研究論文

短繊維強化 CFRP の疲労時のコンプライアンス
増加の AE 法による推定

関根 英樹*, 鈴木 寛**, 根村 雅晴***

(1986年10月18日受付)

Estimation of Compliance Increment of Carbon Fiber SMC
Composite under Fatigue Load by AE Method

H. SEKINE,* H. SUZUKI** and M. NEMURA***

(Received October 18, 1986)

Fatigue tests were carried out on single edge notched specimens of SMC composite under cyclic uniaxial tensile load. AE signals were detected during fatigue tests and the variation of compliance of the specimen was measured. As a result, it was found that the damage near the notch front increases markedly in the first and last stages of the number of load cycles and being less in the intermediate stage. The AE signals were able to classify into two groups by the spectrum analysis of the AE signals. One can be the signals which arise from the damage growth and the other the signals of the damage closure. Finally, on the basis of the assumption of a linear relationship between the compliance and the accumulated AE energy corresponding to damage growth, the variation of compliance was predicted. Good agreement was found between the measured and predicted compliances.

1. 緒 言

カーボン繊維は高比剛性、高比強度をもち、線膨張係数も非常に小さい。さらにX線透過性、電気伝導特性にもすぐれている。このためカーボン繊維を有機マトリックスで固めたカーボン繊維強化複合材料 (CFRP) は、徹底した軽量化、温度差による熱応力の低減が求められる人工衛星や航空機、医療機器など多くの分野で使用されている。カーボン繊維の性能を最大限に発揮させるためには、連続繊維を目的とする方向に配向させるのが理想と考えられるが、より複雑な形状を加工するには不适当で限界がある。それを補う素材技術、成形技術の開発がなされているが sheet molding compound (SMC) 複合材料もその一つである。

繊維強化プラスチック (FRP) を構造材料として使用する場合の一つの重要な問題が、疲労負荷を受けるとき

の強度の問題である。FRP の疲労破壊についての検討はこれまでにいくつかなされている。たとえば Poursatip^ら¹⁾ は、疲労負荷により試験片が損傷を受けることによって試験片のヤング率が低下することに着目し、異なる応力振幅下で試験片が破断するときの損傷の大きさを求め、それを用いて異なる応力振幅における試験片の寿命を推定している。また Williams^ら²⁾ は、AE 信号計測数と試験片のコンプライアンスとの相関を求めた。しかし、これまでにカーボン繊維を強化材とする SMC 複合材料の疲労破壊を微視破壊の観点から解明したものはない。

本研究においては、カーボン繊維を用いた SMC 複合材料の板より作製した片側切欠きを入れた試験片を用いて、引張り疲労試験を行なった。また、試験時に微視破壊を的確に検知する手法としてアコースティック・エミッション (AE) 法を採用した。疲労試験時に検知される AE 信号を記録、解析して SMC 複合材料の疲労による破壊過程を明らかにした。さらに計測された AE 信号の全エネルギーのうち、損傷の生成に直接起因するエネルギーと繊維などがこすれ合って生ずるエネルギーを分離するという考え方に立って、AE 信号の累積エネルギーとコンプライアンスとの関係式を求めた。この関係式を用いる

*-*** 東北大学工学部基礎工学教室 (980 仙台市荒巻字青葉)

Dept. of Eng. Sci., Fac. of Eng., Tohoku University, Aramaki Aza Aoba, Sendai 980, Japan

* 助教授 Associate Professor, ** 助手 Research Associate, *** 大学院生 Graduate Student

と、AE 累積エネルギーより荷重繰返し数に対するコンプライアンスの変化が推定できることを提示した。

2. 供試材、試験片および実験方法

2.1 供試材および試験片

本実験に用いた試験片は高強度タイプのカーボン繊維を強化材とする SMC (大日本インキ化学工業 CCX-200-50) を 3 層に積層し、120°C、500 MPa の条件下で 30 分間加熱加圧成形した板より作製した。この SMC は 1 ストランド 6,000 本 (繊維直径 7 μm)、長さ 25.4 mm の繊維束をビニルエステルのマトリックス中に無配向に分散配置している。なお、繊維の重量含有率は 50% (体積

含有率は約 40%) である。

Fig.1 に本実験に用いた片側切欠試験片の形状を示す。ピン穴からの破損を防ぐために、試験片と同一の材料のタブを作製し、これを試験片に常温硬化性のエポキシ樹脂系接着剤で接着した。切欠比、すなわち切欠長さと試験片の幅の比は 0.5、切欠先端半径は 0.25 mm とした。

2.2 実験方法

疲労試験は、室温において電気油圧サーボ疲労試験機を使用し、引張り荷重のみで、2 Hz の正弦波の一定荷重振幅の負荷方式で行なった。各試験片の初期切欠長さで規準化した応力拡大係数の最大値 $K_{\max}$ および応力拡大係数の変動幅 ΔK を Table 1 に示す。試験時に荷重 P とクリップゲージにより測定した切欠肩部開口変位 V_M を X-Y レコーダに記録した。試験片のコンプライアンス λ は $\lambda = V_M / P$ により求めた。試験終了後、破断した試験片の破面を走査型電子顕微鏡 (SEM) を用いて観察した。また、試験を中断した試験片について、切欠先端より造影剤のジプロモエタンを浸潤させ、軟 X 線を用いて疲労負荷により試験片に生じた損傷を撮影した。

Fig.2 の AE 計測系を用いて疲労試験時に発生する

Fig.1 Single edge notched specimen.

Table 1 $K_{\max}$ and ΔK of tensile fatigue loading.

Specimen	$K_{\max}$ (MPa $\cdot\text{m}^{1/2}$)	ΔK (MPa $\cdot\text{m}^{1/2}$)
1	24.8	22.0
2	13.1	8.8
3	20.0	17.0

Fig.2 Block diagram of the acoustic emission instrumentation.

AE 信号のモニタおよび記録を行なった。AE 信号は試験片の切欠肩部付近に取り付けた直径 4 mm, 長さ 20 mm のステンレス製ウェーブガイドを通して広帯域型の AE トランスデューサ (PAC UT1000) で検出し, 前置増幅器および主増幅器にて総合利得 50 dB および 70 dB に増幅した。増幅された AE 信号は, それぞれオンラインで振幅分布を打ち出し, 同時にデータレコーダに記録した。AE 信号の発生が除荷時か荷重時かを記録するために, 除荷時に 10 kHz の正弦波をファンクション・ジェネレータにより発生させ AE 信号とともにデータレコーダに記録した。実験終了後, AE 信号のエネルギーをピーク自乗演算法によって求めた³⁾。さらに記録された AE 信号について, 高速フーリエ変換器を用い周波数解析を行なった。

3. 結果および考察

3.1 疲労による微視破壊および破面観察

疲労負荷により試験片の切欠先端に生じた損傷を, 試験片側面より軟 X 線を用いて撮影した。結果を Fig. 3 に示す。この図から, 剥離やマトリックスの割れなどの損傷が切欠先端を中心として広がっていることがわかる。

Fig. 4 に破面の観察の結果を示す。Fig. 4(a) は低倍率での切欠先端付近の観察結果である。幅 4 mm の繊維束の一部が写真の左上に観察される。さらにその手前

Fig. 3 X-ray photograph of a damage in the single edge notched specimen of SMC composite.

に 1 ストランドの繊維束がいくつかのより小さな束に分かれ破断していることがわかる。Fig. 4(b) は切欠先端付近で試験片表面近くの繊維束の表面を示している。繊維束に付着したマトリックスに繊維の抜けた跡が明瞭に認められる。また, この破面は本実験に用いた試験片の静的な破壊による破面によく似ている。Fig. 4(c) は切欠先端付近の板厚中央部の繊維束の表面である。繊維束に付着したマトリックスには凹凸がほとんどなく, マトリックスは平坦な摩耗面の様相を呈している。これは疲労試験中繊維がマトリックスより抜けた後に, 繊維とマトリックスあるいはマトリックス相互間のずれに起因するものと思われる。

3.2 AE 計測結果

試験片 1, 2, 3 について荷重繰返し数 N に対する総合利得 70 dB で計測した AE 信号の累積エネルギー E の変化を Fig. 5~7 に示す。各試験片の AE 信号の累積エネルギー E と荷重繰返し数 N の関係によって, 荷重繰返し数を大きく領域に分けると次の三つに分けられる。

- A 荷重繰返し数 N に対して AE 累積エネルギー E の増加がゆるやかな領域
- B AE 累積エネルギー E の増加が領域 A に比べ大きな領域
- C 破断直前の AE 累積エネルギーが急増する領域

疲労試験終了後, データレコーダに記録された AE 信号をオシロスコープに再生し, それぞれの領域で AE 信号が 1 サイクルのどの荷重レベルで発生しているかを調べた。試験片 1 の領域 A においては, 最初最大荷重付近のみで AE 信号が認められる。荷重繰返し数が 1,500 回付近から最小荷重付近でも AE 信号が認められ始め, 荷重繰返し数が約 3,000 回以後は AE 信号の検知は最小荷重付近がほとんどとなる。領域 B では, 最小荷重付近にはほとんどの AE 信号が認められた。破断直前の領域 C では再び最大荷重付近で多くの AE 信号の発生が見られた。他の試験片では, 領域 B でも最大荷重付近において AE 信号が認められたが, この AE 信号は領域 A や C での AE 信号に比べエネルギーが小さい。

疲労による損傷は荷重 1 サイクルのうちで荷重が最大となる付近で生ずると考えられる。試験片 1 では荷重がかかってまもない領域 A および試験片が破断する直前の領域 C において最大荷重付近で AE 信号が検知されており, この領域において試験片の切欠先端付近で損傷が増大しているものと考えられる。また領域 B においては最大荷重付近で AE 信号がほとんどみられず, この領域では損傷の生成は少ないと考えられる。他の試験片では領

(a) Fiber breakage shown on the fracture surface.

(b) Fiber traces marked on the matrix.

(c) Worn matrix on the fiber bundle.

Fig.4 Scanning electron micrographs of the fracture surface at the notch tip, showing fiber breakage, fiber traces and worn matrix.

域Bでも最大荷重付近で AE 信号が検知されており、領域AおよびCほどではないがある程度の損傷は生成しているものと考えられる。前述の軟X線による観察結果および破面観察からわかるように、疲労による損傷は剝離やマトリックスの割れおよび繊維の破断により生成される。切欠先端で損傷が生成されると、繊維同士のこすれ合いやぶつかり合いによって摩擦音や衝撃音が発生する。最大荷重付近以外で検知された AE 信号は、切欠先端で損傷が生成された後に初めて検知されており、摩擦音や衝撃音であると考えられる。試験片が疲労負荷を受けたときに繊維同士のこすれ合いが生ずることは SEM による観察により認められており、疲労試験中に摩擦音が検知されることは十分に考えられる。

AE 計測結果を考察することにより、試験片の疲労負荷による損傷の生成過程は次のように考えられる。疲労負荷の開始と同時に切欠先端で損傷が生じ始め、領域Bでこの生成は緩慢になる。領域Cに入り再び損傷は急激に増大し試験片は破断する。

3.3 周波数解析

試験片1の疲労試験中に記録されたA, B, Cのそれぞれの領域の AE 信号を、高速フーリエ変換器を用いて周波数解析を行なった。結果を Fig.8(a) および Fig.8 (b) に示す。最大荷重付近で AE 信号の発生している領域Aにおいて多数検知された AE 信号のスペクトルの例を Fig.8(a) に示す。図からわかるように 25 kHz 付近に卓越した周波数成分をもつ。一方、最小荷重付近で

Fig. 5 Accumulated AE energy and compliance versus number of load cycles for specimen 1.

Fig. 7 Accumulated AE energy and compliance versus number of load cycles for specimen 3.

Fig. 6 Accumulated AE energy and compliance versus number of load cycles for specimen 2.

AE 信号のほとんどが発生している領域Bにおいて多数検知された AE 信号のスペクトルは、Fig. 8(b) に示すように 30, 50 および 400 kHz 付近に卓越した周波数成分をもつ。Nakasa ら⁴⁾によれば、摩擦音のスペクトルは高周波が卓越する。Fig. 8(b) のスペクトルは Fig. 8(a) のスペクトルに比べ高周波が卓越しており、前節で述べた最小荷重付近で検知される AE 信号は、繊維同士がこすれ合うことにより発生するという推定が裏付けられた。また、最大荷重付近でも最小荷重付近でも AE 信号が検知されている領域Cにおいては、多種の AE 信号が混在している。

3.4 損傷の増大によるコンプライアンスの変化

Fig. 5~7 には、各試験片のコンプライアンス λ の荷重繰返し数 N による変化も示した。Fig. 5~7 において、コンプライアンス λ と荷重繰返し数 N の関係によって、荷重繰返し数を次の I, II, III の三つの領域に分けるこ

(a) Typical spectrum of AE signals detected in region A.

(b) Typical spectrum of AE signals detected in region B.

Fig. 8 Two types of AE spectra.

とができる。すなわち、

I 試験開始直後にコンプライアンスが急激に増加する領域

II コンプライアンスがほぼ線形的にゆるやかに増加する領域

III 破断直前にコンプライアンスが急激に増加する領域

損傷が増大すればコンプライアンスは増加するから、領域 I および III で損傷が増大していることがわかる。Fig. 5~7 より、荷重繰返し数に対する AE 信号の累積エネルギー E の変化より分けた領域 A, B, C はコンプライアンスの変化より分けた領域 I, II, III とそれぞれほぼ一致することがわかる。この荷重繰返し数に対するコンプライアンス変化は、3.2 節で行なった AE 計測結果の考察より得られた損傷の生成過程を裏付けている。なお、試験開始直後にコンプライアンスは急激に増加するが、AE 累積エネルギーの増加はゆるやかであることには注意を要する。

4. AE 信号の累積エネルギーとコンプライアンスとの関係式

荷重 1 サイクルで生ずる損傷が大きければ、コンプライアンスの増加量は大きく、さらにその 1 サイクル間での損傷の生成に直接関与する AE 信号のエネルギーも大きいと考えられる。したがって、近似的に、荷重繰返し数が i 回目の 1 サイクル当りのコンプライアンスの増加量 $\Delta\lambda_i$ と、その 1 サイクル中に損傷の生成に直接起因する AE 信号のエネルギー ΔE_{ei} の間に線形関係が成立すると仮定できる。すなわち

$$\Delta\lambda_i = \alpha \Delta E_{ei} \quad (1)$$

ここで α は荷重繰返し数によらない定数である。前述したように疲労試験中に記録される AE 信号には、損傷の生成に直接起因する AE 信号と損傷の増大に直接関係しない摩擦音や衝撃音の AE 信号の 2 種類が存在する。荷重繰返し数が i 回目の 1 サイクル当りに計測される AE 信号のエネルギーを ΔE_i 、損傷の増大に直接関係しない AE 信号のエネルギーを ΔE_{ni} とすれば、

$$\Delta E_{ei} = \Delta E_i - \Delta E_{ni} \quad (2)$$

荷重繰返し数 N 回目終了時でのコンプライアンスを λ_N 、 N 回目終了時まで計測される AE 累積エネルギーを E_N とすれば、 N_1 回から N_2 回までのコンプライアンス増量および計測される AE 信号の全エネルギーは

$$\lambda_{N_2} - \lambda_{N_1} = \sum_{i=N_1+1}^{N_2} \Delta\lambda_i, \quad E_{N_2} - E_{N_1} = \sum_{i=N_1+1}^{N_2} \Delta E_i \quad (3)$$

であり、(1)~(3)式より N_2 回目終了後におけるコンプライアンスは

$$\lambda_{N_2} = \lambda_{N_1} + \alpha (E_{N_2} - E_{N_1} - \sum_{i=N_1+1}^{N_2} \Delta E_{ni}) \quad (4)$$

ΔE_{ni} が N_1 回から N_2 回までの各サイクルでつねに一定とみなせば、 ΔE_{ni} を β と書き替えて、(4)式は

$$\lambda_{N_2} = \lambda_{N_1} + \alpha \{ (E_{N_2} - E_{N_1}) - \beta (N_2 - N_1) \} \quad (5)$$

試験片 1, 2, 3 の結果を用い、 N_1 および N_2 としてそれぞれの領域 II の初めと終りの値を採用して最小自乗法によって α と β の値を求めた。その結果、 $\alpha = 1.05 \times 10^{-11} \text{ m/NV}^2$, $\beta = 1.14 \text{ V}^2$ を得た。この値を(5)式に代入し、領域 II において検知された AE 信号の全エネルギーに占める損傷増大に直接起因する AE 信号のエネルギーの割合 E' を求めた。その結果を Table 2 に示す。試験片 1 では損傷増大に直接起因する AE エネルギーの割合は 6.4% となり、検知された AE 信号の全エネルギーに占める割合は小さい。これはオシロスコープでの AE 信号の発生状況の観察結果ともよく一致する。得られた α と β の値と AE 信号の累積エネルギーを(5)式に代入し、領域 II, III におけるコンプライアンスを計算した。試験片 1, 2, 3 についての結果をそれぞれ Fig. 9~11 中に実線で示した。これらの図は、実測されたコンプライアンスと AE 計測結果より求められたコンプライアンスがかなりよく一致していることを示している。なお、領域 I については各サイクルでの ΔE_{ni} が一定とならず、(5)式を用いてコンプライアンスを評価するのは適当でない。

5. 結 言

カーボン繊維を強化材とする SMC を 3 層に積層し、加熱加圧成形した板より作製した試験片を用いて、AE 法を併用した引張り疲労試験を行なった。実験結果を検討して得られたおもな知見は以下のとおりである。

1) 荷重繰返し数に対する AE 信号の累積エネルギーおよびコンプライアンスの関係によって、荷重繰返し数を大きく分けると三つの領域に分けることができた。実験開始後および破断直前の領域は、主として損傷が増大す

Table 2 Ratio of AE energy of damage growth to accumulated AE energy in region II.

Specimen	E' (%)
1	6.4
2	60.3
3	68.6

Fig. 9 Measured compliance and predicted one from accumulated AE energy for specimen 1.

Fig. 11 Measured compliance and predicted one from accumulated AE energy for specimen 3.

Fig. 10 Measured compliance and predicted one from accumulated AE energy for specimen 2.

る領域であり、この二つの領域の間の広い領域では損傷の生成はきわめて緩慢であることがわかった。

2) 最大荷重以外で検知される信号は、繊維同士のこすれ合いなどによることが SEM を用いた観察や AE 信号の周波数解析により確かめられた。

3) 計測された AE 信号の全エネルギーのうち、損傷の生成に直接起因するエネルギーと繊維などがこすれ合って生ずるエネルギーを分離するという考え方に立って、AE 信号の累積エネルギーとコンプライアンスとの関係式を求めた。この関係式を用いて、AE 信号の累積エネルギーから荷重繰返し数に対してコンプライアンスを推定したところ、実験より得られたコンプライアンスとかなりよい一致をみた。

参 考 文 献

- 1) A. Poursatip & P.W.R. Beaumont: *Mechanics of Composite Materials*, ed. by Z. Hashin & C.T. Herakovich, Pergamon Press, New York (1983), pp. 449-456.
- 2) R.S. Williams & K.L. Reifsnider: *J. Compos. Mater.*, 8, 4 (1974), 340.
- 3) 新妻弘明, 中鉢憲賢, 佐藤利三郎, 高橋秀明, 森康彦: 非破壊検査, 30, 11 (1981), 886.
- 4) H. Nakasa, H. Kusanagi & H. Kimura: 3rd AE Sympo., Tokyo (1976), pp. 131-151.