复合材料性能和结构的特殊性, 在现有的无损检测方法中能有效地对复合材料完整性进行检测的并不多, 要在疲劳试验过程中进行实时监测就只有声发射了。声发射设备通过固定在桨叶上的传感器接收声发射信息, 通过声发射设备对信号进行处理和分析, 然后对桨叶的完整性进行判别。

声发射监测的作用主要表现在: 确认主桨叶的结构完整性和可疑区域; 确认结构损伤的起始载荷; 为局部复检提供结构损伤和结构缺陷的区域; 为损伤过程分析提供加载或试验过程的声发射时序特征; 加载过程中提供临近破坏预警。

4.1 声发射传感器布置

4.1.1 声发射传感器定位方式设置

声发射的定位方法分为驻点定位、线定位、面定位、区域定位等几种。考虑到桨叶宽度有限, 因此可选用线定位的方式进行定位。在桨叶加载的两端面由于摩擦和撞击, 将会有很多的噪声传入传感器阵列, 为了消除噪声, 在靠近两端接头的地方设置两个警卫探头, 在两个探头以外来的信号其它传感器拒绝接受, 这样可以减少大量的噪声传入。当然, 用这种办法将会把接头上的真正的裂纹信号也排除了, 为了弥补这一缺陷, 在两个接头位置布置两个传感器, 它们采用驻

点定位方式。

4.1.2 声发射传感器距离的设置

由于复合材料的声阻很大，因此声波在材料中的传播衰减也很大，为了能够对桨叶进行尽可能的覆盖，声发射传感器距离的设置就显得很重要。由于复合材料设计的多样性，使得其传播距离也不尽相同，为了能确定比较准确的传感器布置距离，可以通过在桨叶表面做一些断钻试验（模拟声发射信号），以确定最佳距离。由于在桨叶中间充满了发泡塑料这一强声阻材料，因此必须在桨叶的两面都布上传感器，试件加载和传感器布置图见图3。

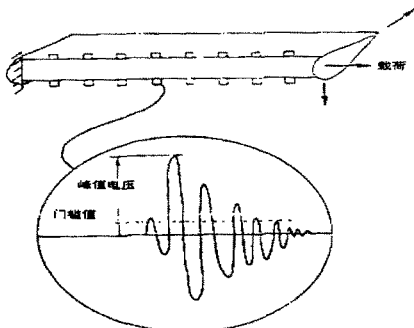


图3 试件加载和传感器布置图

4.2 声发射参数的选择

声发射参数包括有能量、幅度、振铃计数、事件计数、持续时间、上升时间、平均频率、绝对频率等，要在试验过程中对所有的参数进行采集和分析，在多通道时是很困难的，并且数据量非常大，不利于长时间的监测。因此，选择一两个或几个具有代表性的参数对试件是否破坏进行表征就显得很必要。但是由于试验件的材料、结构等都是不太相同的，所以这种参数的选择只有在做一些基础的材料或构件试验后，经过事后分析才可能找到。当然，找到具体的参数以后，对试验件的破坏判定将有一个判断标准，它将大大简化试验件检测的步骤，并为批量检测产品提供了可能。

在复合材料桨叶试验时，我们也必须做一些基础的复合材料试验，并充分利用多件（一般是6件）试验件的优势，利用前面一到两件试验件对参数进行修正，这样后面的试验件的破坏判断将会有有一个较为准确的判断。

4.3 费利西蒂（Felicity）效应的应用

复合材料的声发射损伤检测有一个著名的 Felicity 效应，它是指复合材料在循环加载过程中，卸载后重新加载，当载荷达到原先加载最大载荷的某一百分比时（通常为90%左右）即会产生明显声发射信号。重复加载时的声发射起始载荷（ P_e ）对原先所加最大载荷（ P_{max} ）之比（ P_e/P_{max} ），称为费利西蒂（Felicity）比^[1]。

费利西蒂比作为一种定量参数，较好地反映了材料中原先所受损伤和结构缺

陷的严重程度，它已成为复合材料缺陷严重性的重要评定判据，在一些复合材料构件中，费利西蒂比小于 0.95 已作为声发射指标超标的重要判据，它预示着试验件可能已有缺陷或已经开始破坏。

由于复合材料桨叶疲劳试验（高周疲劳试验）是一个多循环加载过程，我们可以充分利用好费利西蒂效应和费利西蒂比。在每天开始试验前对桨叶进行静加载（不超过最大载荷），检查费利西蒂比，如果费利西蒂比小于 0.95，就说明桨叶可能已经有缺陷存在。利用声发射设备对声发射源进行初步定位，通过超声 C 扫描等其它无损检测方法，对桨叶怀疑存在缺陷的位置进行复查。通过这种方法将大大减轻详细检查的工作量，并能比较有效地掌握桨叶的破坏情况。

5 结束语

声发射技术是近几十年，特别是本世纪五十年代后才迅速发展起来的一种动态的无损检测方法，它的出现，为技术人员进行无损检测提供了一种崭新的手段。它与常规无损检测方法相比，声发射具有动态监测、预先警报和覆盖面大的优势。经过几十年的研究和发展，声发射技术已越来越广泛地在各个无损检测、故障动态监测领域及其它相关领域中扮演着重要角色，其运用和服务范围已涵盖了从石油、化工、铁路、电力、航空、航天、建筑、交通、制造等各个领域。在航空界已把研制机载声发射监测系统作为航空全机安全性实时监测中的“梦幻技术”。目前，虽然困难很大，但有大批的机构和学者为了这一目标正在不断地探索和研究，并在一些方面取得了突出的成就。例如，美国 GRUMAN 航空公司曾在飞机疲劳试验时用声发射仪器监测了飞机结构的损伤情况，并用声发射技术监测了裂纹的形成和扩展的全过程。他们发现，在隔框处，声发射能比其他的探伤方法更早探测到裂纹，美国麦道公司利用声发射对 F15、F111 飞机的疲劳裂纹进行了监测，并取得了一定的成果。另外，美国空军 P-3、A4、F14、F15、F16、RAH66；海军 CH47、SH60；英国空军 VC-10；波音的 707、720B、737、747、777 等都已将声发射技术作为一种常规的无损检测手段。从事直升机研制生产的 BOEING VERTOL 公司，BELL HELICOPTER 公司，SIKORSKY 飞机公司等都将声发射技术大量用于直升机的研制和生产中^[5]。在国内，空一所利用声发射技术对歼教七飞机机体全尺寸疲劳试验进行裂纹监测，并成功地发现主梁螺孔疲劳裂纹。

近年来，声发射技术的运用和研究随着计算机技术的进步有了较大的突破。数字式的声发射仪器的问世及相应的信号与噪声处理技术的进步，使得原来在声发射运用上的障碍（剔除噪声干扰）也得到了较大的解决，工程应用也越来越广泛。

参 考 文 献

- 1 田秀云、杜洪增，复合材料结构及维修，中国民航出版社，1996 年
- 2 袁振明、马羽宽、何译云，声发射技术及其应用，机械工业出版社，1985 年
- 3 杨光松，损伤力学与复合材料损伤，国防工业出版社，1995 年
- 4 蒋福棠主编 航空航天无损检测人员资格鉴定与培训参考教材第三册（内部资料）1998 年
- 5 耿荣生，声发射技术发展状况，中国第七届声发射学术研讨会论文集，1997 年 10 月 PP1-10

复合材料桨叶疲劳试验过程中的声发射检测研究

作者：[夏国旺](#)，[彭江水](#)，[吴德雨](#)
作者单位：[中国直升机设计研究所](#)

相似文献 (10条)

1. 期刊论文 [尹维龙](#). [向锦武](#). [YIN Weilong](#). [XIANG Jinwu](#) [弹性耦合对直升机复](#)

[合材料桨叶稳定性的影响](#) - [复合材料学报](#)2006, 23 (4)

研究了弹性耦合对复合材料桨叶气动特性和气弹稳定性的影响, 所采用的结构模型考虑了剪切变形、剖面外翘曲变形和复合材料弹性耦合. 推导出同时考虑剪切和翘曲影响的小应变、中等变形梁的应变-位移关系, 并构造出21个自由度梁单元, 应用Hamilton原理推导出桨叶运动的有限元方程. 在此基础上, 对三种不同构型的复合材料桨叶进行固有频率计算和气弹稳定性分析. 计算结果表明: 尽管复合材料弹性耦合对桨叶固有频率的影响非常小, 但却改变了固有振型分布, 使桨叶挥舞-摆振-扭转运动之间存在耦合; 弹性耦合对桨叶气弹稳定性有很大的影响: 正的挥舞-扭转耦合使得摆振一阶稳定性增加, 负的挥舞-扭转耦合却使摆振一阶稳定性下降.

2. 学位论文 [王春莉](#) [直升机复合材料桨叶剖面特性研究](#) 2002

该文采用了Hodges等人于八十年代后期发展的有限转动复合材料梁理论, 研究了复合材料旋翼桨叶剖面特性. 以Giovotto的线性二维有限元分析模型为基础考虑了复合材料桨叶的结构和变形特点, 计入了剖面翘曲的影响, 在此基础上编制了具有八节点等参元复合材料桨叶剖面刚度计算的有限元程序, 分析了复合材料梁的剖面刚度、弯曲中心、剪切中心; 并利用半解析法进行剖面刚度、剪切中心、弯曲中心的参数灵敏度分析. 讨论了梁分析的解析法以及关于梁的非经典效应. 最后利用该文编制的程序计算了几种剖面的刚度特性, 得到了比较满意的结果, 并且研究了铺层角、长宽比、材料等因素对剖面特性的影响. 文中还给出了复合材料桨叶剖面特性与试验结果的比较, 两者具有较好的一致性.

3. 会议论文 [方永红](#) [复合材料桨叶根部结构设计](#) 2002

本文介绍了一种通过分析计算桨叶根部接头剖面大梁带最危险点等效应力, 再和已经通过疲劳试验考核的已制桨叶接头剖面特性进行比较, 经过反复迭代分析, 确定双衬套连接形式的复合材料桨叶根部结构尺寸的工程设计思路与方法.

4. 会议论文 [王春莉](#). [刘勇](#). [张呈林](#) [直升机复合材料桨叶剖面特性研究综述](#)

2001

复合材料桨叶剖面特性是旋翼桨叶结构和动力学设计的基础. 本文综述国内外复合材料桨叶剖面特性研究概况. 鉴于直升机结构的特殊性, 讨论桨叶剖面特性时通常是将一个三维问题转化为一个二维和一维梁和二维剖面来解决. 其中剖面特性包括剪切变形、扭转翘曲, 弯曲刚度以及各种变形的耦合. 本文对一维梁主要介绍各种梁理论. 剖面特性分析主要介绍解析法和有限元法研究的现状和发展.

5. 会议论文 [王春莉](#). [刘勇](#). [张呈林](#) [直升机复合材料桨叶剖面特性研究综述](#)

2001

复合材料桨叶剖面特性是旋翼桨叶结构和动力学设计的基础. 本文综述国内外复合材料桨叶剖面特性研究概况. 鉴于直升机桨叶结构的特殊性, 讨论桨叶剖面特性时通常是将一个三维问题转化为一个二维和一维梁和二维剖面来解决, 其中剖面特性包括剪切变形, 扭转翘曲, 弯曲刚度以及各种变形的耦合. 本文对一维

梁主要介绍各种梁理论.剖面特性分析主要介绍解析法和有限元素法研究的现状和发展.

6. 期刊论文 [杨建灵. 张丽艳. 周少华. 方永红. 黄文俊 直升机复合材料浆叶铺层三维几何建模方法](#) -[航空学报](#)2010, 31(1)

针对直升机复合材料浆叶铺层几何建模过程中存在的效率低、工作繁琐重复等问题,提出了一种浆叶铺层三维几何建模方法.首先系统归纳了典型的浆叶铺层类型,提出了一种面向复合材料铺层几何建模的铺层信息参数化表达方案,并通过一个智能向导引导设计人员对各铺层进行定义和描述.在此基础上由软件算法自动生成浆叶铺层设计表格;根据浆叶理论外形和浆叶铺层设计表格,通过铺层区域裁剪复制和分片逐次等距方法构造浆叶当前铺层几何模型,并实现整个浆叶铺层几何模型的自动生成.通过实例验证表明,该方法能够快速、高效地实现复合材料浆叶铺层的三维几何建模.

7. 期刊论文 [张文军. 代永朝. Zhang Wenjun. Dai Yongchao 直升机复合材料浆叶修理](#) -[航空制造技术](#)2005, ""(9)

介绍了某型直升机复合材料浆叶缺陷、损伤的检测方法和复合材料浆叶的修理方法,并叙述了浆叶修理后的试验.

8. 会议论文 [康浩 直升机复合材料浆叶现行疲劳评定](#) 1990

9. 期刊论文 [余洵. 岳巍. YU Xun. YUE Wei 直升机复合材料浆叶前缘包铁疲劳寿命方法研究](#) -[直升机技术](#)2009, ""(3)

通过标准样件试验,获得直升机浆叶前缘包铁的静强度极限和疲劳极限,通过有限元分析,获得应力集中系数,再应用应力集中系数对试验中获得的静强度极限和疲劳极限进行修正.本文最后以某型机浆叶前缘包铁为例,通过计算分析,给出了其静强度结论和寿命评估结论.

10. 期刊论文 [高文杰 直升机复合材料国产化浆叶剖面特性的分析](#) -[沈阳航空工业学院学报](#)2010, 27(1)

由于国产复合材料性能较进口复合材料有较大变化,根据替代前后浆叶的动力学特性基本不变的原则对原浆叶结构进行了调整.采用薄壁梁横截面剪流相等的原理推导了浆叶扭转刚度的计算公式,基于挥舞刚度、摆振刚度、质量分布的定义得到了迭代公式.对某直升机替代前后浆叶的剖面特性进行了计算.结果表明:替代前后浆叶的扭转刚度、挥舞刚度、摆振刚度及单位长度质量分布完全一致,说明替代前后浆叶的剖面特性有很好的 consistency.

本文链接: http://d.g.wanfangdata.com.cn/Conference_4100509.aspx

下载时间: 2010年6月2日