

2020（令和2）年度 修士学位論文

CFRP 積層板の層間疲労き裂進展と  
AE 信号特性に関する研究

Study on delamination fatigue crack propagation of CFRP  
laminates and acoustic emission characteristics

2021 年 3 月 10 日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻  
知能機械工学コース

1235087 程 和毅

指導教員 楠川量啓

# 目次

1. 緒言 .....	1
1.1 研究背景と炭素繊維強化プラスチック .....	1
1.2 破壊力学的評価と疲労き裂進展試験 .....	3
1.2.1 き裂の変形モード .....	3
1.2.2 エネルギー解放率 .....	4
1.2.3 疲労き裂進展速度の評価 .....	6
1.3 アコースティックエミッション (AE) とウェーブレット解析 .....	7
1.3.1 アコースティックエミッション (Acoustic Emission) .....	7
1.3.2 ウェーブレット解析 (Wavelet Analysis) .....	9
1.4 研究目的 .....	12
2. 材料および試験片 .....	13
2.1 使用する材料と成形方法 .....	13
2.1.1 破壊形態を制御した対称積層板 .....	13
2.1.2 非対称積層板 .....	14
2.1.3 成形方法 .....	14
2.2 試験片 .....	17
3. 実験方法 .....	18
3.1 破壊力学的パラメータの算出 .....	18
3.1.1 組み合わせ梁のヤング率 .....	18
3.1.2 二重片持ち梁疲労試験 (DCB 試験) .....	19
3.1.3 末端ノッチ曲げ疲労試験 (ENF 試験) .....	20
3.1.4 混合モード曲げ疲労試験 (MMB 試験) .....	23
3.2 疲労試験 .....	24
3.2.1 DCB 試験 (モード I) .....	24
3.2.2 ENF 試験 (モード II) .....	25
3.2.3 MMB 試験 (混合モード) .....	25
3.3 AE 信号測定 .....	26
3.4 破面観察 .....	27
4. 実験結果および考察 .....	28
4.1 破壊形態を制御した対称積層板 .....	28
4.1.1 き裂進展挙動 .....	28
4.1.2 破面観察 .....	29
4.1.3 AE 信号特性 .....	31
4.2 非対称積層板 .....	35

4.2.1 き裂進展挙動 .....	35
4.2.2 破面観察 .....	35
4.2.3 AE 信号特性 .....	36
5. 結言 .....	38
参考文献 .....	39
謝辞.....	41

## 1. 緒言

### 1.1 研究背景と炭素繊維強化プラスチック

現在、進行する地球温暖化による環境問題や、化石燃料の枯渇といったエネルギー問題が活発に議論されている。それらへの対策として、二酸化炭素をはじめとする温室効果ガスの排出量削減や新エネルギーの導入が重要な課題となっており、科学技術分野の発展が待たれる。

特に輸送機器による温室効果ガスの排出やエネルギーの消費は全体の二酸化炭素総排出量およびエネルギー消費量の中でも大部分を占める<sup>[1]</sup>ことは周知の事実である。輸送機器の効率化という問題に対する最も簡単な解決策として機器の軽量化が進んでおり、炭素繊維強化プラスチックを代表とする、軽量で高性能な機械的特性をもつ複合材料を輸送機器に適用されることが期待されている。

### 炭素繊維強化プラスチック

炭素繊維強化プラスチック (Carbon Fiber Reinforced Plastic : CFRP) は、軽量で非常に強い炭素繊維を、母材となるプラスチック樹脂に埋め込んで成形する複合材料である。複合材料は「2 種類以上の材料を混合することで、単一の種類の材料では達成できない特性をもち、達成する材料の中で異種材料の間に明確な界面が存在し、互いに固溶しない材料」という定義がされている。<sup>[2]</sup> 強化材である炭素繊維と、母材であるプラスチック樹脂の両方の性質を併せ持つため、軽量で高強度、高剛性、高耐食性など優れた特性をもつ。

CFRP 製品の多くは、連続一方向炭素繊維に対して高強度・高弾性率であり、繊維との接着力が高いエポキシ樹脂を予め含浸させたプリプレグシートを積層して成形される。引張強度が 3000MPa 以上となる高強度の炭素繊維も存在するため、それによって強化される一方向 CFRP 積層材の引張強度は鉄などの金属材料の約 6 倍高くなることが知られている。金属材料に比べ、軽量であることから比強度、比剛性も極めて高い。またその一方で、一方向 CFRP 積層板の場合、90°方向（繊維と直角な方向）から与えられる荷重に対しては強化材である炭素繊維の拘束力が働かないため、ほとんどプラスチック樹脂そのものの強度となる。つまり、一方向 CFRP 積層材料は繊維の配向方向によって力学的特性が異なる、異方性材料である。この特徴を利用することによって、CFRP は積層方向を変化させて構造上の用途や負荷荷重に合わせて CFRP 積層板の材料特性を設計することが可能である。さらに、CFRP は疲労減をもつため、アルミなどの軽量な金属材料と比較して CFRP は繰り返し荷重が加わる環境で使用する耐疲労性についても優れた特性をもつ。

上述したように、CFRP は非常に優れた特性をもつため、輸送機器の軽量化を目的として自動車や航空宇宙機器など幅広い分野で構造材料として使用されている。近年では、CFRP 製品の信頼性の向上から自動車や航空機器の一次構造部材としての使用も試みられており、Boeing787 における CFRP を中心とした複合材料が機体構造重量の 50%にも及ぶようになった。(図 1.1<sup>[3]</sup>) その後さらに、複合材料が機体構造重量の 52%を占める新型機、A350XWB

も登場した。Boeing787においては、構造重量の50%を複合材料としたことによる軽量化により、従来機に比べ20%の燃費を削減することを実現した。それによって航続距離も増加するなど、環境負荷の低減に効果をもたらした。また、CFRPの使用で強度が向上したことによってスペースが生まれ、より快適な客室空間を実現することもできた。

以上のように、航空機を代表とした輸送機器におけるCFRPをはじめとする複合材料の使用による軽量化が期待されている。

### Composite Structure Content of the 787

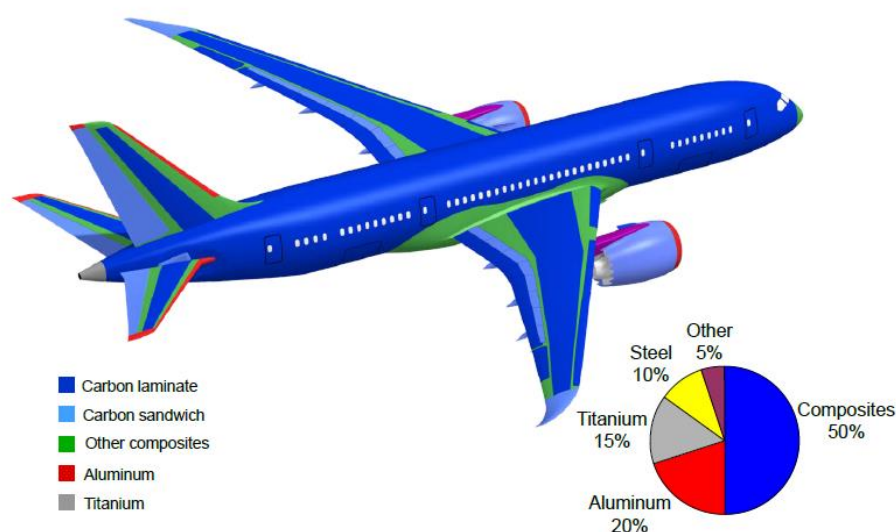


Figure. 1.1 : B787 における先端複合材料の重量比使用率 [3]

CFRPは複合材料であり、異方性をもつことから、その力学的特性や破壊挙動は非常に複雑である。CFRP構造体の内部で生じる損傷の代表的な例として、炭素繊維が破断することで生じる繊維破断、積層した層をまたいでき裂が飛び移るトランスバースクラック、積層した層の間をき裂が進展する層間はく離などが挙げられる。CFRPの成形方法のなかでも一般的な方法であるプリプレグシートを積層する方法で成形したCFRPは積層構造体となる。積層構造体においては層間はく離による損傷や破壊が多く、層間はく離はCFRP構造体のクリティカルな破壊の一つである。したがって、CFRP構造体の強度や破壊力学的特性を明らかにし、高い信頼性を担保するためにはCFRP構造体の内部でどのような破壊形態が支配的であるかを把握することが必要不可欠である。特にプリプレグ成形によるCFRP積層板においては層間はく離による損傷の挙動の調査が求められる。

また、層間はく離による損傷を微視的に観察すると、母材であるプラスチック樹脂が割れることによって生じる樹脂割れや、炭素繊維と樹脂の界面ではく離が生じる繊維樹脂界面はく離に分けられる。すなわち、CFRP構造体の信頼性および安全性の評価において、「強化繊維、繊維樹脂界面、樹脂」といった構造体内部の各所における損傷の様相や発生メカニズムが重要な問題となる。

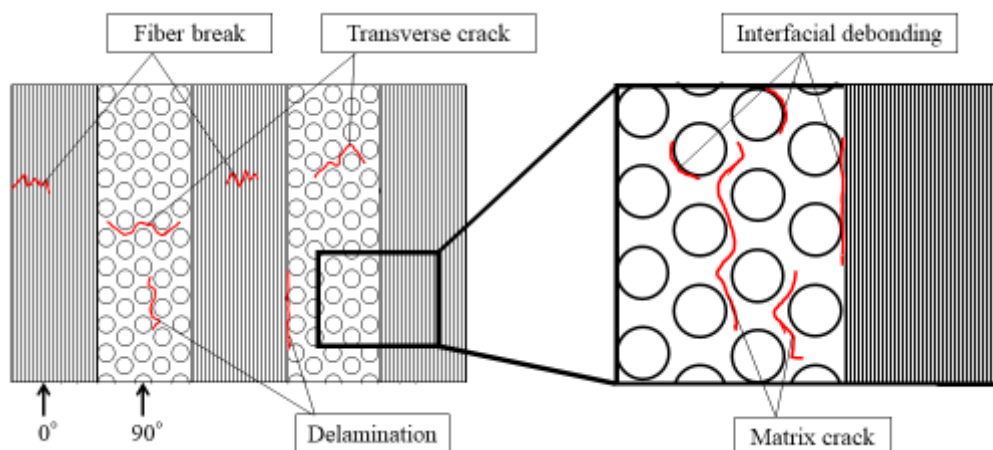


Figure. 1.2 : FRP の代表的な損傷形態

## 1.2 破壊力学的評価と疲労き裂進展試験

構造材料の安全性や信頼性を担保する強度評価法として、材料力学に加えて破壊力学が用いられることが多い。破壊力学では内部に損傷およびき裂を有する構造物を考え、そのき裂や周辺の力学的挙動を評価する。本項では、破壊力学で用いる破壊力学的パラメータについて記す。

### 1.2.1 き裂の変形モード

き裂を有する構造物の強度評価において、き裂に対する荷重の様相および、き裂に対する材料の変形様式が非常に重要である。き裂の変形モードは図 1.3 に示すような、モードI（開口型）、モードII（面内せん断型）、モードIII（面外せん断型）の3つに分けられる。

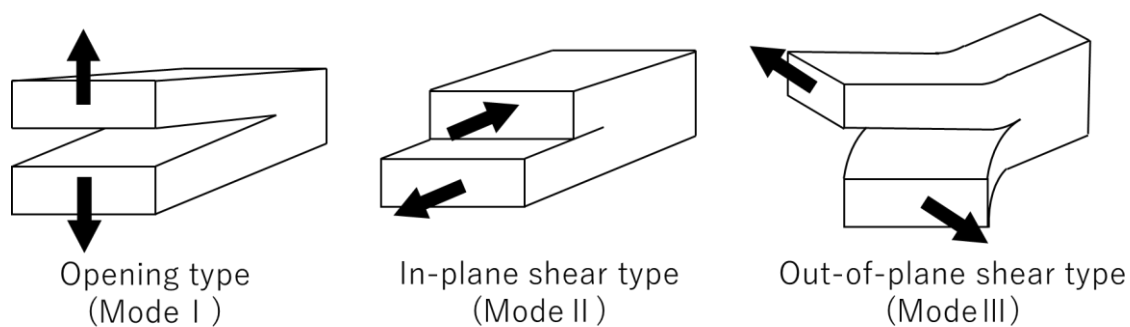


Figure. 1.3 : き裂の変形モード

各変形モードについて行われるき裂進展試験において、代表的な試験方法を図 1.4 に示す。

モードIの試験方法として最も用いられる方法に DCB(Double Cantilever Beam)試験が知られる。なかでも図 1.4(a)に示す Wilkin らによって開発された方法<sup>[4]</sup>が一般的に広く用いられる。

モードII変形を与える ENF(End Notched Flexure)試験は2つの支点の中央に配置した圧子で三点曲げ荷重を負荷する方法であり、Russel と Street によって開発された。<sup>[5]</sup> せん断応力によりき裂は純粋なモードII変形で進展することが確認されている。<sup>[6]</sup>

また、モードIIIき裂進展試験では、CRS(Crack Rail Shear)試験<sup>[7]</sup>、SCB(Split Cantilever Beam)試験<sup>[8]</sup>などが知られている。

他にも、モードIとモードIIを同時に負荷する試験方法として、MMB(Mixed Mode Bending)試験<sup>[9][10]</sup>が存在する。図に示すように、ジグのレバーを介することによって試験片中央の曲げ圧子と試験片端部のき裂開口部の両方に荷重を負荷することで混合モードの試験を可能としている。

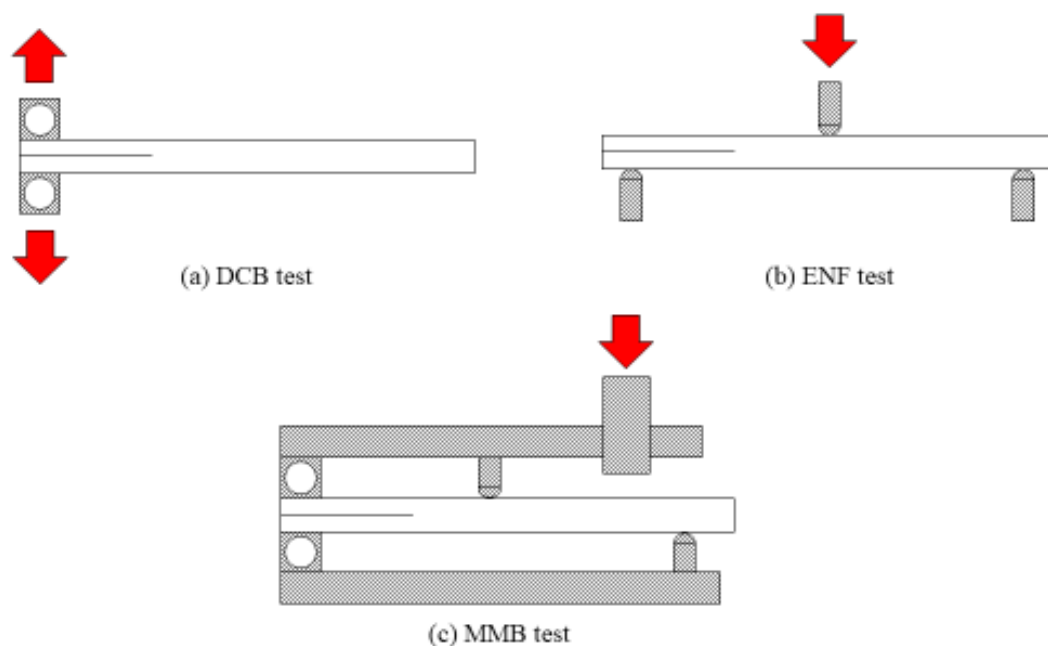


Figure. 1.4：各変形モードの試験方法概略図

### 1.2.2 エネルギー解放率

破壊力学による、き裂を有する構造物の力学的状態を評価するパラメータとして、エネルギー解放率  $G$  が一般的に広く用いられる。エネルギー解放率は、き裂進展量に対するひずみエネルギーの解放量の割合のことであり、すなわち進展したき裂の単位面積当たりのひずみエネルギーの解放量である。

図 1.5(a)のような長さ  $A$  のき裂を有する構造物に荷重  $P$  が負荷されているモデルを用い

て説明する．この状態から，図 1.5(b)のようにき裂面が $\Delta A$ だけ進展し，荷重点が $\Delta\delta$ だけ変位したとする．このとき，外力まわりの位置エネルギーの変化 $\Delta H$ は

$$\Delta H = -P\Delta\delta \quad (1)$$

また，このときの荷重と変位の関係を図 1.5(c)に示す．図 1.5(c)からわかるように，構造物に蓄えられる弾性エネルギーの変化 $\Delta U$ は

$$\Delta U = \frac{P\Delta\delta}{2} \quad (2)$$

以上から，き裂進展による系全体の力学的エネルギーの変化量 $\Delta W$ は

$$\Delta W = \Delta H + \Delta U \quad (3)$$

したがって，単位面積のき裂が進展するときに解放される力学的エネルギーをエネルギー解放率 $G$ とすると次式で定義される．

$$G = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \left[ -\frac{\Delta W}{\Delta A} \right] \quad (4)$$

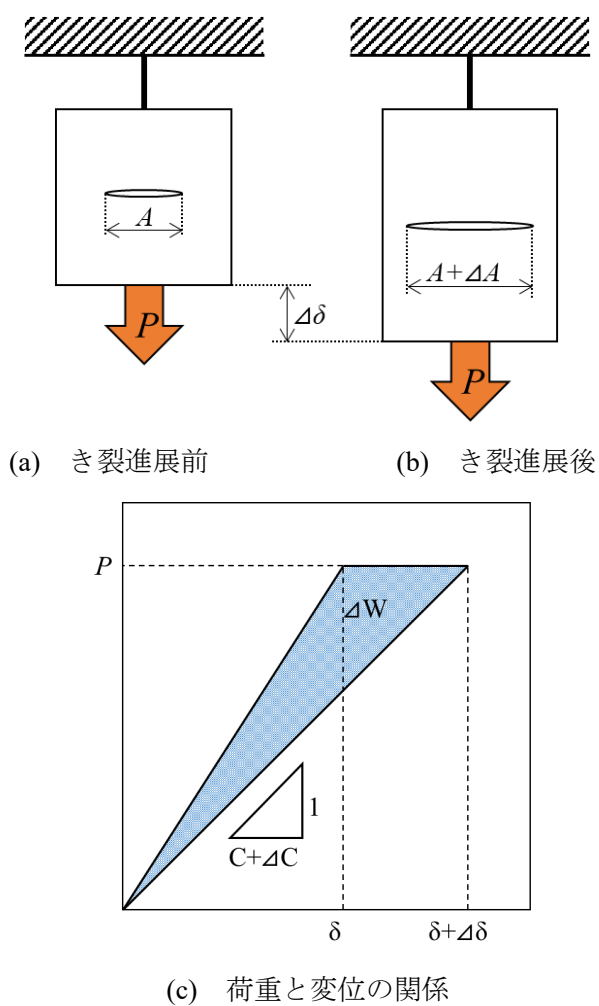


Figure. 1.5 : エネルギー解放率とき裂進展



ここで、試験片に荷重  $P$  が作用したときの変位を  $\delta$  としたとき、試験片のばね定数の逆数であるコンプライアンス  $C$  は式(5)のようになる。

$$C = \frac{\delta}{P} \quad (5)$$

荷重一定条件では、図 1.5 (c)からわかるように  $\Delta\delta = P\Delta C$  である。

また、試験片の板幅を  $B$ 、き裂長さを  $a$  とすると、式(1)～(5)より、

$$G = \frac{P^2}{2B} \cdot \frac{\partial C}{\partial a} \quad (6)$$

となり、エネルギー解放率の式が与えられる。

また、コンプライアンス  $C$  はき裂進展試験においてき裂長さ  $a$  と以下の式(7)に示す関係が成り立つことが知られている。

$$C = \alpha + \beta a^3 \quad (7)$$

### 1.2.3 疲労き裂進展速度の評価

疲労き裂進展試験における疲労き裂進展速度は、き裂進展量  $da$  と負荷の繰り返し数  $dN$  で  $da/dN$  と表される。き裂進展速度は繰り返し負荷によるエネルギー解放率範囲  $\Delta G = (G_{max} - G_{min})$  で定量的に評価することができる。エネルギー解放率は前項で既に説明した通り、繰り返し負荷における荷重とコンプライアンス、き裂長さによって計算される。き裂進展速度  $da/dN$  とエネルギー解放率範囲  $\Delta G$  の関係は両パラメータの対数を用いて示され、模式的には図 1.6 のようになる。また、3つの領域 (Phase1～3) に分けて考えることができ、それぞれの領域について説明する。

Phase1 は下限界付近を表しており、下限界値  $\Delta G_c$  が存在する。下限界値以下のエネルギー解放率ではほとんどき裂進展しない。Phase2 はき裂が安定して進展する領域であり、プロットされる点は直線的に分布する。したがって、この領域では直線関係にあると見なすことができ、き裂進展速度  $da/dN$  とエネルギー解放率範囲  $\Delta G$  の間に指数則が成立する。このことから一般的に、Paris 則による直線近似式で表すことができる。

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta G)^m \quad (8)$$

この領域内で進むき裂進展は式(7)の Paris 則に基づいて疲労寿命を推定することができる。

Phase3 はこれ以上のエネルギー解放率では不安定破壊が起こる領域とされ、上限界では急速破壊が生じる。

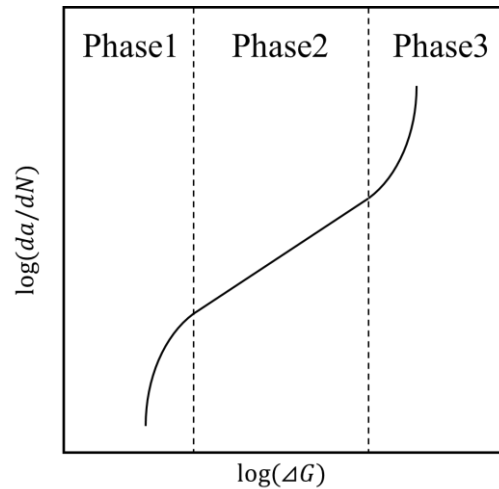


Figure. 1.6 :  $da/dN$  と  $\Delta G$  の関係の模式図

### 1.3 アコースティックエミッション (AE) とウェーブレット解析

#### 1.3.1 アコースティックエミッション (Acoustic Emission)

既に述べた通り，CFRP をはじめとする複合材料は力学的および機能的特性に優れるが，材料内部において微小かつ複雑な損傷が生じることが問題である．内部で生じる損傷や破壊が複雑であることや，強度に関する研究の歴史が未だ短いことから，複合材料の内部における損傷の形態は未解明な部分が多い．したがって，複合材料破壊の原因となる内部損傷およびき裂の進展挙動を明確にすることが複合材料の発展において求められる．

材料内部で実際にどのような挙動の損傷が生じているのか，そのメカニズムを観察し解明することで複合材料の信頼性の確保はもとより，複合材料を用いた構造物のより安全な設計に役立てることができる．そこで，複合材料内部の損傷の進展挙動を解明するために，非破壊検査法(Non-Destructive Testing: NDT)を様々な環境に適用可能とすることが求められている．

運用中の CFRP 製構造物に対して非破壊検査を行う方法として，アコースティックエミッション(Acoustic Emission : AE)法による検査法が知られている．アコースティックエミッションとは，材料が変形または材料内部で損傷が生じた際に弾性エネルギーが弾性波として励起される現象のことであり，発生する弾性波が AE 波である．(図 1.7) AE 法は材料内部の破壊現象そのものを反映した信号を検出するため，破壊の発生場所を特定することや微視的な破壊の形態を識別することなど，破壊過程を明らかにすることに優れた非破壊検査法として期待されている．AE 波は非常に微弱なエネルギーであり，なおかつ非常に広い周波数帯，特に高周波数帯の信号である．したがって，AE センサーには高感度で，高周波数帯に対応することができるものが求められ，圧電セラミックス(PZT)製のセンサーが広く使用されることが知られている．<sup>[11]</sup>

前述のように，FRP は多数の繊維が異方的で三次元的に不連続に母材中に存在することもあり，繊維，繊維樹脂界面，樹脂の各所で起こる破壊メカニズム・現象が複雑になり，構造材料としての評価が難しい．AE 法は破壊現象そのものを検出することから，試験中や稼働中に検査することができ，複合材料の力学特性や微視的な疲労損傷，層間はく離などを評価することに有用であることが知られている．

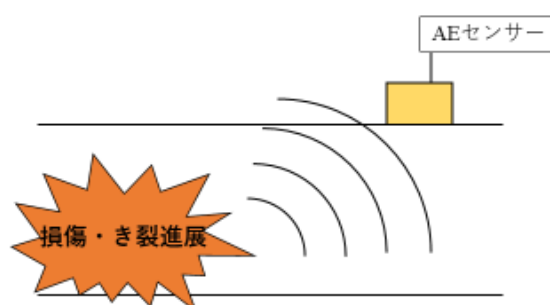
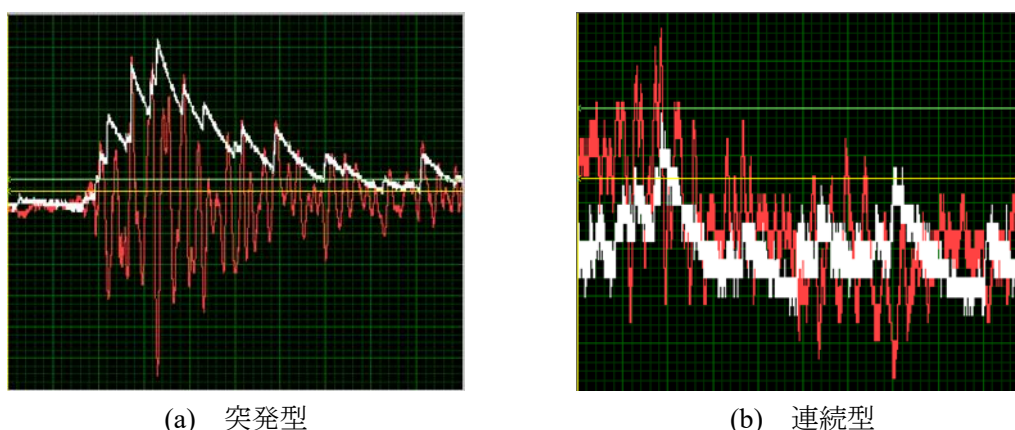


Figure. 1.7 : AE 波の発生模式図

AE 波の波形は突発型(burst type)AE と連続型 AE の二種類に大別される．(図 1.8)ミクロな破壊現象が原因となり発生する AE 波は，一般的に振幅が大きく発生率が比較的低いため，突発型 AE となり，岩石やコンクリート，鋳鉄，繊維強化プラスチックなどといった硬く脆い材料で発生しやすい．一方で，塑性変形に起因して発生する AE 波は，降伏点付近で高い発生率を示し，振幅は比較的小さい．したがって，連続型 AE になりやすいことが知られている．<sup>[12]</sup>

すなわち，CFRP 内部での損傷およびき裂の進展によって発生する AE 波は突発型 AE となることが多い．



(a) 突発型

(b) 連続型

Figure. 1.8 : 突発型 AE と連続型 AE の例

AE 信号の解析に用いた、信号の各種パラメータを図 1.9 に示す。計測した AE 波に対する包絡線(Envelope)を用いることで信号の基本特性の計算を行った。閾値(Threshold)として、 $V_H$  および  $V_L$  を設定し、包絡線が  $V_H$  を超えた時点から  $V_L$  を下回る時点までを持続時間(Duration time)とする。また、包絡線が  $V_L$  を超えた時点から AE 波のピークに対する時点までを立ち上がり時間(Rise time)とする。

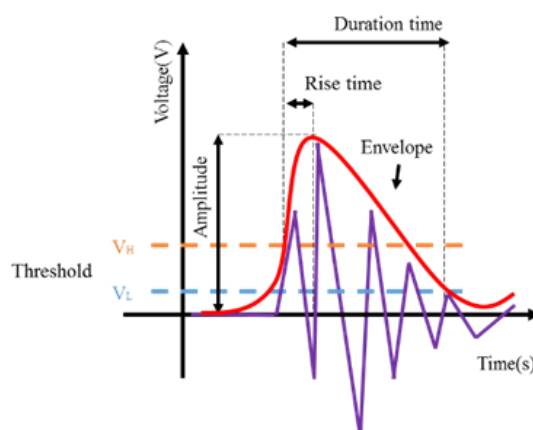


Figure. 1.9 : AE 波の各種パラメータ

### 1.3.2 ウェーブレット解析 (Wavelet Analysis)

ウェーブレット解析とは、検出した信号を時間成分と周波数成分に置き換えるウェーブレット変換を用いる周波数解析の手法の一つである。ウェーブレット解析はフーリエ解析から発展して生まれた。フーリエ解析は 1 変数の信号から別の 1 変数パラメータを得る解析手法であるのに対し、ウェーブレット解析は 1 変数の信号から時間と周波数に関する 2 変数の情報を得ることができる。<sup>[13]</sup> 構造物の破壊状態や損傷の度合いを明らかにするには、種々の破壊形態に対応する周波数成分の発生時刻を捉える必要がある。したがって、周波数特性を求める際に時間成分が失われるフーリエ変換よりもウェーブレット変換による解析が適しているとされている。

ウェーブレット変換では、基準となるマザーウェーブレット波形 1 つを様々な大きさに拡大・縮小することにより、各周波数の基準となるウェーブレットを作る。図 1.10 に示すように、これらを検出した信号に当てはめることで解析を行う。すなわちウェーブレット変換は、信号のなかにウェーブレットに似た成分がどの程度含まれているのかを調べると形容できる手法である。

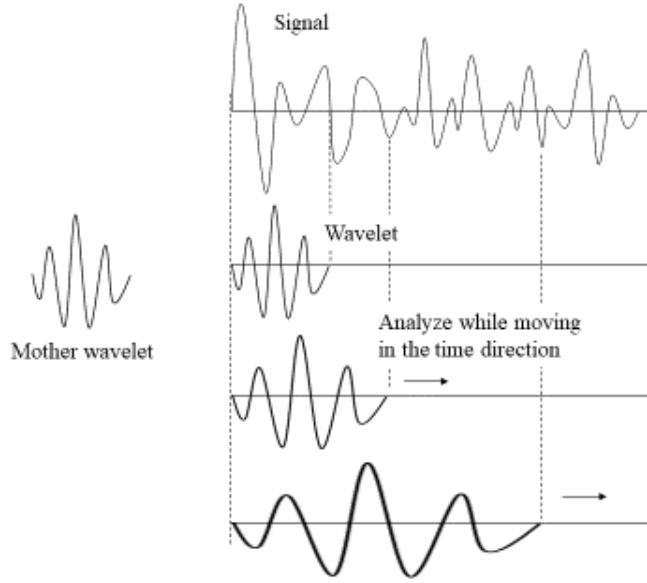


Figure. 1.10 : ウェーブレット変換概要

ウェーブレット成分を表すウェーブレット係数  $d_n$  を, 信号  $f(t)$  とウェーブレット  $\varphi_n(t)$  の内積を計算して求めると

$$d_n = \langle f, \varphi_n \rangle = \int_{-\infty}^{\infty} f(t) \overline{\varphi_n(t)} dt \quad (9)$$

本研究ではドベシィウェーブレットをマザーウェーブレットとして用いる. これは変換行列によって式(10)で定義される(空白部分は0である).

$$C = \begin{bmatrix} c0 & c1 & c2 & c3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ c3 & -c2 & c1 & -c0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & c0 & c1 & c2 & c3 & 0 & 0 & 0 \\ -0 & -0 & -0 & : & -0 & -0 & 0 & 0 & 0 \\ -0 & -0 & -0 & -0 & -0 & -0 & -0 & -0 & -0 \\ -0 & -0 & -0 & -0 & -0 & c0 & c1 & c2 & c3 \\ -0 & -0 & -0 & -0 & -0 & c3 & -c2 & c1 & -c0 \\ c2 & c3 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & c0 & c1 \\ c1 & -c0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & c3 & -c2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

また,  $c0 \sim c3$  は以下のように表される.

$$c0 = \frac{1 + \sqrt{3}}{4\sqrt{2}} \quad (11)$$

$$c1 = \frac{3 + \sqrt{3}}{4\sqrt{2}} \quad (12)$$

$$c2 = \frac{3 - \sqrt{3}}{4\sqrt{2}} \quad (13)$$

$$c3 = \frac{1 - \sqrt{3}}{4\sqrt{2}} \quad (14)$$

以上より，式(33)のように入力信号 $X$ との内積で変換される．

$$4\{X\} = C * X \quad (15)$$

また，図 1.11 は AE 原波形信号を実際にウェーブレット変換したときの一例である．(a)の変換前の AE 信号では横軸が時間[ms]，縦軸が振幅を示し，(b)の変換後の信号では，横軸が時間[ms]，縦軸が周波数[kHz]，周波数成分の強度分布を寒色から暖色で示している．

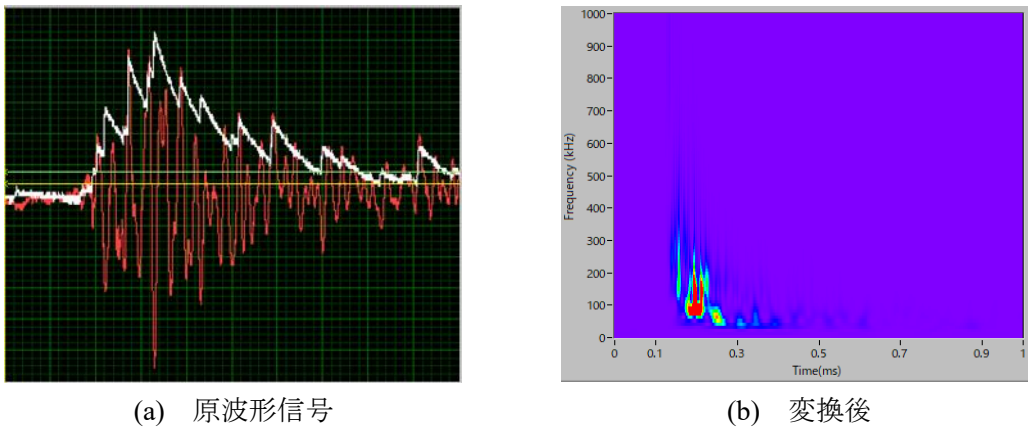


Figure. 1.11 : ウェーブレット解析概略

## 1.4 研究目的

CFRP 積層板のモードI, モードII, および混合モードI+II変形による層間はく離疲労き裂進展試験を行い, き裂進展時に生じる AE 波を測定する. 各条件における CFRP 積層板のき裂進展挙動を破壊力学的観点から明らかにするとともに, 測定した AE 信号を解析し, AE 信号と積層板内部の微視的な破壊メカニズムの関係を明らかにすることを目的として実験を行う.

これまでも, CFRP 積層板と AE 信号の関係を調査した研究は既に多く報告されている.<sup>[14][15]</sup> しかしながら, それらのほとんどは疑似等方積層材や一方向積層材に対するものであった. 加えて, 破壊形態の観察においても, 繊維破断・トランスバースクラック・層間はく離といったように, 比較的巨視的な破壊形態の比較を行ったものが多い. 実際に構造物として使用される CFRP 積層板は疑似等方材料に加えて 3 層対称積層によるものが多く, その層間で損傷, き裂の進展が多く起こることが知られている. そこで, 我々は先行研究として CFRP 構造物として使用されることが多い 3 層対称積層板について層間はく離疲労き裂進展試験をし, AE 信号特性に関する調査を行った.<sup>[16][17][18]</sup>

また, CFRP 積層板内部で生じる損傷はあらゆる箇所で様々な形態の損傷が同時多発的に発生するため, 内部で生じた損傷の破壊形態と発生した AE 信号の因果関係を結びつけることは非常に困難である. また, 損傷の形態とき裂の変形モードの因果関係についての調査も未だ少ない. そこで, 本研究では微視的な破壊形態のなかでも, 樹脂割れと繊維樹脂界面はく離に注目し, それらの損傷が生じやすいように工夫を施した 2 種類の対称積層板と, 3 層対称積層板におけるき裂の位置による非対称性を考慮した 4 層非対称積層板について層間はく離疲労き裂進展試験を行い, 微視的な破壊形態と AE 信号の関係を調査した.

## 2. 材料および試験片

### 2.1 使用する材料と成形方法

本研究では CFRP プリプレグ (TR350C100S, 三菱ケミカル製, 図 2.1a) を 60 枚積層し, 2 種類の対称積層板と非対称積層板の計 3 種類の CFRP 積層板を作成した. また, 厚さ  $20\mu\text{m}$  のカプトンシート (図 2.1b) を挿入することにより予き裂を導入した. 以下では, それぞれの試験片の構成について説明する.



(a) CFRP プリプレグ



(b) カプトンシート

Figure. 2.1 : CFRP 積層板材料

#### 2.1.1 破壊形態を制御した対称積層板

CFRP 積層板内部で生じるき裂の破壊形態を制御することを目的として 2 種類の積層構成で試験片を作成した. 本実験では, 樹脂割れと繊維樹脂界面はく離の 2 種類の破壊形態について扱い, それぞれの試験片を樹脂割れ型 (Matrix crack type, M-type) 試験片および界面はく離型 (Interfacial debonding type, D-type) 試験片と呼ぶ. 両試験片ともに, CFRP プリプレグを 60 枚積層し, 予き裂としてカプトンシートを積層板端部から 30 枚目と 31 枚目の間に挿入して成形した.

M-type 試験片はき裂面における炭素繊維による母材の強化・拘束を避けることを目的として, プリプレグの 30 枚目と 31 枚目を  $90^\circ$  方向に配置し, 積層構成を  $[0_{29}/90_2/0_{29}]$  とした. また, D-type 試験片として, き裂面の繊維樹脂界面を増加させること, および繊維体積含有率を増加させることを目的として, き裂の上下面全体に一方向炭素繊維を配置して積層し, 積層構成  $[0_{60}]$  の一方向積層材を作成した.



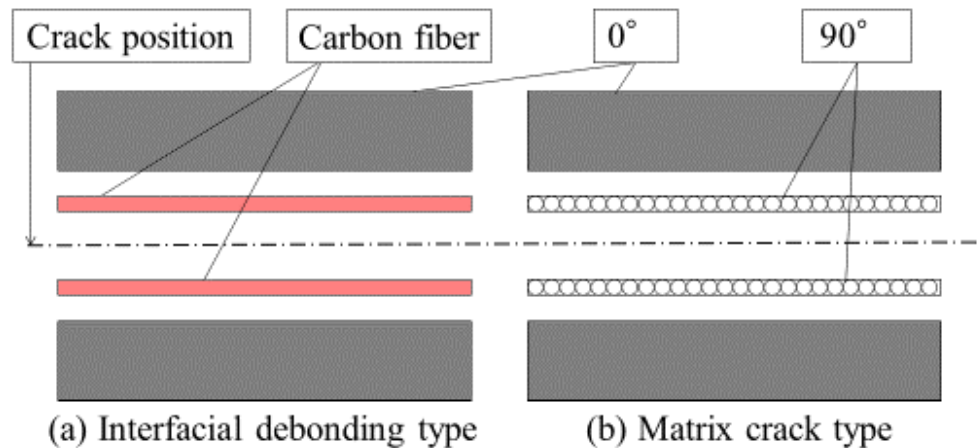


Figure. 2.2：対象積層板断面略図

### 2.1.2 非対称積層板

筆者らは先行研究として、3 層対称積層構造 $[0_{20}/90_{20}/0_{20}]$ について疲労き裂進展試験を行ってきた。<sup>[17][18]</sup> この試験片では  $0^\circ$  層と  $90^\circ$  層の間に予き裂を導入しており、き裂位置と中立面が異なることによる非対称性が問題であると考えた。そこで、積層はりの理論を用いて中立面が前述した 3 層対称積層材のき裂面の位置と同じになるよう計算し、積層構成 $[0_{20}/90_{16}/0_8/90_{16}]$ の非対称積層板を作成した。

### 2.1.3 成形方法

本研究では CFRP プリプレグを 60 枚積層し、ホットプレス機によって 40MPa で加圧しながら  $130^\circ\text{C}$  で 2 時間加圧成形した。以下に成形手順を示す。また、使用した材料・道具を表に、ホットプレス機に挿入した状態を模式的に図 2.3 に示す。

- ・ CFRP プリプレグを  $150 \times 150 \text{ mm}$  に 60 枚切り出した。
- ・ 切り出したプリプレグを各試験片の積層構成に従って積層した。この時、層間に空気が入らないよう注意する。
- ・ き裂の導入位置まで積層したら、カプトンシートを端部から 45mm 予き裂として導入した。その後、繰り返しプリプレグを積層した。
- ・ ホットプレスに用いる天板およびスペーサーに離型剤を塗布した。
- ・ 天板（大）にスペーサーや吸引口を配置し、固定した。
- ・ 積層したプリプレグの上下にテフロンシートを置き、スペーサーに沿わせて配置した。
- ・ プリプレグとスペーサーの隙間をシーラントテープを用いて埋めた。
- ・ スペーサーの間からブリーザーをプリプレグに向かって配置した。
- ・ 天板（小）をスペーサーと重なるようにプリプレグ上に配置した。
- ・ 天板（小）の上にスペーサー全てが隠れるようにブリーザーを配置した。

- 天板（大）の外周にシーラントテープを張り付け、隙間から空気が漏れないように注意しながら真空フィルムが天板（大）を覆うように張り付けた。
- 吸引口に真空ポンプのホースを取り付け、真空引きを行った。
- ホットプレス機にセットし、130°Cで2時間加熱する設定で加熱を開始した。
- ホットプレス機が100°Cに達したら、40MPaで加圧した。

Table. 2.1：積層板成形に用いた材料および器具類

天板(大)	320×250×5 mm
天板(小)	170×170×2 mm
テフロンシート	200×200 mm 厚さ 200 μm 2枚
離型剤	TR Industries
吸引口	
瞬間接着剤	東亜合成株式会社
シーラントテープ	
スペーサー	45×18×4.5 mm
ブリーザー	
真空フィルム	

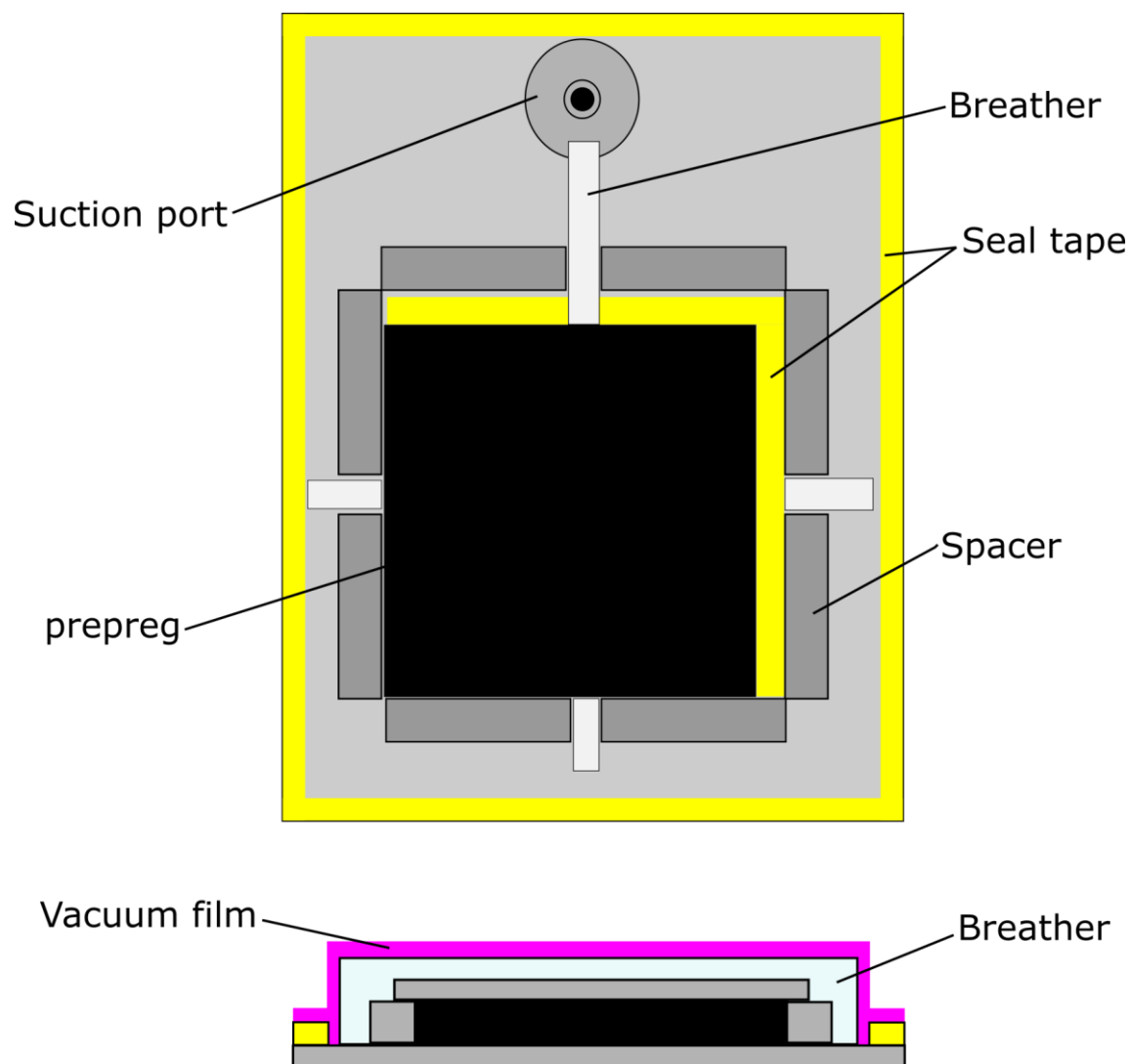


Figure. 2.3 : ホットプレス模式図

## 2.2 試験片

加圧成形した CFRP をファインカッター(MARUTO)を用いて切断し, 試験片( $120 \times 25 \times 4.5$  mm, 図 2.4)を作製した. このとき, カプトンシートによる予き裂が端部から 30mm 以上になるようにする. 試験片側面から断面の積層状態を確認するため, 試験片側面を研磨した. 研磨はエメリー紙 320 番, 1000 番, 研磨機を用いたバフの順に行った.

モード I き裂進展試験に使用する試験片にはき裂側端部にタブ( $10 \times 10 \times 25$  mm)を構造用接着剤(Scotch-Weld XA7416)を用いて接着し, き裂進展を見やすくするために側面を白く塗装した後, き裂長さが約 25 mm となるようにナイフでき裂を導入した. (図 2.5(a))

モード II き裂進展試験に使用する試験片については研磨後に側面を白く塗装し, 端部からのき裂長さが約 35 mm となるようにナイフでき裂を導入した. (図 2.5(b))

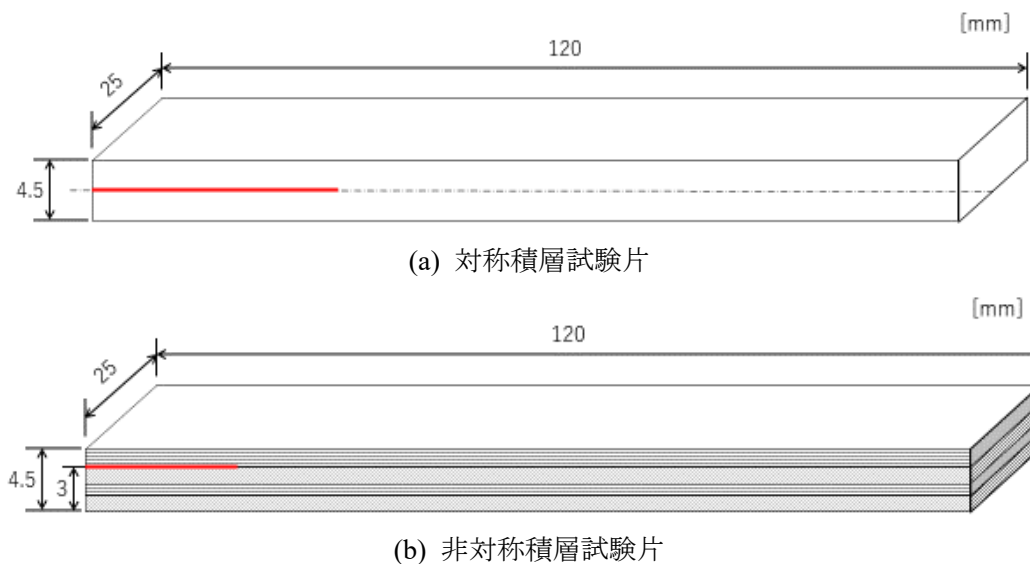


Figure. 2.4 : CFRP 試験片概略図



(a) DCB, MMB 試験片



(b) ENF 試験片

Figure. 2.5 : 本研究で作製した試験片

### 3. 実験方法

#### 3.1 破壊力学的パラメータの算出

この項では、実験結果に基づいて破壊力学的パラメータを算出するための理論および計算手法について記述する。

##### 3.1.1 組み合わせ梁のヤング率

本研究では、一方向 CFRP プリプレグの方向を変更しながら積層させた多方向積層板を用いる。したがって、多方向積層板全体のヤング率を求める必要がある。ここでは、積層板全体を構成する積層部分のヤング率を用いて積層板全体のヤング率を導出する。また同様に、多方向積層板全体のヤング率から、多方向積層板を構成する積層部分のヤング率を求めることもできる。図 3.1 は組み合わせ梁の断面の模式図であり、図中の 1 側および 2 側のヤング率と断面積を  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $A_1$ ,  $A_2$  とし、他のパラメータについても同様に表す。

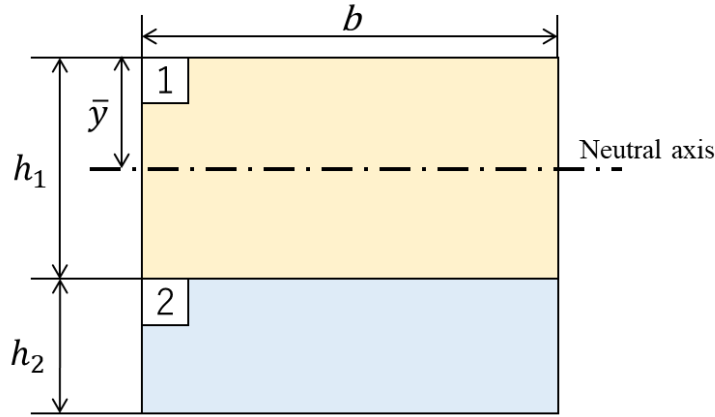


Figure. 3.1 : 組み合わせ梁の模式図

はじめに、梁全体の中立軸の位置  $\bar{y}$  を求める。

$$L_1 = \int Y dA = \int_0^{h_1} Yb dY = \frac{1}{2}b[Y^2]_0^{h_1} \quad (16)$$

$$L_2 = \int Y dA = \int_{h_1}^{h_2} Yb dY = \frac{1}{2}b[Y^2]_{h_1}^{h_2} \quad (17)$$

$$\bar{y} = \frac{E_1 L_1 + E_2 L_2}{E_1 A_1 + E_2 A_2} \quad (18)$$

次に、中立軸からのそれぞれの断面二次モーメントを求める。

$$I_1 = \int Y^2 dA = \frac{1}{3}b[Y^3]_{-(h_1-\bar{y})}^{(\bar{y})} \quad (19)$$

$$I_2 = \int Y^2 dA = \frac{1}{3}b[Y^3]_{(h_1-\bar{y})}^{(h_1+h_2-\bar{y})} \quad (20)$$

これらを用いて，全体の曲げ剛性  $EI$  は

$$EI = E_1 I_1 + E_2 I_2 \quad (21)$$

梁全体の断面二次モーメントで除すると，梁全体のヤング率  $E$  は

$$E = \frac{EI}{I} = \frac{12EI}{b(h_1 + h_2)^3} \quad (22)$$

### 3.1.2 二重片持ち梁疲労試験（DCB 試験）

本研究では，モードI疲労き裂進展試験として二重片持ち梁疲労(Double Cantilever Beam, 以下 DCB)試験を行った．本研究で使用した DCB 試験片の形状を図 3.2 に示す．

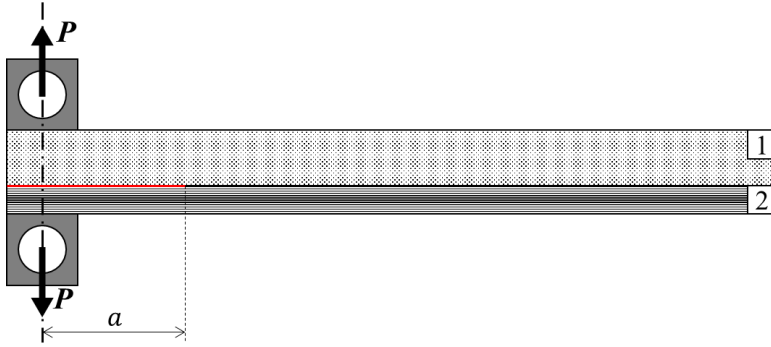


Figure. 3.2 : DCB 試験片の概略図

図中の積層部分 1, 2 のヤング率を  $E_1$ ,  $E_2$  とし，他のパラメータに関しても同様に表す．

き裂長さ  $a$  のとき，荷重  $P$  で引っ張ると開口量  $\delta$  は

$$\delta = \frac{Pa^3}{3E_1 I_1} + \frac{Pa^3}{3E_2 I_2} \quad (23)$$

したがって，このときの試験片のコンプライアンス  $C$  は式(5)より

$$C = \frac{\delta}{P} = \frac{a^3}{3E_1 I_1} + \frac{a^3}{3E_2 I_2} \quad (24)$$

式(6)より，このときのモードIエネルギー解放率  $G$  は

$$G_1 = \frac{1}{B} \left( \frac{P^2 a^2}{E_1 I_1} + \frac{P^2 a^2}{E_2 I_2} \right) \quad (25)$$

以上より，モードIエネルギー解放率範囲  $\Delta G_1$  は

$$\Delta G_1 = \frac{(P_{max}^2 - P_{min}^2) a^2}{B E_1 I_1} + \frac{(P_{max}^2 - P_{min}^2) a^2}{B E_2 I_2} \quad (26)$$

### 3.1.3 末端ノッチ曲げ疲労試験 (ENF 試験)

本研究では，モードIIの疲労試験として末端ノッチ曲げ(End-Notched Flexure, 以下 ENF) 疲労試験を行った．ENF 試験片を用いた 3 点曲げ試験がモードIIの疲労き裂進展特性を明らかにすることに最も簡単な方法であるとされている．

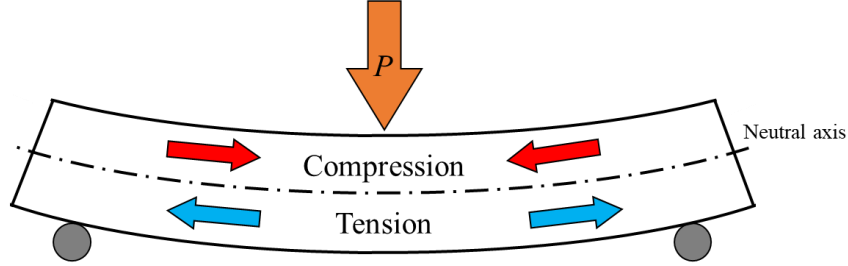


Figure. 3.3 : 3 点曲げ試験片

ここからは，実験に使用した試験片の理論的なたわみ量およびエネルギー解放率の導出方法について説明する．図 3.4 は実験に用いた ENF 試験片を示す．理論値の導出のため，試験片中心(荷重点)から右側部分，試験片中心からき裂先端の部分，き裂進展部分に分けて考える．

まず，試験片中心から右側の部分に注目すると，試験片のたわみ量は

$$\delta_R = \frac{P}{2} \frac{l^3}{3EI} = \frac{Pl^3}{6EI} \quad (87)$$

次に，試験片中心からき裂先端の部分について，き裂先端部分のたわみ量は

$$\delta_{tip} = \frac{\frac{P}{2}(l-a)^3}{3EI} + \frac{M(l-a)^2}{2EI} = \frac{P(l-a)^3}{6EI} + \frac{Pa(l-a)^2}{4EI} = \dots = \frac{P(2l^3 - 3al^2 + a^3)}{12EI} \quad (28)$$

き裂部分について注目する．このとき，き裂上/下部に加わる荷重をそれぞれ  $P_1$ ,  $P_2$  とすると荷重によるたわみ量は

$$\delta'_{crack} = \frac{P_1 a^3}{3E_1 I_1} = \frac{P_2 a^3}{3E_2 I_2} \quad (29)$$

このとき  $P_1 + P_2 = P/2$  である．ここで，き裂先端部分のたわみ角は

$$\theta_{tip} = \frac{\frac{P}{2}(l-a)^2}{2EI} + \frac{\frac{P}{2}a(l-a)}{EI} = \frac{P(l-a)(l-a+2a)}{4EI} = \frac{P(l^2 - a^2)}{4EI} \quad (30)$$

したがって，き裂部分すなわち左端のたわみ量は

$$\delta_{crack} = \frac{P_1 a^3}{3E_1 I_1} + \frac{P(l^2 - a^2)}{4EI} \cdot a = \frac{P_2 a^3}{3E_2 I_2} + \frac{P(l^2 - a^2)}{4EI} \cdot a \quad (31)$$

以上から，試験片中心から左側のたわみ量は，式(20),(23)より

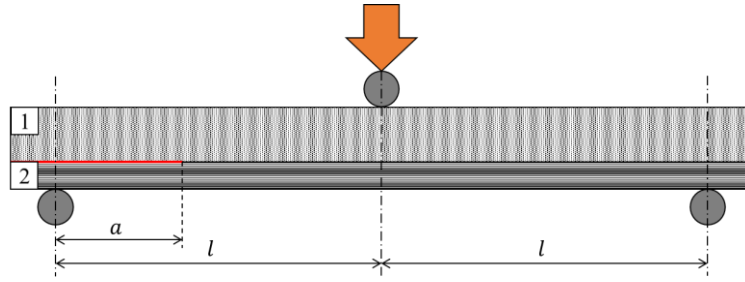
$$\delta_L = \delta_{crack} + \delta_{tip} = \frac{P_1 a^3}{3E_1 I_1} + \frac{Pa(l^2 - a^2)}{4EI} + \frac{P(2l^3 - 3al^2 + a^3)}{12EI} \quad (32)$$

ここで，右端と左端のたわみの差による傾きを*i*とすると

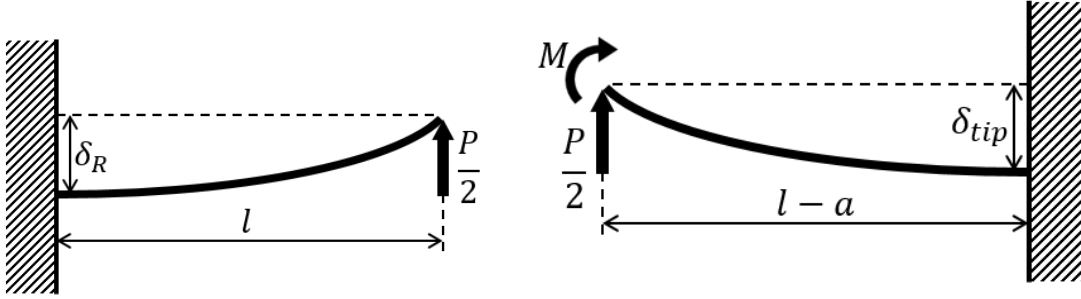
$$i = \frac{\delta_L - \delta_R}{2l} = \frac{\frac{P_1 a^3}{3E_1 I_1} + \frac{Pa(l^2 - a^2)}{4EI} + \frac{P(a^3 - 3al^2)}{12EI}}{2l} \quad (33)$$

よって，試験片中心のたわみは

$$\delta_{center} = \delta_R + i \cdot l = \frac{P_1 a^3}{6E_1 I_1} + \frac{Pa(l^2 - a^2)}{8EI} + \frac{P(4l^3 - 3al^2 + a^3)}{24EI} \quad (34)$$

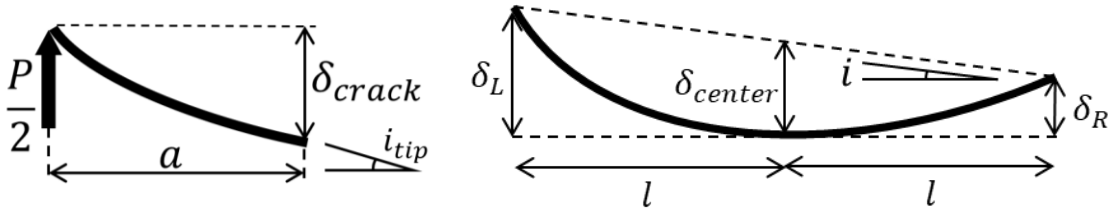


(a) ENF 試験片の概略図



(b) 試験片右側

(c) 試験片中心からき裂先端まで



(d) き裂部分

(e) 左/右端のたわみと中心のたわみ

Figure. 3.4 : ENF 試験片の概略図

次にエネルギー解放率について考える．ENF 試験による 3 点曲げ疲労き裂進展試験では，Compliance Calibration Method(CCM)によって式(35)で表されるコンプライアンスとき裂長さの関係式が使用されることが多い．

$$C = \alpha + \beta a^3 \quad (35)$$



したがって，式(6)からモードII疲労き裂進展試験におけるエネルギー解放率範囲 $\Delta G_{II}$ は

$$\Delta G_{II} = \frac{P^2}{2B} \frac{dC}{da} = \frac{3(P_{max}^2 - P_{min}^2)a^2\beta}{2B} \quad (36)$$

また，前述した変位の理論値を用いたエネルギー解放率範囲を $\Delta G'_{II}$ とすると式(26)より

$$\Delta G_{II} = \frac{P^2}{2B} \left( \frac{E_1 a^2}{(2E_1 + 16E_2)(2E_1 I_1)} - \frac{(2a^2 + l^2)}{8E_3 I_3} \right) \quad (37)$$

### 3.1.4 混合モード曲げ疲労試験（MMB 試験）<sup>[19]</sup>

MMB 試験において各部に加わる荷重を分離した概略図を図 3.5 に示す. MMB 試験では, 図から明らかなように, DCB 試験として加わるモードI荷重  $P_I$  と, ENF 試験として加わるモードII荷重  $P_{II}$  が同時に負荷される. このとき, 荷重はそれぞれ

$$P_I = \frac{3c-L}{4L}P, P_{II} = \frac{c+L}{L}P \quad (38)$$

式(6)にこれを代入して計算すると, モードIおよびモードII成分のエネルギー解放率は

$$G_I = \frac{3P^2a^2(3c-L)^2}{4E_LB^2H^3L^2}, G_{II} = \frac{9P^2a^2(c+L)^2}{16E_LB^2H^3L^2} \quad (39)$$

ここで,  $E_L$  は材料の長手方向ヤング率,  $B$  は試験片幅,  $2H$  は試験片厚さである.

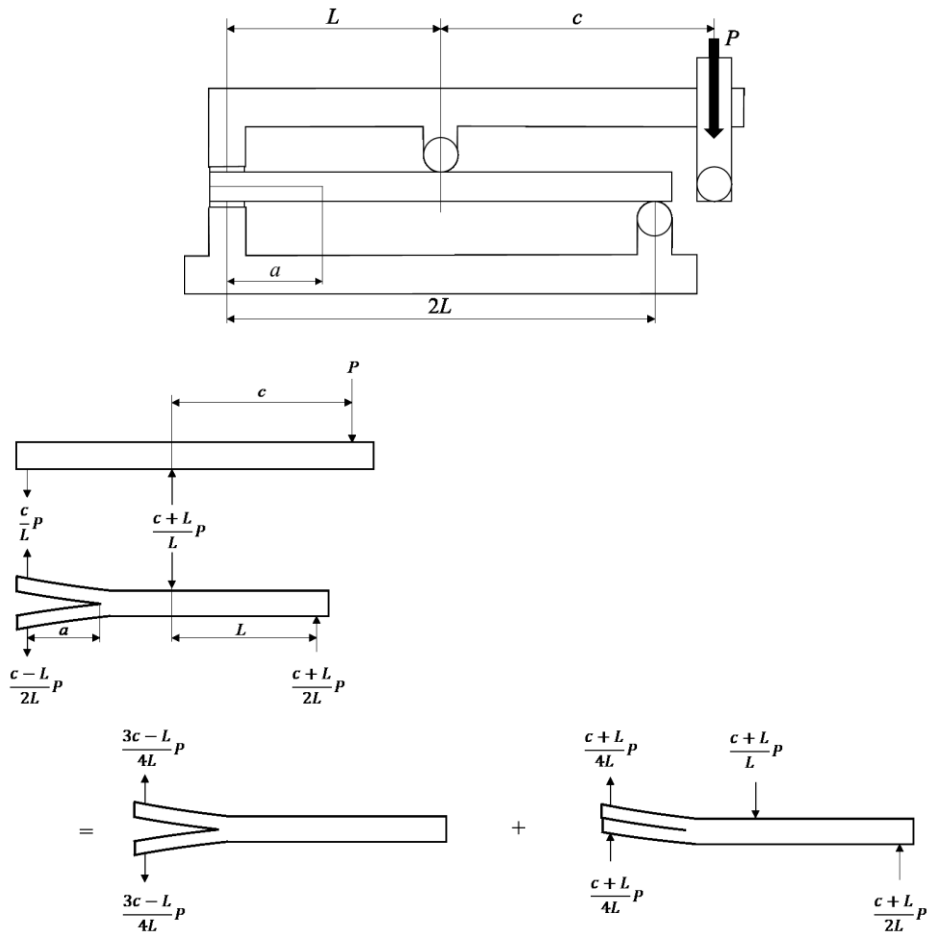


Figure. 3.5 : MMB 試験におけるモードの分離概略図

## 3.2 疲労試験

### 3.2.1 DCB 試験（モード I）

図 3.6 に DCB 試験における試験機の概略図を示す。油圧サーボ式疲労試験機(図 3.7)を使用し、繰り返し速度 2.0 Hz として変位制御で引張開口負荷を行った。試験片はモードI用治具を使用して試験機に取り付けた。き裂長さの測定は、適宜読み取り顕微鏡を用いて光学的に行った。き裂進展試験中の荷重-変位データを 30 秒間隔で 1 秒間記録し、そのデータを用いて試験片のコンプライアンス  $C$  およびエネルギー解放率範囲  $\Delta G_I$  を算出した。

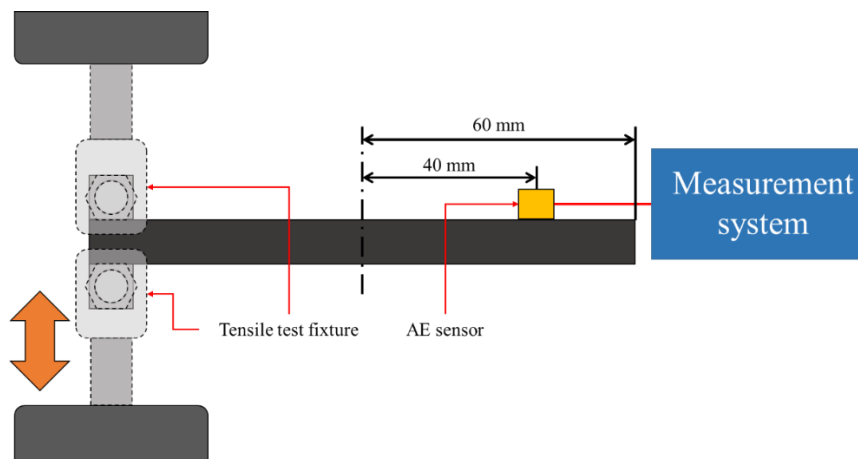


Figure. 3.6 : DCB 試験概略図



Figure. 3.7 : 油圧サーボ式疲労試験機および制御機

### 3.2.2 ENF 試験（モードⅡ）

図 3.8 に ENF 試験における試験装置の概略図を示す。油圧サーボ式疲労試験機を使用し、支点間距離 100 mm，繰り返し速度 2.0 Hz として変位制御で 3 点曲げ試験を行った。試験片はモードⅡ用治を使用して試験機に取り付け、き裂長さが 25mm 以上となるように設定した。き裂長さ，および荷重-変位データの測定は DCB 試験と同様に行い，破壊力学的パラメータを算出した。

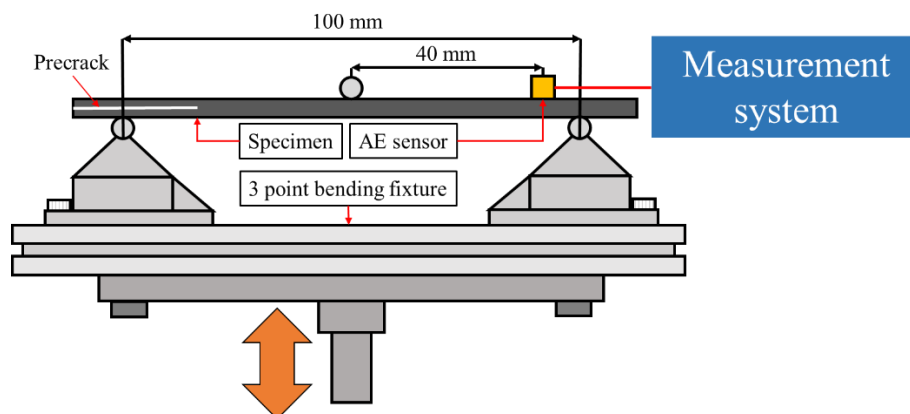


Figure. 3.8 : ENF 試験概略図

### 3.2.3 MMB 試験（混合モード）

図 3.9 に MMB 試験における試験装置の概略図を示す。モードⅠとモードⅡの混合比を 1 : 1 とするため， $c=43.721\text{mm}$  とし，変位制御で繰り返し速度 2.0Hz として疲労試験を行った。き裂長さは 25mm 以上となるよう設定し，き裂長さ，荷重-変位データの測定および破壊力学的パラメータの算出は他試験と同様に行い，各変形モード成分のエネルギー解放率範囲の和を  $\Delta G_{\text{total}}=\Delta G_{\text{I}}+\Delta G_{\text{II}}$  として計算した。

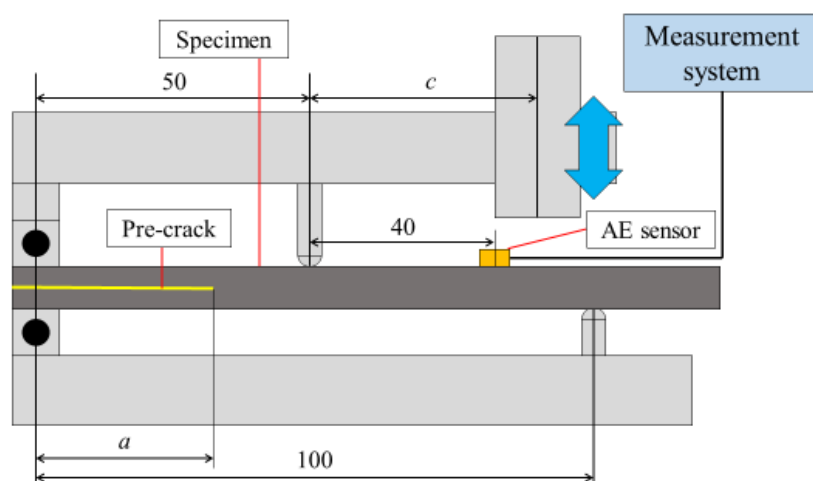


Figure. 3.9 : MMB 試験概略図

3.3 AE 信号測定

き裂の進展により発生する AE 信号は、AE センサー (MODEL AE-900M-WB, 図 3.10) を直接試験片に張り付けることで計測した. センサーの取り付け位置は、試験片上部中央から予き裂と逆側 40mm の位置とし、ワックス (アドフィックス A 株式会社マルトー) を用いて接着した.

AE センサーを計測システムに接続し、信号はプリアンプで 40 dB, メインアンプで 20 dB 増幅し、0.6 V をしきい値として AE 事象と定義した. AE 計測システムおよび使用した機器を図 3.11 と表 3.1 に示す.

試験終了後、計測した AE 信号の基本特性およびウェーブレット解析結果について調査を行った.

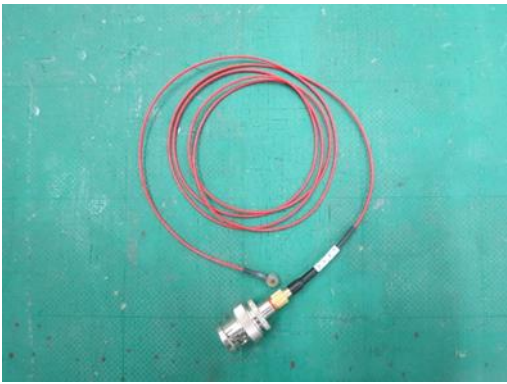


Figure. 3.10 : AE センサー

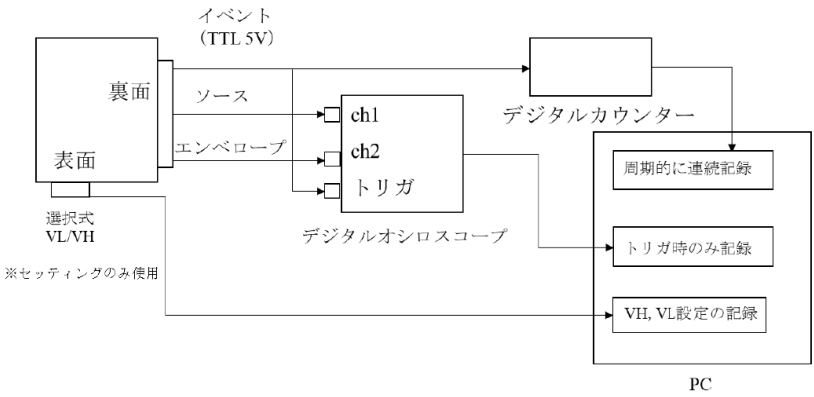


Figure. 3.11 : AE 計測システム

Table. 3.1 : AE 計測使用機器

NI myDAO	781326-01(National Instruments)
オシロスコープ	PA-S2000 14210015(P&A Technologies)
ディスクリミネーター	AE9922(NF 回路設計ブロック )
プリアンプ	9177(NF 回路設計ブロック )

### 3.4 破面観察

き裂進展試験終了後，走査型電子顕微鏡（Scanning Electron Microscope：SEM）（JEOL JCM-5000，図 3.12）を用いてき裂進展した破面の観察を行った．破面観察で確認した破面の状態から，き裂進展試験中に材料内部で生じたき裂の微視的な破壊形態を同定した．



Figure. 3.12：走査型電子顕微鏡（SEM）（JEOL JCM-5000）

## 4. 実験結果および考察

### 4.1 破壊形態を制御した対称積層板

#### 4.1.1 き裂進展挙動

本実験で得られた層間はく離疲労き裂進展試験におけるき裂進展速度  $da/dN$  とエネルギー解放率範囲  $\Delta G$  の関係を両対数プロットにより以下に示す. 図 4.1 に DCB 試験および ENF 試験で得られたモードIとモードIIの  $da/dN$  と  $\Delta G$  の関係を示す.

試験片ごとにばらつきはあるものの, 直線状に分布しており, 指数則が成立することが分かった. モードIとモードIIの結果においては, D-type 試験片の方が M-type と比較してき裂進展速度  $da/dN$  が低い結果を示した. 従って, M-type 試験片の方が D-type 試験片に比べて損傷が生じやすく, 破壊力学的に弱い材料であると言える. すなわち, 樹脂割れの方が界面はく離よりも生じやすい破壊形態であると言える.

また, D-type 試験片に比べて M-type 試験片の結果の方が若干傾きが大きくなることがわかった.

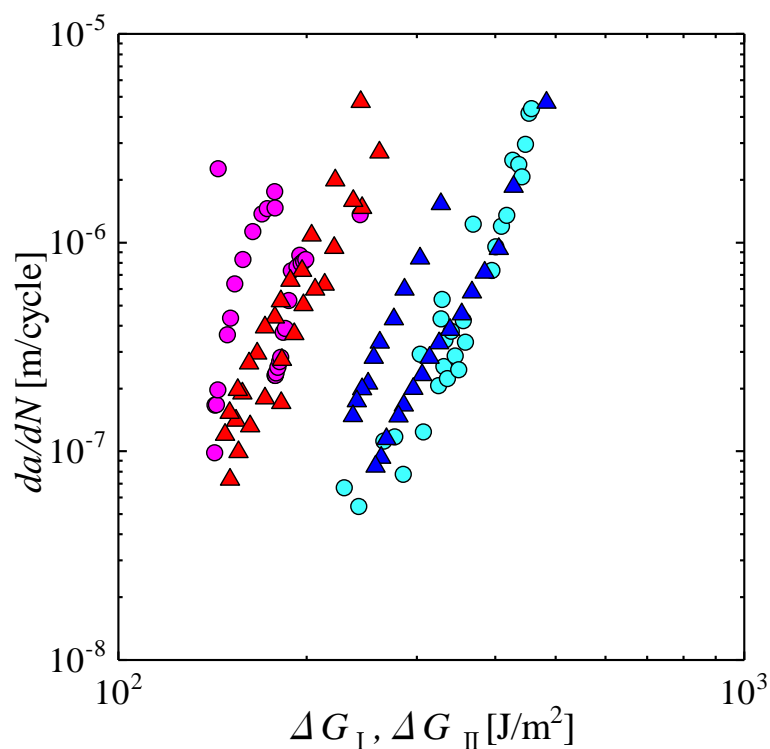


Figure. 4.1 : モードIとモードIIのき裂進展速度とエネルギー解放率範囲の関係

図 4.2 に MMB 試験による混合モード疲労き裂進展速度とエネルギー解放率範囲の結果を重ねてを示す. ここで, MMB 試験におけるモードIとモードIIの混合比は 50 : 50 である.

混合モード試験の結果においては  $\Delta G_{\text{total}}$  が大きい値を取るとき, すなわちき裂進展の初

期では  $da/dN$  は  $\Delta G_{total}$  に依存せず、き裂は不安定に成長したと言える。また、き裂が進展し  $\Delta G_{total}$  が小さくなると、 $da/dN$  と  $\Delta G_{total}$  の間には指数則が成立していることがわかった。しかしながら、モードIとモードIIの結果で見られたような、試験片タイプに依存するき裂進展速度の差異は確認できなかった。また、傾きに関しては **M-type** 試験片の方が大きな値をとり、モードIとモードII試験の結果と同様の特徴を得た。

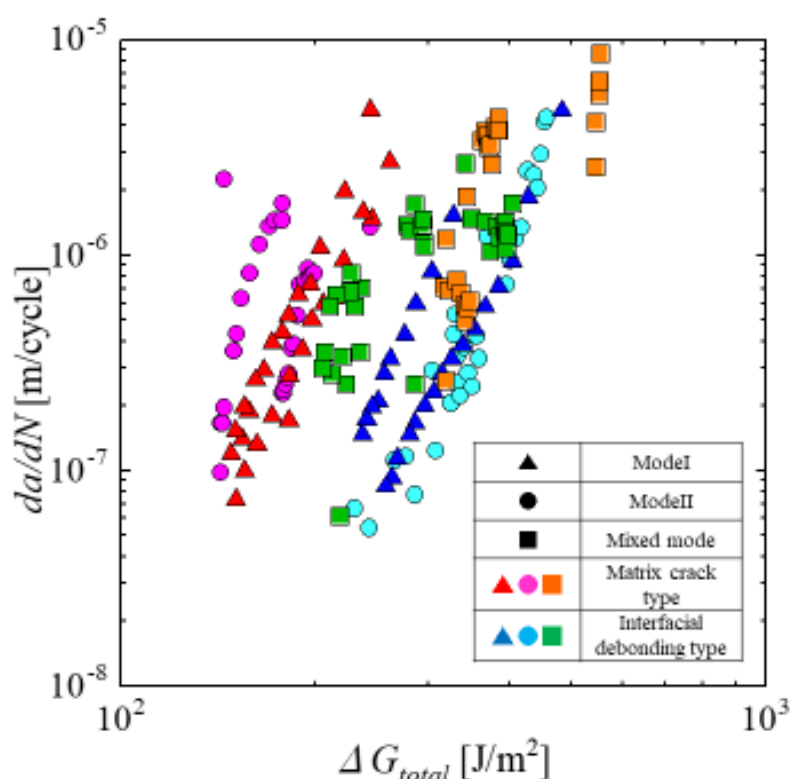


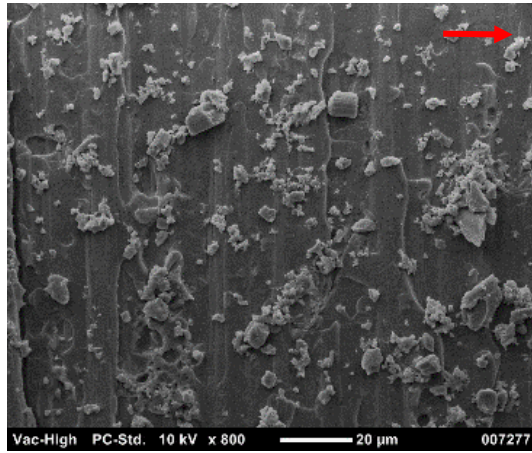
Figure. 4.2：各試験条件におけるき裂進展速度とエネルギー解放率範囲の関係

#### 4.1.2 破面観察

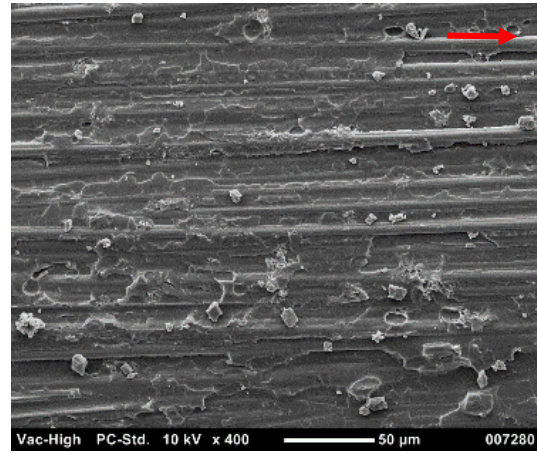
モードIおよびモードII試験後の破面を SEM で観察した結果をそれぞれ図 4.3 に示す。図中の矢印はき裂の進展方向を示す。

**M-type** モードI試験および両試験片のモードII試験において、**M-type** では樹脂が破面全体を覆った脆性ストライエーション状の破面が見られ、樹脂割れの様相が確認でき、**D-type** では繊維の露出が見られ、繊維樹脂界面はく離が生じていることが確認できた。すなわち、それぞれ試験片タイプで予想される通りの破壊形態を得た。しかしながら、モードI試験を行った **D-type** 試験片では、繊維の露出が見られる界面はく離の様相に加えて、繊維上を樹脂が覆うように存在する様子が見られた。すなわち、界面はく離と同時に樹脂割れが生じたことが分かった。このことから、試験片構成だけではなくき裂の変形モードが CFRP の破壊形態に影響を与えることが考えられる。すなわち、モードI変形下において樹脂割れによる損傷が生じやすいことが考えられる。

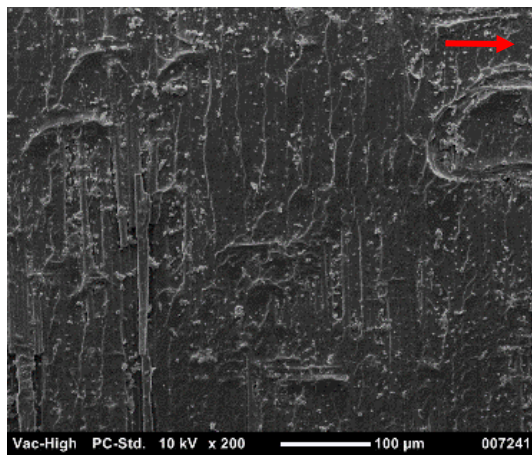




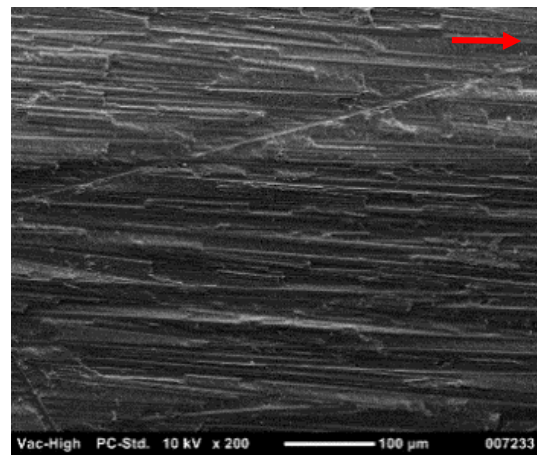
(a) Matrix crack type of Model I



(b) Debonding type of Model I



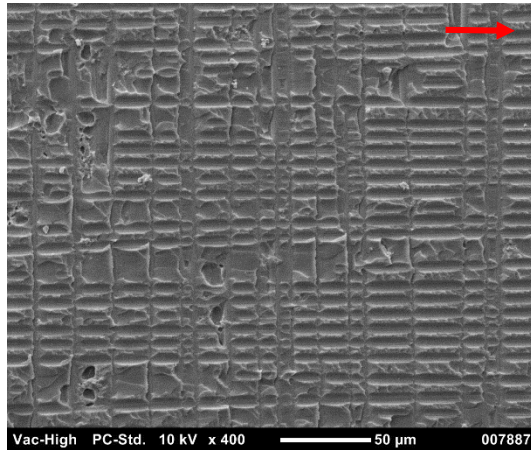
(c) Matrix crack type of Model II



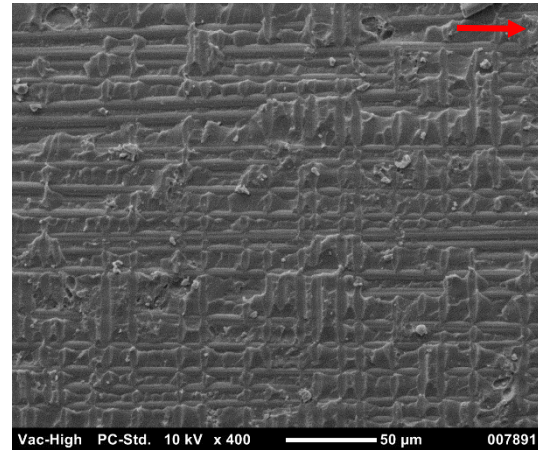
(d) Debonding type of Model II

Figure. 4.3 : モードIおよびモードII試験後の破面観察結果

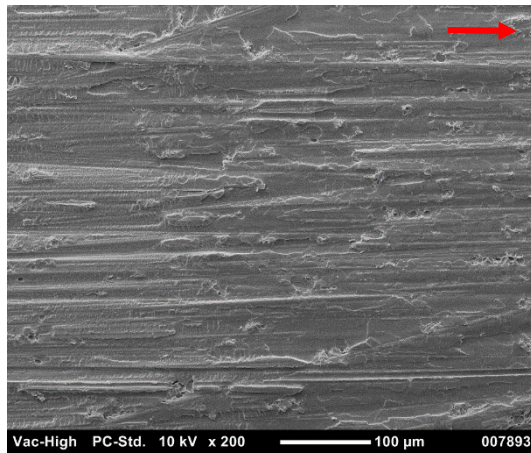
混合モード試験後の破面観察の結果を図 4.4 に示す。混合モード試験においては、M-type では樹脂割れが生じたが、D-type ではき裂進展前半で界面はく離と樹脂割れが同時に生じ、後半にかけて界面はく離が支配的に変化した。これは、き裂が進展することでき裂先端が三点曲げ圧子に近づき、モードII変形成分の影響が大きくなるため、モードI変形が原因で発生する樹脂割れが生じにくくなることによるものであると考えられる。



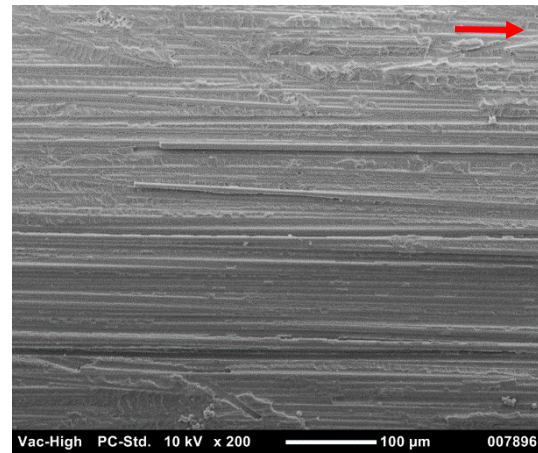
(a) Matrix crack type of early period



(b) Matrix crack type of latter period



(c) Interfacial debonding type of early period



(d) Interfacial debonding type of latter period

Figure. 4.4 : 混合モード試験後の破面観察結果

#### 4.1.3 AE 信号解析

モードIとモードII試験で得られた AE 信号について、基本的パラメータである信号の持続時間および平均周波数の関係をそれぞれ図 4.5, 図 4.6 に示す。また、グラフから得られた各試験条件下におけるパラメータの分布範囲を表 4.1 にまとめた。

平均周波数はどちらの試験方法においても D-type は M-type では見られない 100kHz 以上の高い値を得ることが分かった。持続時間については M-type の方が D-type に比べて長く、試験方法ではモードIの方が長くなる傾向が得られた。したがって、AE 信号の基本特性から CFRP が受ける荷重による変形モードや、内部の破壊形態を同定することが可能であると考えられる。

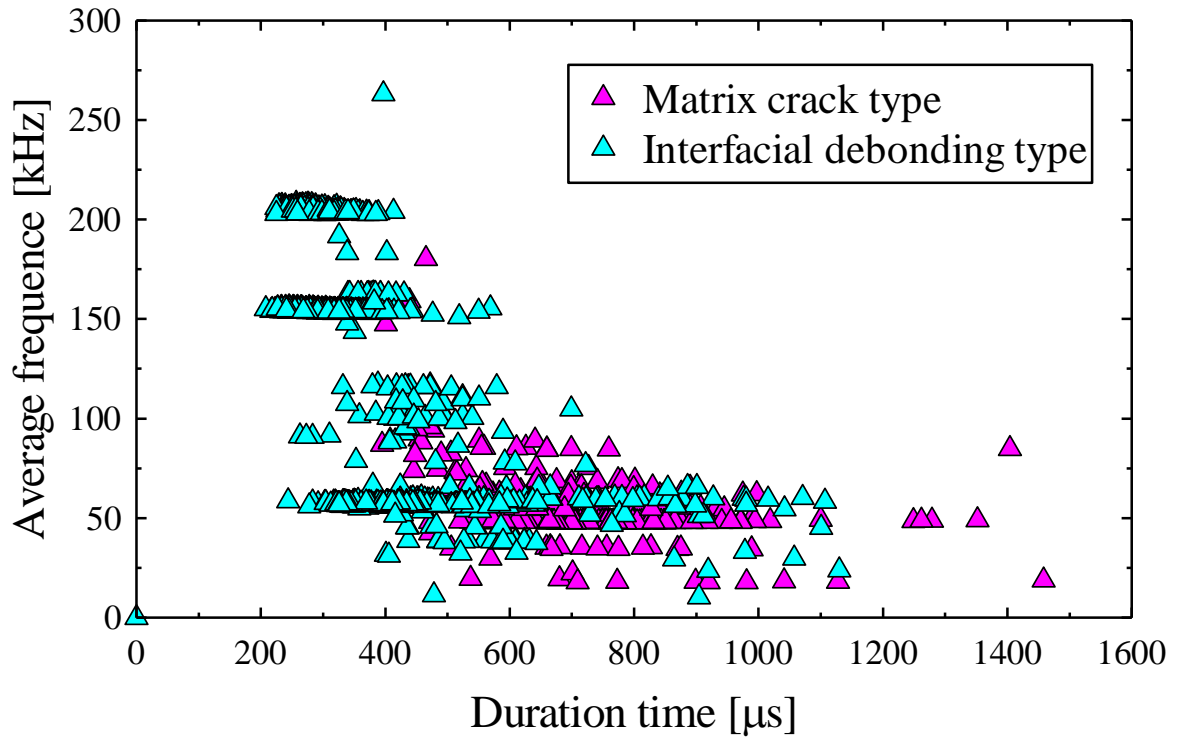


Figure. 4.5 : モードI試験における AE 信号の持続時間と平均周波数の関係

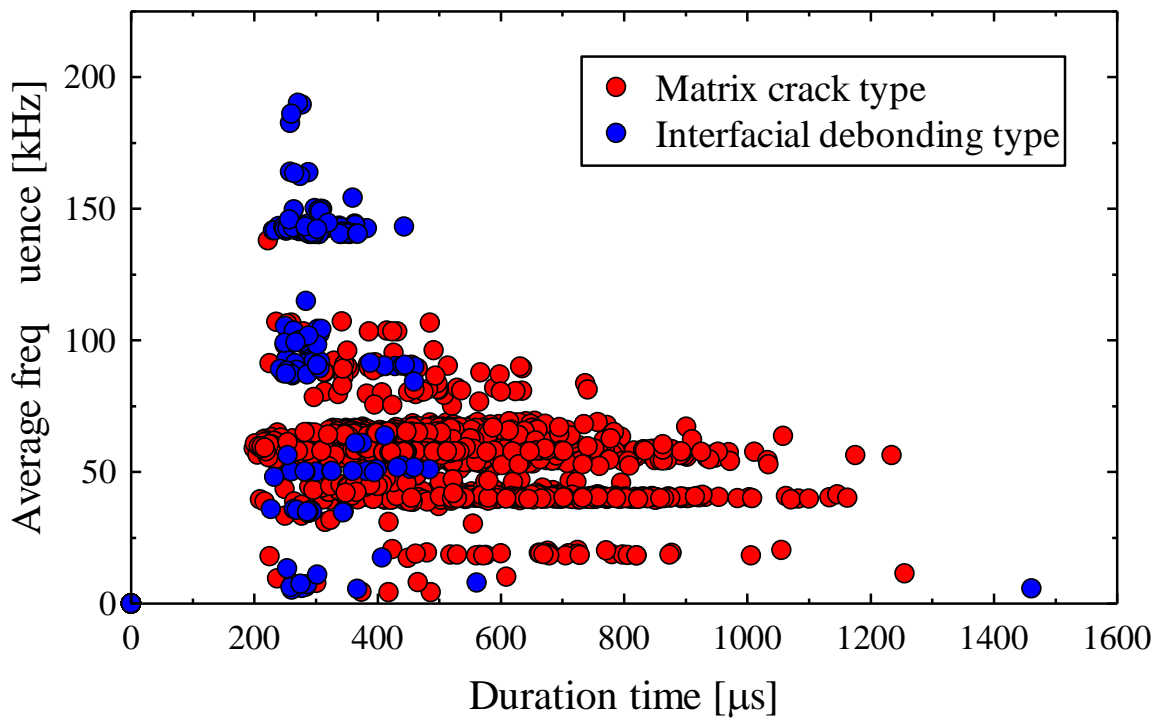


Figure. 4.6 : モードII試験における AE 信号の持続時間と平均周波数の関係

Table. 4.1：モードIおよびモードII試験における AE 信号の基本特性

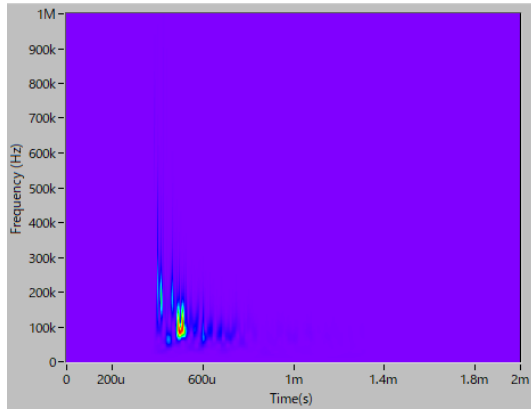
	Matrix crack type		Interfacial debonding type	
	ModeI	ModeII	ModeI	ModeII
Average frequency [kHz]	30~100	25~100	50~210	50~200
Duration [μs]	500~1400	200~1200	200~1100	200~500

次に、各試験条件下で計測した AE 信号をウェーブレット解析した代表的な結果を図に示す。モードI、モードII、混合モード試験における解析結果がそれぞれ順に図 4.7～4.9 である。

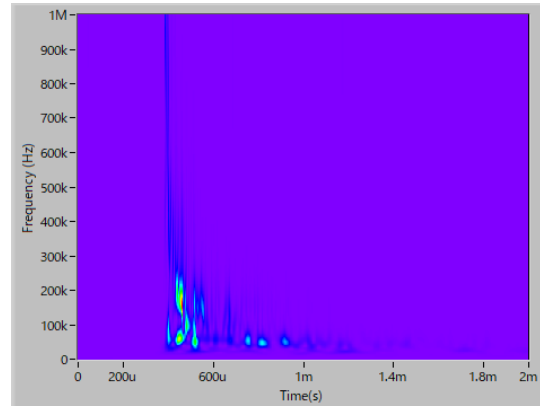
材料内部でモードIの M-type 試験片およびモードIIの M-type 試験片では 50～100kHz 程度の周波数帯が強い傾向が支配的であった。モードII界面はく離試験片では 150～250kHz 程度の周波数成分が強く検出され、モードID-type 試験片では、50～100kHz と 150～250kHz の両方の周波数帯が強い信号が測定された。したがって、破面観察結果と比較すると、樹脂割れが生じた際に 50～100kHz 周波数帯で、界面はく離が生じた際に 150～250kHz 程度の周波数帯で強い信号を得ることがわかり、この結果は先行研究<sup>[4]</sup>の結果と対応する。

また、混合モード試験における繊維はく離型試験片のき裂進展混合モード試験においても同様に、破面観察結果から得られた内部の微視的な破壊形態と対応したウェーブレット解析結果を得ることができた。

以上のように、AE 信号特性がき裂進展機構を反映したものであることが分かった。

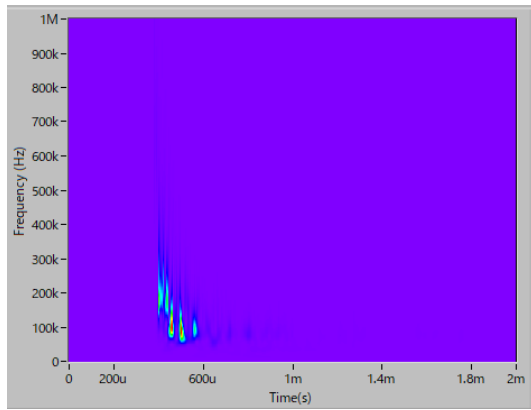


(a) Matrix crack type

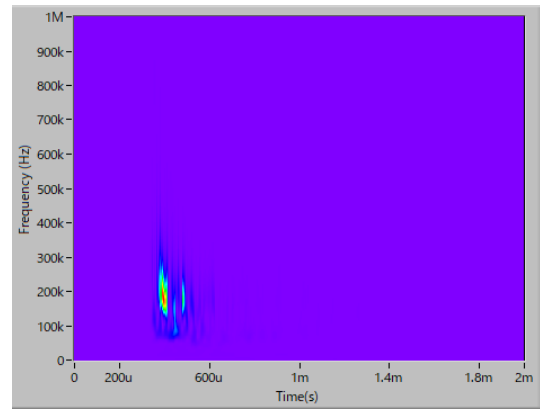


(b) Interfacial debonding type

Figure. 4.7: モードI試験における AE 信号のウェーブレット解析結果

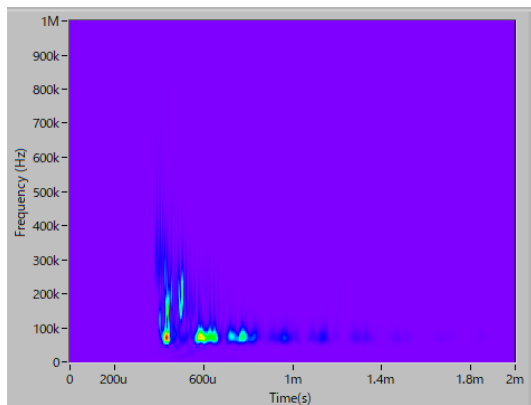


(a) Matrix crack type

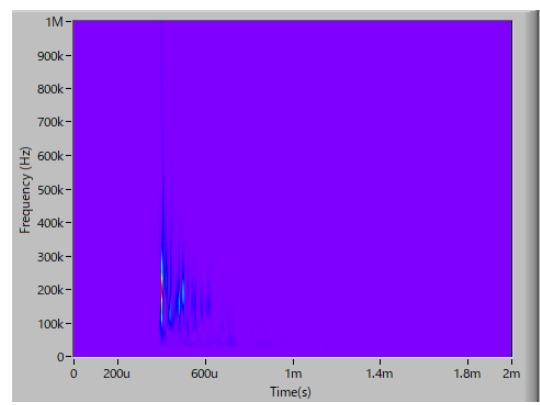


(b) Interfacial debonding type

Figure. 4.8: モードII試験における AE 信号のウェーブレット解析結果



(a) Interfacial debonding type of early period



(b) Interfacial debonding type of latter period

Figure. 4.9: 混合モード試験における AE 信号のウェーブレット解析結果



## 4.2 非対称積層板

### 4.2.1 き裂進展挙動

図 4.10 に 4 層非対称積層試験片の各条件下での疲労き裂進展試験結果から得たき裂進展速度  $da/dN$  とエネルギー解放率範囲  $\Delta G$  の関係を両対数グラフで示す. ばらつきはあるものの, どの条件下においても直線状に分布が確認でき, 両パラメータの間には指数則が成立することがわかった. また, 対称積層板と比較して, 条件ごとの両パラメータの数値の違いや傾きの違いは大きくは見られなかった.

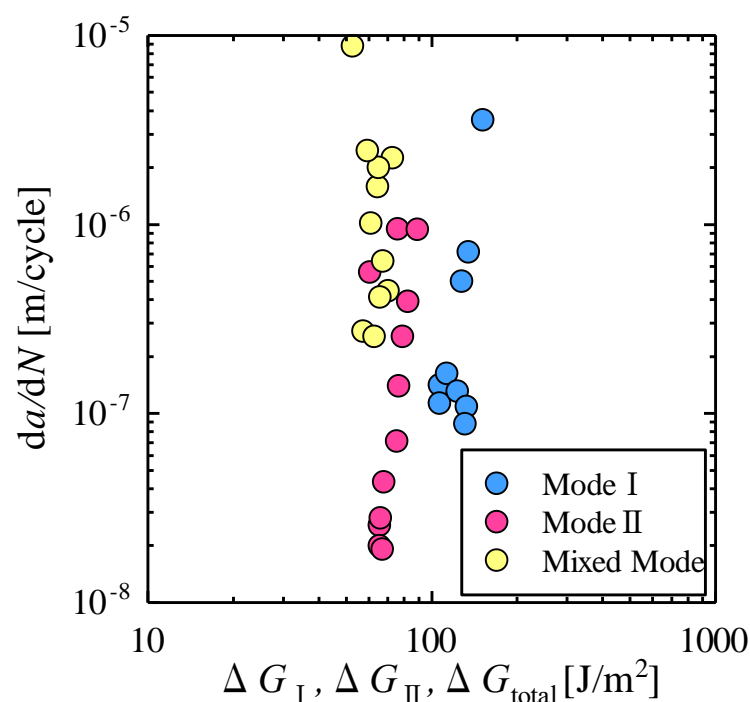
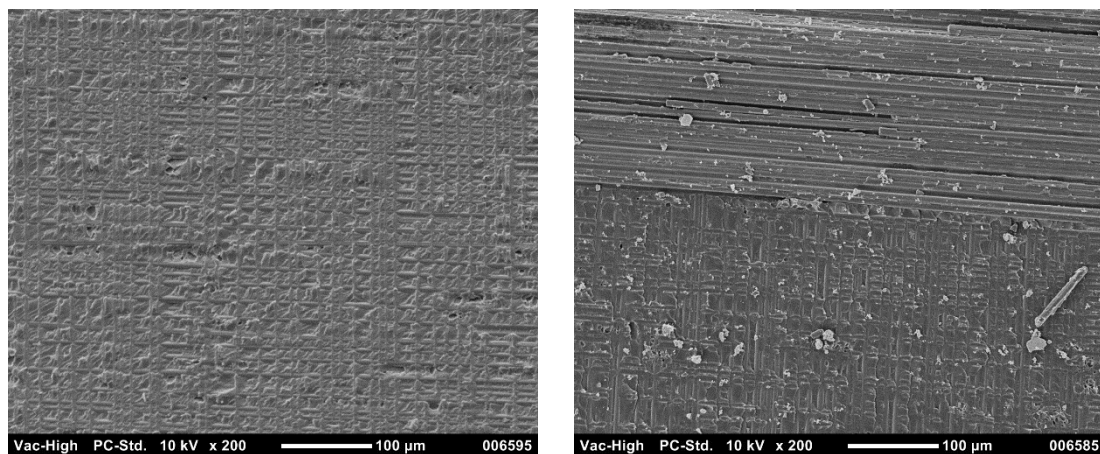


Figure. 4.10: 非対称積層試験片におけるき裂進展速度とエネルギー解放率範囲の関係

### 4.2.2 破面観察

図 4.11 に非対称積層試験片の各疲労試験後に破面を観察した結果を示す. モードIおよびモードII試験では, き裂が進展した破面全体に樹脂が付着する様子が確認でき, 樹脂割れが支配的な破壊形態であることがわかった. 先行研究で 3 層対称積層板における同様の試験を行った結果では, モードII試験時に樹脂割れに加えて繊維樹脂界面はく離が確認されていた. 非対称積層試験片ではき裂位置が中立面であるため, き裂先端が圧縮応力の影響を受けずに変形してき裂進展することにより界面はく離が生じず, 樹脂割れが支配的な破壊形態となって生じたと考えられる.

また, 混合モード変形を与えた試験片の破面では, 樹脂割れと繊維樹脂界面はく離の両方が確認された.



(a) ModeII

(b) Mixed mode

Figure. 4.11：非対称積層試験片の破面観察結果

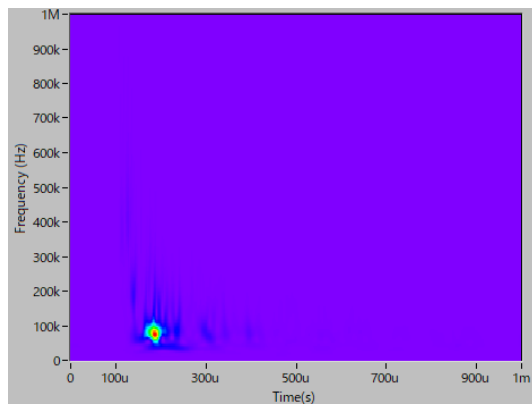
#### 4.2.3 AE 信号解析

非対称積層試験片の各条件下で測定された AE 信号の平均周波数と持続時間の特徴を表 4.2 にまとめた。対称積層板の結果と同様、モード I 試験の方が持続時間が長くなる傾向が見られた。また、平均周波数はモード II の方がモード I と比べて高い値を得ることがわかった。以上から、非対称積層試験片においても AE 信号の基本特性を用いて材料に加わる変形モードや微視的な破壊形態を同定することが可能であると考えられる。

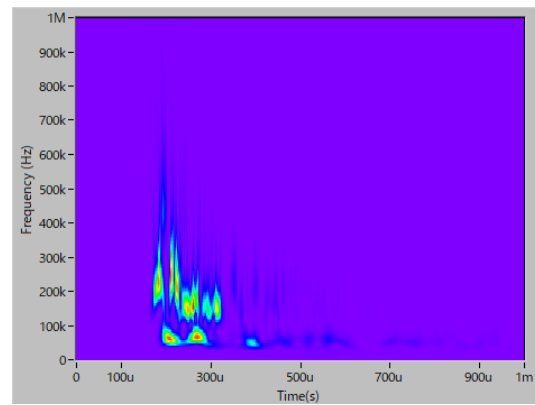
Table. 4.2：非対称積層試験片における AE 信号特性パラメータ

	Ave. frequency [kHz]	Duration [ $\mu$ s]
ModeI	45~55	450~700
ModeII	20~40, 150	200~400
Mixed ModeI+II	60~70	200~300

次に、測定した AE 信号をウェーブレット解析を図 4.12 に示す。この結果においても、対称積層板の結果と同様に、樹脂割れが支配的に生じる条件下では 50~100kHz 程度の周波数帯域で強い信号を、繊維樹脂界面はく離が生じた領域では 150~250kHz 程度の周波数帯域で強い信号を得る結果が見られた。この結果についても先行研究の結果と対応し、AE 信号のウェーブレット解析をもとに CFRP 内部で生じる損傷を明らかにすることが可能であると考えられる。



(a) Model I



(b) Mixed mode

Figure. 4.12 : 非対称積層試験片における AE 信号のウェーブレット解析結果



## 5. 結言

本研究では、樹脂割れおよび繊維樹脂界面はく離の2つの破壊形態となるよう成形した2種類のCFRP対称積層材と4層非対称積層材についてモードI、モードII、および混合モードI+II繰り返し負荷による層間はく離疲労き裂進展挙動とAE信号特性の関係について調査を行い、以下の結論を得た。

- (1) 各試験条件におけるき裂進展速度  $da/dN$  とエネルギー解放率範囲  $\Delta G$  の関係には指数則が成り立つことが確認できた。しかしながら、混合モード試験においては  $da/dN$  が  $\Delta G$  に依存しない領域も見られた。
- (2) 破面観察の結果、試験片の積層条件だけではなく、き裂の変形モードの違いによって微視的な破壊形態が変化することが分かった。
- (3) AE信号の平均周波数および持続時間において、樹脂割れが生じる際には持続時間が長くなり、平均周波数が低くなる傾向が見られ、破壊形態と変形モードの特徴を反映するAE信号特性が確認できた。
- (4) AE信号をウェーブレット解析した結果、50～100kHz帯と150～250kHz帯で強い周波数成分を示し、それぞれ樹脂割れと繊維樹脂界面はく離を反映したものであった。

## 参考文献

- [1] 地球環境研究センター，国立環境研究所 “日本国温室効果ガスイベントリ報告書” (2020)
- [2] 基礎からわかる FRP-繊維強化プラスチックの基礎から実用まで-  
強化プラスチック協会 編，コロナ社
- [3] Boeing “787 Aircraft Rescue & Firefighting Composite Structure” (2013)
- [4] Characterizing Delamination Growth in Graphite-Epoxy  
D. J. Wilkins, J. R. Eisenmann, R. A. Camin, W. S. Margolis & R. A. Benson  
Damage in Composite Materials, ASTM STP 775 (1982), pp.168-182
- [5] Factors Affecting the Interlaminar Fracture Energy of Graphite/Epoxy Laminates  
A. J. Russell & K. N. Street  
Proc.4th Int, Conf, Compos. Mater. (1982), pp. 279-286
- [6] On the Analysis and Design of the End Notched Flexure (ENF) Specimen for Mode II Testing  
L. A. Carlsson, J. W. Gillespie & R. B. Pipes , J. Compos. Mater., 20 (1986), 594-604
- [7] Design and Analysis of Crack Rail Shear Specimen for Mode III Interlaminar Fracture  
G. Bechi & J. W. Gillespie Compos. Sci, Tech., 31 (1988), 225-249
- [8] Mode III Interlaminar Fracture Characterization of Composite Materials  
S. L. Donaldson Ditto, 32 (1988), 225-249
- [9] ”A mixed-mode bending apparatus for delamination testing”  
John H. Crews, Jr. , James R. Reeder , NASA technical memorandum 100662 1988
- [10] Chen, J.H., Sernow, R., Schulz, E. and Hinrichsen, G., Composites, 30, A(1999), 871-877.
- [11] 于 豊銘，”光ファイバーセンサを用いた遠隔 AE 計測法に基づく複合材料中の損傷評価”，東京大学大学院博士論文(2017)
- [12] 例えば，アコースティック・エミッションの理論と実際，仲佐博裕，地人書館  
アコースティック・エミッションの特性と理論 -構造物の診断と破壊現象解析-  
大津政康，森北出版
- [13] ウェーブレット ビギナーズガイド，榊原進，東京電機大学出版局
- [14] 例えば，宅間正則，新家昇，鈴木健，藤井俊行，“AE 信号のウェーブレット変換による FRP 積層板の曲げ疲労損傷評価”，精密工学会誌 Vol.68(2002) No.10.
- [15] 例えば，鈴木恵，中西博，岩本正治，自念栄一，前川善一郎，森旭，孫峰: AE 法による CFRP の破壊機構に関する研究,日本機械学会論文集(A 編), 53, 492 (1987)
- [16] 阿佐健吾 高知工科大学大学院 平成 29 年度修士論文
- [17] 程和毅 高知工科大学 平成 30 年度卒業論文
- [18] 青木弓人 高知工科大学大学院 令和元年度修士論文
- [19] 影山和郎 “複合材の破壊力学 (II) ”，日本複合材料学会誌 18 巻 (1992) 4 号

[20] 100 事例でわかるプラスチック材料の破壊・破断面の見方  
藤木榮，萩原利哉　日刊工業新聞社

## 謝辞

本研究を進めるにあたり、たくさんの方々からのご指導やご協力を頂きました。

はじめに、担当指導教員の楠川量啓教授に心より感謝致します。研究についての知見や、研究を含めた日常の大学生活を円滑に行うことができる環境など様々なものを与えて頂きました。先生が研究や授業、生徒指導などあらゆることに真摯に取り組まれている姿から、社会に出る上で必要な多くのことを学ばせていただきました。楠川先生の研究室に所属できたからこそ少しでも成長できたと確信しています。

日頃の議論を通して多くの知識や示唆を頂いた材料強度学研究室の皆様にも感謝致します。分け隔てなく会話ができるメンバーのおかげで、研究や大学生活で不自由なく気持ちの良い日々を過ごせたことは間違いありません。来年以降も、皆さんが変わらず有意義な学生生活を送れることを願い、皆さんのご活躍に期待しています。

約3年間、学生生活のほとんどを共にした、秋澤秀夫氏、井上光氏、新屋文隆氏、砂田敬太氏、砂辺一行氏にも心から感謝いたします。皆さんが居たことで、大学・大学院と勉学や研究に取り組めたことは言うまでもありません。今後ともよろしく願いいたします。

最後に、私の意志を尊重し、自由な学生生活を送らせてくれた両親・家族に感謝いたします。