

4-2. 炭素繊維複合材料の光ヘルスマニタリング方法の開発

4-2-1. 光ヘルスマニタリング方法の構成

(1)はじめに

微弱な変化を捉えるセンサを広い面積に配置するためには、電磁ノイズの影響を受けない光ファイバセンシング技術が適している。炭素繊維複合材料のヘルスマニタリングを行う方法として、ひずみの測定と AE 波の監視が考えられる。AE (Acoustic Emission) 波は炭素繊維複合材料の破壊が始まる際、図 4-2-1 に示すように層間剥離、繊維破断や局所剥離に伴い発生する超音波領域の振動であり、これを常時監視することにより破壊の前兆をとらえることができる¹⁾。光ファイバを用いたひずみの測定手法として、これまで FBG (Fiber Bragg Grating) センサや BOTDR (Brillouin Optical Time Domain Reflectometer)²⁾が使われているが、前者は長期信頼性が確立していないこと、後者は装置が高価であることから広く普及するには至っていない。

本研究では、長期信頼性の確保が期待できる構造を用いながら、システム全体を安価に構成できるシステムの確立を目指す。

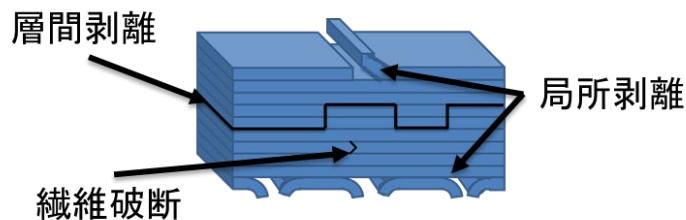


図 4-2-1 炭素繊維複合材料の破壊モード

(2)構成

ひずみの測定と AE 波の測定にはそれぞれ別の光ファイバセンサを使用する。ひずみには光ファイバの曲げを利用した光ひずみゲージを新たに作製し、AE 波の検出には BOF (Band-pass filter On Fiber-end) センサ³⁾を用いる方法を検討した。全体構成の概略を図 4-2-2 に示す。

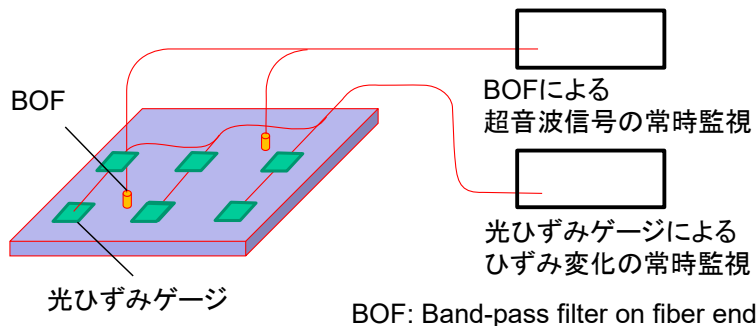


図 4-2-2 炭素繊維複合材料の光ヘルスマニタリング方法の構成

本光ひずみゲージはひずみを損失変動として捉えるため、広い範囲を監視するためには光ファイバを

分岐して 2 次的に配置した上で、損失変動量とその発生個所を特定できるシステムが望ましい。そのため分岐光ファイバにおける損失変動検出方法について検討した。

AE 波が発生した場合は、BOF センサを用いることにより時間領域における反射光パワーの変動として捉えられるため、OCWR (Optical Continuous Wave Reflectometer) 法⁴⁾により検出が可能であり、その検出システムと BOF の性能、および信号の判別方法について検討した。以下にこれらの詳細を述べる。

4-2-2. 分岐光ファイバにおける損失変動検出方法

(1)はじめに

これまで用いられている FBG センサはシリーズに接続したセンサアレイとして配置され、BOTDR を用いた分布型ひずみセンサの場合は 1 本の光ファイバに発生する部分的なひずみを計測するものであり、橋梁などの 1 次的に長い配置に適していた。一方、広い面積を有する構造物のヘルスマonitoring を行うためには、センサを 2 次的に配置する必要がある、光ファイバセンサでこれを実施するためには、光ファイバを分岐したツリー構造の配置が望ましい。

しかしながら、測定器から光信号を送出し、反射光をモニタリングする方法を用いる場合、分岐光線路から戻る光信号は基本的にどの線路から戻った信号か判別できない。今回、分岐光線路に終端までの長さの違いを与えることにより、反射応答の特徴からどの線路で異常を検出しているかを判別できることを明らかにした⁵⁾。

今回検討した OTDR (Optical Time Domain Reflectometer) と分岐光線路による監視網のモデルを図 4-2-3 に示す。OTDR は光通信システムにおいて線路監視に用いられる測定器であり、広く普及していることから安価に入手することができる。本研究においても、通常使われている製品を使用した。等分岐比光ファイバカプラを 3 個用いて光ファイバを 4 分岐し、それぞれのファイバの長さに概ね 100 m ずつ差を設けた。本分岐光線路を OTDR により観測した結果の例を図 4-2-4 に示す。⁶⁾

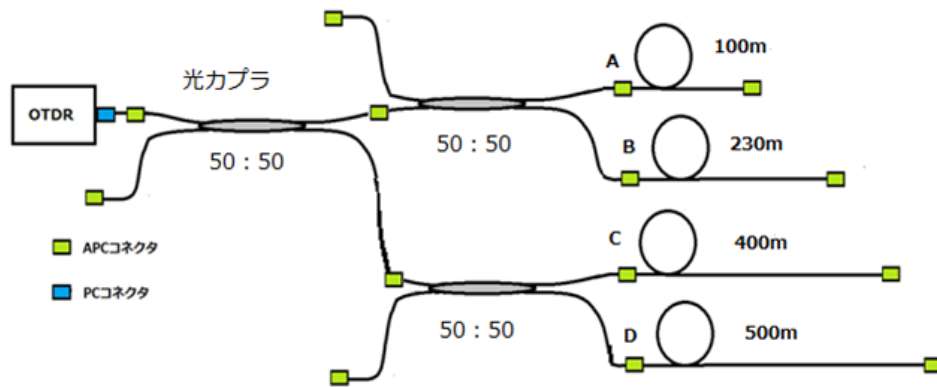


図 4-2-3 分岐光線路の構成

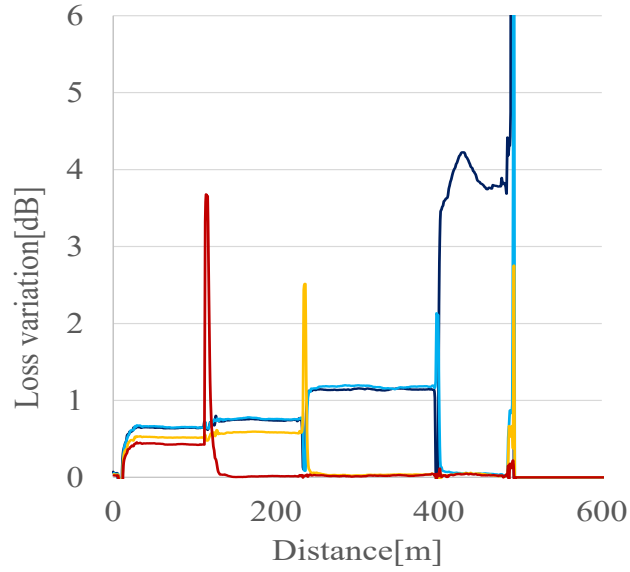


図 4-2-4 反射応答の測定例

(2) 分岐光線路に生ずる損失変動検出方法の検証

2分岐の場合における測定原理を図 4-2-5 に示す. 短経路側の分岐光強度を C_1 , 長経路側の分岐光強度を C_2 とすると, レイリー散乱による反射戻り光強度はそれぞれ C_1^2 , C_2^2 となる. また, 通常時の損失を A_1 , A_2 , 異常発生時の損失を A'_1 , A'_2 とすると, 通常時の反射応答は光ファイバカップラでそれぞれの光強度の和が作られるため, 図 4-2-5 の黒線に, 異常発生時は赤線の応答となる. これらの差をとることにより, 異常が発生した線路とその場所を逆算することが可能となる.⁶⁾

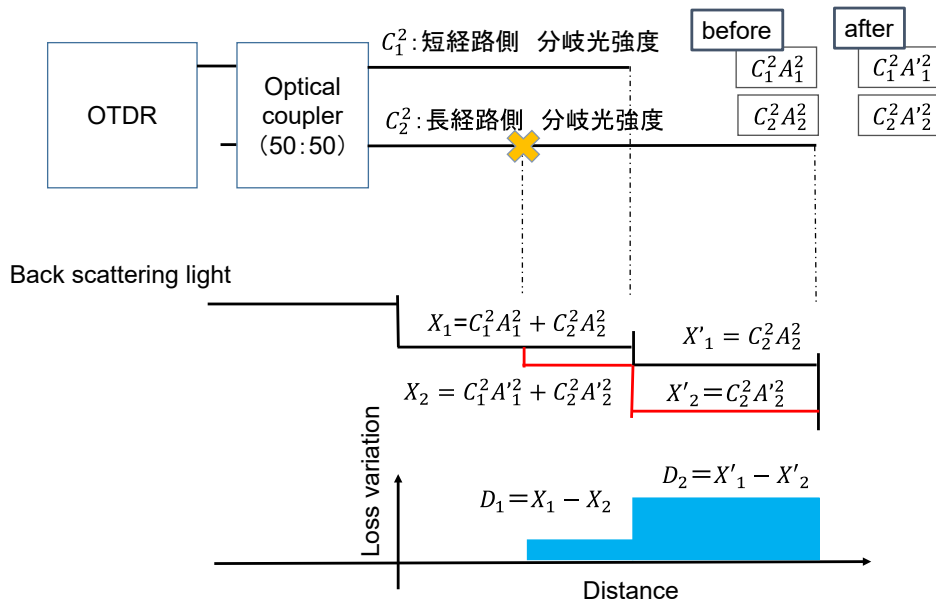


図 4-2-5 測定原理

本手法を検証するため、2分岐光線路において同時に2か所で損失が発生した場合の応答の違いについてシミュレーションと実測値の比較を行った。図4-2-6に示す通り、シミュレーション結果と実測値は良く一致した。

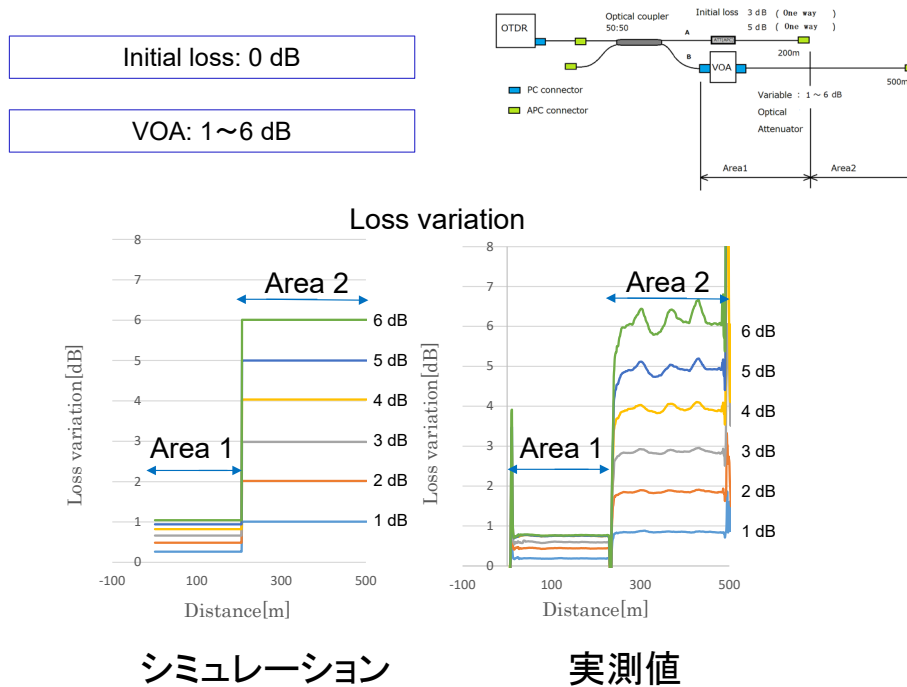


図 4-2-6 2箇所同時損失発生時の応答

(3) 4分岐系分岐光線路における損失変動検出方法の検証

OTDRに2分岐光カプラ3つを2段接続し、それぞれ長さの異なる光ファイバコードを接続した4分岐系分岐光線路構成した。OTDRを用いて測定を行うと、受光する後方散乱光の強度が時間領域によって変化する。受光強度は各ファイバからの後方散乱光の足し合わせであり、損失の入ったファイバ終端まで受光強度を示す波形は変化する。図4-2-7に4分岐系分岐光線路の概要図を、図4-2-8に分岐光線路における損失変動推移の概要図を示す。

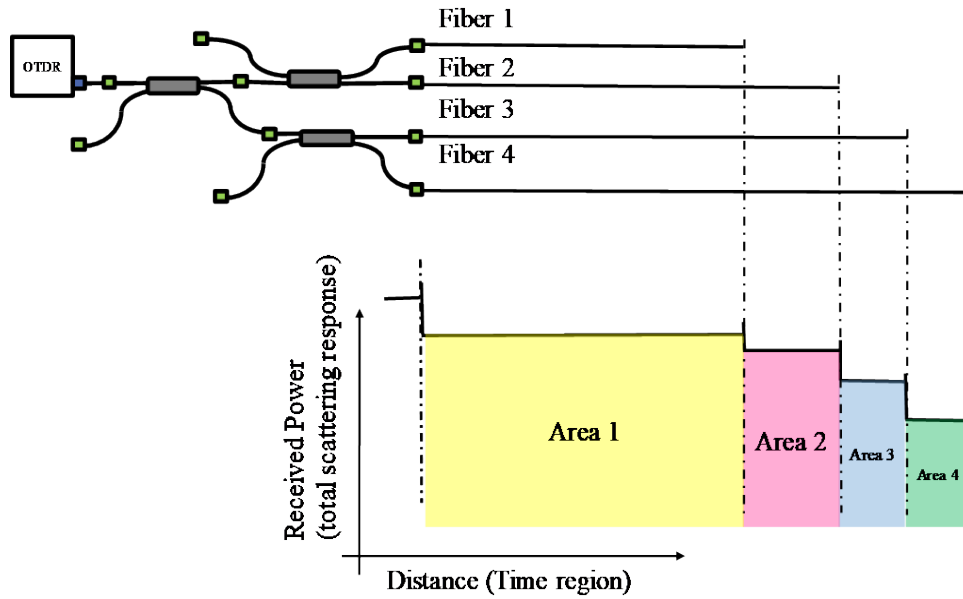


図 4-2-7 4 分岐系分岐光線路の概要

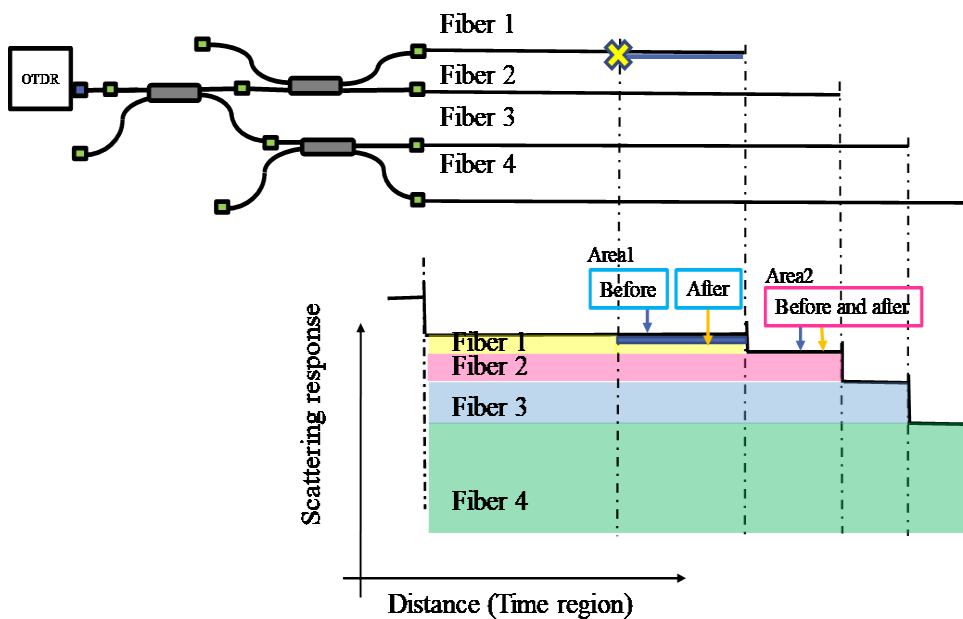


図 4-2-8 分岐光線路における損失変動推移の概要

図 4-2-8 に示すように、Fiber 1 の途中で損失が発生した場合、Fiber 1 の終端までの範囲で後方散乱光強度の分布に変化が生じることになる。このとき図 4-2-8 における Area 1 と Area 2 の差分をとると、Fiber 1 単独の受光強度が得られることから、Fiber 1 の損失発生前後における差分から Fiber 1 に発生した損失を算出することができる。本計算法をここでは FED (Fiber-End Differential) 法と呼ぶ。Fiber 1 の分岐光強度を C_1 、Fiber 2 の分岐高強度を C_2 (以下 Fiber 3, Fiber 4 も同様) とすると、レイリー散乱による反射戻り光強度はそれぞれ C_1^2 、 C_2^2 となる。また、通常時の損失を A_1 、 A_2 、異常発生時の損失を A'_1 、 A'_2 とすると、FED 法により Fiber 1 に発生した損失を計算する手順の概略を図 4-

2-9 に示す.

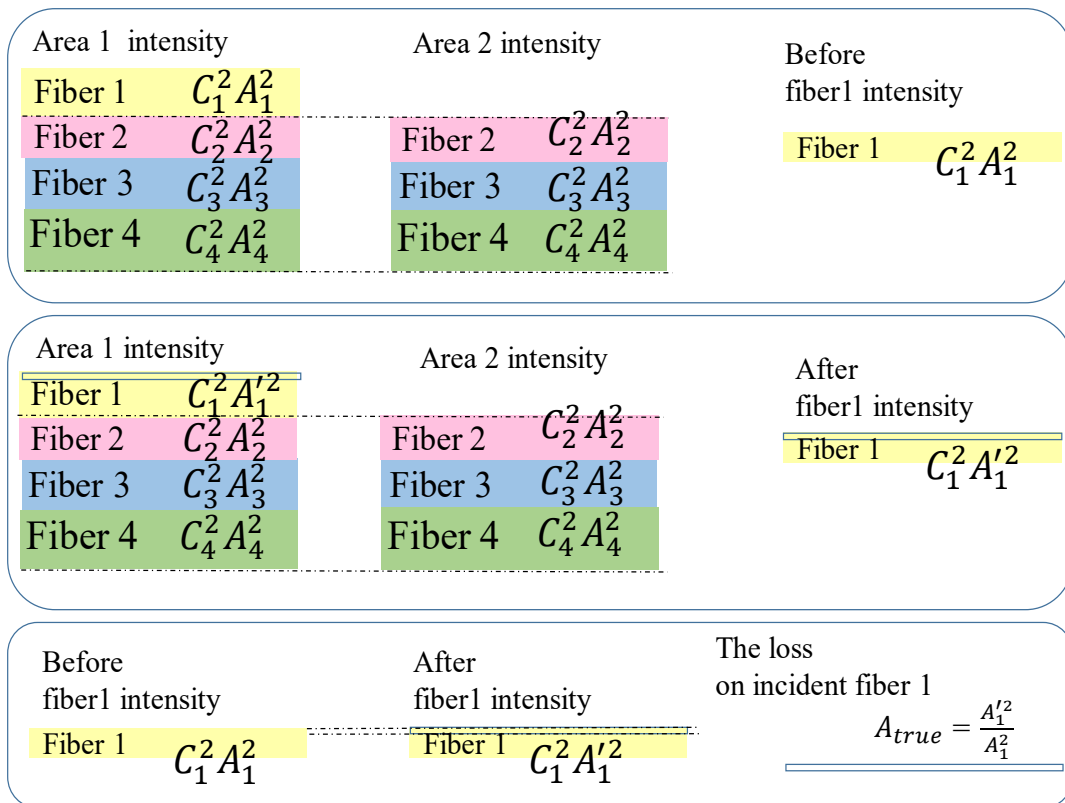


図 4-2-9 FED 法による計算手順

次に対称 4 分岐経路における FED 法による複数の挿入損失推定を行った. 実験で用いた対称 4 分岐系を図 4-2-10 に示す.

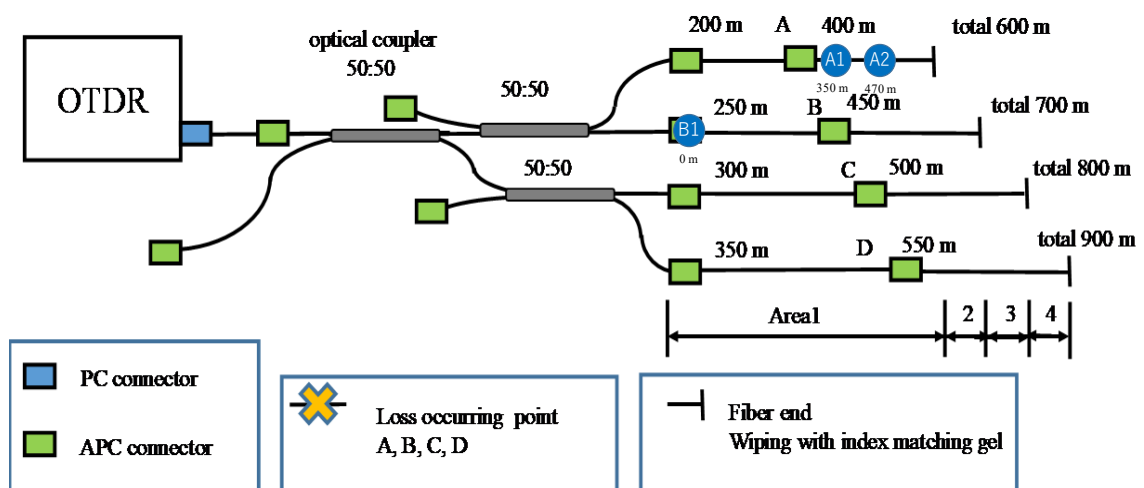
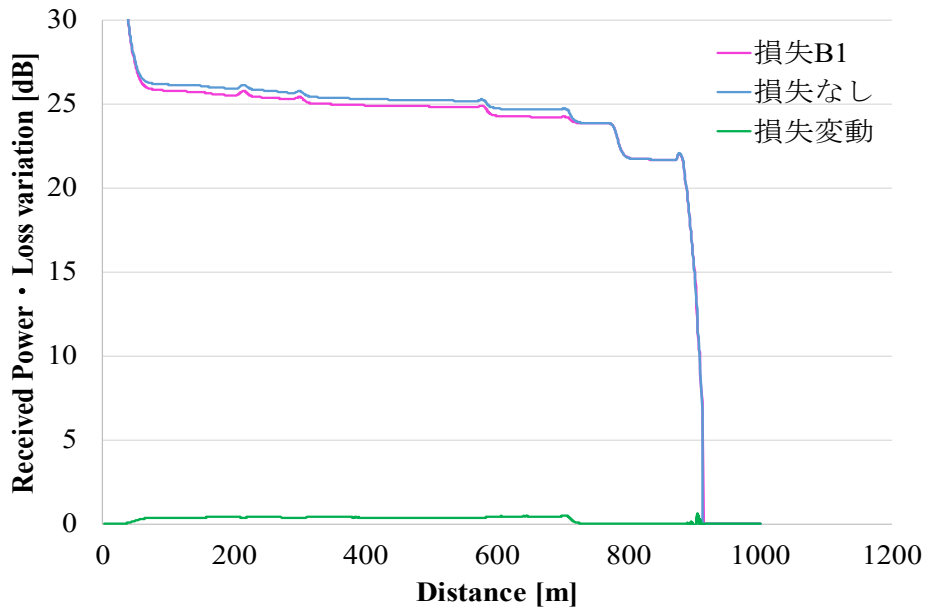


図 4-2-10 対称 4 分岐系の概要

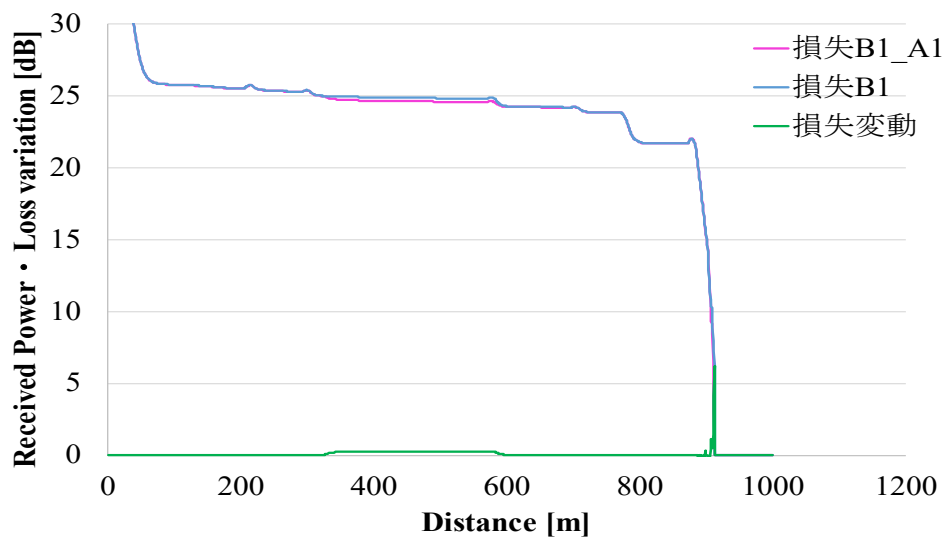
OTDR 装置に 2 分岐光カプラ 3 つを 2 段接続し, 4 つの接続点にシングルモード光ファイバを終

端面がそれぞれ約 600 m, 約 700 m, 約 800 m, 約 900 m 地点となるように接続した。それぞれのファイバの約 200 m, 約 250 m, 約 300 m, 約 350 m の地点に接続点 A, B, C, D を設けた。

図 4-2-11 に状態が推移したときの反射応答の差を示す。初期状態から B1 地点に損失が発生した状態への推移（状態 W とおく）を (a), B1 地点に損失が発生した状態から B1 地点の損失が増大し, A1 に損失が発生した状態への推移（状態 X とおく）を (b), B1 地点と A1 地点に損失が発生した状態から B1 地点, A1 地点と A2 地点に損失が発生した状態への推移（状態 Y とおく）を(c)とおき, 損失なし状態から B1 地点, A1 地点と A2 地点に負荷をかけた状態への推移（状態 Z とおく）を(d)を示す。

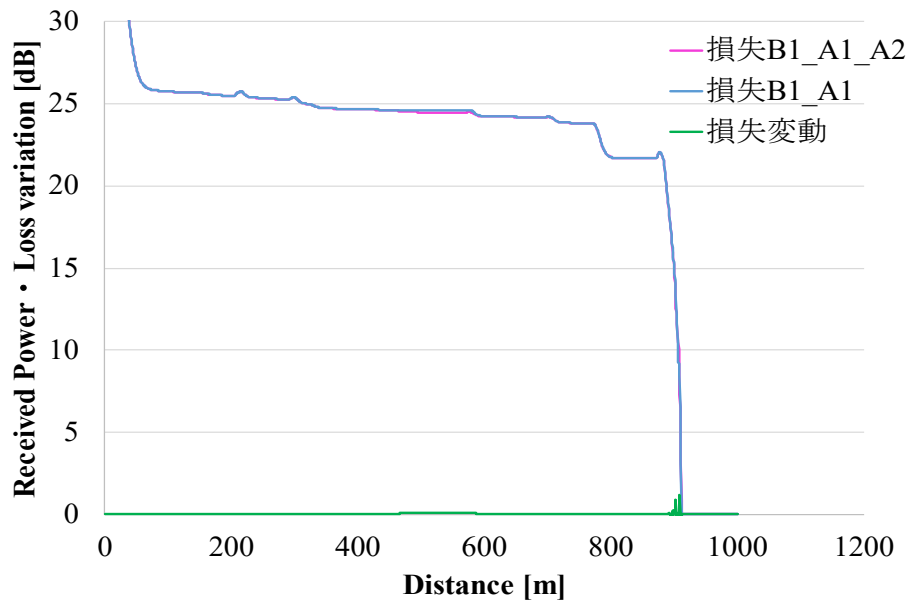


(a) 状態 W における反射応答の推移

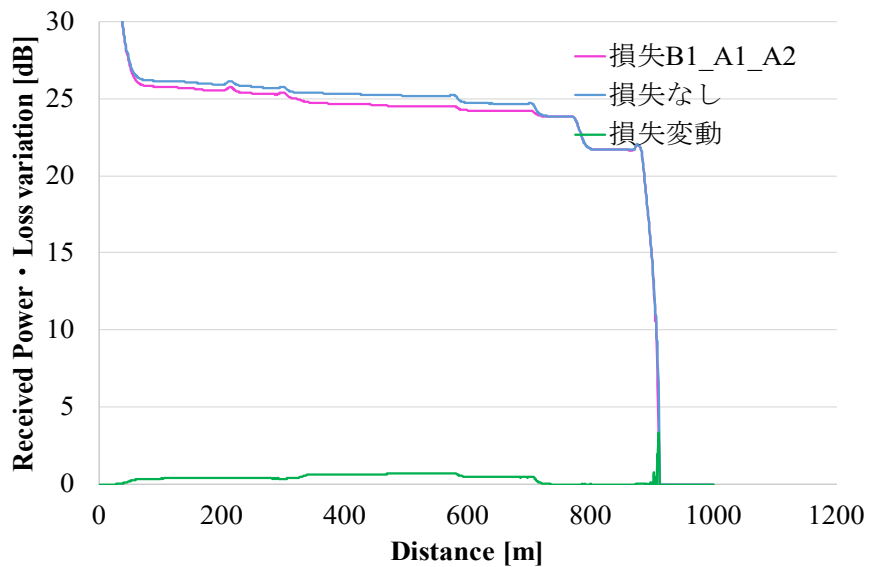


(b) 状態 X における反射応答の推移

図 4-2-11 損失変動に伴う反射応答の推移（続く）



(c) 状態 Y における反射応答の推移



(d) 状態 Z における反射応答の推移

図 4-2-11 損失変動に伴う反射応答の推移 (続き)

損失の発生に時間差がない状態を状態 Z とし、状態 Z を分割した時間差を設けた状態が状態 W～Y と考えると、時間差を設けた状態での損失の総和が時間差がない状態での損失と一致するはずである。

次に各状態から推定した損失を表 4-2-1 に示す。各地点の損失推定値は、各地点に与えた損失発生範囲に概ね入っていることを確認した。

表 4-2-1 各状態における A, B, C, D 地点の損失推定値 (dB)

	A	B	C	D
状態W	0.25	1.91	0.00	0.00
状態X	1.26	0.07	0.00	0.00
状態Y	0.80	0.02	0.00	0.00
状態Z	2.30	2.00	0.01	0.00

以上述べた通り、時間差を前提として、初期状態を示すデータを推移させることで、分岐光線路における同一線路上の損失を切り分けることが可能であることが明らかとなった。OTDR による時間差を前提とした分岐光線路における損失変動検出方法を用いることにより、広域で低コストなモニタリングシステムの構築に役立つ可能性を見出した。7)

4-2-3. 光ひずみゲージによるひずみ測定

(1)はじめに

光ファイバによるひずみ測定として FBG センサが知られている。FBG センサはひずみ加わったときに反射スペクトルが変化するため、広帯域光源の反射光を光スペクトラムアナライザで検出することによりひずみ量を測定できる。しかしながら、波長の差を測定するために装置が高価になること、FBG を製造する際に光ファイバの被覆をいったん除去する必要性から光ファイバ表面にマイクロクラックが発生する確率を 0 にすることができず、長期信頼性が失われる短所を有していた。

本研究で作成した光ひずみセンサは、光通信に使われる通常のシングルモード光ファイバを用い、被覆を除去せずにセンサを作成することにより、極めて安価であるとともに本来光ファイバが有している長期信頼性が期待できる。

(1)光ひずみゲージの構成と特性

高分子基複合材料のマルチスケール損傷評価手法のひとつとして、通常のシングルモード光ファイバ (SMF) の曲げを利用した光ひずみセンサを試作し、金属板のひずみ測定が可能であることを確認した。本方法は FBG と異なり、被覆を除去しない SMF を用いるため、光ファイバセンサの寿命を予測できるのが特徴である。

使用した光ファイバを 90 度曲げた際の曲率半径と曲げ損失の関係を実測した結果を図 4-2-12 に示す。この結果より、曲げの効果が期待できる曲率半径 4 mm 以下の部分ができるようにセンサを設計した。

作成した光ひずみセンサの構造を図 4-2-13 に示す。ステンレスピンを等間隔に並べた間を縫うように SMF 心線 (被覆外径 0.25 mm) を配し、上下をアルミニウムテープで挟んでシリコーン系接着剤で固めて作製した。

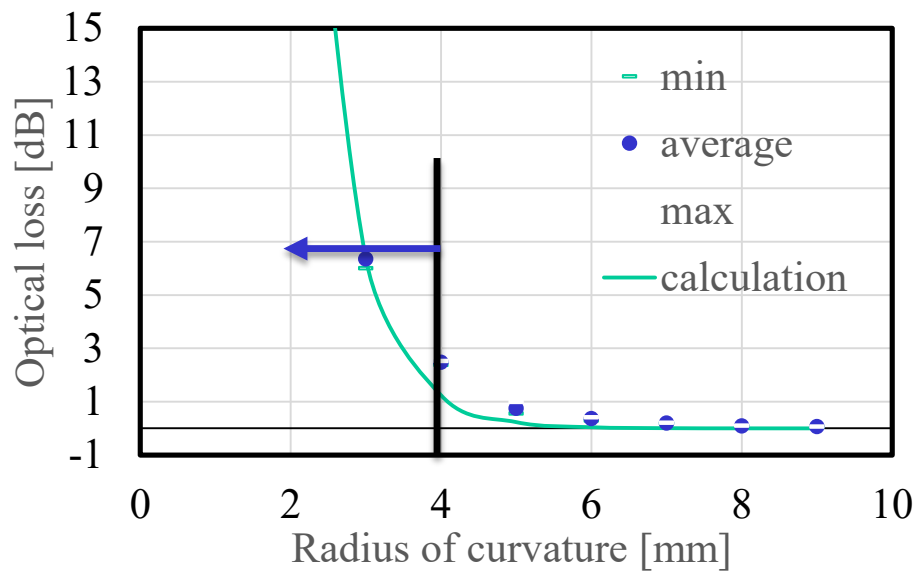


図 4-2-12 光ファイバの曲げと損失の関係

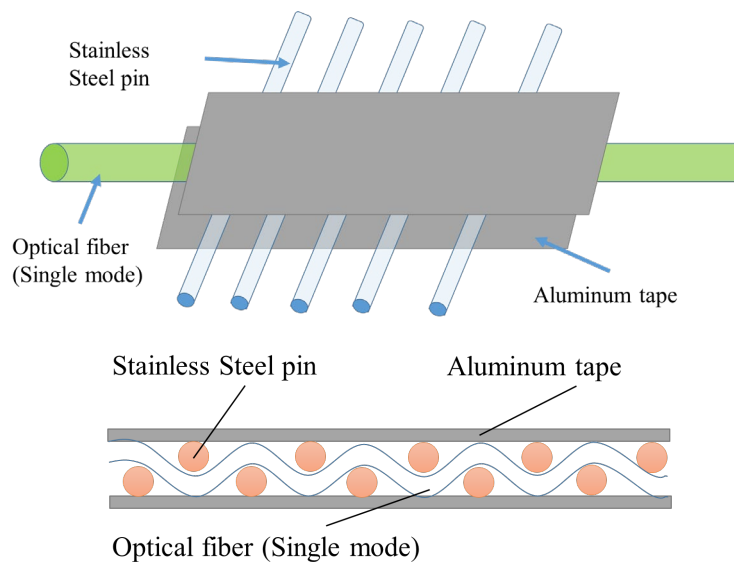


図 4-2-13 光ひずみゲージの構造

本光ひずみセンサと通常のひずみゲージを 0.5 mm 厚のステンレス板に貼り付け、図 4-2-14 に示すように引張り試験を行った結果を図 4-2-15 に示す。ひずみの増大に応じて光ひずみセンサの透過損失が増大し、 $100 \mu\epsilon$ のひずみに対して約 0.3 dB の損失増大が観測された。また、このステンレス板に 10 N まで荷重をかけた場合と、除荷した場合の損失変動を比較すると、図 4-2-16 に示すようにほぼ同じ変化を示し、再現性が確保されていることを確認した。

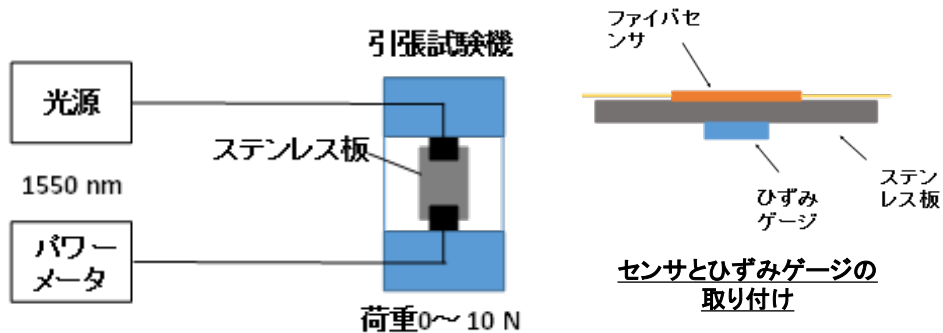


図 4-2-14 ファイバセンサによるひずみ測定

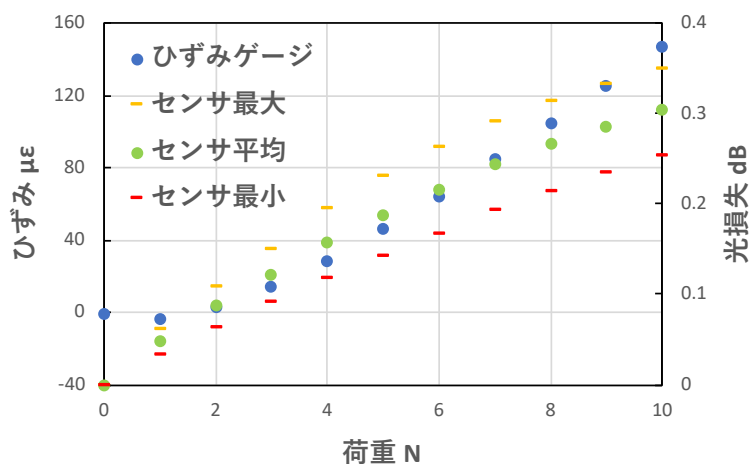


図 4-2-15 実測したひずみと光ひずみゲージ

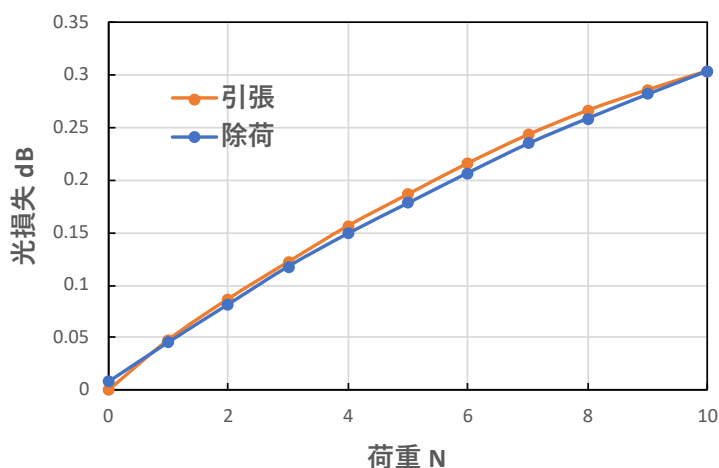


図 4-2-16 光ファイバセンサの引張・除荷による損失変動

OTDR 等を用いることにより光ファイバ上で生じた損失変動の位置と変動量を測定できることから、本光ひずみセンサにより高価な測定機を用いなくとも、複数箇所のひずみの監視が可能であることが明らかとなった。また、上述の分岐光ファイバに配置するセンサとしても適していることが

ら、2次元的に本センサを設置することができるとともに、一部の光ファイバが破断しても他の箇所での測定を続けることができる。⁸⁾

また、光ファイバを曲げると偏波依存性損失 (Polarization Dependent Loss: PDL) が発生することが知られている。センサの PDL が大きいと測定値が不安定になるため、本センサの PDL を調べた結果を図 4-2-17 に示す。PDL は概ね 0.05 dB 以下であり、問題が無いことを確認した。⁹⁾

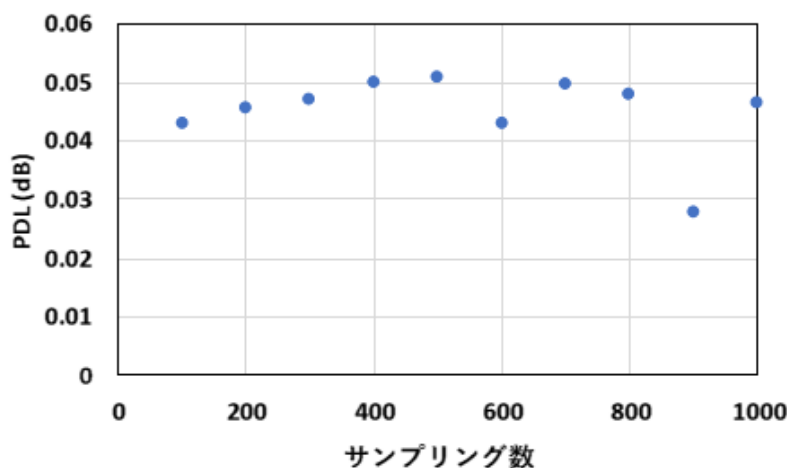


図 4-2-17 光ひずみゲージの PDL

4-2-4. BOF センサによる AE 波検出

(1)はじめに

炭素繊維複合材 (CFRP) は非常に軽く、強度が高いことから、航空、宇宙分野などで広く使用されている。しかし、金属とは違い柔軟性がないため、衝撃負荷が加わると図 4-2-1 のように樹脂割れ、繊維破断、自由端面での層間剥離などが発生する。それらの症状は複合材にとって致命的であり、強度が失われ壊れやすくなる。それを防ぐためには損傷初期の段階で発見しなければならない。その検出方法として Acoustic Emission (AE) 法が挙げられる¹⁰⁾。AE とは材料内部に蓄積された歪みエネルギーが解放され、弾性波となり材料内を伝搬する。その弾性波をリアルタイムで検出することができれば初期段階で損傷した箇所を交換することが可能になると考えられる。これらの測定はピエゾを用いたセンサが主流であり、このセンサは振動を微弱電流に変換して測定を行うが使用環境によってはサージ電流、防爆などの対策を行う必要がある。光ファイバは伝搬損失が低く電磁ノイズの影響を受けないので長距離でのリモートセンシングが可能であるとともに、通信の分野で広く普及していることから安価に入手可能である。また、サージ電流の恐れがないため、防爆が求められる特殊環境下での計測に適していると考えられており、電気式計測技術に代わり、近年様々な場所で採用が進んでいる。

本研究ではファイバ端面に誘電体多層膜フィルタを直接形成した BOF (Band-pass Filter On Fiber-end)³⁾を用いて炭素繊維複合材の AE 波の検出を試みた

(1)BOF センサ

BOF センサは図 4-2-18 に示すように SMF を中心に固定した外径 1.25 mm のスタブ先端に誘電

体多層膜による帯域フィルタ (Band Pass Filter: BPF) を蒸着し、このスタブと光ファイバを接続して構成したもので、BOF (BPF On Fiber-end) と呼ぶ。³⁾

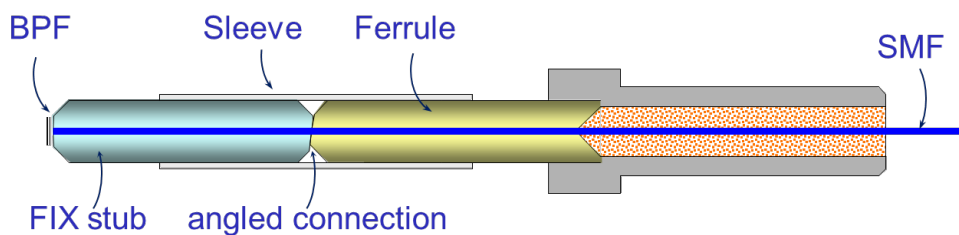


図 4-2-18 BOF の構造

BOF 先端に圧力がかかると反射スペクトルが波長方向にシフトするため、図 4-2-19 に示すように反射スペクトルの中で反射率が変化する波長により反射率を測定すると、圧力の変化を反射率の変化として捉えることが可能である。

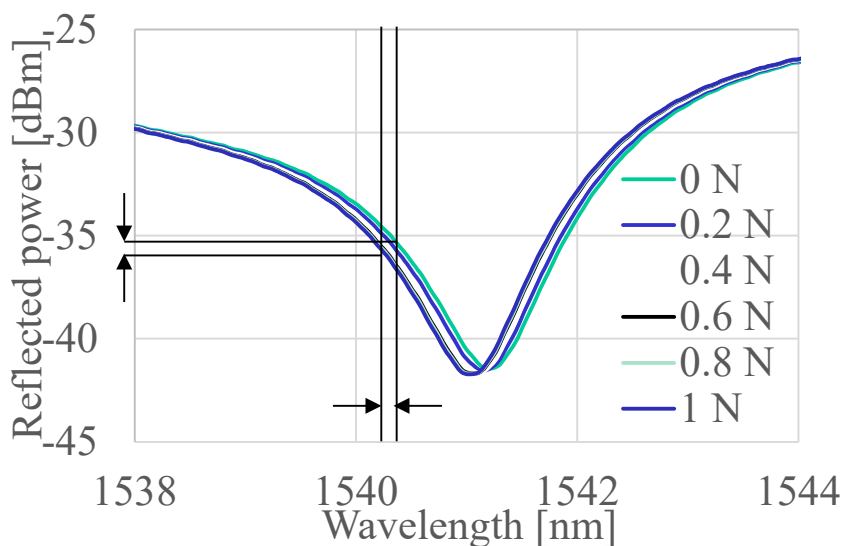


図 4-2-19 BOF による圧力の測定原理

反射率の変化を捉えるため、図 4-2-20 に示す OCWR 法により反射光パワーを連続的に測定した。BOF の帯域を調べるため、図 4-2-20 に示すピエゾ素子を振動させた場合の光出力の振幅を測定した結果を図 4-2-21 に示す。

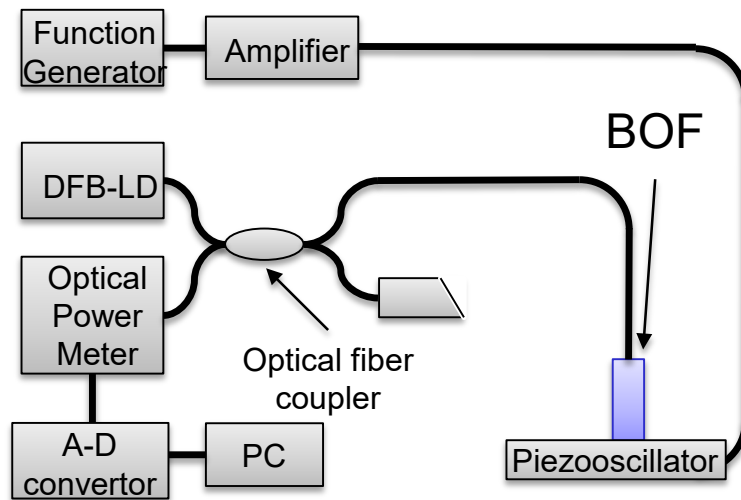


図 4-2-20 OCWR 法による反射光パワーの測定

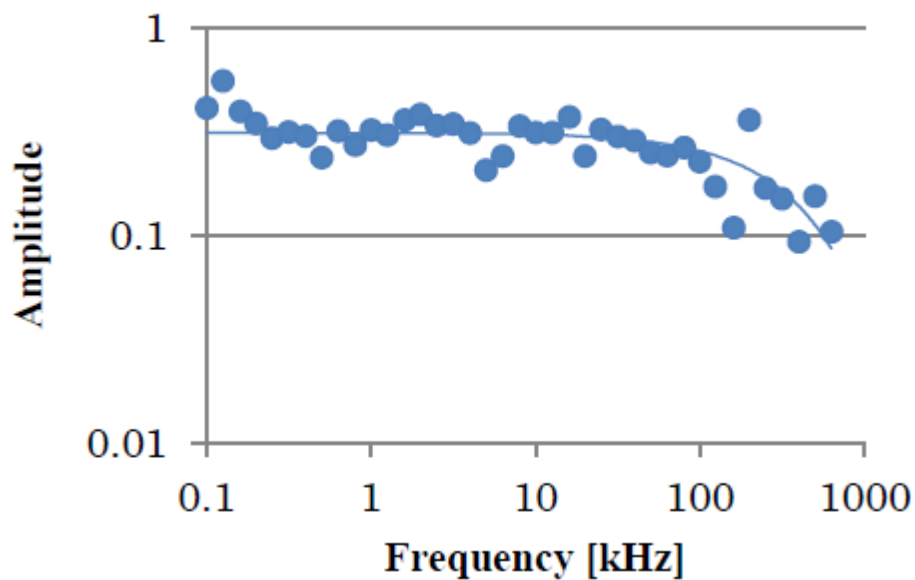


図 4-2-21 BOF による測定帯域

図 4-2-21 に示すように 630 kHz 程度までは測定帯域があると思われ、AE 波の検出に用いるセンサとして十分可能性があることを確認した。

次に図 4-2-22 に示すように本 BOF を CFRP に取り付けられた状態で CFRP の 3 点曲げ破壊試験を行い、BOF の反射率変化を測定した。BOF は図 4-2-23 に示すように CFRP 表面にばねで押し付ける形で固定した。¹¹⁾

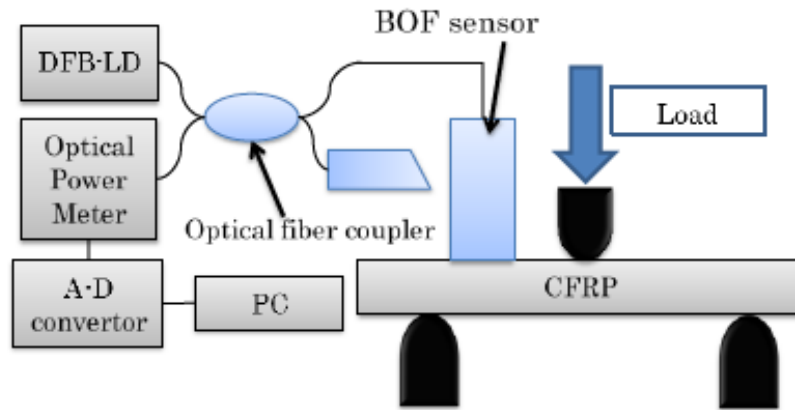


図 4-2-22 CFRP の 3 点曲げ試験

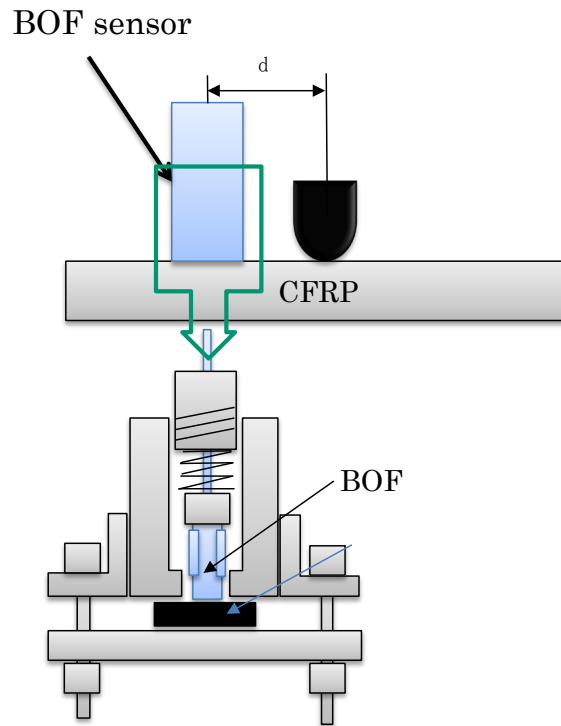


図 4-2-23 CFRP に対する BOF センサの取り付け方法

CFRP に 300 N 一定の荷重をかけながら AE 波の検出を試みた。荷重印加開始 26 分後に検出された信号を図 4-2-24 に、35 分後に検出された信号を図 4-2-25 に示す。¹²⁾

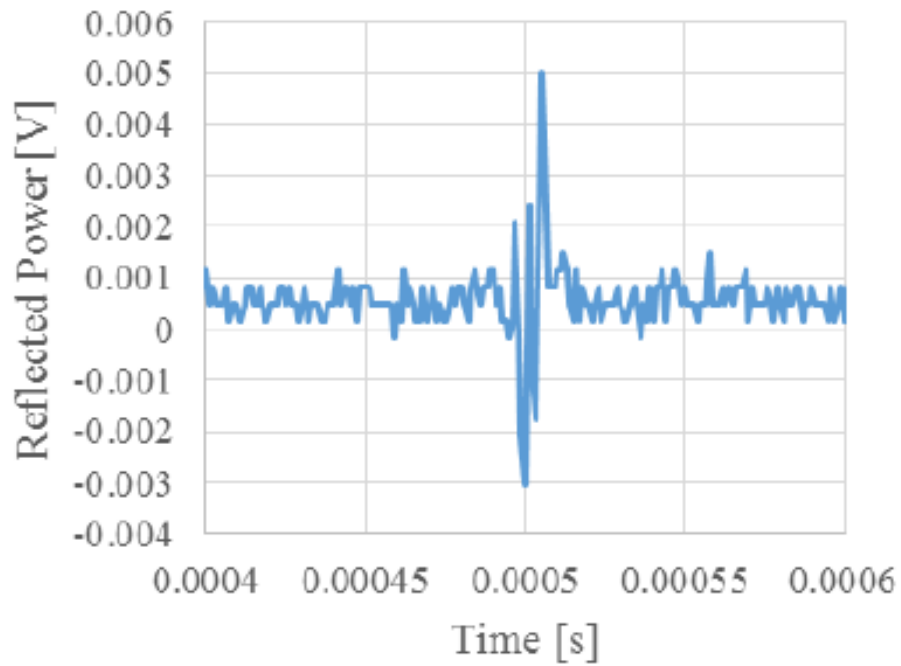


図 4-2-24 荷重印加 26 分後に検出された振動

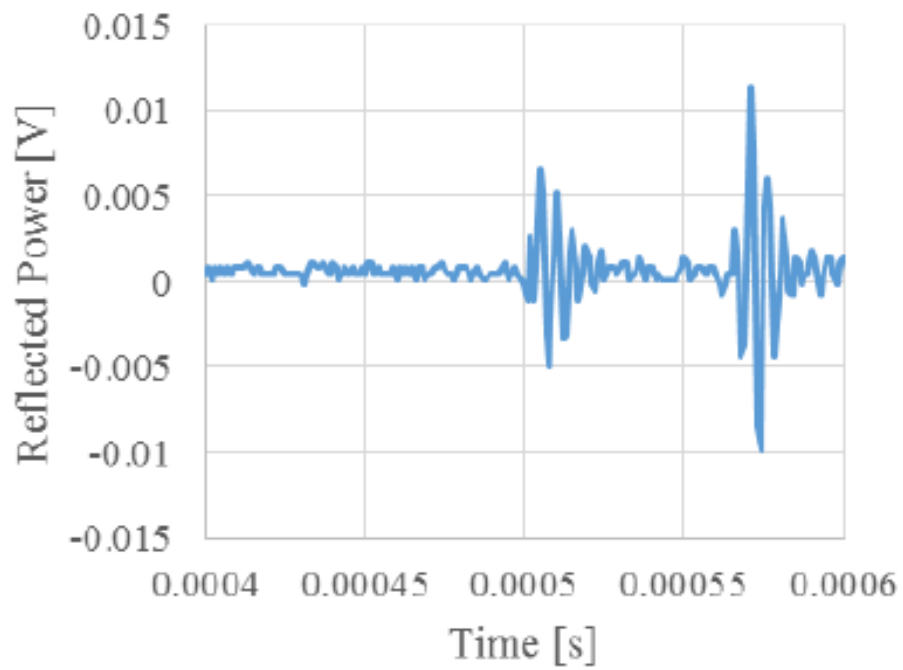


図 4-2-25 荷重印加 35 分後に検出された振動

次に CFRP 上に鋼球を落下させ、衝撃印加時に発生する AE 波の検出を試みた。衝撃印加方法を図 4-2-26 に示す。¹³⁾

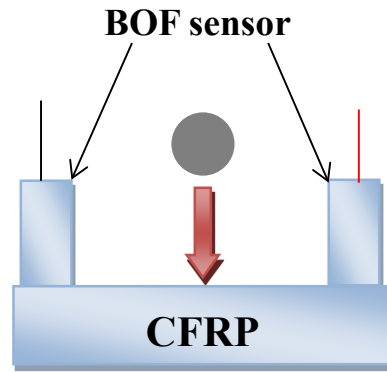


図 4-2-26 鋼球落下による CFRP への衝撃印加実験

衝撃印加時に BOF から検出された信号を図 4-2-27 に、High-pass filter を通して得た信号を図 4-2-28 に示す。

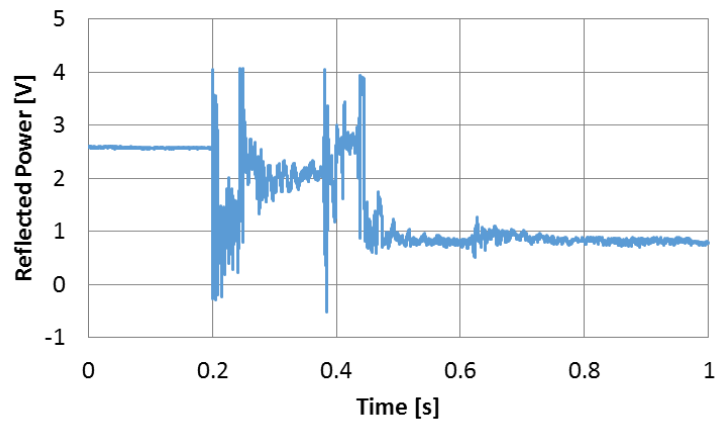


図 4-2-27 衝撃印加時に CFRP より発生した信号

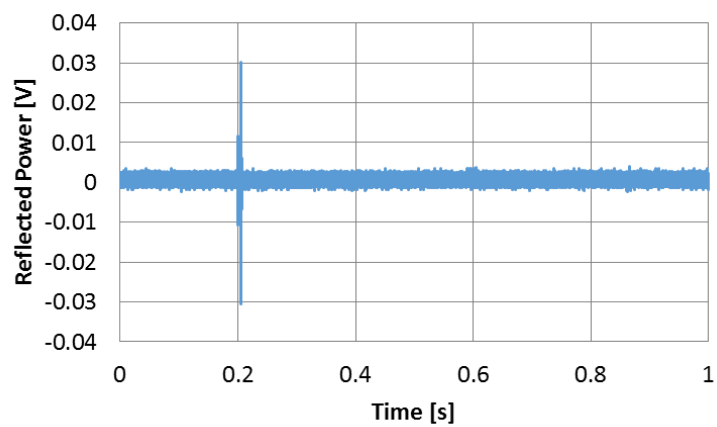


図 4-2-28 high-pass filter 通過後

衝撃を印加すると CFRP 全体が不規則に振動するが、AE 波は周波数が高いため、図 4-2-28 で得られた信号は AE 波を捉えていることが期待できる。一連の実験で得られた信号を詳しく解析すると、50 kHz (図 4-2-29) , 60 kHz (図 4-2-30) , 200 kHz (図 4-2-31) 付近の信号が瞬間的に発生しており、これらが AE 波だと考えられる。¹³⁾

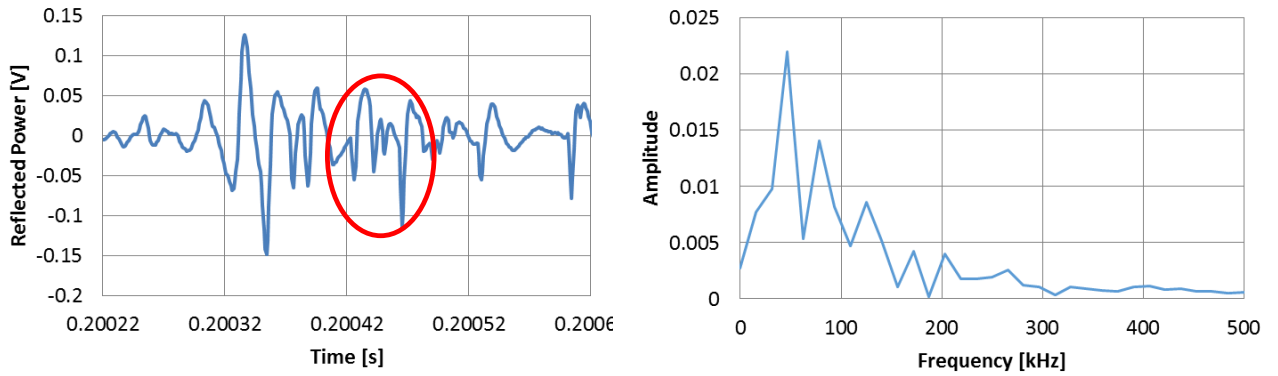


図 4-2-29 衝撃時に発生した 50 kHz の信号

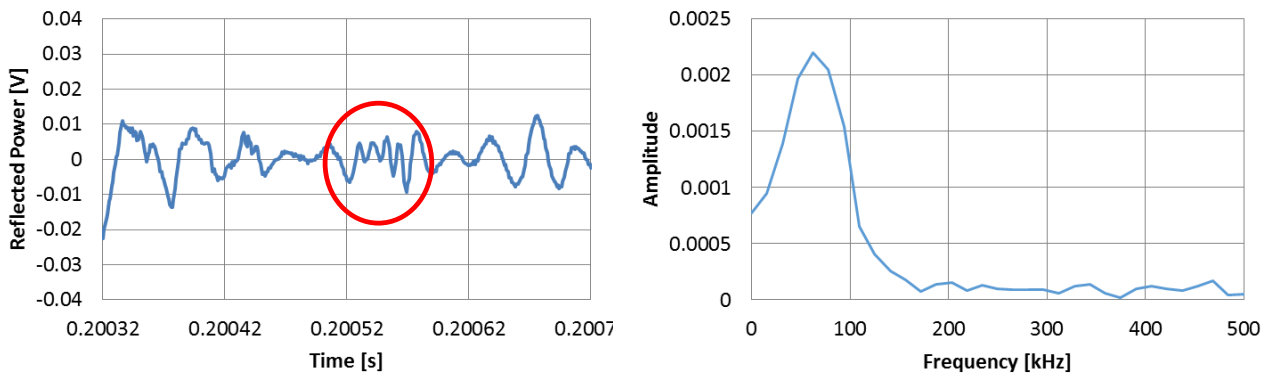


図 4-2-30 衝撃時に発生した 60 kHz の信号

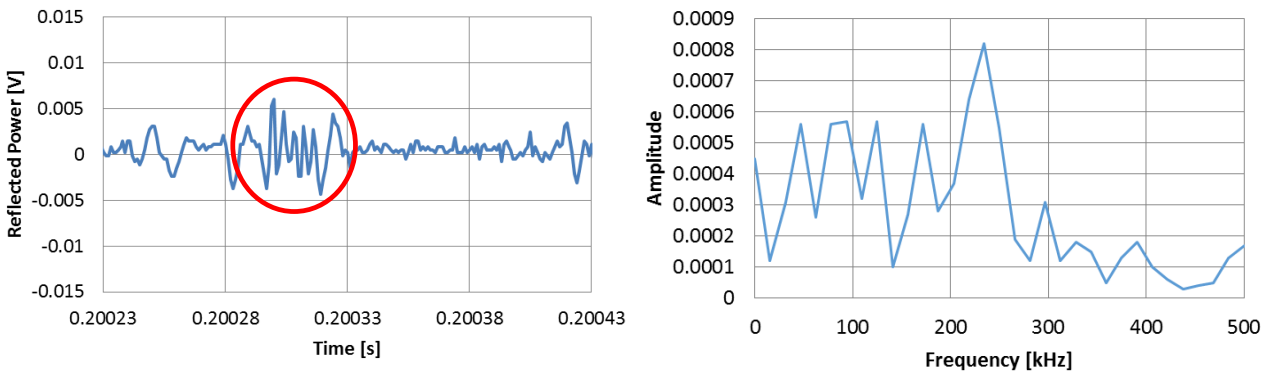


図 4-2-31 衝撃時に発生した 200 kHz の信号

CFRPの破壊モードとAE波の周波数は表4-2-2のように関係づけられることが知られており、これを根拠とすると、今回検出したAE波の周波数より、試験片には樹脂割れと層間剥離が起きていると思われる。実際に試験片を観察すると、この2つの破壊が起きていることを確認した。

表 4-2-2 CFRP 破壊モードと AE 波周波数の関係

破壊モード(曲げ)	周波数(kHz)
樹脂割れ	50～100
層間剥離	150～250
繊維破断	270～390

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—フラクタル次元とニューラルネットワークの適用—
 宅間正則, 新家昇, 鈴木健, 藤井俊行 精密工学会誌 Vol.68,
 No.10.2002日本複合材料学会誌 第34巻 第6号 (2008)

4-2-5. まとめ

炭素繊維複合材の光ヘルスマモニタリングを可能とする以下3点の技術を新たに提案し、実験により有効性を確認した。

- (1) 分岐光線路による損失変動検出
- (2) 光ファイバの曲げを利用した光ひずみゲージ
- (3) BOFによるAE波検出

技術(1)は2次元的に広い範囲にセンサを設置するのに適したトポロジであるとともに、一部の光ファイバが破断した場合でも残りのセンサの情報を取り続けることが可能となる。技術(2)は他の光ファイバセンサに比較して安価に製作することが可能であるとともに、被覆除去が必要ないことから光ファイバが本来持っている長期信頼性を維持することが可能である。技術(3)は被測定対象周りに電気ケーブルを設置する必要が無いことから、水素タンク等、防爆性を求められる測定対象に適している。

[参考文献]

- 1) 成澤都夫, "AE法の原理と応用", マテリアルライフ.vol3, No.1, pp22-31, Jan, 1991.
- 2) 大野 博重, 内山 泰臣, 倉嶋 利雄, "BOTDRにおけるひずみ・温度同時計測" 電子情報通信学会総合大会講演論文集 1999年.通信(2), pp.371, March.1999.
- 3) 斧田誠一, 中野正行, 黒木保, 井上恵一, "BOF (BPF On Fiber-end) 反射スペクトルの温度依存性", 電子情報通信学会技術研究報告 EMD2007-31, pp11-15, Aug.,2007.
- 4) JIS C 61300-3-6: 2011, 光ファイバ接続デバイス及び光受動部品—基本試験及び測定手順—第3-6部: 反射減衰量測定
- 5) 遠藤隆昭, 長瀬亮, "分岐光線路における損失変動検出方法の研究" 2014年電子情報通信学会ソサイエティ大会, C-3-42, (2014).
- 6) 遠藤隆昭, 長瀬亮, "分岐光線路における損失変動検出方法の研究(6)", 電子情報通信学会技術研究報告 EMD2016-37, (2016.8).
- 7) 遠藤隆昭, 長瀬亮, "分岐光線路における損失変動検出方法の研究(7)", 電子情報通信学会技術研究報告 EMD2017-109, (2017.3).

- 8) 倉持亮太, 松田健太郎, 長瀬亮, “光ファイバを用いたひずみセンサの試み”, 電子情報通信学会技術研究報告, EMD2018-62, (2019.3).
- 9) 倉持亮太, 松田健太郎, 長瀬亮, “光ファイバ型ひずみセンサの偏波依存性”, 電子情報通信学会技術研究報告, EMD2019-32, (2019.8).
- 10) 影山和郎, 松尾剛, 明松圭昭, 村山英昌, 大沢勇, 金井誠, 鴨沢潔, “CFRP 疑似等方積層材の引張り負荷過程で放出される AE の周波数特性” 日本複合材料学会 2005 年度研究発表公園予稿集, pp. 69-70, 2005.
- 11) 末永, 克樹, 松田健太郎, 長瀬, “光ファイバを用いた炭素繊維複合材の AE 波検出に関する検討”, 電子情報通信学会技術研究報告, EMD2018-5, (2018.5)
- 12) 末永克樹, 松田健太郎, 長瀬亮, “光ファイバを用いた炭素繊維複合材の AE 波検出に関する検討(2)”, 電子情報通信学会技術研究報告, EMD2018-21, (2018.8).
- 13) 高橋遼, 末永克樹, 松田健太郎, 長瀬亮, “BOF を用いた炭素繊維複合材の衝撃負荷時における AE 波検出の試み”, 電子情報通信学会技術研究報告 EMD2019-53, (2020.1).

4-3. 画像計測を用いた逐次データ同化による損傷同定技術の構築

4-3-1. 拡張カルマンフィルタを用いた損傷部材の逐次データ同化

(1)はじめに

近年、炭素繊維強化プラスチック（Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP）に象徴される高分子基複合材料の使用量が急増しており、その多形態な損傷の発生・進展メカニズムの解明や損傷同定技術の確立が強く求められており、詳細な数値解析を用いた損傷の発生・進展メカニズムに関する研究^(1,2)や、種々のセンサ情報を用いた CFRP の損傷同定技術に関する研究⁽³⁻⁶⁾が数多くなされている。

CFRP の損傷発生・進展メカニズムは非常に複雑であるため、CFRP の損傷同定では解析モデルを用いずに、センサ情報から逆問題として損傷を評価することが多い。一方で、通常の建築構造物では、解析モデルのモデルパラメータ推定問題として建築部材の損傷同定する技術が考案されている⁽⁷⁾。解析モデルを利用して損傷同定を行う場合、推定されたモデルパラメータを用いて損傷後の挙動予測や非測定箇所の状態把握に適用することが可能となり、損傷同定技術の高度化に寄与する可能性を有している。ただし、推定可能なモデルパラメータは利用するセンサの数や精度に依存しており、不適切問題⁽⁸⁾の対処が容易でない場合も多い。解析モデルのモデルパラメータ推定問題として CFRP の損傷同定を考えた場合、建築構造におけるトラスやフレーム等の 1 次元的な部材の損傷同定と比べて、クラックや剥離等の 2, 3 次元的な場における損傷に対応したモデルパラメータを設定する必要があり、推定手法や使用するセンサの選定が重要になる。

本研究では CFRP の損傷同定への適用を目標に、2 次元的な場における損傷を解析モデルのモデルパラメータ推定として同定する方法を構築する。近年、デジタル画像相関法⁽⁹⁾を代表とした画像計測法の発展により、高解像度のデジタルカメラを用いることで、物体の撮影領域に対する膨大な数の 2 次元的な変位計測データを容易に取得することができるようになってきている。膨大な数の変位計測データを利用することで、多数のモデルパラメータを推定することが可能になると考えられる。本研究では、2 次元の有限要素解析モデルに対して画像計測から多数の節点変位が計測可能であると想定し、各要素の剛性をモデルパラメータとして構造の部分的な損傷を要素剛性の低下として損傷同定を行うことを考える。モデルパラメータの推定方法として、拡張カルマンフィルタ⁽¹⁰⁾ (Extended Kalman Filter, EKF) を用いて、逐次的に要素剛性の推定を行う。EKF を用いて解析モデルのモデルパラメータを推定する技術は、数値シミュレーションと計測データを統計的に融合する逐次データ同化⁽¹¹⁾で総称される技術の一つである。逐次データ同化技術は、不適切問題の対処が比較的容易であり、様々なセンサ情報を推定に反映することが可能であるため、本研究で対象とする画像計測を用いた損傷同定にも適していると考えられる。以降で、まず(2)では EKF を用いた逐次データ同化の定式化を示す。次に(3)で、平面応力要素の剛性をモデルパラメータとした場合の変位感度と EKF に必要なヤコビ行列を導出する。(4)で、数値実験により損傷同定の有効性を検証する。(5)では、画像計測としてデジタル画像相関法を採用し、亀裂を有する部材の引張試験データから本手法の有効性の検証を行う。

(2)EKF を用いた逐次データ同化

(2-1)モデルパラメータを用いた時間更新式

構造解析モデルの逐次データ同化では、剛性方程式に含まれる物性値等のモデルパラメータの一部に時間更新式を設定し、逐次的に取得される計測データを使ってモデルパラメータを逐次推定する。本研究では、次式のように逐次データ同化の分野で一般的に用いられるパラメータのランダムウォークモデルを時間更新式に設定する。

$$\begin{aligned} \mathbf{s}_{t+1} &= \mathbf{s}_t + \mathbf{w}_{t+1} \\ \mathbf{s}_t &= [{}^1s_t \quad {}^2s_t \quad \dots \quad {}^qs_t]^T \end{aligned} \quad (4-3-1)$$

ここに is_t は時刻 t における i 番目のモデルパラメータの値、 q は推定対象とするモデルパラメータの総数、 \mathbf{w}_{t+1} はモデルパラメータの摂動を表すシステムノイズベクトルである。

(2-2) 変位計測の観測方程式

一般に線形有限要素法により離散化された構造物の静的な平衡方程式は次式のように表される。

$$\mathbf{K}_t \mathbf{u}_t = \mathbf{f}_t \quad (4-3-2)$$

ここに総自由度を n として、 \mathbf{K}_t は時刻 t のモデルパラメータから構成される $n \times n$ の剛性行列であり、 \mathbf{u}_t は $n \times 1$ の節点変位ベクトル、 \mathbf{f}_t は $n \times 1$ の外力ベクトルである。節点変位ベクトル \mathbf{u}_t を変位量が指定された $n_b \times 1$ のベクトル $\mathbf{u}_{b,t}$ とそれ以外の $n_f \times 1$ のベクトル $\mathbf{u}_{f,t}$ で分割して表現すると、剛性方程式は次式のように表される。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{ff,t} & \mathbf{K}_{fb,t} \\ \mathbf{K}_{fb,t} & \mathbf{K}_{bb,t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{f,t} \\ \mathbf{u}_{b,t} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_{a,t} \\ \mathbf{f}_{r,t} \end{bmatrix} \quad (4-3-3)$$

ここに $\mathbf{f}_{a,t}$ は荷重ベクトル、 $\mathbf{f}_{r,t}$ は反力ベクトルに対応する。式(4-3-3)から

$$\mathbf{K}_{ff,t} \mathbf{u}_{f,t} = \mathbf{f}_{a,t} - \mathbf{K}_{fb,t} \mathbf{u}_{b,t} \quad (4-3-4)$$

が得られ、 $\mathbf{u}_{f,t}$ は以下のように求められる。

$$\mathbf{u}_{f,t} = \mathbf{K}_{ff,t}^{-1} \mathbf{f}_{a,t} - \mathbf{K}_{ff,t}^{-1} \mathbf{K}_{fb,t} \mathbf{u}_{b,t} \quad (4-3-5)$$

本研究では、計測データとして $\mathbf{u}_{f,t}$ に対応した節点の変位量を取得した場合を考える。このとき変位計測の観測方程式は以下のように表される。

$$\mathbf{y}_t = \mathbf{u}_{f,t}(\mathbf{s}_t) + \mathbf{v}_t \quad (4-3-6)$$

ここに \mathbf{y}_t は $n_f \times 1$ の観測ベクトル、 \mathbf{v}_t は観測ノイズベクトルであり、 $\mathbf{u}_{f,t}(\mathbf{s}_t)$ は式(4-3-5)で表される時刻 t のモデルパラメータベクトルと $\mathbf{u}_{f,t}$ の関係式である。

(2-3) 観測方程式のヤコビ行列

モデルパラメータに剛性行列に関連する設定値が含まれる場合、式(4-3-5)は非線形関係式となる。この場合、EKFを用いた逐次データ同化を実行するためには、観測方程式のヤコビ行列が必要となる。

剛性行列に関連するモデルパラメータベクトルを以下のように定義する。

$$\mathbf{a}_t = [{}^1a_t \quad {}^2a_t \quad \dots \quad {}^{q_a}a_t]^T \quad (4-3-7)$$

ここに ${}^i a_t$ は時刻 t における i 番目の剛性行列に関連するモデルパラメータの値、 q_a は推定対象とする ${}^i a_t$ の総数である。式(4-3-4)に対して直接微分法により変位感度ベクトルを求めると

$$\frac{\partial \mathbf{u}_{f,t}}{\partial \mathbf{a}_t} = -\mathbf{K}_{ff,t}^{-1} \left(\frac{\partial \mathbf{K}_{ff,t}}{\partial {}^i a_t} \mathbf{u}_{f,t} + \frac{\partial \mathbf{K}_{fb,t}}{\partial {}^i a_t} \mathbf{u}_{b,t} \right) \quad (4-3-8)$$

となる。上式を行列で表現すると

$$\frac{\partial \mathbf{u}_{f,t}}{\partial \mathbf{a}_t} = \mathbf{H}_t \quad (4-3-9)$$

を得る。ただし

$$\mathbf{H}_t = [\mathbf{h}_{t,1} \ \cdots \ \mathbf{h}_{t,q_a}] \quad (4-3-10)$$

$$\mathbf{h}_{t,i} = -\mathbf{K}_{ff,t}^{-1} \left(\frac{\partial \mathbf{K}_{ff,t}}{\partial^i a_t} \mathbf{u}_{f,t} + \frac{\partial \mathbf{K}_{fb,t}}{\partial^i a_t} \mathbf{u}_{b,t} \right)$$

である。

荷重ベクトル $\mathbf{f}_{a,t}$ 及び変位量が指定された節点変位ベクトル $\mathbf{u}_{b,t}$ については、次式のような線形のモデルパラメータベクトルを定義する。

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{a,t} &= \mathbf{A}_f \mathbf{b}_{f,t} \\ \mathbf{u}_{b,t} &= \mathbf{A}_b \mathbf{b}_{b,t} \end{aligned} \quad (4-3-11)$$

$$\mathbf{b}_{f,t} = [{}^1b_{f,t} \quad {}^2b_{f,t} \quad \cdots \quad {}^{q_f}b_{f,t}]^T$$

$$\mathbf{b}_{b,t} = [{}^1b_{b,t} \quad {}^2b_{b,t} \quad \cdots \quad {}^{q_b}b_{b,t}]^T$$

ここに ${}^i b_{f,t}, q_f$ はモデルパラメータに設定する i 番目の荷重量とそのパラメータ総数, \mathbf{A}_f は $\mathbf{b}_{f,t}$ と $\mathbf{f}_{a,t}$ を関係付ける変換行列であり, ${}^i b_{b,t}, q_b$ はモデルパラメータに設定する i 番目の変位指定量とそのパラメータ総数, \mathbf{A}_b は $\mathbf{b}_{b,t}$ と $\mathbf{u}_{b,t}$ を関係付ける変換行列である。

ここで、式(4-3-1)で定義されるモデルパラメータベクトルとして以下を考える。

$$\mathbf{s}_t = [\mathbf{b}_{f,t}^T \quad \mathbf{b}_{b,t}^T \quad \mathbf{a}_t^T]^T \quad (4-3-12)$$

このとき、式(4-3-5), (4-3-9), (4-3-11)より観測方程式のヤコビ行列は次式のように表される。

$$\mathbf{F}_t = [\mathbf{K}_{ff,t}^{-1} \mathbf{A}_f \quad -\mathbf{K}_{ff,t}^{-1} \mathbf{K}_{fb,t} \mathbf{A}_b \quad \mathbf{H}_t] \quad (4-3-13)$$

(2-4) システムノイズと観測ノイズの設定

逐次データ同化では、モデルパラメータの摂動を表すシステムノイズベクトルと観測方程式の不確定性を表す観測ノイズベクトルについて、これらが従う適当な確率分布を仮定して推定を実行する。本研究では、これらのノイズを以下の共分散行列に従う平均0の正規乱数に仮定する。

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \sigma_{s,1}^2 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sigma_{s,q}^2 \end{bmatrix} \quad (4-3-14)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \sigma_{obs,1}^2 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sigma_{obs,n_f}^2 \end{bmatrix} \quad (4-3-15)$$

ここに $\sigma_{s,i}^2$ は i 番目のモデルパラメータに対するシステムノイズの分散値, $\sigma_{obs,i}^2$ は i 番目の観測量に対する観測ノイズの分散値である。

(2-5) EKF によるモデルパラメータ推定

以降に EKF によるモデルパラメータ推定の実行手順を示す。

Step1: 初期値の設定

モデルパラメータベクトルの初期値 $\mathbf{s}_{0|0}$ と初期値の共分散行列 $\mathbf{P}_{0|0}$ を設定する。ここに右下添え字の $t|t$ は時刻 t の状態推定値を表す。

Step2: 時間更新

次式によりモデルパラメータベクトルの予測値とその共分散行列を求める。

$$\begin{aligned}\mathbf{s}_{t+1|t} &= \mathbf{s}_{t|t} \\ \mathbf{P}_{t+1|t} &= \mathbf{P}_{t|t} + \mathbf{Q}\end{aligned}\quad (4-3-16)$$

ここに右下添え字の $t+1|t$ は時刻 $t+1$ の状態予測値を表す。

Step3: ヤコビ行列の計算

予測値 $\mathbf{s}_{t+1|t}$ を用いて式(4-3-5), (4-3-10), (4-3-13)から観測方程式のヤコビ行列 \mathbf{F}_{t+1} を計算する。

Step4: カルマンゲインの計算

次式によりカルマンゲイン \mathbf{G}_{t+1} を計算する。

$$\mathbf{G}_{t+1} = \mathbf{P}_{t+1|t} \mathbf{F}_{t+1}^T (\mathbf{F}_{t+1} \mathbf{P}_{t+1|t} \mathbf{F}_{t+1}^T + \mathbf{R})^{-1}\quad (4-3-17)$$

Step5: 残差の計算

時刻 $t+1$ における変位計測値から、残差ベクトルを次式で計算する。

$$\mathbf{r}_{t+1} = \mathbf{y}_{t+1} - \mathbf{u}_{f,t+1}(\mathbf{s}_{t+1|t})\quad (4-3-18)$$

Step6: 観測更新

次式によりモデルパラメータベクトルの推定値とその共分散行列を求める。

$$\begin{aligned}\mathbf{s}_{t+1|t+1} &= \mathbf{s}_{t+1|t} + \mathbf{G}_{t+1} \mathbf{r}_{t+1} \\ \mathbf{P}_{t+1|t+1} &= \mathbf{P}_{t+1|t} - \mathbf{G}_{t+1} \mathbf{F}_{t+1} \mathbf{P}_{t+1|t}\end{aligned}\quad (4-3-19)$$

Step7:

時刻をアップデートして Step2 に戻る。

(3) 強制変位を受ける平面応力モデルのモデルパラメータ

(3-1) 平面応力要素の剛性方程式

本研究では、強制変位を受ける平面応力モデルの逐次データ同化を考える。まず、剛性方程式を導出する。なお、本章の定式化では、時刻を表す添え字 t は省略する。

平面応力を仮定した場合、2次元アイソパラメトリック要素の剛性行列は次式のように表される。

$$\mathbf{K}_e = \int_{V_e} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} dV\quad (4-3-20)$$

ここに V_e は要素体積、 \mathbf{D} は弾性行列であり E をヤング率、 ν をポアソン比として次式のように表される。

$$\mathbf{D} = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & (1-\nu)/2 \end{bmatrix}\quad (4-3-21)$$

行列 \mathbf{B} は要素面内ひずみ $\boldsymbol{\varepsilon}$ と要素節点変位ベクトル \mathbf{u}_e との関連行列であり、次式で定義される。

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \mathbf{B}\mathbf{u}_e \quad (4-3-22)$$

要素の剛性行列を重ね合わせることで、式(4-3-2)のような構造物全体の剛性方程式が求められる。いま、次式で定義される結合行列 \mathbf{L} を導入する。

$$\mathbf{u}_e = \mathbf{L}\mathbf{u} \quad (4-3-23)$$

結合行列 \mathbf{L} は、要素節点変位ベクトルの j 番目の成分が構造物全体の節点変位ベクトルの k 番目の成分に対応するに場合に j 行の k 番目成分が 1、それ以外の j 行成分を 0 とした行列である。いま、要素総数を n_e とし、右上付き文字 (i) で要素番号を表すると、剛性行列と要素の剛性行列の関係は次式のように表される。

$$\mathbf{K} = \sum_{i=1}^{n_e} \mathbf{L}^{(i)T} \mathbf{K}_e^{(i)} \mathbf{L}^{(i)} \quad (4-3-24)$$

ここで式(4-3-3)に対応して以下のような節点変位の分解表現を定義する。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{u}_f \\ \mathbf{u}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{n_f} \\ \mathbf{0}_{n_b} \end{bmatrix} \mathbf{u}_f + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n_f} \\ \mathbf{I}_{n_b} \end{bmatrix} \mathbf{u}_b = \mathbf{L}_f \mathbf{u}_f + \mathbf{L}_b \mathbf{u}_b \quad (4-3-25)$$

ここに \mathbf{I}_a は a 次元の単位行列、 $\mathbf{0}_{ab}$ は $a \times b$ の零行列であり、行列 \mathbf{L}_f , \mathbf{L}_b を使って式(4-3-3)の剛性行列の成分行列 \mathbf{K}_{ff} , \mathbf{K}_{fb} は

$$\mathbf{K}_{ff} = \mathbf{L}_f^T \mathbf{K} \mathbf{L}_f, \mathbf{K}_{fb} = \mathbf{L}_f^T \mathbf{K} \mathbf{L}_b \quad (4-3-26)$$

と表される。平面応力モデルが強制変位のみを受ける場合、式(4-3-5)において荷重ベクトル $\mathbf{f}_{a,i}$ を $\mathbf{0}$ とし、次式を得る。

$$\mathbf{u}_f = -\mathbf{K}_{ff}^{-1} \mathbf{K}_{fb} \mathbf{u}_b \quad (4-3-27)$$

(3-2) 要素剛性比の変位感度

要素 i の剛性行列(4-3-20)を次式のような剛性パラメータ $\rho^{(i)}$ を使って表現することを考える。

$$\mathbf{K}_e^{(i)} = \rho^{(i)} \int_{V_e} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} dV \quad (4-3-28)$$

このとき、式(4-3-24)は以下のように表される。

$$\mathbf{K} = \sum_{i=1}^{n_e} \rho^{(i)} \mathbf{L}^{(i)T} \mathbf{K}_e^{(i)} \mathbf{L}^{(i)} = \rho^{(N)} \bar{\mathbf{K}} \quad (4-3-29)$$

ここに

$$\bar{\mathbf{K}} = \sum_{i=1}^{n_e} \frac{\rho^{(i)}}{\rho^{(N)}} \mathbf{L}^{(i)T} \mathbf{K}_e^{(i)} \mathbf{L}^{(i)} \quad (4-3-30)$$

であり、 N は任意の要素番号である。式(4-3-27)右辺の係数行列は、式(4-3-26)、(4-3-29)を考慮すると

$$\begin{aligned}\mathbf{K}_{ff}^{-1}\mathbf{K}_{fb} &= \frac{\rho^{(N)}}{\rho^{(N)}}(\mathbf{L}_f^T\bar{\mathbf{K}}\mathbf{L}_f)^{-1}(\mathbf{L}_f^T\bar{\mathbf{K}}\mathbf{L}_b) \\ &= (\mathbf{L}_f^T\bar{\mathbf{K}}\mathbf{L}_f)^{-1}(\mathbf{L}_f^T\bar{\mathbf{K}}\mathbf{L}_b)\end{aligned}\quad (4-3-31)$$

となる。上式から平面応力モデルが強制変位のみを受ける場合、任意の要素に対する各要素の剛性パラメータの比によって、節点変位が決定されることがわかる。

要素番号 N の剛性パラメータに対する要素 j の剛性パラメータの比を要素剛性比として

$$\beta_j = \frac{\rho^{(j)}}{\rho_N} \quad (4-3-32)$$

と定義する。ただし j は N 以外の要素番号とする。このとき、式(4-3-31)は n_e-1 個の要素剛性比によって決定される。

いま、式(4-3-8)において $^j\mathbf{a} = \beta_j$ として変位感度を求めると

$$\frac{\partial \mathbf{u}_f}{\partial \beta_j} = - \left(\mathbf{K}_{ff}^{-1} \frac{\partial \mathbf{K}_{ff}}{\partial \beta_j} \mathbf{u}_f + \mathbf{K}_{ff}^{-1} \frac{\partial \mathbf{K}_{fb}}{\partial \beta_j} \mathbf{u}_b \right) \quad (4-3-33)$$

を得る。ここで、上式の右辺は式(4-3-26)、(4-3-29)より

$$\mathbf{K}_{ff}^{-1} \frac{\partial \mathbf{K}_{ff}}{\partial \beta_j} \mathbf{u}_f = \bar{\mathbf{K}}_{ff}^{-1} \mathbf{L}_f^T \mathbf{L}^{(j)T} \mathbf{K}_e^{(j)} \mathbf{L}^{(j)} \mathbf{L}_f \mathbf{u}_f \quad (4-3-34)$$

$$\mathbf{K}_{ff}^{-1} \frac{\partial \mathbf{K}_{fb}}{\partial \beta_j} \mathbf{u}_b = \bar{\mathbf{K}}_{ff}^{-1} \mathbf{L}_f^T \mathbf{L}^{(j)T} \mathbf{K}_e^{(j)} \mathbf{L}^{(j)} \mathbf{L}_b \mathbf{u}_b \quad (4-3-35)$$

より求められる。ここに

$$\bar{\mathbf{K}}_{ff} = \mathbf{L}_f^T \bar{\mathbf{K}} \mathbf{L}_f \quad (4-3-36)$$

である。

(3-3) モデルパラメータの設定

本研究では、荷重ベクトルを $\mathbf{0}$ として、以下のようにモデルの要素剛性比と変位指定量をモデルパラメータに設定する。

$$\mathbf{s} = [\mathbf{b}_b^T \quad \mathbf{a}^T]^T \quad (4-3-37)$$

ただし

$$\mathbf{a} = [{}^1\beta \quad {}^2\beta \quad \dots \quad {}^{n_e-1}\beta]^T \quad (4-3-38)$$

である。この場合、観測方程式のヤコビ行列は式(4-3-13)、(4-3-31)から

$$\mathbf{F} = \left[-(\mathbf{L}_f^T \bar{\mathbf{K}} \mathbf{L}_f)^{-1} (\mathbf{L}_f^T \bar{\mathbf{K}} \mathbf{L}_b) \mathbf{A}_b \quad \mathbf{H} \right] \quad (4-3-39)$$

となる。ただし、式(4-3-10)から

$$\mathbf{H} = [\mathbf{h}_1 \quad \cdots \quad \mathbf{h}_{n_e-1}]$$

$$\mathbf{h}_i = -\mathbf{K}_{ff}^{-1} \left(\frac{\partial \mathbf{K}_{ff}}{\partial \beta^i} \mathbf{u}_f + \frac{\partial \mathbf{K}_{fb}}{\partial \beta^i} \mathbf{u}_b \right)$$

であり、上式の第2式の右辺は式(4-3-34)、(4-3-35)から計算される。以上の式を2.5節の方法に適用することで、EKFを使ってモデルの要素剛性比と変位指定量を逐次推定することができる。

(4) 数値実験による検証

(4-1) 数値実験モデル

数値実験によりEKFによるデータ同化の検証を行う。図4-3-1に数値実験の対象モデルを示す。全長45 mm、幅20 mm、厚さ1.0 mmの板材の下部を固定し、上部を0.5 mmだけy方向に強制変位させる問題を考える。本モデルに対して、図4-3-2のような要素長を1 mmとして長さ方向に45分割、幅方向に20分割した平面応力要素からなる有限要素モデルを考える。

数値実験では、まず擬似的な計測データを作成するために、損傷部を設定し、通常の有限要素解析により節点変位を計算する。今回の実験では、損傷部として下部から15、16番目、右辺から1～5番目の要素の間に生じたクラック損傷を考える。クラック損傷は、図4-3-2の拡大図のように要素間に長さ0.05 mmの微小要素を設定し、損傷部における微小要素のヤング率を他の要素の0.1倍に設定することで模擬する。解析は、変位増分法を用いて0.5 mmを50 stepで増分させて解を求める。次に画像計測を想定して、上下のエッジ以外の微小要素の上側を除く全節点のxy変位に計測誤差を付与して擬似的なデータを作成する。計測誤差は、A. 標準偏差 σ_y の正規ランダム誤差、B. 係数 α のスケール誤差、を想定し、次式のように擬似的なデータを作成する。

$$y_i = \alpha u_{i,calc} + v_0 \tag{4-3-40}$$

$$v_0 \sim N(0, \sigma_y^2)$$

ここに y_i は*i*番目自由度の疑似計測データ、 $u_{i,calc}$ は有限要素解析により求めた節点変位、 v_0 は正規乱数である。疑似計測データ数は1848となる。今回の実験では、増分ステップをEKFの時間ステップと考える。

疑似計測データを用いて逐次データ同化実験を行う。逐次データ同化に用いる解析モデルは図4-3-2と同様に要素分割されたものを考え、モデルパラメータとして式(4-3-37)のようにy方向の強制変位量と各要素の要素剛性比を考える。このとき、推定するモデルパラメータ数は要素剛性比が899、強制変位量が1の合計900となる。比の基準は、左下の要素ヤング率とする。計測誤差として次表の値を設定して実験を行う。

表 4-4-1 計測誤差設定

σ_y [mm]	0.01, 0.005, 0.001
α	0.9, 1.0, 1.1

図4-3-3～図4-3-5に増分ステップ20, 35, 50における $x = 20$ mm (損傷部を含む右端の領域)のy方向の疑似測定データを示す。図のa, b, cはそれぞれスケール誤差0.9, 1.0, 1.1に対応しており、図の横軸がy座標値を示している。図の左段が計測値、右段が計測値から差分により求めたy方向の垂直ひずみである。図には、青線で真値(有限要素解析で求められる節点変位)を、それ以外の色で計測誤差を付加したものを示している。また、黒の破線で損傷要素を含む領域を示している。

図の真値から、ヤング率の低下したクラック損傷部の前後で変位に階段状のギャップが生じ、ひずみが他の部分と比較して大きくなることがわかる。当然であるが、増分ステップが増えるごとにギャップが大きくなることがわかる。真値に対してスケール誤差が加わると変位が増減し、ランダム誤差が加わるとギャップ部分がノイズに埋もれてしまうことがわかる。逐次データ同化では、式(4-3-6)の観測方程式で様々な観測誤差を考慮した推定を行うことができるが、本実験で観測ノイズとして、互いに無相関な正規ランダム誤差を想定した推定を行い、推定精度の検証を行う。

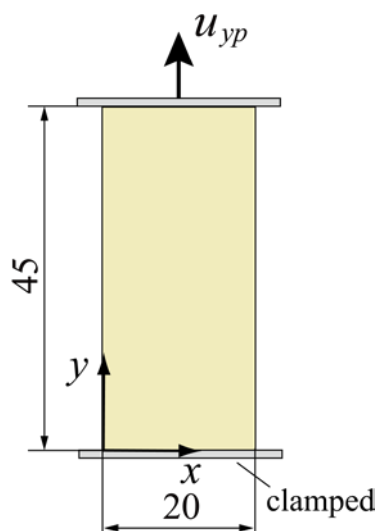


図 4-3-1 数値実験モデル

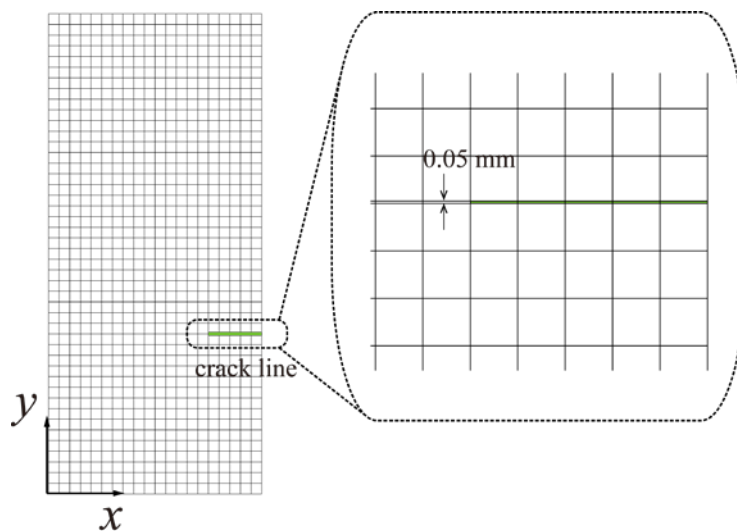
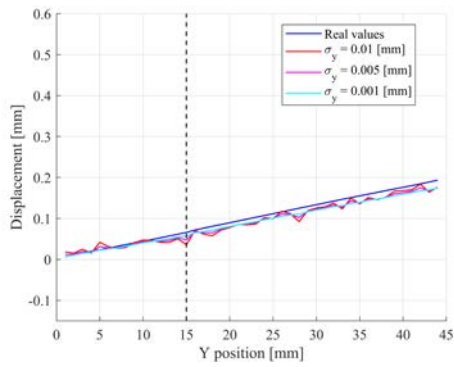
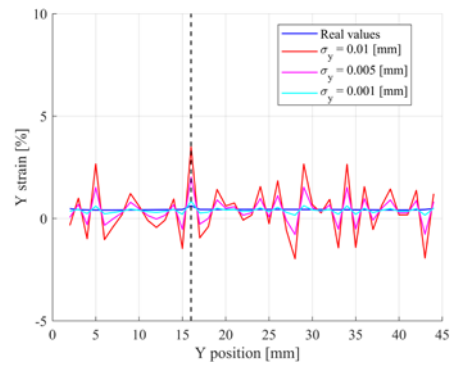


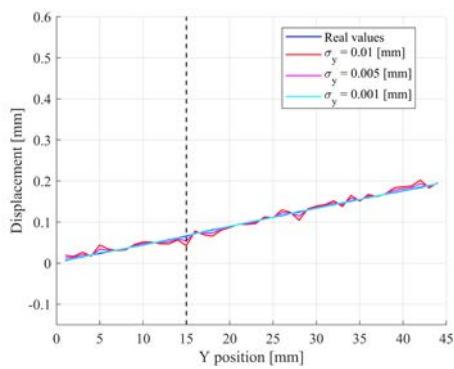
図 4-3-2 有限要素解析モデル



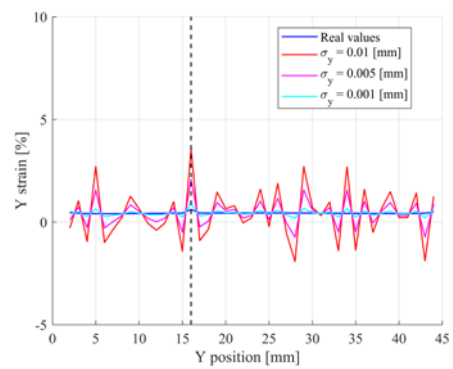
(a1) 計測値 ($\alpha = 0.9$)



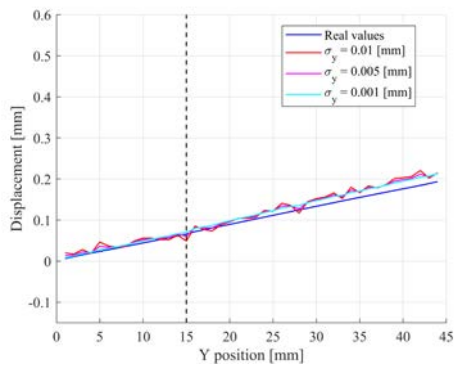
(a2) 計測ひずみ ($\alpha = 0.9$)



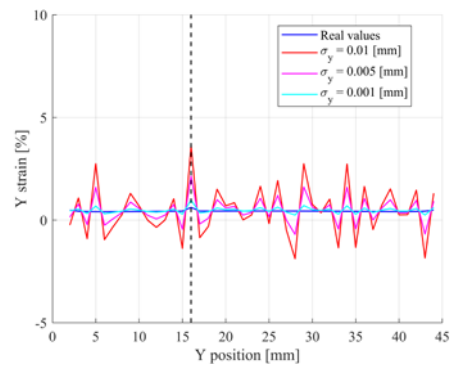
(b1) 計測値 ($\alpha = 1.0$)



(b2) 計測ひずみ ($\alpha = 1.0$)

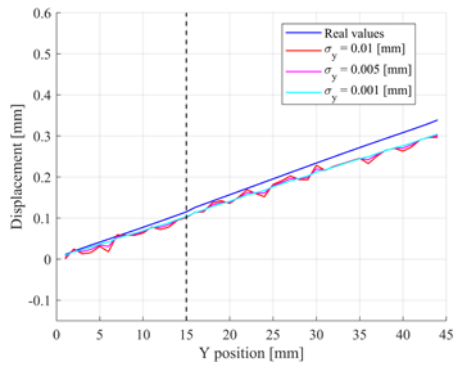


(c1) 計測値 ($\alpha = 1.1$)

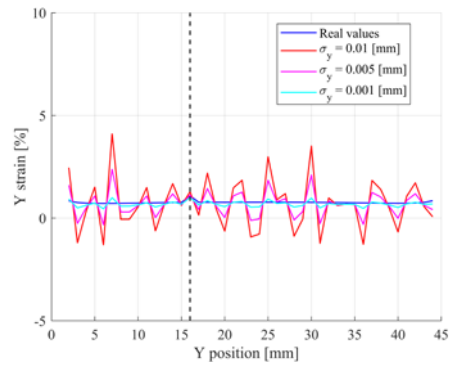


(c2) 計測ひずみ ($\alpha = 1.1$)

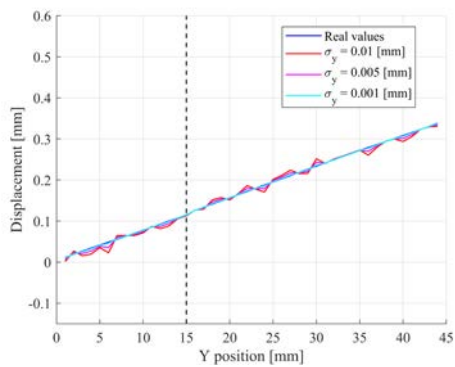
図 4-3-3 y 変位計測値と計測値から計算したひずみ ($x = 20$ mm, step 20)



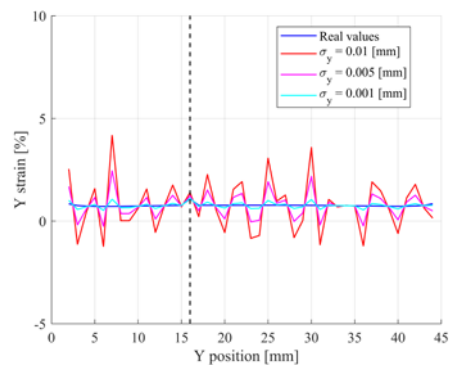
(a1) 計測値 ($\alpha = 0.9$)



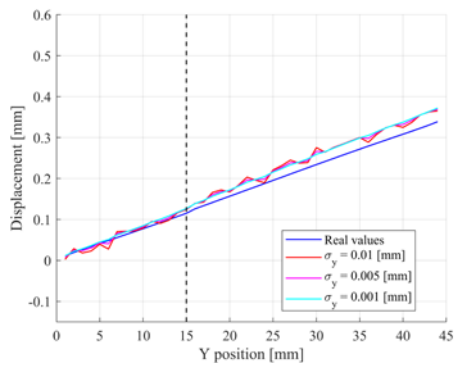
(a2) 計測ひずみ ($\alpha = 0.9$)



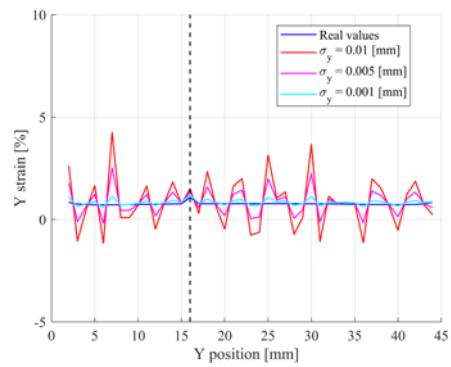
(b1) 計測値 ($\alpha = 1.0$)



(b2) 計測ひずみ ($\alpha = 1.0$)

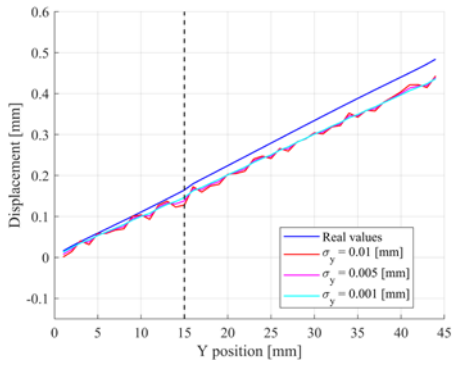


(c1) 計測値 ($\alpha = 1.1$)

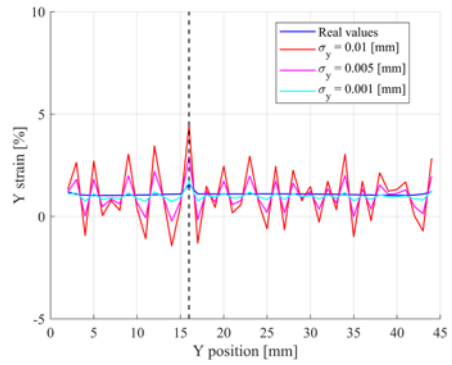


(c2) 計測ひずみ ($\alpha = 1.1$)

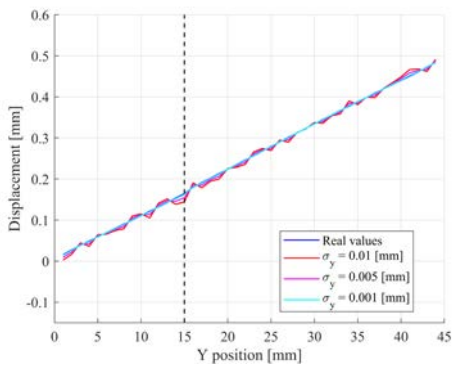
図 4-3-4 y 変位計測値と計測値から計算したひずみ ($x = 20 \text{ mm}$, step 35)



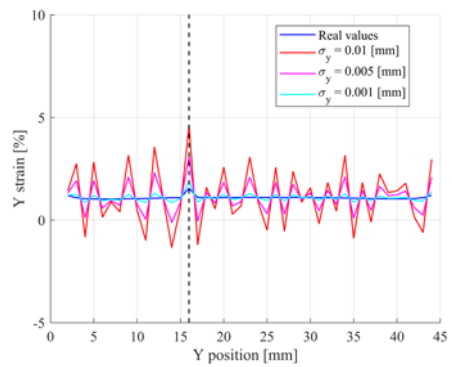
(a1) 計測値 ($\alpha = 0.9$)



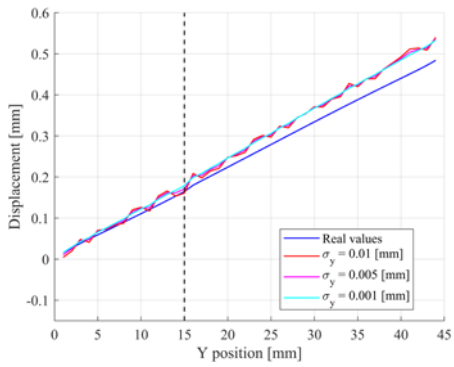
(a2) 計測ひずみ ($\alpha = 0.9$)



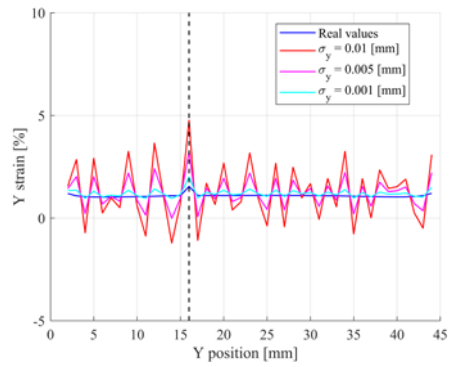
(b1) 計測値 ($\alpha = 1.0$)



(b2) 計測ひずみ ($\alpha = 1.0$)



(c1) 計測値 ($\alpha = 1.1$)



(c2) 計測ひずみ ($\alpha = 1.1$)

図 4-3-5 y 変位計測値と計測値から計算したひずみ ($x = 20 \text{ mm}$, step 50)

(4-2) 逐次推定結果

疑似計測データを用いて、EKFを用いた逐次データ同化実験を行った。式(4-3-14)で表されるシステムノイズ設定は、要素剛性比に対しては標準偏差を0.2、強制変位に対しては0.01とした。システムノイズ設定によって推定値の挙動は大きな影響を受けるが、今回は事前に複数のシステムノイズ設定による予備計算を行い、適切な値を設定した。

図4-3-6に図4-3-2のようにクラック箇所として設定した5つの微小要素の上部5つの要素剛性比推定値の平均値を示す。横軸が増分ステップ、縦軸が推定された要素剛性比である。図から明らかなように、いずれのケースでも最終ステップにおいて推定要素剛性比が1よりも小さくなるのがわかる。正規ランダム誤差の標準偏差が小さくなるほど、推定精度が向上することがわかる。一方で、スケール誤差に関しては、わずかな差はあるもののほぼ同様の推定結果となるのがわかる。

図4-3-7～図4-3-9に増分ステップ20, 35, 50における $x = 20 \text{ mm}$ （損傷部を含む領域）の推定要素剛性比を示す。図のa, b, cはそれぞれスケール誤差0.9, 1.0, 1.1に対応しており、図の横軸が y 座標値を示している。図より、 $\sigma_y = 0.001 \text{ mm}$ のケースでは損傷部と非損傷部の区別が十分可能であるが、 $\sigma_y = 0.01, 0.005 \text{ mm}$ のケースでは損傷部で要素剛性比推定値の低下がみられるものの、損傷部と同程度に低い要素剛性比の推定値が非損傷部に発生しており、計測誤差の影響から損傷部と非損傷部の区別が困難であることがわかる。

図4-3-10～図4-3-18に増分ステップ20, 35, 50における推定要素剛性比のコンター図を示す。ただし、推定要素剛性比が1以上のものを同一色になるようにコンターを設定している。図から $\sigma_y = 0.001 \text{ mm}$ のケースでは、スケール誤差の大きさに関わらず損傷部周辺要素の要素剛性比がその他の要素に比べて低下して推定される様子が顕著に確認でき、本手法により推定される要素剛性比の低下から損傷箇所の同定が可能であると考えられる。一方で $\sigma_y = 0.01, 0.005 \text{ mm}$ のケースでは、損傷部周辺要素の要素剛性比の低下を確認できるものの、損傷のない部分でも要素剛性比が低下して推定される箇所が多くあり、損傷部の識別が困難であると考えられる。

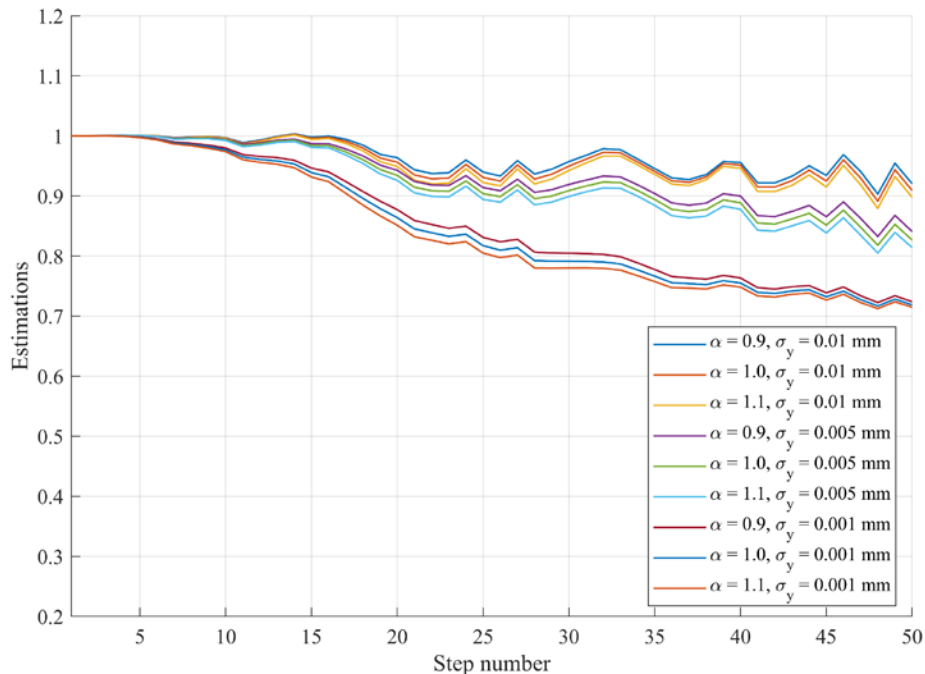
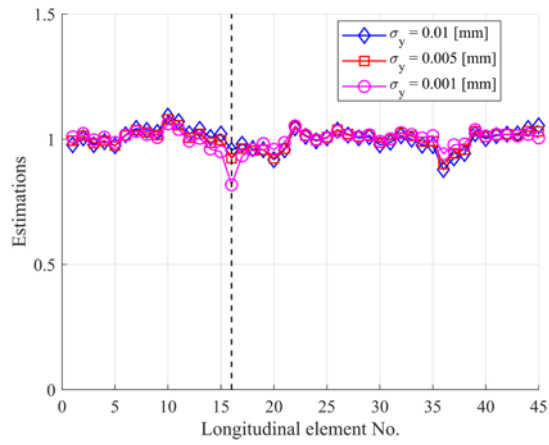
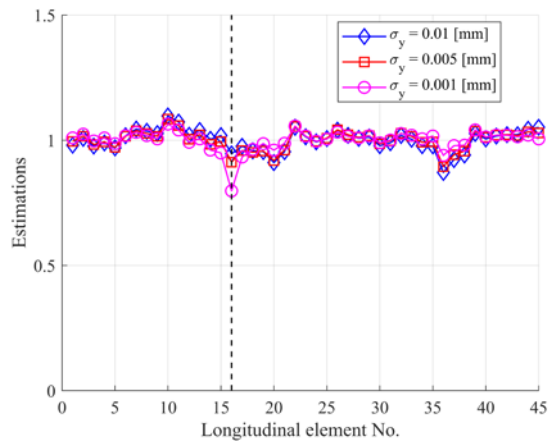


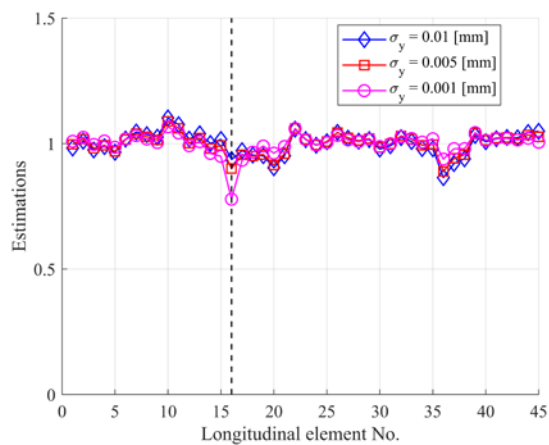
図 4-3-6 損傷要素の推定要素剛性比平均値



(a) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 0.9$)

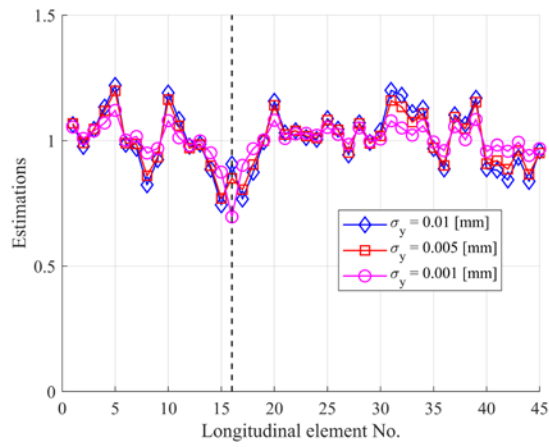


(b) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 1.0$)

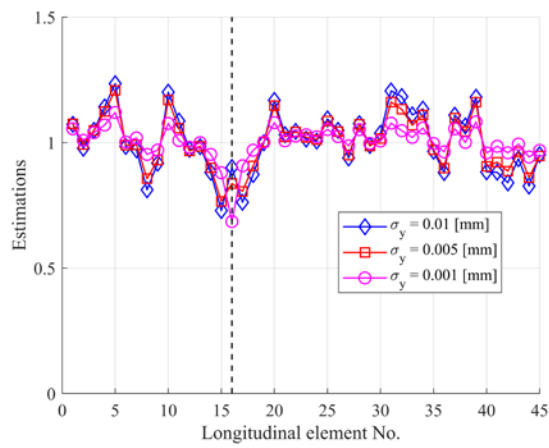


(c) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 1.1$)

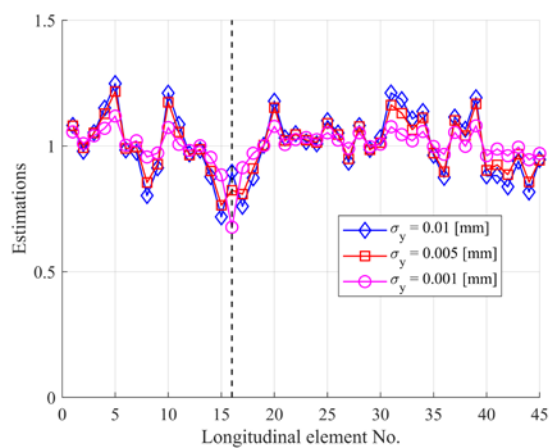
図 4-3-7 要素剛性比の推定結果 ($x = 20$ mm, step 20)



(a) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 0.9$)

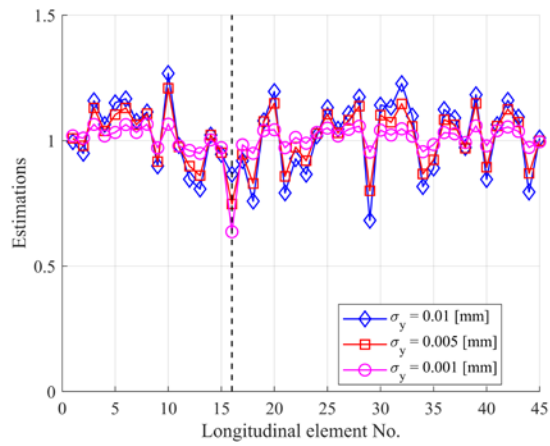


(b) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 1.0$)

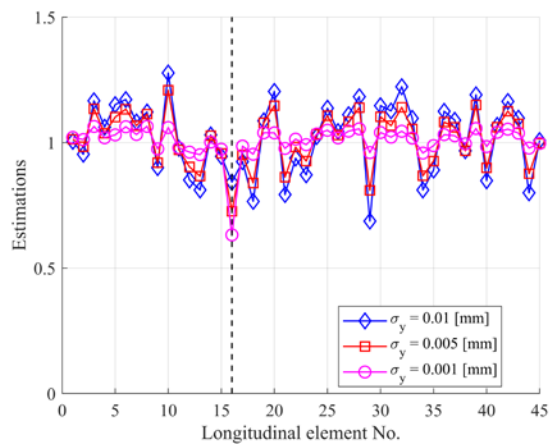


(c) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 1.1$)

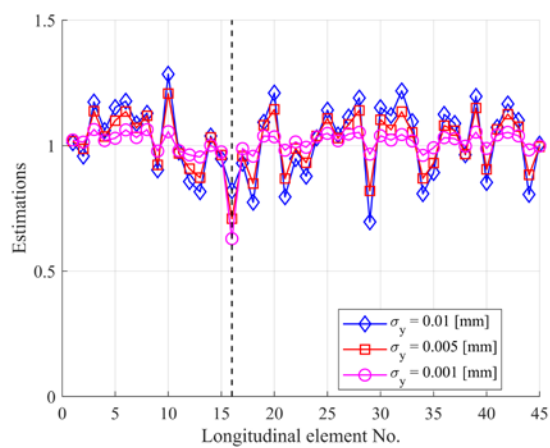
図 4-3-8 要素剛性比の推定結果 ($x = 20$ mm, step 35)



(a) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 0.9$)

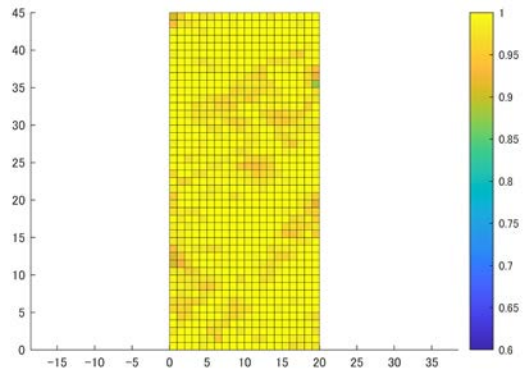


(b) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 1.0$)

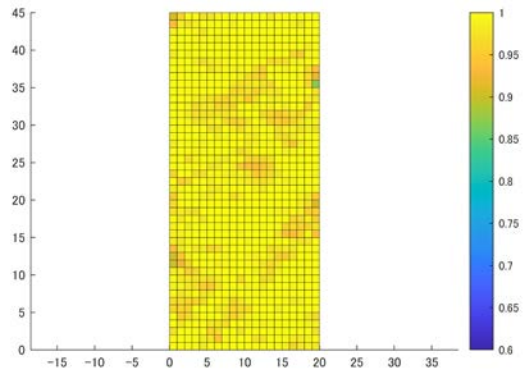


(c) 要素剛性比の推定値 ($\alpha = 1.1$)

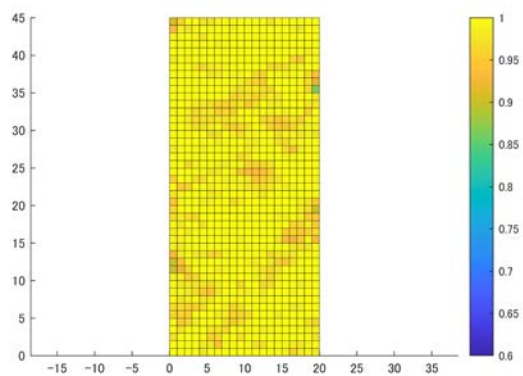
図 4-3-9 要素剛性比の推定結果 ($x = 20 \text{ mm}$, step 50)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

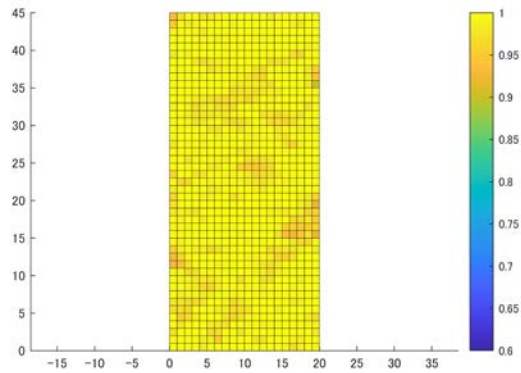


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

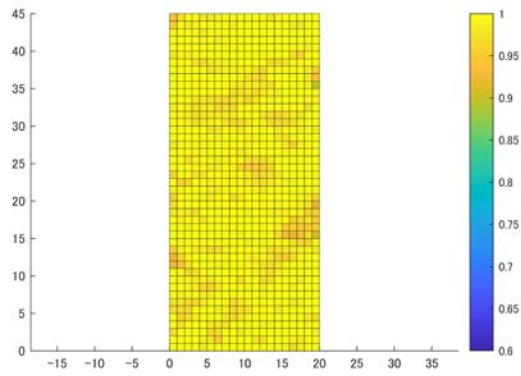


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

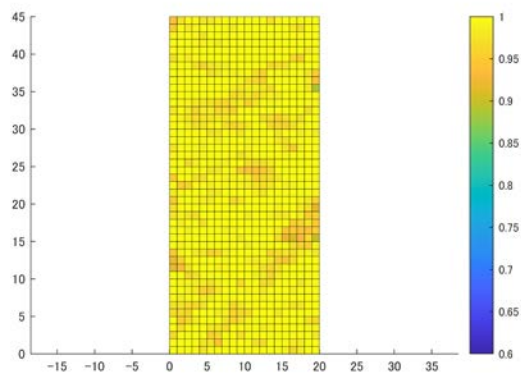
図 4-3-10 推定結果 ($\sigma_y = 0.01$ mm, step 20, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

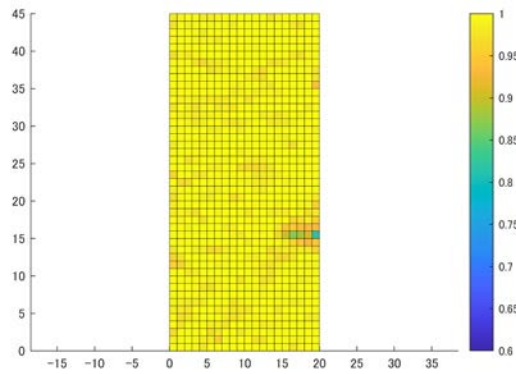


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

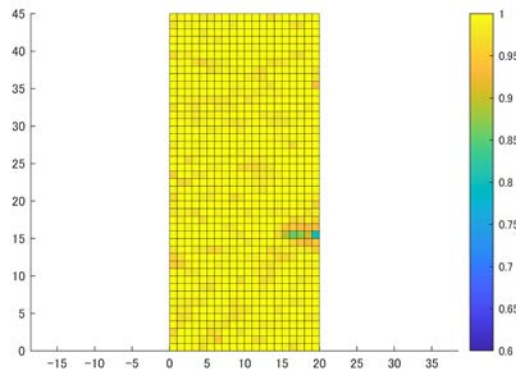


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

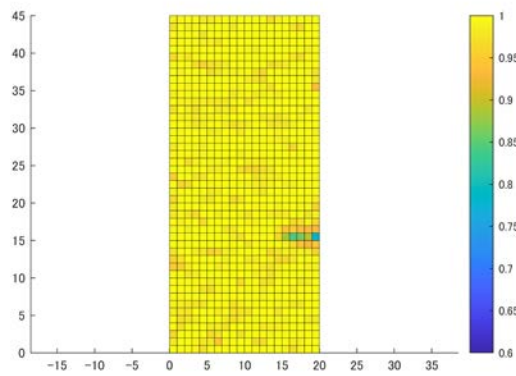
図 4-3-11 推定結果 ($\sigma_y = 0.005$ mm, step 20, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

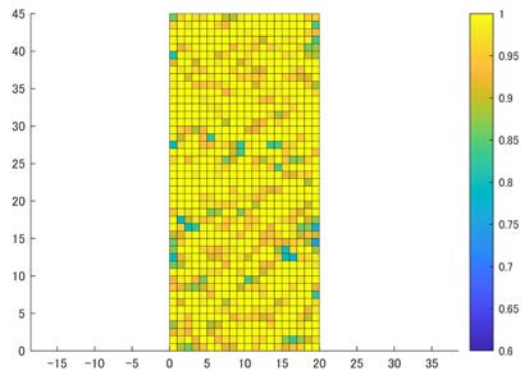


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

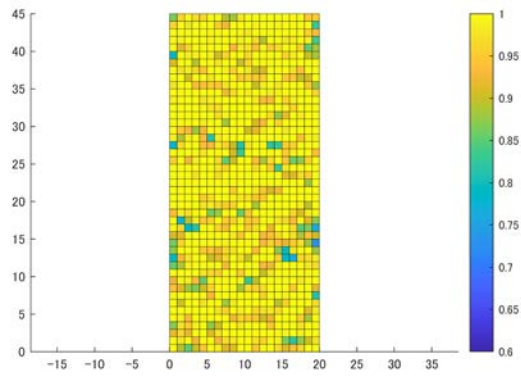


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

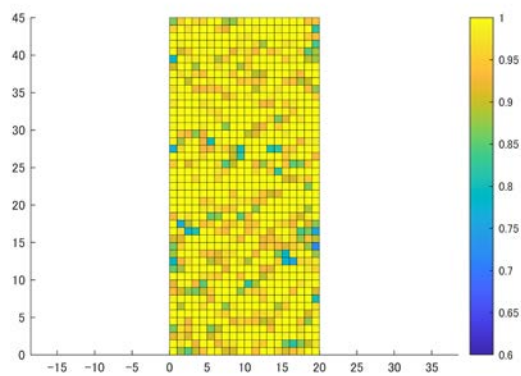
図 4-3-12 推定結果 ($\sigma_y = 0.001 \text{ mm}$, step 20, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

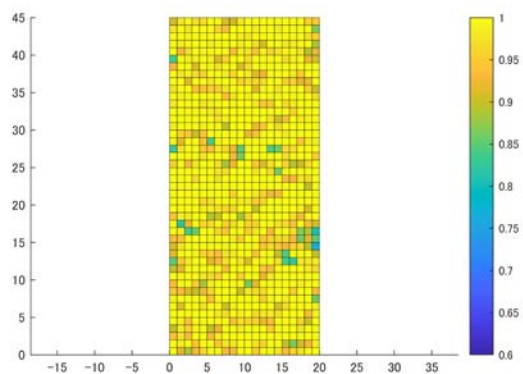


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

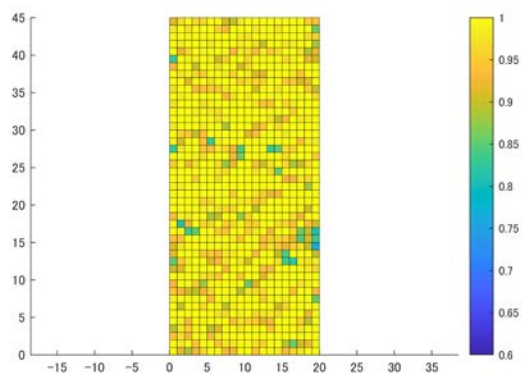


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

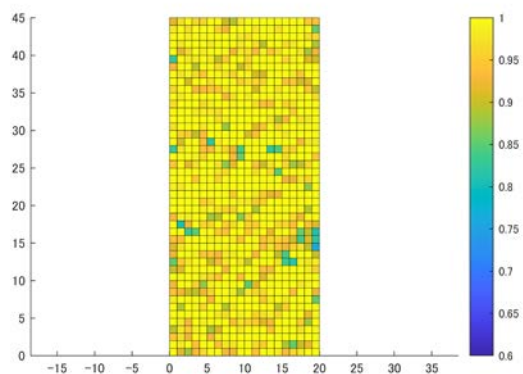
図 4-3-13 推定結果 ($\sigma_y = 0.01$ mm, step 35, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

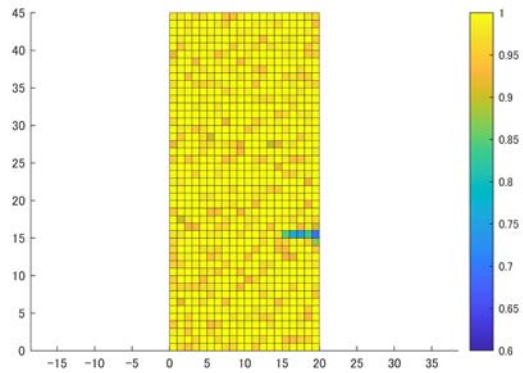


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

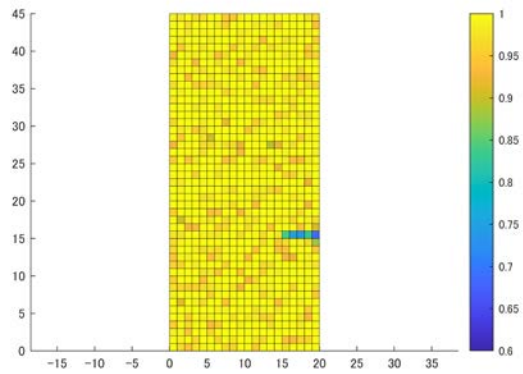


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

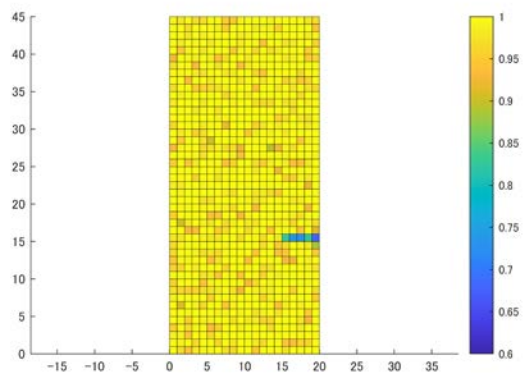
図 4-3-14 推定結果 ($\sigma_y = 0.005$ mm, step 35, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

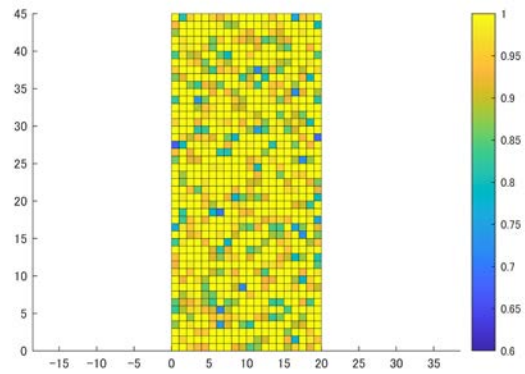


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

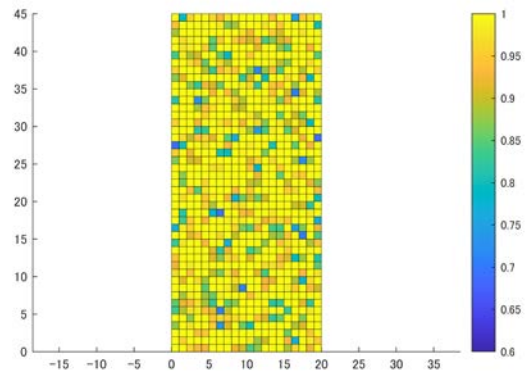


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

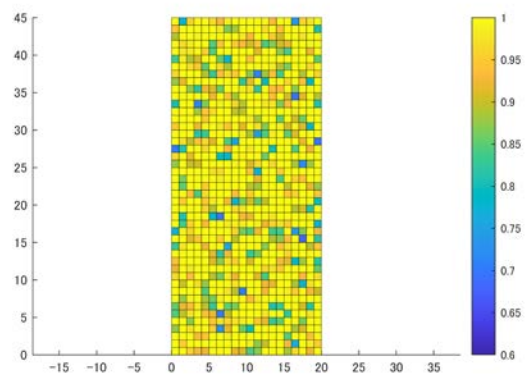
図 4-3-15 推定結果 ($\sigma_y = 0.001 \text{ mm}$, step 35, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

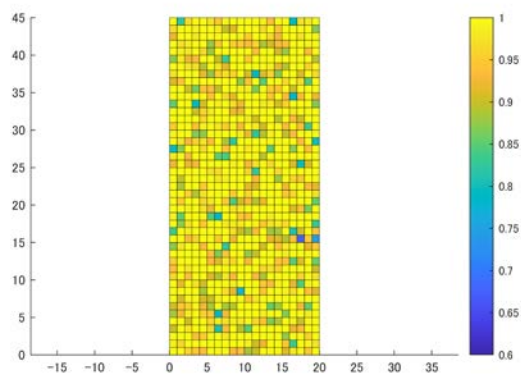


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

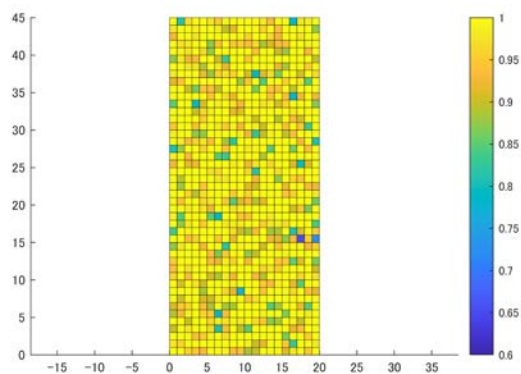


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

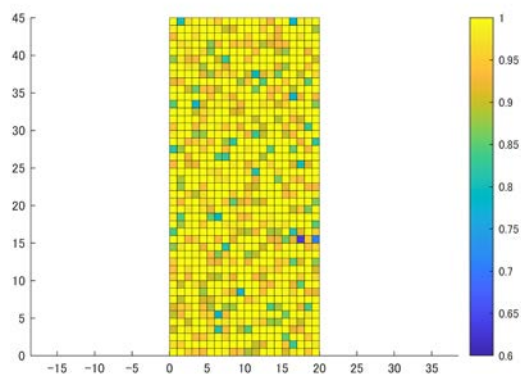
図 4-3-16 推定結果 ($\sigma_y = 0.01$ mm, step 50, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)

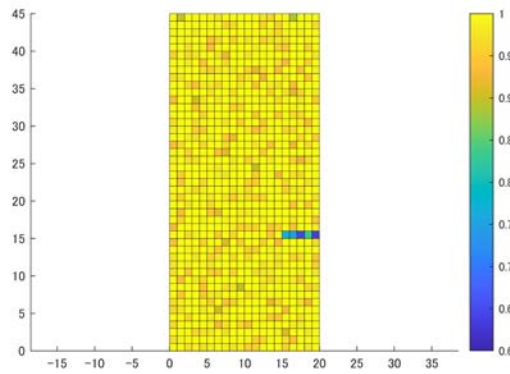


(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)

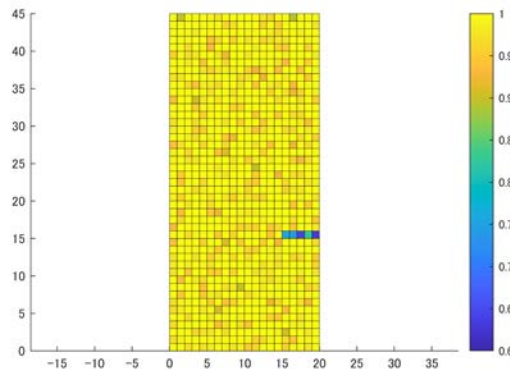


(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

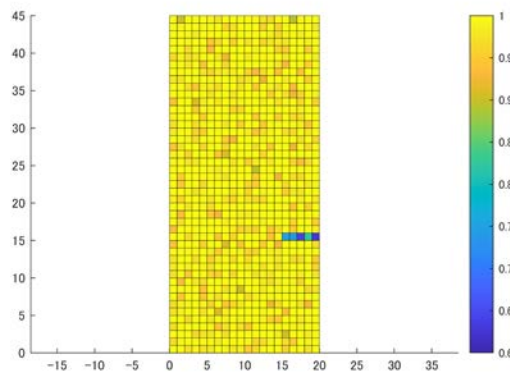
図 4-3-17 推定結果 ($\sigma_y = 0.005$ mm, step 50, 1 以上の推定値は同一色)



(a) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 0.9$)



(b) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.0$)



(c) 要素剛性比推定値のコンター図 ($\alpha = 1.1$)

図 4-3-18 推定結果 ($\sigma_y = 0.001 \text{ mm}$, step 50, 1 以上の推定値は同一色)

(5) 画像計測データを用いた検証実験

(5-1) 損傷板材の画像計測

本実験では逐次データ同化に用いる計測データの取得を行うため、損傷部材に対する引張試験の撮影を行い、デジタル画像相関法による画像計測から変位データを求める。試験に用いた装置の一覧を表 4-4-2 に示す。引張試験機には小型卓上試験機 MCT-2150 を用いる。最大 500N までの引張荷重をかけることが可能である。測定用のビデオカメラは Ditect 社製の HAS-U2 を使用し、撮影画素数を 2,592×2,048 (530 万画素)、フレームレートを 30 fps とする。撮影動画に対して、Ditect 社製の DIPP-MOTION V を用いてデジタル画像相関法による変位計測を行う。表 4-4-3 に HAS-U2 の仕様を示す。

表 4-4-2 画像計測実験に用いた装置一覧

引張試験機	MCT-2150
撮影カメラ	HAS-U2
撮影ソフト	HAS-Xviewer
解析ソフト	DIPP-MOTIONV

表 4-4-3 HAS-U2 の仕様

カメラタイプ	A/D10bit モノクロ(HAS-U2M)/カラー(HAS-U2C)
センサ	1 インチ CMOS
有効画素数	2,592 x 2,048(530 万画素)
レンズマウント	C マウント
記録モード	内蔵メモリ/DMA 転送
データ出力	USB3.0 (Micro-B コネクタ)
シャッター速度	最高 1/100,000(10 μ 秒)

本実験では損傷部材として、図 4-3-19 に示されるような切り欠き状の損傷を有する部材を作製した。部材は市販の厚さ 0.3 mm のプラスチック板から縦幅 75 mm、横幅 25 mm の試験片を切り出し、下辺から 30mm の位置に右辺から内側に 2mm の切り欠き状の損傷を与えた。上下 15 mm が引張試験機のチャック固定部分である。また、試験片の作製後に黒色スプレーによりランダムパターンの塗装を行った。図 4-3-20 に塗装後の試験片を示す。

試験片の画像計測点配置を図 4-3-21 に示す。縦 41 点、横 21 点の合計 861 点を計測点とした。ピクセル間距離は 0.043 mm/ピクセルである。

図 4-3-22 に撮影ステップ 20, 40, 60, 80 における $x = 20$ mm (損傷部を含む領域) の y 方向の画像測定値を、図 4-3-23 に画像計測値から差分により求めた y 方向の垂直ひずみをそれぞれ示す。撮影ステップ 80 における引張試験機による強制変位量は 0.223 mm であり、損傷部の位置は $y = 15$ mm である。今回の実験では、画像計測の精度が損傷の大きさに対して十分高かったため、ステップ 40 以降で損傷部の前後で変位に階段状のギャップが生じ、ひずみが他の部分と比較して大きくなることが顕著に確認できた。次節の結果から、逐次データ同化において本実験の計測データを使用した場合、要素剛性比の低下として損傷領域を明瞭に推定可能であると考えられる。

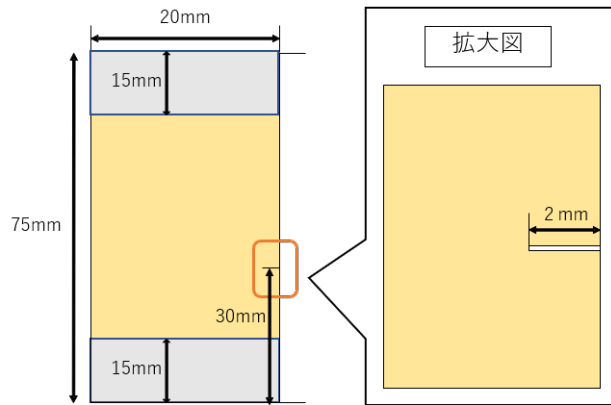


図 4-3-19 供試体のモデル図

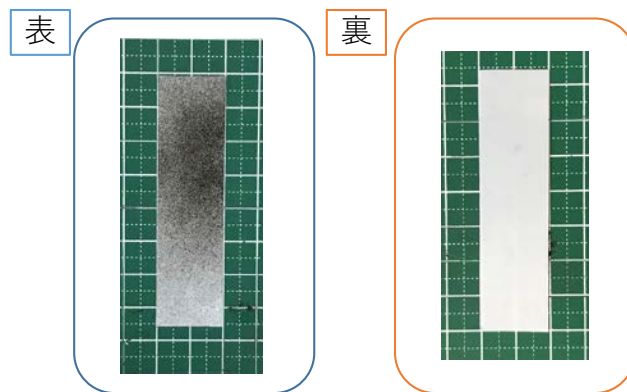


図 4-3-20 塗装後の試験片

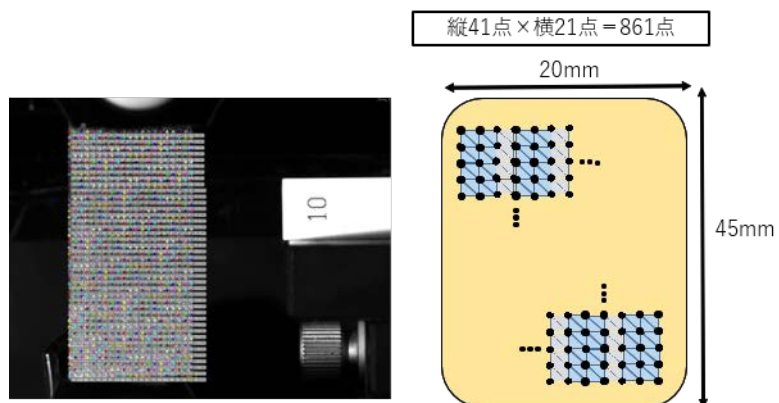


図 4-3-21 画像計測点の配置

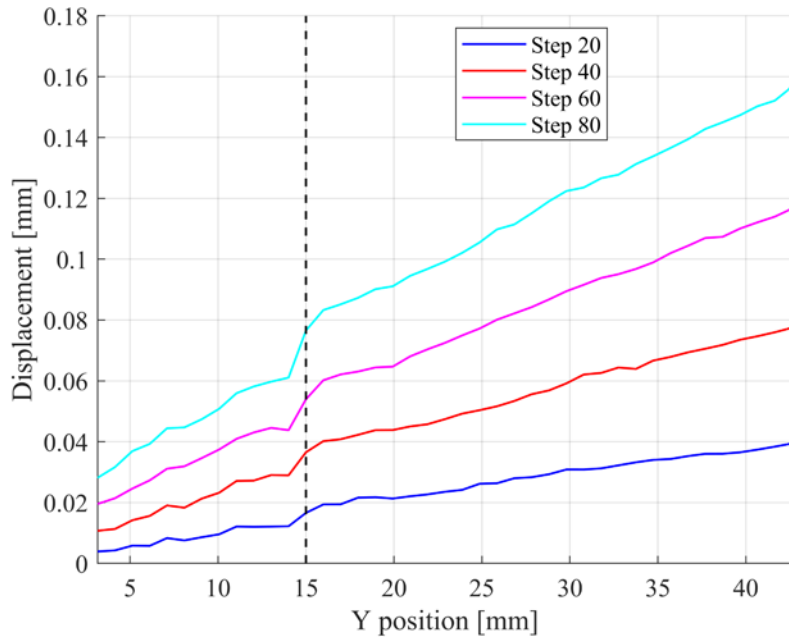


図 4-3-22 y 変位計測値 ($x = 20$ mm)

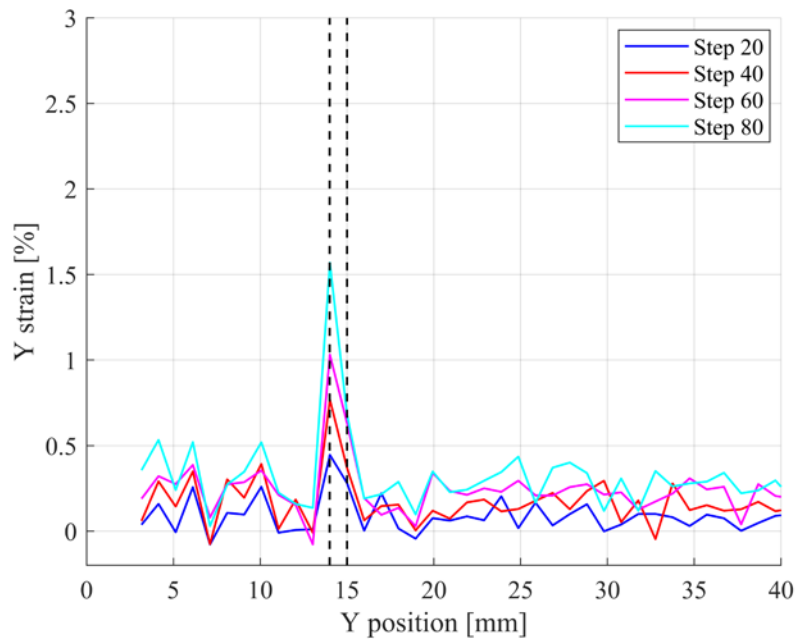


図 4-3-23 y 変位計測値から差分で計算したひずみ ($x = 20$ mm)

(5-2) 損傷箇所の逐次推定実験

画像計測データを用いて、EKF を用いた逐次データ同化実験を行った。動画のフレーム数を逐次データ同化のタイムステップ数とした。図 4-3-24 に逐次データ同化に用いた有限要素メッシュを示す。上下節点以外の節点と画像計測点が一致するようにメッシュを作成し、下部の節点は完全固定とした。損傷を与えた部分を含む要素は右辺から 1, 2 列目の下部から 13, 14 番目の要素となる。推定するモデルパラメータ数は要素剛性比が 839, y 方向の強制変位量が 1 の合計 840 となる。システムノイズ設定は、数値実験と同様に要素剛性比に対しては標準偏差を 0.2 とし、強制変位に対しては 0.01 とした。

図 4-3-25 に損傷を与えた部分を含む 4 つの要素の要素剛性比の推定結果を示す。図より全て要素で要素剛性比が 1 よりも小さく推定され、特に D の要素で要素剛性比が大幅に低下して推定されることがわかる。図 4-3-26~図 4-3-29 に増分ステップ 20, 40, 60, 80 における $x=20\text{ mm}$ の推定要素剛性比と、推定要素剛性比のコンター図を示す。これらの図から増分ステップが進むと損傷部周辺要素の要素剛性比がその他の要素に比べて低下して推定される様子があり、損傷箇所を推定することが可能であると考えられる。

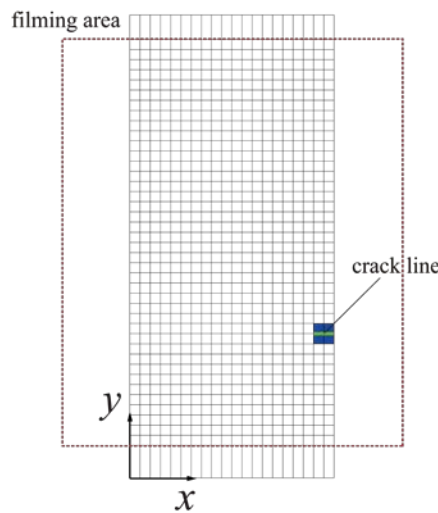


図 4-3-24 有限要素メッシュと損傷部

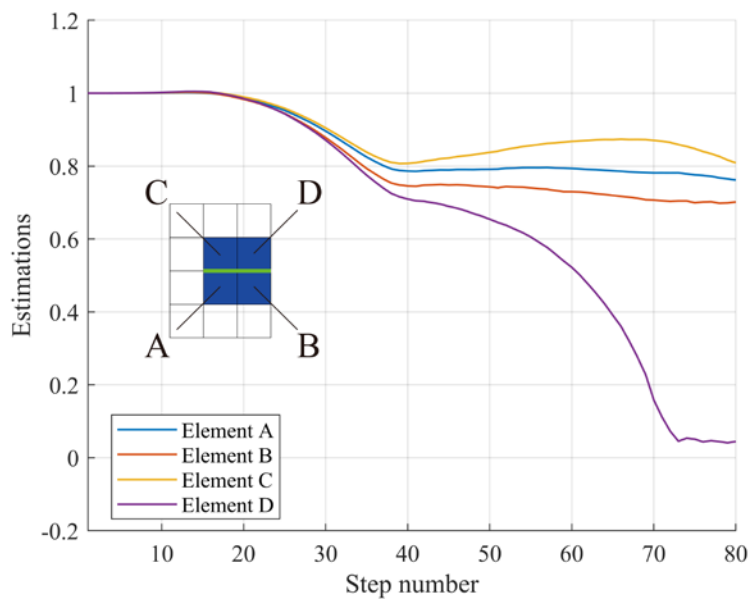
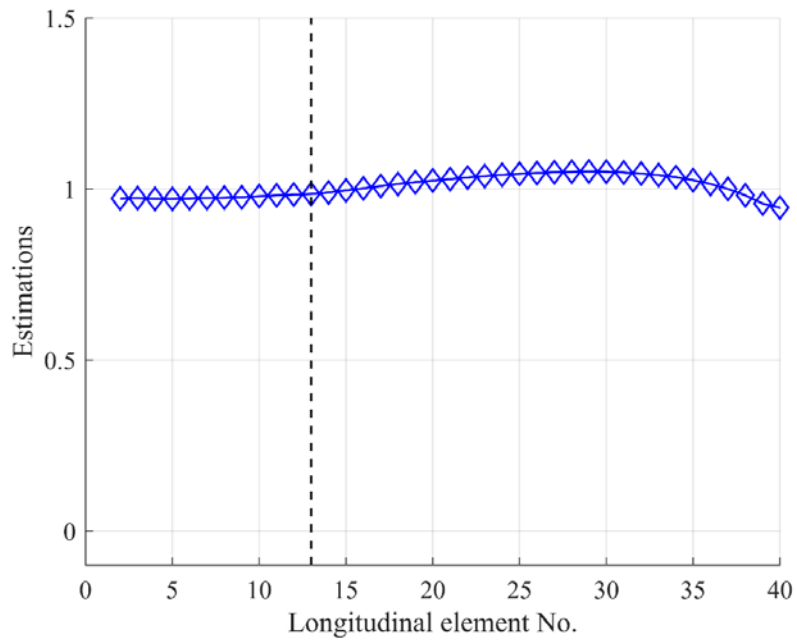
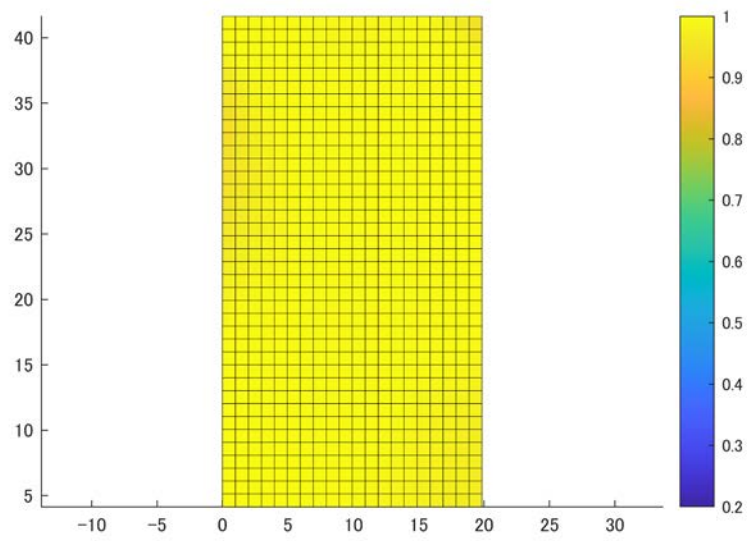


図 4-3-25 損傷要素の推定要素剛性比

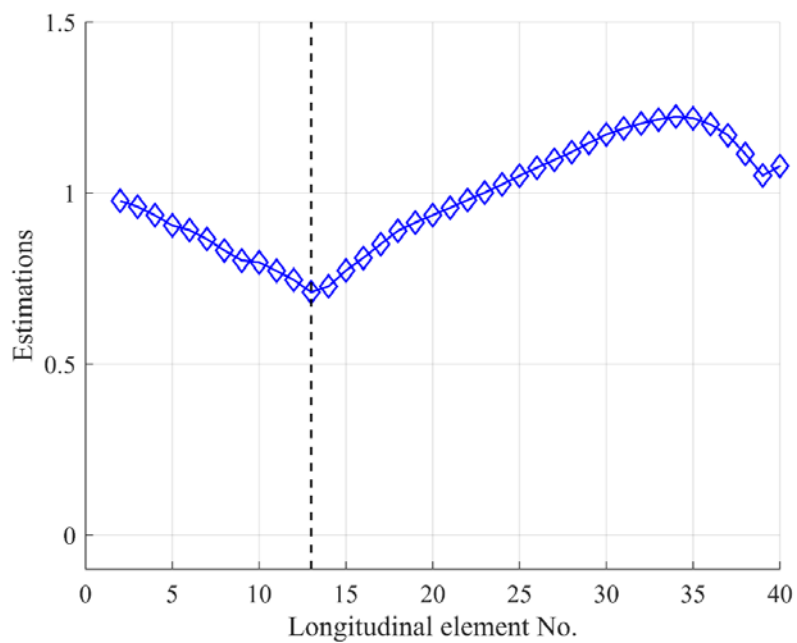


(a) 要素剛性比の推定結果 ($x = 20$ mm)

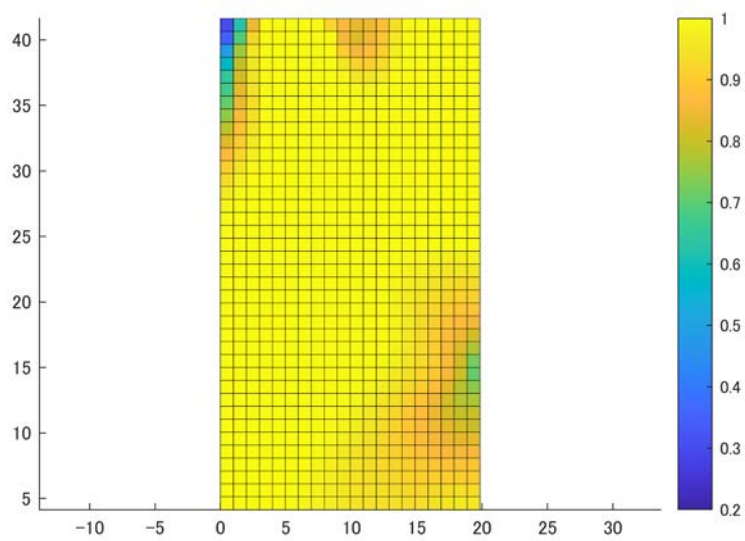


(b) 要素剛性比のコンター図

図 4-3-26 推定結果 (step 20)

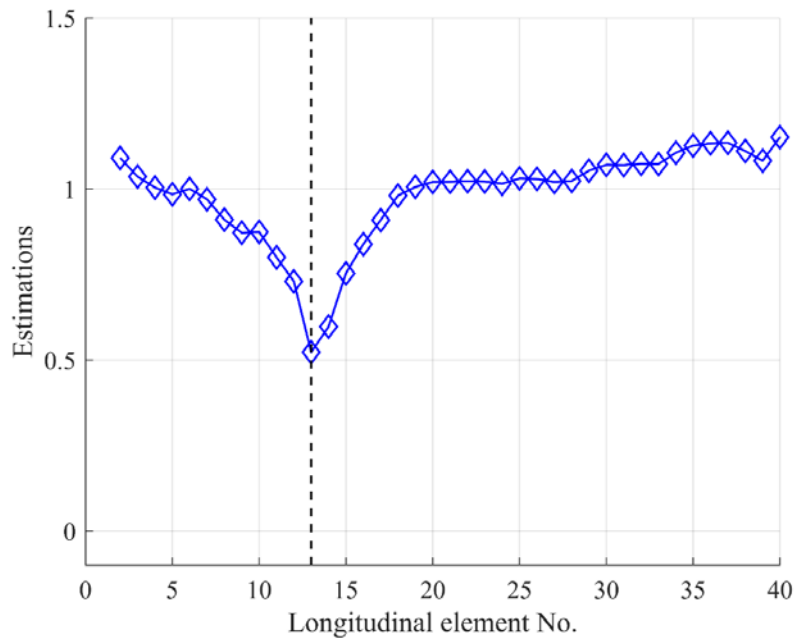


(a) 要素剛性比の推定結果 ($x = 20$ mm)

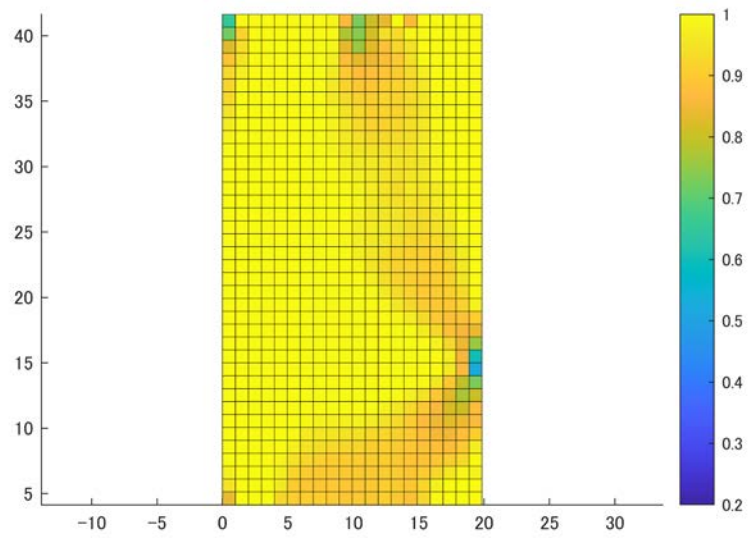


(b) 要素剛性比のコンター図

図 4-3-27 推定結果 (step 40)

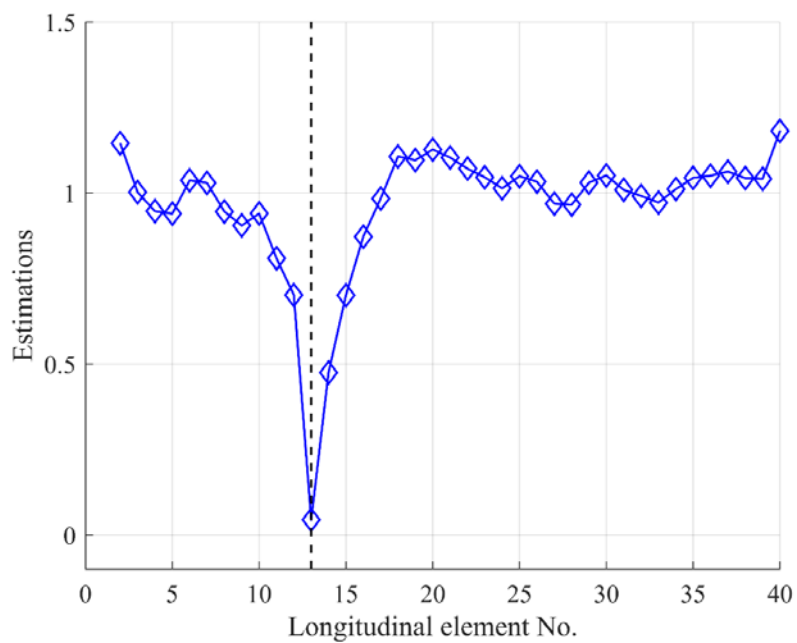


(a) 要素剛性比の推定結果 ($x = 20$ mm)

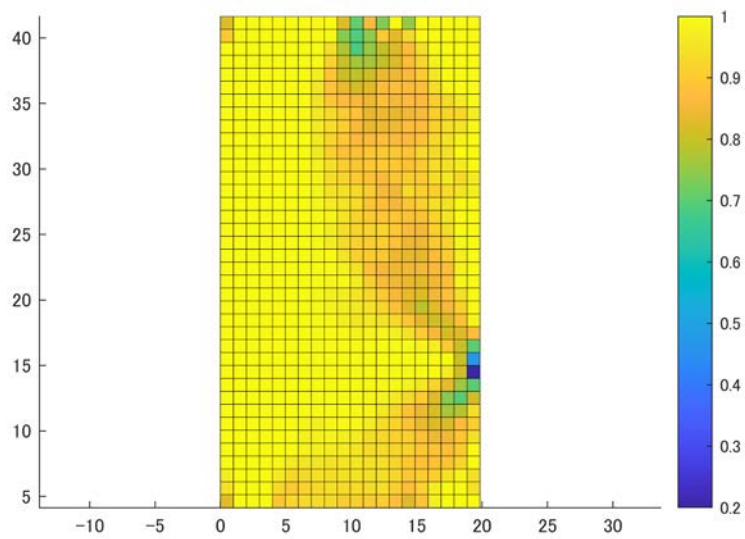


(b) 要素剛性比のコンター図

図 4-3-28 推定結果 (step 60)



(a) 要素剛性比の推定結果 ($x = 20$ mm)



(b) 要素剛性比のコンター図

図 4-3-29 推定結果 (step 80)

(6) おわりに

本節では CFRP の損傷同定への適用を目標に、2 次元的な場における損傷を解析モデルのモデルパラメータ推定として同定する方法を構築した。まず、逐次データ法の 1 つである拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter, EKF) を用いて、2 次元の有限要素解析モデルの要素剛性比をモデルパラメータとした推定法の定式化を示した。次に、クラック損傷を模擬した有限要素解析モデルを用いて疑似計測データを作成し、EKF による要素剛性比推定を行った。推定結果から、疑似計測データの計測精度が高いケースで損傷部周辺要素の要素剛性比がその他の要素に比べて低下して推定される様子が顕著に確認でき、本手法により推定される要素剛性比の低下から損傷箇所の同定が可能であることがわかった。また切り欠き状の損傷を有する損傷部材に対して引張試験を行い、デジタル画像相関法による画像計測から変位データを求めた。求めた変位データを用いて EKF による要素剛性比推定を行った。推定結果から、損傷部周辺要素の要素剛性比がその他の要素に比べて低下して推定される様子があり、損傷箇所を推定することが可能であることを実験的に確認した。今回の実験では、平面部材の損傷に対して推定実験を行ったが、今後は実際の CFRP の損傷形態に対応させた損傷同定に本手法を適用し、有効性を示していきたい。

(7) 参考文献

- (1) 間島 理, 末益 博志, 複合材料積層板中の多重層間剥離伝播挙動の非線形有限要素解析, 日本複合材料学会誌, Vol. 26, No. 6, pp. 219-226 (2000).
- (2) 市来 誠, 末益 博志, 青木 雄一郎, 衝撃損傷を有する CFRP 積層板の圧縮挙動と破壊現象に関する考察, 日本複合材料学会誌, Vol. 38, No. 6, pp. 254-261 (2012).
- (3) 稲田 貴臣, 島村 佳伸, 轟 章, 小林 英男, 中村 春夫, 応答曲面法を用いた固有振動数変化による CFRP 積層梁の損傷同定, 日本機械学会論文集 A 編, Vol 65, No. 632, pp. 776-782 (1999).
- (4) 岩崎 篤, 轟 章, 電気抵抗変化を用いた CFRP 層間はく離検出の診断手法の検討, 日本複合材料学会誌, Vol. 27, No. 4, pp. 194-200 (2001).
- (5) 矢代 茂樹, 村井 一恵, 岡部 朋永, 武田 展雄, 埋め込み FBG センサを用いた有孔積層板の損傷同定に関する数値解析および実験結果への適用, 日本複合材料学会誌, Vol. 32, No. 5, pp. 208-217 (2006).
- (6) 田島 賢典, 三浦 裕樹, 杉本 直, 亀山 正樹, 胡 寧, 福永 久雄, 衝撃荷重同定による CFRP 積層板の衝撃損傷モニタリング, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, No. 666, pp. 295-300 (2009).
- (7) 遠藤 龍司, 塩田 寿美子, 登坂 宣好, フィルタ理論に基づくアルゴリズムを用いたフレーム構造モデルの損傷同定解析, 日本計算工学会論文集, 2001, Vol. 2001, pp. 20010028 (2001).
- (8) 村上章, 登坂宣好, 堀宗朗, 鈴木誠, 有限要素法・境界要素法による逆問題解析, コロナ社, 東京 (2002).
- (9) Sutton, M. A., Orteu, J. J, and Schreier, H., Image Correlation for Shape, Motion and Deformation Measurements, Springer (2009).
- (10) 片山 徹, 非線形カルマンフィルタ, 朝倉書店 (2011).
- (11) 樋口知之, 上野玄太, 中野慎也, 中村和幸, 吉田 亮, データ同化入門一次世代のシミュレーション技術一, 朝倉書店 (2011).

4-3-2. アンサンブルカルマンフィルタを用いた損傷部材の逐次データ同化

(1) はじめに

前節では逐次データ法として拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter, EKF) を用いた。EKFは線形に近い問題で有効であり、前節では線形有限要素法を基に定式化を行った。しかし CFRP の複雑な損傷の発生・進展メカニズムを解析モデルに取り入れる場合、線形有限要素法では不十分であり、非線形有限要素法に対応した逐次データ同化法が必要となる。本節では、非線形有限要素解析への適用性の高いアンサンブルカルマンフィルタ⁽¹⁾ (Ensemble Kalman Filter, EnKF) を用いて、前節と同様の要素剛性の推定を行うことを考える。

(2) EnKF を用いた逐次データ同化

(2-1) 時間更新式と観測方程式

一般に非線形有限要素法により離散化された構造物の静的な平衡方程式は次式のように表される。

$$\mathbf{K}(\mathbf{u}_{t+1}) = \mathbf{F}_{t+1} \quad (4-3-41)$$

ここに $t+1$ は解析時刻を表し、 \mathbf{u}_{t+1} は節点変位ベクトル、 $\mathbf{K}(\mathbf{u}_{t+1})$ は変位の非線形関数となる内力ベクトル、 \mathbf{F}_{t+1} は外力ベクトルである。式(4-3-1)と同様に以下のようなモデルパラメータベクトルに摂動を加えた時間更新式を定義する。

$$\begin{aligned} \mathbf{s}_{t+1} &= \mathbf{s}_t + \mathbf{w}_{t+1} \\ \mathbf{s}_t &= [{}^1s_t \quad {}^2s_t \quad \dots \quad {}^qs_t]^T \end{aligned} \quad (4-3-42)$$

EnKF を用いた逐次データ同化では、上式により更新されたモデルパラメータを式(4-3-41)に適用して、Newton 法による繰り返し計算により \mathbf{u}_{t+1} を求める。ここで、 \mathbf{s}_{t+1} を指定して \mathbf{u}_{t+1} を求める手続きを

$$\mathbf{G}_{t+1}(\mathbf{u}_{t+1}, \mathbf{s}_{t+1}) = \mathbf{0} \quad (4-3-43)$$

と表し、節点変位ベクトルの時間更新式として考える。

モデルパラメータベクトルと節点変位ベクトルを使って次式のような状態ベクトルを定義する。

$$\mathbf{x}_t = \begin{bmatrix} \mathbf{s}_t \\ \mathbf{u}_t \end{bmatrix} \quad (4-3-44)$$

いま、 p 個の変位量を計測したとすると、状態ベクトルに対する観測方程式は以下のように表される。

$$\mathbf{y}_{t+1} = \mathbf{H}\mathbf{x}_{t+1} + \mathbf{v}_{t+1} \quad (4-3-45)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} p \mathbf{0}_q & \mathbf{B} \end{bmatrix} \quad (4-3-46)$$

ここに \mathbf{y}_{t+1} は時刻 $t+1$ の p 個の変位計測量からなる観測値ベクトル、 \mathbf{v}_{t+1} は観測方程式の不確定性に対応した観測ノイズベクトルであり、 \mathbf{B} は観測された節点変位とモデルの節点変位の関連付け行列である。

(2-2) システムノイズと観測ノイズの設定

EnKFを用いた逐次データ同化でも、前節と同様にシステムノイズベクトル、観測ノイズベクトルについて、これらが従う適当な確率分布を仮定して推定を実行する。本研究では、式(4-3-14)、(4-3-15)と同様の平均が0で以下の共分散行列に従う正規乱数を仮定する。

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \sigma_{s,l}^2 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sigma_{s,q}^2 \end{bmatrix} \quad (4-3-47)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \sigma_{obs,l}^2 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & \sigma_{obs,p}^2 \end{bmatrix} \quad (4-3-48)$$

(2-3) EnKF による逐次推定の具体的な手順

EnKFでは、時間更新式と観測方程式からなる状態空間モデルに対して、モンテカルロ法による状態ベクトルのアンサンブル近似を用いて逐次推定を行う。モンテカルロ法を用いるため、計算コストが大きくなる一方、逐次推定に解析的な表式を必要とせず、非線形有限要素法への適用も容易である。以下にEnKFによる逐次推定の具体的な手順を示す。

Step 1: モデルパラメータベクトルの時間更新

モデルパラメータベクトルの粒子集合に対して式(4-3-42)を適用して、次式により粒子集合の時間更新を行う。

$$\left\{ \mathbf{s}_{t+l}^{(m)} \right\}_{m=1}^M : \mathbf{s}_{t+l}^{(m)} = \mathbf{s}_{t}^{(m)} + \mathbf{w}^{(m)} \quad (4-3-49)$$

$$w_k^{(m)} \sim N(0, \sigma_{s,k}^2)$$

ここに右下添え字の $t|t$ は時刻 t の状態推定値を、 $t+1|t$ は時刻 $t+1$ の状態予測値を表す。また、 M はモンテカルロ法に用いる粒子総数を、右上添え字の (m) は m 番目粒子の実現値であることを、 $w_k^{(m)}$ は $\mathbf{w}^{(m)}$ の k 番目要素を表す。時刻0の初期状態では状態推定値が存在しないため、モデルパラメータベクトルの初期値 \mathbf{s}_0 を推定値と考え、次式により状態予測値の初期集合を作成する。

$$\left\{ \mathbf{s}_{10}^{(m)} \right\}_{m=1}^M : \mathbf{s}_{10}^{(m)} = \mathbf{s}_0 + \mathbf{w}^{(m)} \quad (4-3-50)$$

$$w_k^{(m)} \sim N(0, \sigma_{s,k}^2)$$

Step 2: 節点変位ベクトルの時間更新

モデルパラメータベクトルの状態予測値の粒子集合を用いて、式(4-3-41)より粒子ごとに節点変位ベクトルの状態予測値を計算する。式(4-3-42)とあわせて、式(4-3-44)の状態ベクトル予測値の粒子集合が以下のように求められる。

$$\left\{ \mathbf{x}_{t+l}^{(m)} \right\}_{m=1}^M, \mathbf{x}_{t+l}^{(m)} = \begin{bmatrix} \mathbf{s}_{t+l}^{(m)} \\ \mathbf{u}_{t+l}^{(m)} \end{bmatrix} \quad (4-3-51)$$

Step 3: 状態ベクトル予測値の共分散行列計算

モデルパラメータベクトルの初期値を \mathbf{s}_0 として、次式状態ベクトル予測値の粒子集合から、次式に従って共分散行列を求める。

$$\hat{\mathbf{P}}_{t+1|t} = \frac{1}{M-1} \sum_{m=1}^M \bar{\mathbf{x}}_{t+1|t}^{(m)} \bar{\mathbf{x}}_{t+1|t}^{(m)T} \quad (4-3-52)$$

$$\bar{\mathbf{x}}_{t+1|t}^{(m)} = \mathbf{x}_{t+1|t}^{(m)} - \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \mathbf{x}_{t+1|t}^{(m)}$$

式(4-3-46), (4-3-48), (4-3-52)から状態推定に必要なカルマンゲインを次式により計算する.

$$\mathbf{K}_{t+1} = \hat{\mathbf{P}}_{t+1|t} \mathbf{H}^T (\mathbf{R} + \mathbf{H} \hat{\mathbf{P}}_{t+1|t} \mathbf{H}^T)^{-1} \quad (4-3-53)$$

Step 4: 状態ベクトル推定値の計算

時刻 $t+1$ の観測値ベクトルから粒子ごとに状態ベクトル予測値の予測残差を次式により計算する.

$$\mathbf{r}_{t+1}^{(m)} = \mathbf{y}_{t+1} - \mathbf{H} \mathbf{x}_{t+1|t}^{(m)} \quad (4-3-54)$$

式(4-3-53), (4-3-54)から時刻 $t+1$ の状態ベクトル推定値の粒子集合を次式により計算する.

$$\left\{ \mathbf{x}_{t+1|t+1}^{(m)} \right\}_{m=1}^M : \mathbf{x}_{t+1|t+1}^{(m)} = \mathbf{x}_{t+1|t}^{(m)} + \mathbf{K}_{t+1} (\mathbf{r}_{t+1}^{(m)} + \mathbf{v}_{t+1}^{(m)}) \quad (4-3-55)$$

ここに $\mathbf{v}_{t+1}^{(m)}$ は \mathbf{R} から粒子ごとに計算する観測ノイズの実現値ベクトルである. 式(4-3-55)の平均値を次式により計算する.

$$\hat{\mathbf{x}}_{t+1|t+1} = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \mathbf{x}_{t+1|t+1}^{(m)} \quad (4-3-56)$$

上式からモデルパラメータベクトルに関する部分を取り出すと,

$$\hat{\mathbf{s}}_{t+1|t+1} = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \mathbf{s}_{t+1|t+1}^{(m)} \quad (4-3-57)$$

となりモデルパラメータの推定値を求めることができる. 以上の step を逐次実行することで, モデルパラメータの推定値を逐次求めることができる.

(2-4) 要素剛性推定のための推定パラメータ設定

本研究では, 損傷があった領域では剛性低下が発生すると考え, 有限要素法によって離散化された構造物の各要素のヤング率を EnKF により逐次推定することで損傷同定を行う. EnKF によるモデルパラメータ推定では, 式(4-3-49)に示されるように時刻 t のパラメータ推定値に正規乱数を付加して時刻 $t+1$ のパラメータ予測値の粒子集合を求める. 付加する乱数の値によっては負のパラメータ予測値が発生する可能性がある. ヤング率は非負の値となるため, 推定中に負の値を生じないように工夫する必要がある. 本研究では, 非負制約条件の最適化計算で利用されることの多いシグモイド関数⁽²⁾を変形した関数を用いて非負パラメータの推定を行う. いま, k 番目の要素のヤング率初期値を ${}^k E_0$ として, 時刻 t における要素のヤング率を次式のように表す.

$${}^k E_t = {}^k \lambda_t {}^k E_0 \quad (4-3-58)$$

ここに ${}^k \lambda_t$ はヤング率の初期値からの低下を表す倍率である. ${}^k \lambda_t$ に対して以下の式を満たすを導入する.

$${}^k\lambda_t = \frac{K_2}{1+\exp(-\beta {}^k\eta_t)} + K_1 \quad (4-3-59)$$

ここに β は正の定数, K_1, K_2 は ${}^k\lambda_t$ の上限と下限を決める定数である. 本研究では, 推定対象のモデルパラメータを ${}^k s_i = {}^k \eta_i$ と設定して EnKF による逐次推定を実行する. この場合, ${}^k \eta_i$ に正規乱数が付加され負の値となった場合でも式(4-3-58), (4-3-59)によりヤング率の非負性は保証される.

(3) EnKF による逐次データ同化の数値実験

(3-1) 実験モデル

図 4-3-30 に数値実験の対象モデルを示す. 全長 89 mm, 幅 25 mm, 厚さ 0.3 mm の板材の下部を固定し, 上部を y 方向に $u_{yp} = 2\text{mm}$ だけ強制変位させる. 図 4-3-31 に板材の有限要素メッシュを示す. 板材を一辺 1 mm の正方形要素で分割し, 最下部から 2 段目の左半分の要素に損傷部を設定する. 全要素のヤング率を推定対象のモデルパラメータ, 拘束点を除く全節点の xy 変位を観測値として, EnKF による逐次推定を実行する. この場合, 推定パラメータの総数は 2225, 観測値総数は 4628 となる.

数値実験において, まず通常为非線形有限要素解析により節点変位を求め, 次に節点変位に観測ノイズを付加し擬似的な観測値を作成する. 通常有限要素解析では, 損傷を発生される要素のヤング率 E_d が図 4-3-32 のように増分時間 1 s でノミナル値 E_0 の 20% となるよう

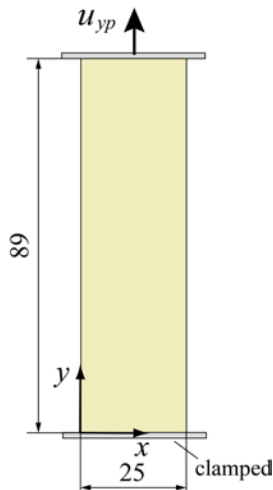


図 4-3-30 数値実験モデル

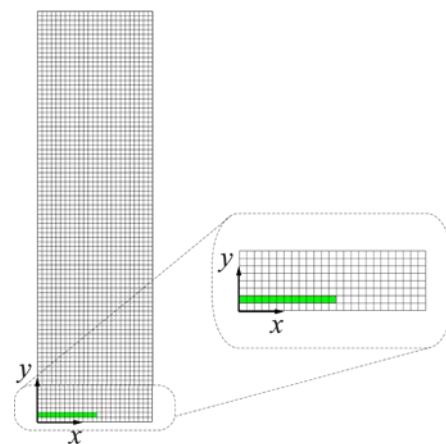


図 4-3-31 有限要素メッシュ

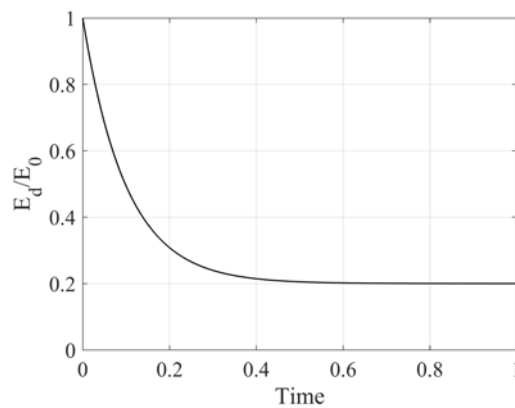


図 4-3-32 ヤング率の時間変化

に時間変化させる。解析の増分ステップを 0.01 s として、各ステップで計算された節点変位に $\sigma_{obs} = 10^{-2}, 10^{-3}, 10^{-4}$ mm の標準偏差を持つ正規乱数を付加して擬似的な観測値を作成する。擬似的な観測値を使って、EnKF による逐次推定を実行し、有効性を検証する。

(3-2) 逐次推定結果

粒子総数を $M = 50, 500, 5000$ とした 3 通りのケースに対して、 $\sigma_{obs} = 10^{-2}, 10^{-3}, 10^{-4}$ mm とした 3 通りの擬似的な観測値を使った EnKF による逐次推定を実行した。システムノイズの分散値は全パラメータ共通に $\sigma_{s,i}^2 = 10^{-5}$ とした。また、式(4-3-59)は $\beta = 1.0, K_1 = 10^{-3}, K_2 = 2 \times 10^4$ と設定した。

図 4-3-33 に各要素の増分時間 1 s におけるヤング率の推定値とノミナル値の比のコンター図を示す。比が 1.5 以上となる要素は同一色となるようにコンター図を設定している。図 4-3-33(a)より、 $\sigma_{obs} = 10^{-2}$ mm のケースでは、 $M = 50$ では目視で損傷領域を同定することは困難であるが、粒子数を増大させることで、損傷領域周辺の要素剛性も低下した状態で推定されているものの、損傷領域の存在を確認可能であることがわかる。図 4-3-33 (b)より、 $\sigma_{obs} = 10^{-3}$ mm のケースでは、 $M = 50$ で損傷領域の存在を確認可能であるものの $M = 500, 5000$ と比較して損傷領域周辺の要素剛性も低下した状態で推定されていることがわかる。図 4-3-33 より、 $\sigma_{obs} = 10^{-4}$ mm のケースでは、粒子数によらずに高精度に損傷領域の剛性を推定可能であることがわかる。画像計測法として画像相関法を用いた場合、高 SNR の条件下ではあるが 29×29 画素のサブセットで 1mm 角の画像計測領域に対して計測誤差の標準偏差が 10^{-3} mm 以下となる実験結果が示されている⁽³⁾。本モデルでは、一辺 1 mm の正方形要素を用いており画素数の観点から文献 3 と同様のサブセットで計測精度を考えた場合、 $\sigma_{obs} = 10^{-3}$ mm のケースは実現可能であるが $\sigma_{obs} = 10^{-4}$ mm のケースは、測定精度を向上させる工夫が必要になると考えられる。

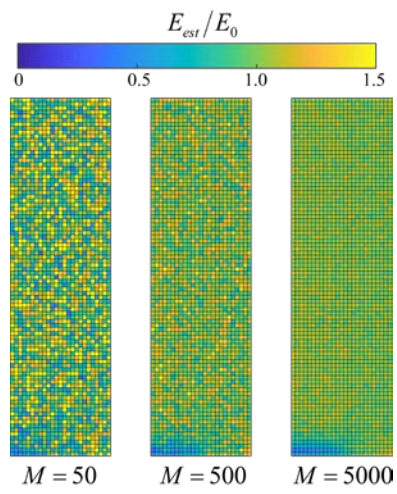
図 4-3-34 に各ステップで推定された要素剛性の損傷領域における平均値を、図 4-3-35 に非損傷領域における平均値を示す。図より、粒子数が多いほど、また観測誤差が小さいほど高精度な推定が行えることがわかる。図 4-3-35 において非損傷領域の要素剛性の平均値は、ノミナル値から上昇する傾向にあることがわかる。非損傷領域の剛性値の真値はノミナル値と一致するため、図 4-3-35 は非損傷領域の剛性推定値の平均値が真値から上昇側に推定されることを示している。上昇側に推定される原因について数理的な考察を加えることが重要であるが、本論文は損傷同定を目的としており、上昇幅が数%程度で損傷領域の同定に大きな影響を与えないと考えられるため、今後の課題としたい。

(4) おわりに

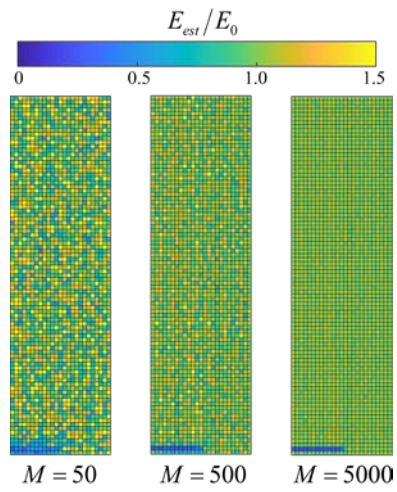
本節では要素剛性をモデルパラメータとした EnKF を用いた逐次データ同化により、損傷部を要素ヤング率の低下として同定する方法を構築した。数値実験に本手法の有効性を検証した。EnKF を有効に用いるためには、十分な粒子数が必要であることがわかった。

(5) 参考文献

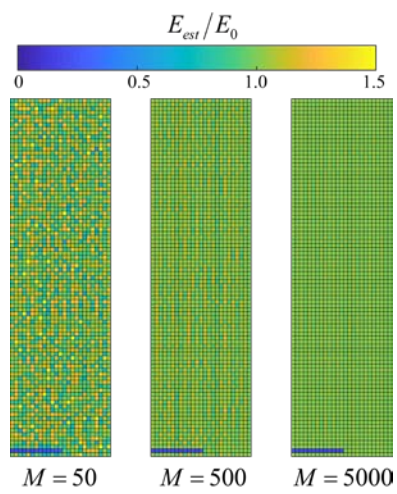
- (1) Evensen, G., Sequential Data Assimilation with a Nonlinear Quasi-Geostrophic Model Using Monte Carlo Methods to Forecast Error Statistics, *Journal of Geophysical Research*, Vol. 99, pp. 10143-10162 (1994).
- (2) 相吉英太郎, 岡本卓, 安田恵一郎, 最適化手法の基礎-力学モデルによる理解と実装, 森北出版, pp. 32-33 (2014).
- (3) 李志遠, 王慶華, 有川秀一, 米山聡, 面内変位分布計測におけるデジタル画像相関法とサンプリングモアレ法の比較研究, *実験力学*, Vol. 15, No. 4, pp. 303-308 (2015).



(a) $\sigma_{obs} = 10^{-2}$ mm

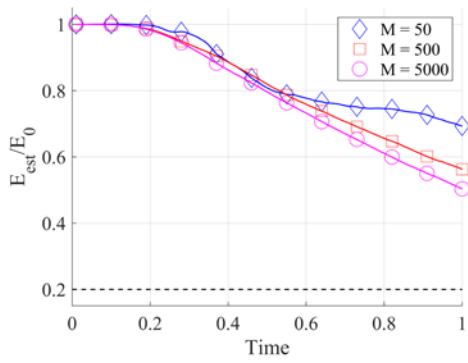


(b) $\sigma_{obs} = 10^{-3}$ mm

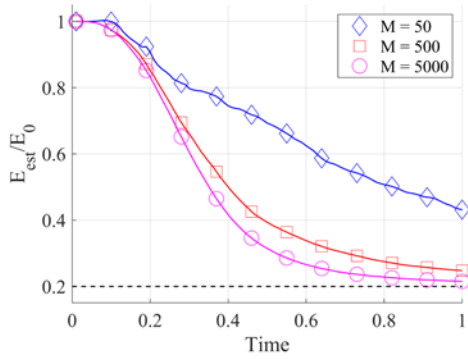


(c) $\sigma_{obs} = 10^{-4}$ mm

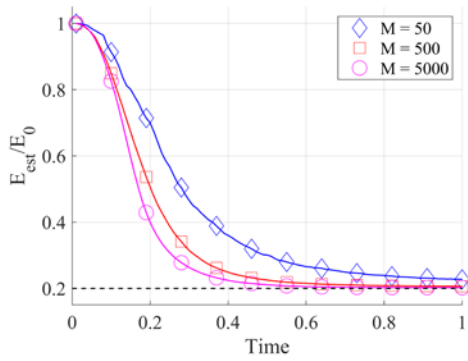
図 4-3-33 ヤング率の推定結果



(a) $\sigma_{obs} = 10^{-2}$ mm

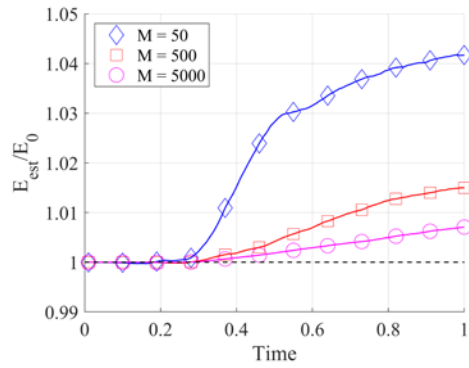


(b) $\sigma_{obs} = 10^{-3}$ mm

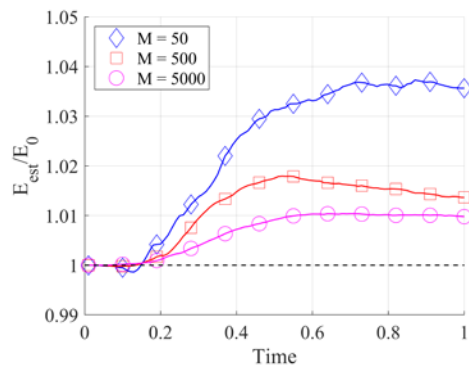


(c) $\sigma_{obs} = 10^{-4}$ mm

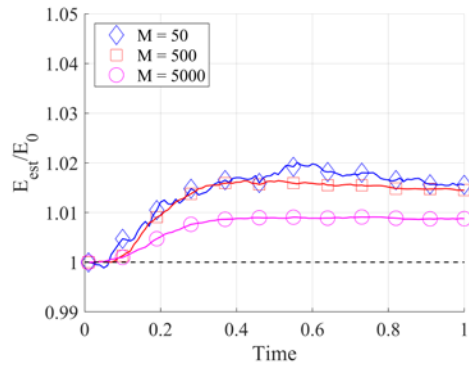
図 4-3-34 損傷要素のヤング率平均値



(a) $\sigma_{obs} = 10^{-2}$ mm



(b) $\sigma_{obs} = 10^{-3}$ mm



(c) $\sigma_{obs} = 10^{-4}$ mm

図 4-3-35 非損傷要素のヤング率平均値

4-4. 炭素繊維強化プラスチックの損傷評価—その2

4-4-1. CFRP 積層板の 0° /45° 層間におけるモード I 静的層間破壊じん性の評価

(1) 緒言

炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastics : CFRP)は比強度・比剛性に優れるため、特に軽量化が重視されている航空機や宇宙構造物などに多用されている(1-10)。近年では高級車だけでなく大衆向けの自動車に対しても CFRP が使用されている(11-13)。しかし CFRP はわずかな衝撃であっても、層間はく離やトランスバースクラックといった外見で判断することの困難な内部損傷が複雑に生じ、大幅な強度・剛性の低下を招くことが問題となっている。衝撃によって生じる内部損傷は、特に航空機構造の安全を考える上で重要な因子の一つであり、その物性への影響は衝撃後圧縮強度として評価される(14-18)。そのため、衝撃後の積層板内部での破壊形態およびその圧縮強度を明らかにする必要がある。衝撃後圧縮強度に最も影響を与える破壊形態は層間破壊であり、その評価基準は層間破壊じん性である。そのため、層間破壊じん性の評価は耐衝撃性の評価および予測をおこなう上で欠かすことができない要素の一つとなっている。

CFRP 積層板の層間破壊じん性に関する従来の研究の多くは、一方向積層板や直交積層板を用いておこなわれてきた(19-27)。しかし、航空機などの構造物では擬似等方 CFRP 積層板など様々な繊維配向角を組み合わせた積層板が使用されており、実構造の層間破壊じん性および破壊進展プロセスは、繊維配向角の影響により、一方向積層板や直交積層板とは異なると考えられる。そのため、層間破壊じん性に対する繊維配向角の影響に関する研究がおこなわれてきた(28-35)。張ら(28)は、層間破壊じん性におよぼす繊維配向角の影響を調べるために、熱硬化性樹脂を用いて中央層間を $\pm 30^\circ$ 、 $\pm 60^\circ$ などの対称な配向角とした層間破壊じん性の測定、層間破壊挙動の観察をおこなった。その結果、繊維配向角がき裂進展方向となす角が大きくなるほど初期き裂の層間破壊じん性値が大きくなり、き裂進展時には急激な層間破壊じん性値の増加がみられることが示された。また、東郷ら(29)は熱可塑性樹脂を用いて、中央層間を対称な配向角とした層間破壊じん性の測定をおこなった。その結果、層間破壊じん性は繊維配向角に依存し、熱可塑性樹脂をマトリックスとする CFRP はエポキシ系 CFRP に比べ高い層間破壊じん性値を示すことが示された。これらの取り組みは対称な配向角層間をき裂が進展する場合の層間破壊じん性、破壊メカニズムの評価であり、非対称な層間での評価はおこなわれていない。その理由として、対称積層でない限りカップリング効果、すなわち積層構成によるねじりおよび曲げの影響を除外できないことが考えられる。実構造の破壊挙動では対称な配向角の層間のみをき裂が進展するのではなく、擬似等方積層板における衝撃損傷のように、非対称層間のいずれかの繊維方向に沿ったき裂の進展が予想される。そのため、従来の一方向材での評価では実構造の層間破壊じん性を正しく評価できているとはいえない。

そこで、著者らは Verchery ら(36-40)による「非共役擬似均質積層板(uncoupled and quasi-homogeneous laminates)」に着目した。Verchery らは、積層理論においてカップリング剛性マトリックスが 0 となる非対称積層構成を探索するアルゴリズムを作成し、積層構成の組み合わせを示した。例えば次の積層構成 $[0\ 1\ 2\ 0\ 1\ 2\ 2\ 2\ 1\ 1\ 0\ 0\ 1\ 0\ 0\ 2\ 2\ 1]$ では、0, 1, 2 それぞれに任意の配向角を導入しても、積層理論においてカップリング剛性マトリックスが 0 になることが確認できる。このように、非対称積層でカップリング剛性が 0 となる積層構成の存在から、従来の対称積層の擬似等方積層板とは異なる、新たな積層板の可能性が示唆されている。Verchery らの積層構成を応用した研究として、Rehan(41)らは、 0° と 45° 層間や $\pm 45^\circ$ 層間をはじめとする複数の層間での層間破壊じん性の評価をおこない、配向角の違いによる層間破

壊じん性の変化を明らかにした。しかし、詳細な破壊メカニズムの評価はなされておらず、構造物の破壊進展の評価をおこなう上では、上記結果では不十分である。そこで著者らは Rehan らと同様に Verchery らの手法を応用し、非対称積層構成のグループを 2 組重ね、中間層をそれぞれ異なる配向角とすることで、0°/45° 層間において、0° 方向にはく離が進展する場合の層間破壊じん性および破壊メカニズムの評価手法を考えた。試験過程ではく離層間の遷移が考えられるが、これは実際の破壊進展でも考えられる現象であるため、実現象を模擬した評価になりうると考えられる。

そこで本研究では、非対称かつカップリング剛性が 0 となる積層板を用いて、一方の繊維配向角に沿った層間はく離が進展する際の層間破壊じん性および破壊メカニズムを評価した。比較対象として一方向材および±θ 層間を中間層間とする積層板を用いた。はじめに、非対称積層構成がき裂先端の破壊モードにおよぼす影響について、有限要素解析を用いて評価した。次に、非対称積層板を作製し、モード I 層間破壊じん性試験および試験後の破面観察から、異なる配向層間における層間破壊じん性および破壊メカニズムについて考察した。

(2) 積層構成

本研究では Verchery ら 36-40)の取り組みを参考に、前述した積層構成[0 1 2 0 1 2 2 2 1 1 0 0 1 0 0 2 2 1]において、0 と 2 を 0°、1 を 45°とし、これらの組み合わせを 2 回繰り返すことで、[0/45/02/45/03/45/02/45/04/45]2 として、中央層間が(0°/45°)層で構成された積層板(以下、(0°/45°)積層板と呼称する)を作製した。0°/45°層間での層間破壊じん性値の比較対象として 30 枚積層で作製した一方向積層板(以下、(0°/0°)積層板と呼称する)と、(0°/45°)積層板と直接的な比較をおこなうため、張ら 28)によって評価されている±θ層間を有する積層板の積層構成を参考に、[(+22.5/-22.5)3/06/(22.5/+22.5)3/(-22.5/+22.5)3/06/(+22.5/-22.5)3]として中央層間が±22.5°層で構成された積層板(以下、(±22.5°)積層板と呼称する)を作製した。いずれの積層板も積層理論ではカップリング剛性が 0 となることを確認した。

(3) 試験材料

(0°/45°)積層板および(±22.5°)積層板は、エポキシマトリックスを用いた厚さ 0.12[mm]のプリプレグ(T800SC/#2592, 東レ)を 36 枚積層して作製した。プリプレグを 18 枚積層したところで、厚さ 25[μm]のポリイミドフィルム(カプトン 100V, 東レ・デュポン)を挿入し、その上から再び 18 枚積層することで予き裂を導入した。(0°/0°)積層板はプリプレグを 15 枚積層したところで、カプトンフィルムを挿入し、再び 15 枚積層することで予き裂を導入した。成形はオートクレーブ法を用いておこない、成形条件は温度 130[°C]、成形圧力 303[kPa]、圧力保持時間 120[min]とした。

作製した積層板は中央層間に挿入したカプトンフィルムの長さが 55[mm]となるように、ダイヤモンドカッターを用いて長さ 150[mm]、幅 25[mm]に切り出し、カプトンフィルムを除去して試験片とした。

(4) 試験方法

双片持ちはり(Dual cantilever beam, DCB)試験には、電気油圧式万能試験機(EHT-FB5kN-10LA, 島津製作所)を用いて、JIS K 7086 に準拠しておこなった。試験の様子を図.1-1 に示す。試験片端部にアラルダイト(AR-S30, NICHIBAN)を用いて 10[mm]×10[mm]×25[mm]のアルミニウム製の負荷用ピンブロックを接着した。これにより、負荷点から予き裂先端までの水平距離は 50[mm]となる。き裂開口変位(Crack

opening displacement, COD)の変位速度を 3[mm/min]とし、試験中の COD およびロードセルで測定される荷重を、National Instruments 社の LabVIEW2013 で自作したプログラムでサンプリング周波数 10 [Hz]にて記録した。COD が 20[mm]に達するか、き裂長さが目視で 45[mm]に達した時点で試験終了とした。また、試験中のき裂進展挙動を観察するため、試験片の両側面をビデオカメラで撮影した。

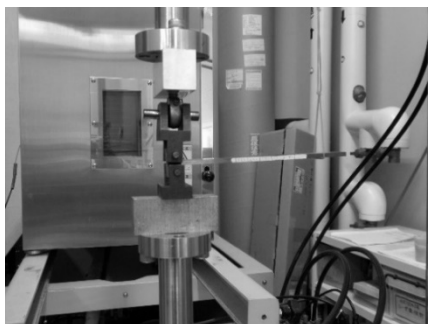


図.1-1 Configuration of DCB test.

(5) FEM によるき裂先端の破壊モード分布

本研究で作製した(0°/45°)積層板は理論上そりを生じない。しかし、DCB 試験によって試験片に曲げを加えた場合、き裂先端の破壊モードは繊維配向により、曲げおよびねじりのカップリング効果の影響を受ける可能性が考えられる。そこでき裂進展前のき裂先端の破壊モード分布を有限要素解析で評価した。

モデル構築ソフトには MSC.Software の Mentat2013.1、解析ソフトには同社の Marc2013.1 を使用し、Virtual Crack Closure Technique (VCCT)機能を用いてき裂先端の破壊モード分布を求めた。要素数は 40,176、節点数は 43,253 である。モデル寸法は JIS K 7086 に準拠し、長さ 150[mm]、幅 25[mm]、厚さ 4.32[mm]、予き裂長さは 55[mm]とした。図.1-2 に作成したモデルを示す。厚さ方向はプリプレグ 1 層を 1 要素とした。試験片幅方向には予き裂前縁付近の要素分割を微細化し、試験片幅方向中央部の分割数は 10、平均要素寸法は約 1[mm]とした。同じく試験片幅方向端部は、端面効果による応力集中が生じるため試験片端部から 4[mm]の範囲の平均要素寸法を約 0.13[mm]とした。試験片長手方向も同様に予き裂前縁部付近の要素分割を微細化し、予き裂前縁を挟む 2[mm]の範囲の平均要素寸法を 0.3[mm]とした。その他部分の平均要素寸法は予き裂前縁部から約 2.5[mm]までの範囲を約 0.6[mm]、約 5[mm]までの範囲を約 1.2[mm]、約 10[mm]までの範囲を約 2.5[mm]、その他は約 5[mm]とした。

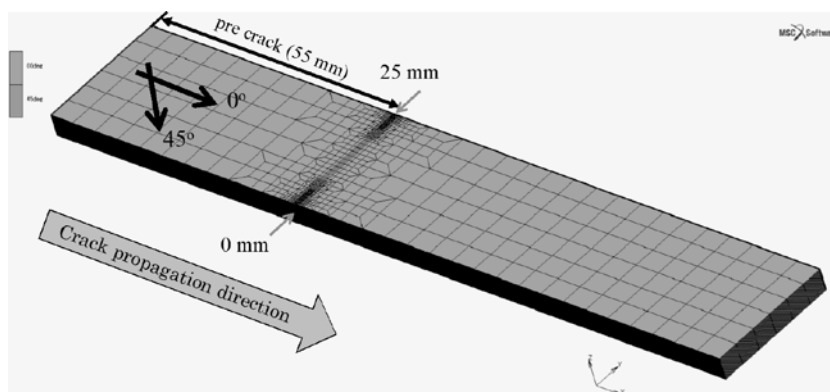


図.1-2 FEM model of DCB specimen for evaluating the fracture mode distribution.

有限要素解析に使用した材料定数を Table 1-1 に示す。0°以外の配向角を有する層の材料定数は、それぞれ Mentat 上で配向角を定義することで与えた。また、成形過程の温度変化に伴う残留応力を考慮するため、成形温度である 130[°C]から室温までの温度変化をモデルに与えて材料の熱収縮を求め、これを初期状態としてエネルギー解放率を求めた。

Table 1-1 Material properties for FEM.

Material property			
Fiber property	Modulus of elasticity E_f	294	[GPa]
	Poisson's ratio ν_f	0.20	-
Matrix property	Modulus of elasticity E_m	3.50	[GPa]
	Poisson's ratio ν_m	0.38	-
	Fiber volume content V_f	0.60	-
	Fiber direction elastic modulus E_1	177.8	[GPa]
	Vertical direction elastic modulus $E_2(=E_3)$	13.4	[GPa]
	Poisson's ratio $\nu_{12}(=\nu_{13})$	0.272	-
	Poisson's ratio $\nu_{23}(=\nu_{32})$	0.595	-
	Poisson's ratio $\nu_{31}(=\nu_{21})$	0.021	-
	Shear modulus $G_{12}(=G_{31})$	4.856	[GPa]
	Shear modulus G_{23}	4.201	[GPa]
Linear expansion coefficient	Fiber direction α_f	-0.4×10^{-6}	[1/°C]
	Vertical direction α_f'	10×10^{-6}	[1/°C]
	Matrix α_m	60×10^{-6}	[1/°C]

負荷点にあたる、上下のはりの予き裂端部より 5[mm]の位置における最外層の幅方向節点すべてに対して、下側のはりは回転を除く 3 自由度の固定、上側のはりは、はりの長手方向および幅方向に節点を固定し、厚さ方向に 3[mm]の強制変位を与えた。上下のはりは予き裂を除き接着接続し、VCCT 機能を用いて、予き裂先端における破壊モード分布を評価した。

図.1-3 に(0°/45°)積層板のき裂先端の試験片幅方向における破壊モード分布を示す。図は、厚さ方向に 3[mm]の強制変位を与えた時の最大エネルギー解放率で正規化したグラフである。この結果より、モード I の最大エネルギー解放率は試験片幅方向中央より左側に偏った分布、すなわち予き裂側より見て 45°方向に偏った位置で最大となる傾向を示した。また、モード II、モード III の最大エネルギー解放率は、モード I 最大エネルギー解放率に比べ、それぞれ約 7.1[%]および 13.9[%]であり、いずれもモード I 最大エネルギー解放率を示した箇所とは反対側の試験片端部で生じた。これらの結果より、本研究で提案する積層構成を有する積層板では、き裂前縁部における支配的な破壊モードはモード I であるものの、き裂は繊維の配向方向に進展しやすい傾向を持っているため、破壊モード分布の 45°繊維方向への傾きが発生したと考えられる。

一方、(±22.5°)積層板では図.1-4 に示すように、試験片幅方向端部ではわずかにモード II、モード III の影響がみられるが、中央部ではモード I エネルギー解放率がほぼ一定の値を示しており、(0°/45°)積層板に見られたような偏りは生じなかった。

(0°/45°)積層板および、(±22.5°)積層板のどちらの結果においても、温度変化に伴う残留応力の影響は確かに存在するが、試験片端部におけるモード II，モード III エネルギー解放率はモード I エネルギー解放率に対して最大で 13.9[%]と小さい値であり、なおかつ端面のごく近傍のみで発生するため、無視できる範囲であると考えられる。

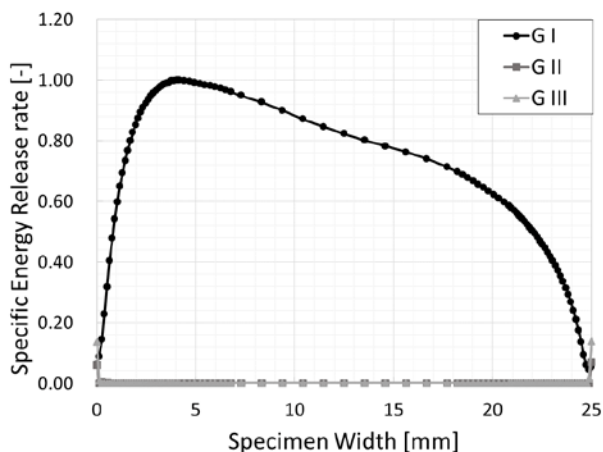


図.1-3 Energy release rate in (0°/45°) laminate.

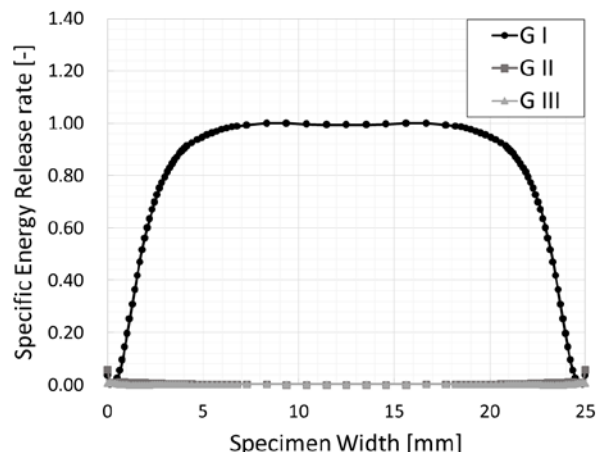


図.1-4 Energy release rate in (±22.5°) laminate.

(6) 試験片への予き裂導入

有限要素解析による、き裂進展前のき裂先端の破壊モード分布の評価結果より、(0°/45°)積層板では予き裂導入時およびき裂進展過程において、繊維配向角の影響が予想された。そこで、作製した試験片において、カプトンフィルムにより形成された予き裂より、カッター刃を予き裂部に挿入し、2~5[mm]の予き裂を導入したものと、試験機を用いた疲労荷重により、CODの最大値を3.5[mm]、最小値を0.425[mm]、繰り返し速度5[Hz]として、2~5[mm]の予き裂を導入したものを作製した。それぞれ導入された予き裂前縁形状を超音波探傷装置(Matrixeye64, (株)東芝)により非破壊観察した。観察結果を図.1-5に示す。カッターで導入した予き裂は試験片長手方向に対して垂直かつ直線的に導入されたのに対して、疲労荷重によって導入した予き裂は予き裂側より見て45°方向に偏った位置で、よりき裂が進展している様子が確認できる。この結果は、前述の有限要素解析によるモード I エネルギー解放率の分布と傾向が一致し、き裂が45°方向により大きく進展したことを示している。すなわち、0°方向に開口型のき裂を進展させる場合、(0°/45°)層間では基本的に0°方向にき裂が進展するものの、き裂前縁は45°方向により進展した形状を示すと考えられる。

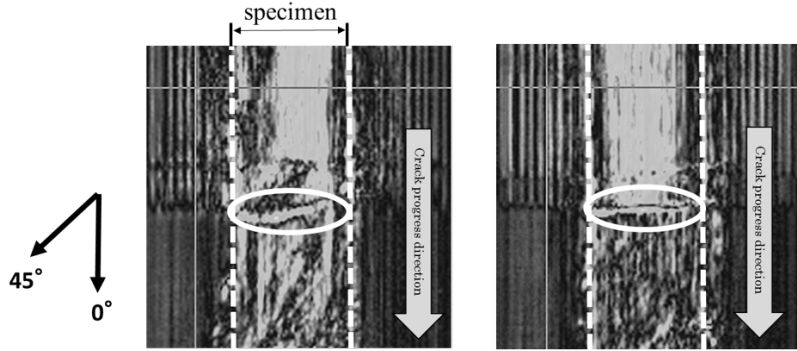


図.1-5 Ultrasonic Observation of precrack tip.

(7) 結果および考察

図.1-6 に DCB 試験における荷重-COD 線図, 図.1-7 にモード I エネルギー解放率 G_I とき裂進展量 a の関係を示す. 本試験では混合モード発生の可能性やファイバブリッジの影響がみられるが, 測定されたエネルギー解放率を便宜上モード I エネルギー解放率と定義する. これらの図より $(0^\circ/45^\circ)$ 積層板および $(\pm 22.5^\circ)$ 積層板では $(0^\circ/0^\circ)$ 積層板に比べ, き裂進展過程の荷重, エネルギー解放率ともにおよそ 2 倍となることがわかる. また, $(0^\circ/45^\circ)$ 積層板では予き裂の導入方法の違いにかかわらず, ほぼ同様の結果を示したことから, 予き裂導入方法は試験結果に影響しないと考えられる. $(\pm 22.5^\circ)$ 積層板では, き裂の進展と共にエネルギー解放率の大きな変動が発生していることが確認できる.

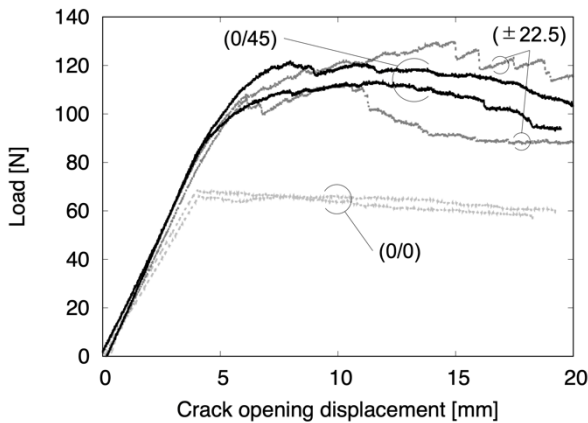


図.1-6 Load-COD curve in DCB test.

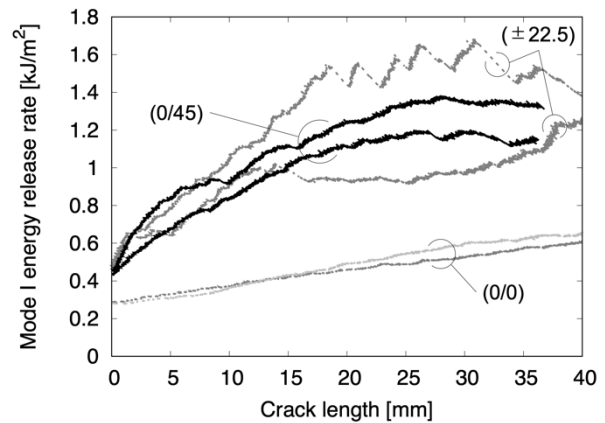


図.1-7 Relationship between crack extension and Mode I energy release rate.

試験時の各試験片側面の観察結果を図.1-8 に示す. $(0^\circ/0^\circ)$ 積層板では, き裂の前縁部で集中的にファイバブリッジが発生しているのに対し, $(0^\circ/45^\circ)$ 積層板および $(\pm 22.5^\circ)$ 積層板では予き裂先端からき裂前縁部に至るまで多数のファイバブリッジが確認できた. $(0^\circ/45^\circ)$ 積層板では試験片側面にはく離れた層を確認できたことから, 45° 層と隣接する層にき裂が遷移して進展することで複数の層に対してき裂が進展したと考えられる. $(\pm 22.5^\circ)$ 積層板では, き裂進展と共に繊維の破断音を複数確認できたことから, ファイバブリッジによる荷重負荷と, 繊維破断に伴う急激な除荷がエネルギー解放率の変動に大きく影響していると考えられる.

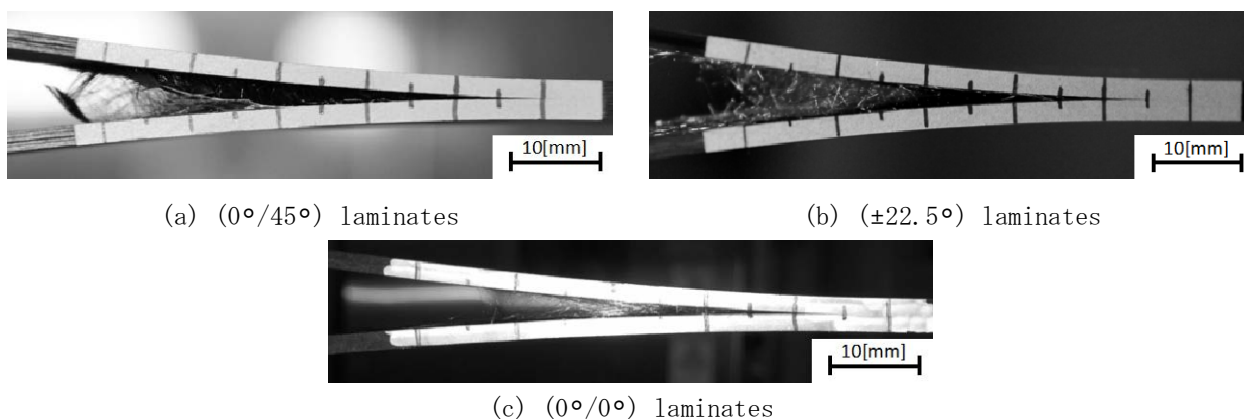
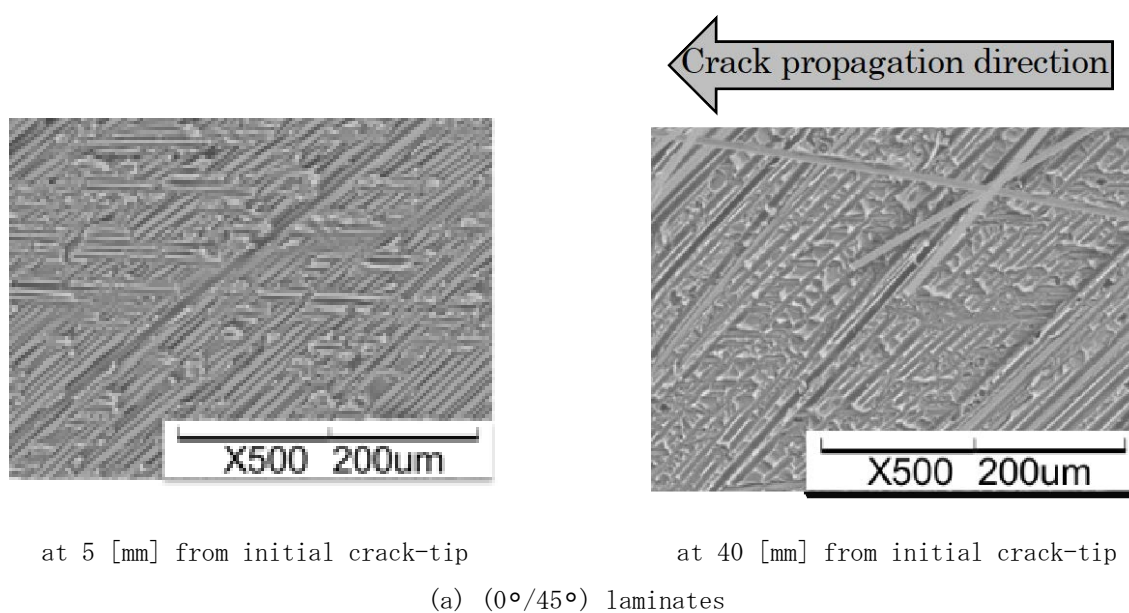
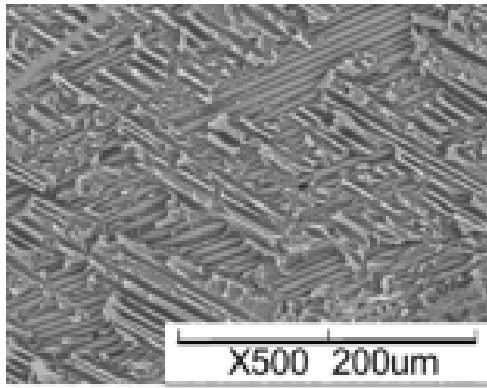


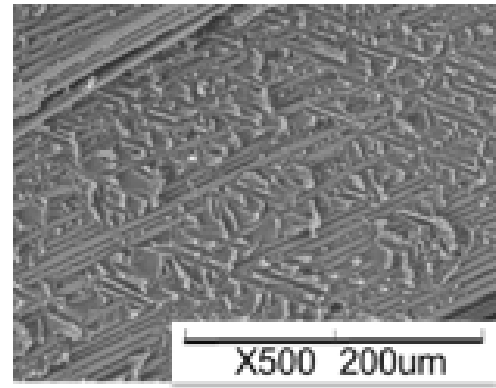
図.1-8 In-situ side observation results.

次に DCB 試験後の試験片をき裂に沿って 2 つに裂き，卓上電子顕微鏡(TM-1000，日立ハイテクノロジー)を用いて，き裂進展により形成された破面の観察をおこなった．観察結果を図.1-9 に示す．(0°/45°)積層板では，発生したファイバブリッジの多くが試験片幅方向中央付近で発生し，試験片端面の繊維末端まで続いていたことから，45°層の隣接層にき裂が遷移した際にファイバブリッジが発生し，き裂進展と共に 45°層の末端までファイバブリッジが存在し続けることにより，高いエネルギー解放率を示したと考えられる．また，予き裂先端近傍においては樹脂破壊，繊維・樹脂界面破壊が支配的であるのに対し，図.1-9 の(a)で示されるように，き裂長さ 40[mm]近傍では樹脂破壊の一部にモード II 型のハックル状の樹脂破壊が見られ，その先端にねじれが生じたような痕跡が見られることから，混合型の破壊モードが生じていると考えられる．したがって，(0°/45°)積層板ではき裂進展初期はモード I 型の破壊が支配的であるものの，き裂進展に伴って混合型の破壊モードに遷移すると考えられる．



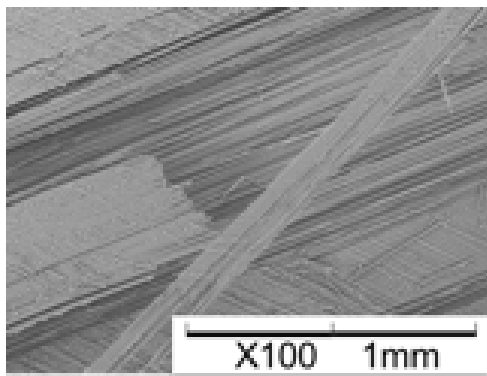


at 5 [mm] from initial crack-tip

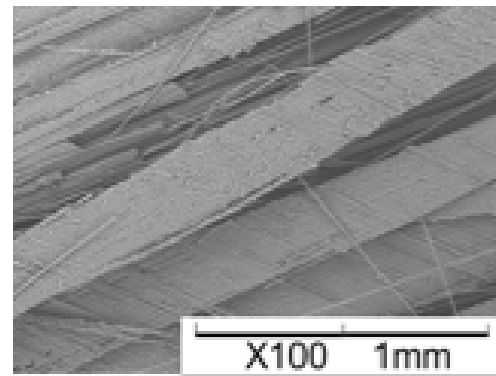


at 40 [mm] from initial crack-tip

(b) ($\pm 22.5^\circ$) laminate indicating the lowest G_I value



at 5 [mm] from initial crack-tip



at 40 [mm] from initial crack-tip

(c) ($\pm 22.5^\circ$) laminate indicating the highest G_I value

図.1-9 Fracture surface observation results.

破面観察およびエネルギー解放率の結果を総合し、($0^\circ/45^\circ$)積層板における破壊進展メカニズムを図.1-10に示す。まず、き裂先端の一部が初期き裂面である $0_0/45_0$ 層間から隣接層間に遷移し(図.1-10(a))、それに伴い 45_0 層の一部が繊維に沿って引き裂け、 0_0 層面上に残留する(図.1-10(b))。これらの残留した繊維が大規模なファイバブリッジングを生じたと考えられる(図.1-10(c))。

一方、($\pm 22.5^\circ$)積層板では、エネルギー解放率が最も小さいものでは樹脂破壊と繊維・樹脂界面破壊が破面の大部分を占めているのに対し、エネルギー解放率が最も大きいものではすべての領域で $+22.5^\circ$ 層の破断を多数確認できた。例えば、初期き裂面である $+22.5^\circ$ 層の端部から下層にき裂面が遷移した場合(図.1-11(a))、上側のはりが上昇するに伴い、新たなき裂面となった -22.5° 層により、その上の $+22.5^\circ$ 層が持ち上げられる(図.1-11(b))。したがって、試験片左右の端部で異なる層間でのき裂進展が生じ、最終的にそれらが試験片幅方向中央部で交差し、いずれか一方の層が破断すると考えられる(図.1-11(c))。したがって、($0^\circ/45^\circ$)積層板に比べ大規模な繊維破断の発生が、($\pm 22.5^\circ$)積層板における大きなエネルギー解放率の変動を生じさせたと考えられる。

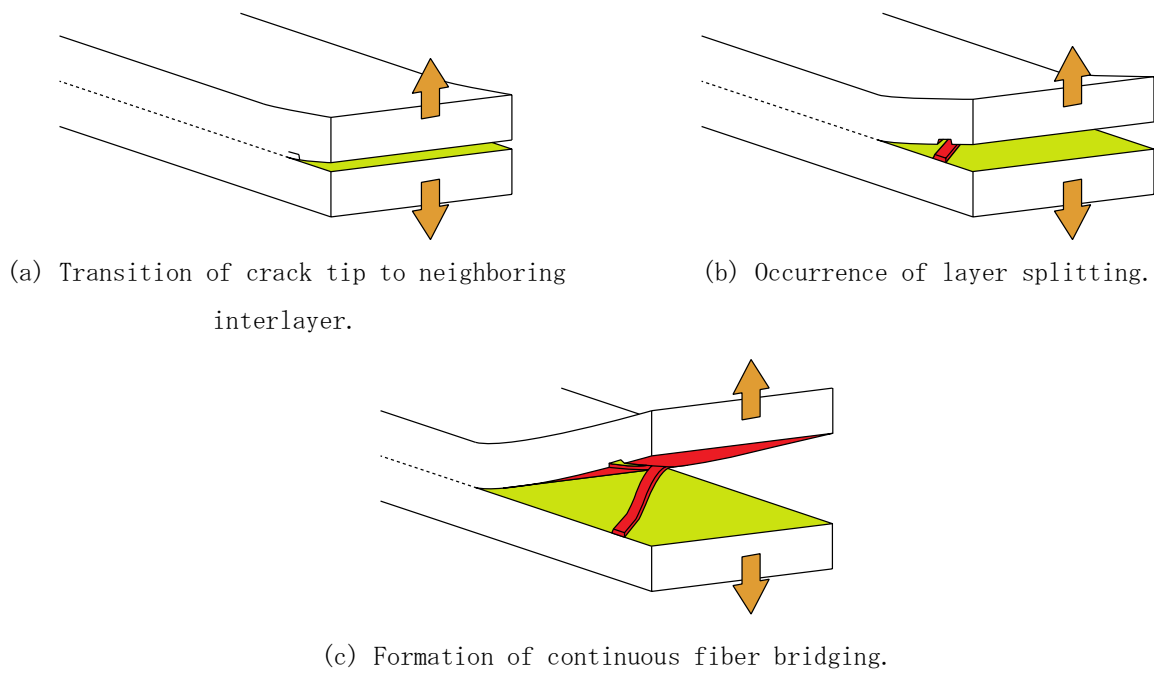


図.1-10 Mechanism of crack extension and fiber bridging in (0°/45°) laminates.

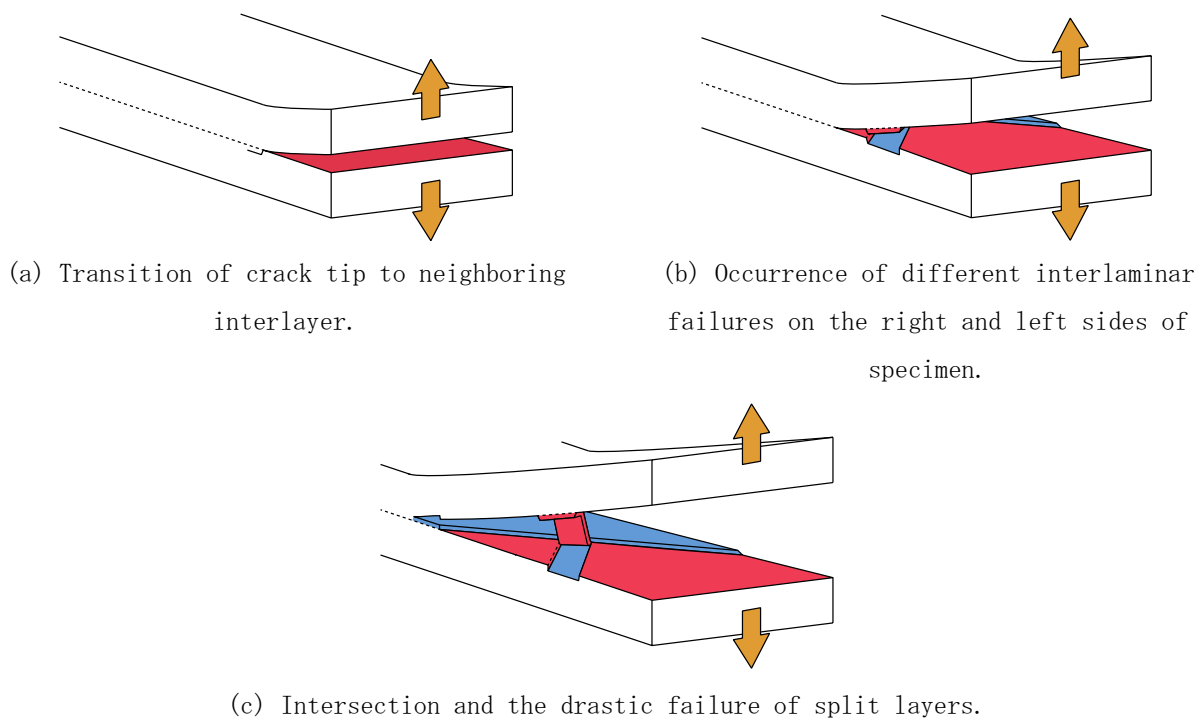


図.1-11 Mechanism of crack extension and fiber bridging in (±22.5°) laminates.

(8) 結言

本研究では実構造で多用される 0°/45°層間を中央層間とする非対称積層板と、比較対象として一方向材、および±22.5°層間を中央層間とする積層板を用いて、0°方向にき裂が進展する際のモードI静的層間破壊じん性を実験的・解析的に評価した。また、その場観察および破面観察に基づき、繊維配向角が破壊進展メカニズムに及ぼす影響について考察をおこなった。その結果、以下の知見が得られた。

(0°/45°)積層板、(±22.5°)積層板共に、き裂の遷移によって多数のファイバブリッジングが発生したこ

とで、エネルギー解放率の増大に大きな影響を及ぼしたと考えられる。中でも、($\pm 22.5^\circ$)積層板では繊維層でのファイバブリッジングが多数発生したことにより、繊維層の破断と同時にエネルギー解放率を大きく低下させ、安定したモード I エネルギー解放率を得られないと考えられる。

破面観察より、($0^\circ/45^\circ$)積層板では一部に混合モードでの破壊の発生が見られたが、($\pm 22.5^\circ$)積層板では混合モードでの破壊を確認できず、($0^\circ/45^\circ$)積層板と($\pm 22.5^\circ$)積層板で同じ傾向のエネルギー解放率を示したことから、エネルギー解放率に及ぼす影響の大部分がファイバブリッジングによるものであり、混合モードでの破壊の影響は微小なものと考えられる。

なお、以上の報告内容は、以下の論文にて発表した内容を改変したものである。

古澤佳樹, 斉藤博嗣, 田中基嗣, 金崎真人, 金原勲, CFRP 積層板の $0^\circ/45^\circ$ 層間におけるモード I 静的層間破壊じん性の評価, 日本複合材料学会誌, 44(4), (2018), 115-122.

4-4-2. CFRP 積層板の $0^\circ/45^\circ$ 層間におけるモード II 静的層間破壊じん性の評価

(1) 緒言

1章で述べたとおり、著者らは Verchery ら 36-40)による「非共役擬似均質積層板(uncoupled and quasi-homogeneous laminates)」に着目した。Verchery らは、積層理論においてカップリング剛性マトリックスが 0 となる非対称積層構成を探索するアルゴリズムを作成し、積層構成の組み合わせを示した。例えば次の積層構成[0 1 2 0 1 2 2 2 1 1 0 0 1 0 0 2 2 1]では、0, 1, 2 それぞれに任意の配向角を導入しても、積層理論においてカップリング剛性マトリックスが 0 になることが確認できる。このように、非対称積層でカップリング剛性が 0 となる積層構成の存在から、従来の対称積層の擬似等方積層板とは異なる、新たな積層板の可能性が示唆されている。そこで著者らは 1章に示したように、Verchery らの手法を応用し、非対称積層構成のグループを 2 組重ね、中間層をそれぞれ異なる配向角とすることで、 $0^\circ/45^\circ$ 層間において、 0° 方向にはく離が進展する場合のモード I 層間破壊じん性および破壊メカニズムの評価手法を提案した。試験過程ではく離層間の遷移が考えられるが、これは実際の破壊進展でも考えられる現象であるため、実現象を模擬した評価になりうると考えられる。一方で航空機用材料選定基準の一つである衝撃後圧縮強度はモード II 層間破壊じん性と強い相関性を持つため、耐衝撃性の評価および、衝撃後の破壊メカニズム解明にはモード I 層間破壊じん性の評価だけでは不十分であると考えられる。

そこで本研究では、非対称かつカップリング剛性が 0 となる積層板および、比較対象として一方向材および $\pm 45^\circ$ 層間を中間層間とする積層板を用いて、モード II 層間破壊じん性および破壊メカニズムの評価をおこなった。はじめに、非対称積層構成がき裂先端の破壊モードにおよぼす影響について、有限要素解析を用いて評価した。次に、非対称積層板を作製し、モード II 層間破壊じん性試験および試験後の破面観察から、異なる配向層間における層間破壊じん性および破壊メカニズムについて考察した。

(2) 積層構成

1章と同様、Verchery ら 36-40)の取り組みを参考に、積層構成[0 1 2 0 1 2 2 2 1 1 0 0 1 0 0 2 2 1]において、0 と 2 を 0° , 1 を 45° とし、これらの組み合わせを 2 回繰り返すことで、[0/45/02/45/03/452/02/45/04/45]2 として、中央層間が($0^\circ/45^\circ$)層で構成された積層板(以下、($0^\circ/45^\circ$)積層板と呼称する)を作製した。 $0^\circ/45^\circ$ 層間での層間破壊じん性値の比較対象として、曲げ弾性率を同程度とするため 30 枚積層で作製した一方向

積層板(以下、 $(0^\circ/0^\circ)$ 積層板と呼称する)と、 $(0^\circ/45^\circ)$ 積層板と直接的な比較をおこなうため、張ら 28)によって評価されている $\pm 0^\circ$ 層間を有する積層板の積層構成を参考に、 $[(+22.5^\circ/-22.5^\circ)_3/0^\circ/(22.5^\circ/+22.5^\circ)_3/(-22.5^\circ/+22.5^\circ)_3/0^\circ/(+22.5^\circ/-22.5^\circ)_3]$ として中央層間が $\pm 22.5^\circ$ 層で構成された積層板(以下、 $(\pm 22.5^\circ)$ 積層板と呼称する)を作製した。いずれの積層板も積層理論ではカップリング剛性が 0 となることを確認した。

(3) 試験材料

$(0^\circ/45^\circ)$ 積層板および $(\pm 22.5^\circ)$ 積層板は、エポキシマトリックスを用いた厚さ 0.12[mm]のプリプレグ (T800SC/#2592, 東レ) を 36 枚積層して作製した。プリプレグを 18 枚積層したところで、厚さ 25[μ m]のポリイミドフィルム(カプトン 100V, 東レ・デュポン)を挿入し、その上から再び 18 枚積層することで予き裂を導入した。 $(0^\circ/0^\circ)$ 積層板はプリプレグを 15 枚積層したところで、カプトンフィルムを挿入し、再び 15 枚積層することで予き裂を導入した。成形はオートクレーブ法を用いておこない、成形条件は温度 130[$^\circ$ C] , 成形圧力 303[kPa] , 圧力保持時間 120[min]とした。

(4) 試験方法

端面切り欠き曲げ(End Notched Flexure : ENF)試験は JIS K 7086 に準拠し、電気油圧式万能試験機 (EHT-FB5kN-10L 秤量 5kN, 島津製作所) を用いておこなった。試験の様子を図.2-1 に示す。ENF 試験制御方法は切欠きせん断変位 (Crack Shear Displacement : CSD) 制御とした 42)。CSD 制御はクリップゲージの変形によって生じる電圧差を動ひずみ計で増幅させ、これを試験機にフィードバックすることで、CSD の増加量が一定となるように荷重点の変位を随時変化させる手法である。



図. 2-1 Con 図 uration of ENF test.

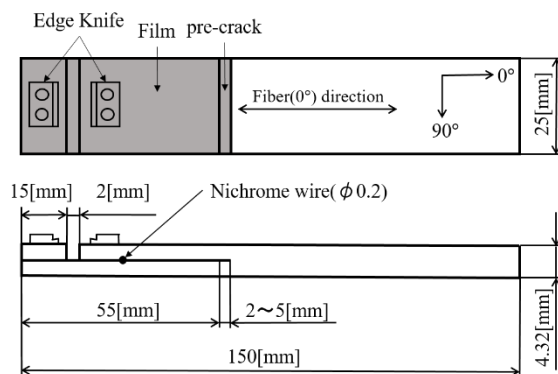


図. 2-2 Geometry of ENF specimen.

予き裂は試験機を用いて静的荷重によって導入した。試験速度は 0.01[mm/min]で、き裂長さが 2~3[mm]に達した時点で予き裂の導入完了とした。CSD の測定にはクリップゲージ型変位変換機 (DT-5SD67 容量 : 5[mm] , 共和電業) を使用した。試験速度 0.03[mm/min]で試験中の荷重および CSD を測定し、き裂長さが 25[mm]に達するか、き裂前縁が圧子直下に近づくことで試験荷重に上昇傾向が表れた時点で試験終了とした。試験後にすべての試験片をき裂面に沿って 2 つに裂き、卓上電子顕微鏡 (TM-1000, 日立ハイテクノロジーズ) を用いて破面観察をおこなった。また、内部損傷形態を確認するため、試験片を裂く前に超音波探傷装置(Matrixeye64, プロブ周波数 10MHz, 東芝)により非破壊観察をおこなった。

試験片は JIS K 7086 に準拠して作製した。図.2-2 に ENF 試験片の形状および寸法を示す。作製した積層板は中央層間に挿入したカプトンフィルムの長さが 55[mm]となるように、ダイヤモンドカッターを用いて長さ 150[mm]、幅 25[mm]に切り出して試験片とした。また、試験時の破面同士の接触による破面摩擦を軽減させるため、初期き裂部分に直径 0.2[mm]のニクロム線を挿入した。

(5) FEM によるき裂先端の破壊モード分布

本研究で作製した(0°/45°)積層板は理論上そりを生じない。しかし、ENF 試験によって試験片に曲げを加えた場合、き裂先端の破壊モードは繊維配向により、曲げおよびねじりのカップリング効果の影響を受ける可能性が考えられる。そこでき裂進展前のき裂先端の破壊モード分布を有限要素解析で評価した。

モデル構築ソフトには MSC.Software の Mentat2013.1、解析ソフトには同社の Marc2013.1 を使用し、Virtual Crack Closure Technique (VCCT)機能を用いてき裂先端の破壊モード分布を求めた。要素数は40,176、節点数は43,253である。モデル寸法は JIS K 7086 に準拠し、長さ 150[mm]、幅 25[mm]、厚さ 4.32[mm]、予き裂長さは 55[mm]とした。図.2-3 に作成したモデルを示す。厚さ方向はプリプレグ 1 層を 1 要素とした。試験片幅方向には予き裂前縁付近の要素分割を微細化し、試験片幅方向中央部の分割数は 10、平均要素寸法は約 1[mm]とした。同じく試験片幅方向端部は、端面効果による応力集中が生じるため試験片端部から 4[mm]の範囲の平均要素寸法を約 0.13[mm]とした。試験片長手方向も同様に予き裂前縁部付近の要素分割を微細化し、予き裂前縁を挟む 2[mm]の範囲の平均要素寸法を 0.3[mm]とした。その他部分の平均要素寸法は予き裂前縁部から約 2.5[mm]までの範囲を約 0.6[mm]、約 5[mm]までの範囲を約 1.2[mm]、約 10[mm]までの範囲を約 2.5[mm]、その他は約 5[mm]とした。負荷点にあたる、中央圧子直下の幅方向節点すべてに対して、回転を除く 3 自由度を固定し、厚さ方向に仮想的に 0.5[mm]の強制変位を与えることにより、各破壊モードの相対的なエネルギー解放率を求めた。上下のりは予き裂を除き接着接続し、VCCT 機能を用いて、予き裂先端における破壊モード分布を評価した。

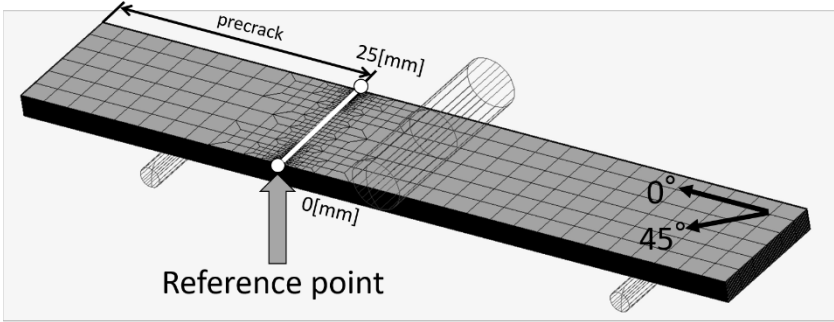


図.2-3 FEM model of ENF specimen for evaluating the fracture mode distribution.

有限要素解析に使用した材料定数は、1 章で示した Table 1-1 と同様である。0°以外の配向角を有する層の材料定数は、それぞれ 0°材の材料定数に対し Mentat 上で配向角を定義することで与えた。また、成形過程の温度変化に伴う残留応力を考慮するため、成形温度である 130[°C]から室温までの温度変化をモデルに与えて材料の熱収縮を求め、これを初期状態としてエネルギー解放率を求めた。

図.2-4 に(0°/45°)積層板のき裂先端の試験片幅方向における破壊モード分布を示す。図は、厚さ方向に 0.5[mm]の強制変位を与えた時の最大エネルギー解放率で正規化したグラフである。モード II に対してモ

ード I, モード III エネルギー解放率はそれぞれおよそ 0.01[%], 4.64[%]であり, 限りなく小さいことがわかる. 試験片両側面のエネルギー解放率が最大となっていることが確認できる. これは端面応力集中の影響と考えられる. また, 試験片端部を除くモード II エネルギー解放率が試験片幅方向中央より左側に偏った分布, すなわち予き裂側より見て -45° 方向に偏った位置で最大となる傾向を示した. これらの結果より, 本研究で提案する積層構成を有する積層板では, き裂前縁部における支配的な破壊モードはモード II であるものの, 45° 層の影響により破壊モード分布に偏りが発生しやすいと考えられる.

一方, $(\pm 22.5^\circ)$ 積層板では図.2-5 に示すように, すべての領域においてモード II が支配的であり, 試験片内部では幅方向にほぼ一定となることがわかる. 試験片左右の端面において, モード II のエネルギー解放率の最大値が異なっていることが確認できる. これは $+22.5^\circ$ と -22.5° の積層順序の違いによる, 曲げ変形時の微小なねじれおよび, $(0^\circ/45^\circ)$ 積層板と同様に端面応力集中の影響と考えられる.

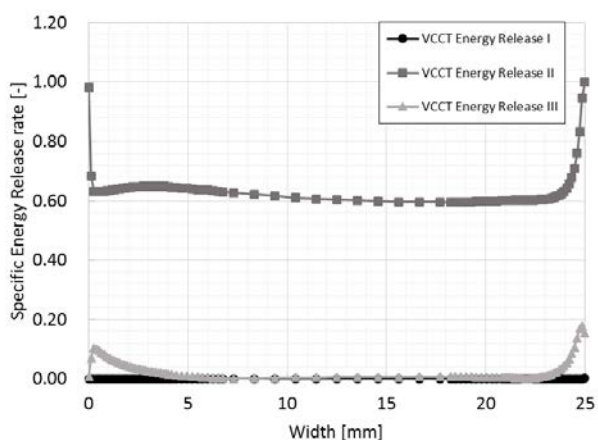


図.2-4 Energy release rate in $(0^\circ/45^\circ)$ laminate.

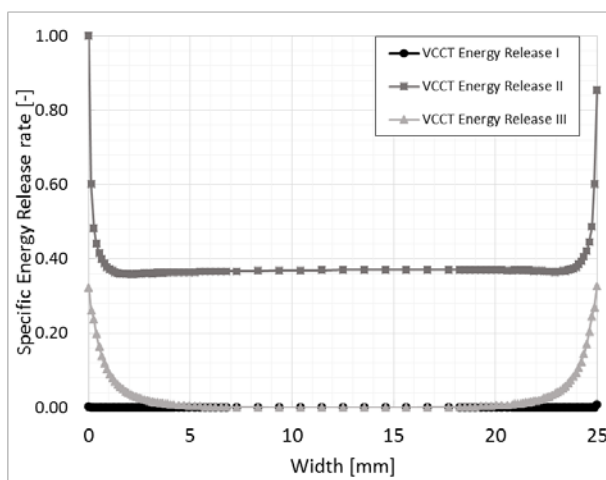


図.2-5 Energy release rate in $(\pm 22.5^\circ)$ laminate.

(6) 結果および考察

図.2-6 に ENF 試験における荷重-CSD 線図, 図.2-7 にモード II エネルギー解放率 G_{II} とき裂進展量 a の関係を示す. 図.2-6 より配向角によって最大荷重などに違いはあるものの, それ以外に大きな違いは見られない. 図.2-7 より, 配向角にかかわらず, すべてのエネルギー解放率にばらつきがあるものの, $0.9 \sim 1.2$ [kJ/m²]の範囲で同様の傾向を示すことが確認できる.

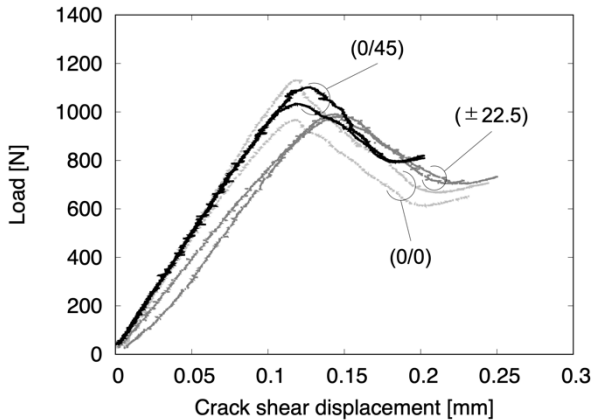


図.2-6 Load-COD curve in ENF test.

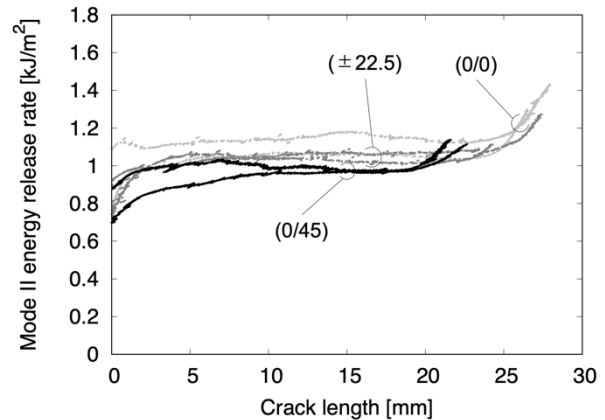


図.2-7 Relationship between crack extension and Mode II energy release rate.

次に ENF 試験後の試験片をき裂に沿って2つに裂き，卓上電子顕微鏡(TM-1000，日立ハイテクノロジー)を用いて，き裂進展により形成された破面の観察をおこなった．観察結果を図.2-8 に示す．(0°/0°)積層板では，すべての領域で繊維/樹脂界面破壊が支配的であることがわかる．また，部分的にハックル状の樹脂破壊を示しており，モードⅡ型破壊が支配的であると考えられる．

(0°/45°)積層板では繊維/樹脂界面破壊が主要な破壊形態であり，部分的に樹脂破壊が確認できる．また，き裂長さ 3[mm]部分では 45°層繊維に沿った破面であるのに対して，き裂長さ 15[mm]部分では 0°層繊維に沿った破面に変化していることが確認できる．このことから，き裂の進展と共にき裂が 45°層の隣接層に遷移し，複数の層間でき裂が進展したと考えられる．また，0°層上の繊維間の樹脂破壊部分において，破壊した樹脂の先端が 90°方向に配向していることが確認できる．0°繊維方向に沿った樹脂破壊のすべての領域でこの破面が確認できることから，き裂が進展するにつれて下面にあたる 0°層と上面にあたる 45°層が互いにずれ動く際に，（この場合，45°層が図の右側，0°層が図の左側へそれぞれ動いたと考えられる）これらの層間に形成された樹脂が 45°繊維によって引き擦られ，樹脂の先端が 90°方向に配向したと考えられる．

(±22.5°)積層板では，すべての領域で繊維/樹脂界面破壊が支配的であるが，部分的に微小なハックル状の樹脂破壊が確認できる．また，すべての領域で+22.5°と-22.5°の破面が混在していることから，き裂が中間層の上下に遷移しながら進展したと考えられる．

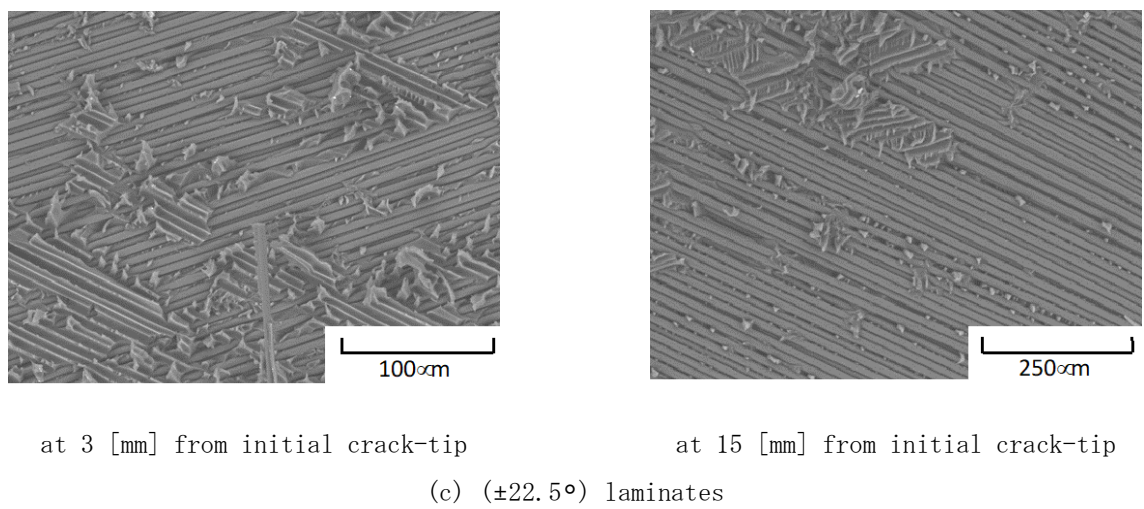
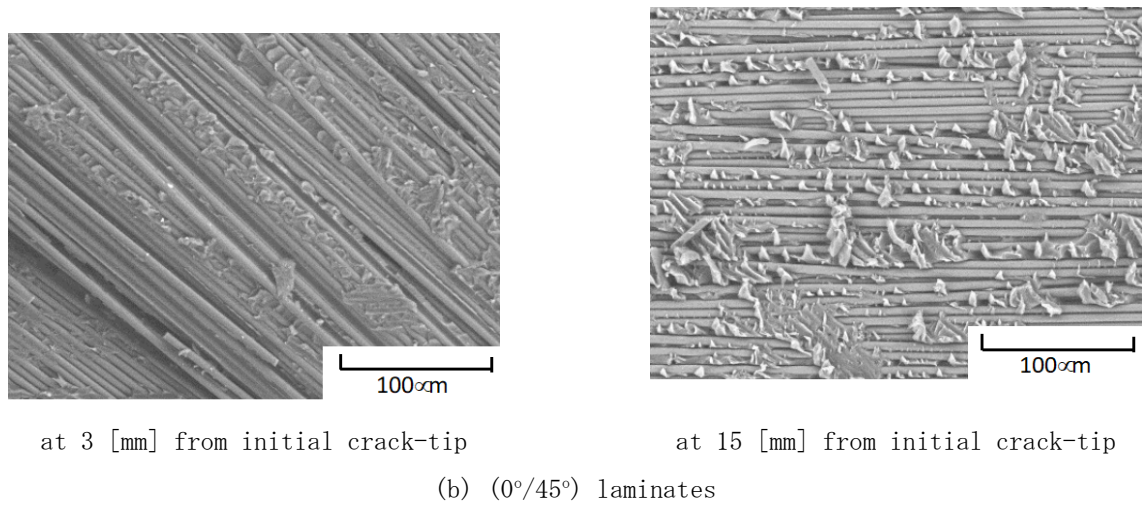
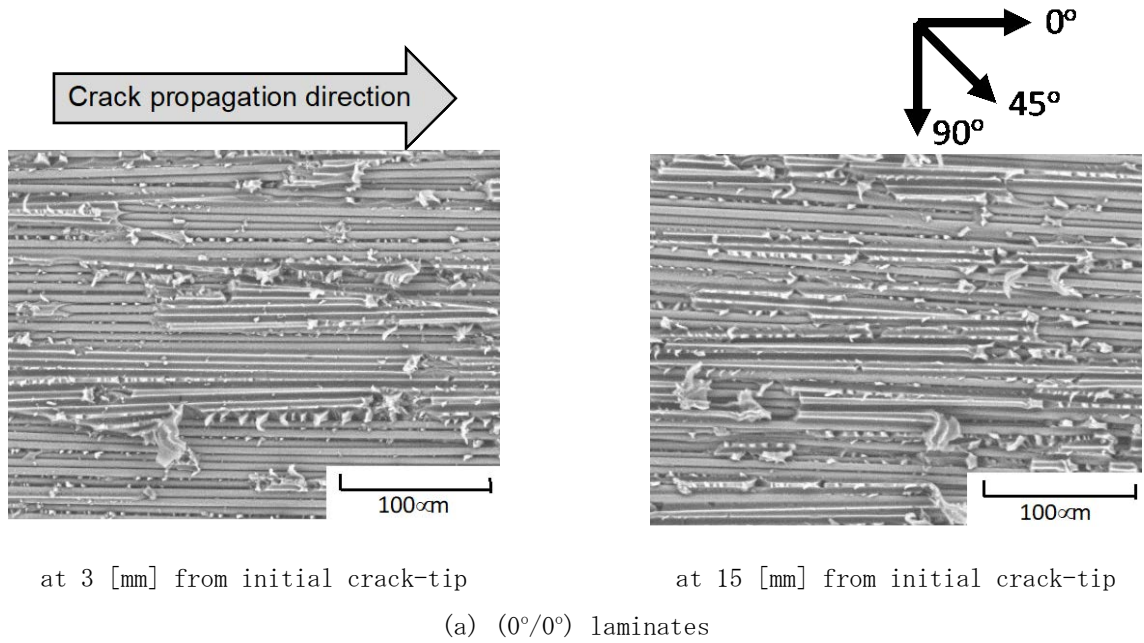


図.2-8 Fracture surface observation results.

図.2-9 に超音波探傷装置による観察結果を示す。同図より、いずれの積層板でもき裂先端が 0° 以外の繊維配向角に対しおよそ垂直になるように傾いた形状を示した。また、配向した繊維方向に沿ったき裂が発生していることから、この部分では隣接する層間にはく離面が遷移し、それに伴いファイバーブリッジングが形成されていると考えられる。以上より、基本的に 0° 方向に沿って層間にはく離が進展するものの、き裂が隣接層に遷移しながら進展することでき裂進展方向が変化し、き裂前縁部に傾きが発生したと考えられる。また、 $(0^\circ/45^\circ)$ 積層板では、 45° 層の隣接層へのき裂の遷移、およびき裂先端の傾きは図.2-10 に示すような衝撃損傷を受けた擬似等方積層板の扇形の層間にはく離と酷似していることが確認できる。擬似等方積層板の衝撃による層間にはく離は、衝撃負荷位置を起点としたモード II 型が支配的となり発生・進展するため、本試験結果は擬似等方積層板における衝撃損傷発生メカニズム、および破壊進展メカニズムに基づく層間破壊じん性を示していると考えられる。よって、 $0^\circ/45^\circ$ 層間での層間破壊じん性の評価および破壊メカニズムの評価をおこなうことで、実構造に用いられる擬似等方積層板に特有の層間破壊じん性評価が可能になると考えられる。

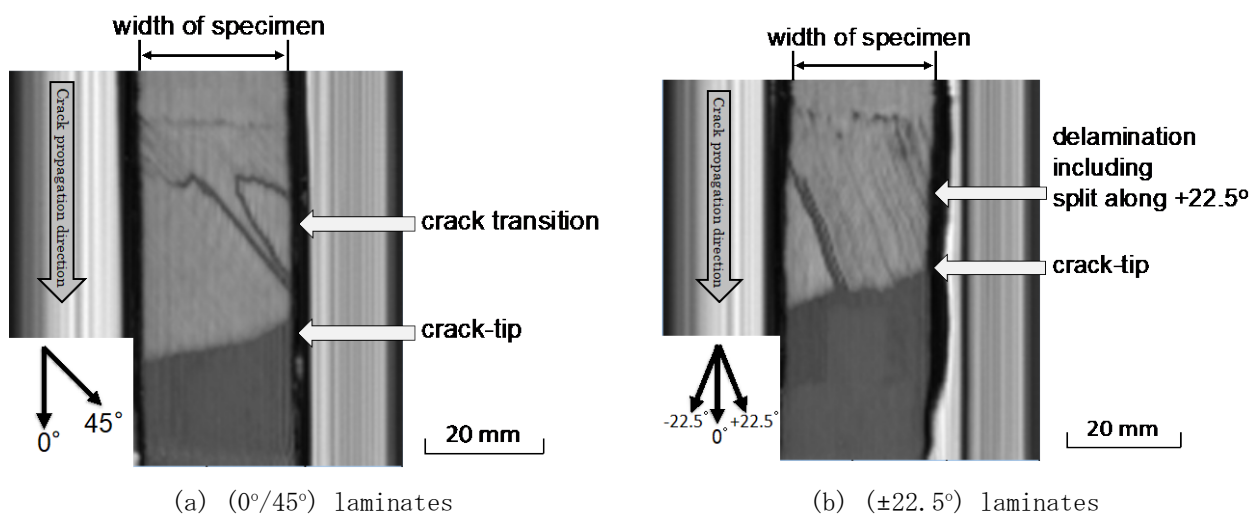
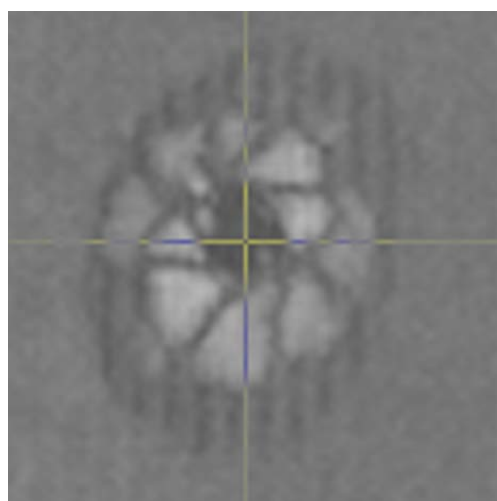
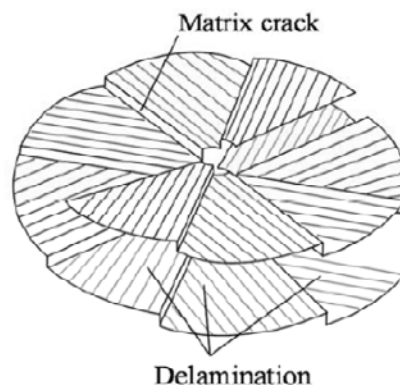


図.2-9 Ultrasonic inspection image of crack propagated.



(a) Ultrasonic inspection image



(b) Illustration of impact damage

図.2-10 Typical impact damages in a quasi-isotropic laminate.

以上の結果より、配向角の変化によってき裂の隣接層への遷移や、(0°/45°)層間に特有の破面を確認できた。一方、エネルギー解放率の測定結果はいずれの積層板も同様の値を示したことから、今回観察された破壊形態の差異は結果的にエネルギー解放率に大きな影響をおよぼさないと考えられる。しかし、本試験ではニクロム線によって破面同士の間接的な摩擦を抑制しており、実際の構造物での破壊では、き裂面同士が互いに接触することで、層間摩擦が発生することが予想される。特に配向層間を有する積層板では、凹凸を持った破面同士が接触することで、摩擦の影響によりエネルギー解放率が変化すると考えられる。

(7) 結言

本研究では実構造で多用される擬似等方積層板を想定し、(0°/45°)層間を中央層間とする非対称積層板と、比較対象として一方向材および(±22.5°)層間を中央層間とする積層板を用いて、モードⅡ静的層間破壊じん性を実験的・解析的に評価した。また、その場観察および破面観察に基づき、繊維配向角が破壊進展メカニズムにおよぼす影響について考察をおこなった。その結果、以下の知見が得られた。

モードⅡエネルギー解放率は多少のばらつきが発生するものの、基本的には配向角の有無にかかわらず、ほぼ一定の傾向を示す。

(±22.5°)積層板ではすべての領域で+22.5°と-22.5°の破面が混在していることから、き裂が中間層の上下に遷移しながら進展すると考えられる。

(0°/45°)積層板ではき裂進展初期と進展過程でき裂の進展層間が変化しているため、き裂は進展と共に45°層の隣接層に遷移し、複数の層でき裂が進展すると考えられる。また、0°繊維と45°繊維が互いにずれ動くことで破面に形成された樹脂割れの先端が90°方向に配向した可能性が考えられる。

45°層の隣接層へのき裂の遷移、およびき裂先端の傾きは衝撃損傷を受けた擬似等方積層板の扇形の層間はく離と酷似しているため、本試験結果は擬似等方積層板における衝撃損傷発生メカニズム、および破壊進展メカニズムに基づく層間破壊じん性を示していると考えられる。よって、0°/45°層間でのモードⅡ層間破壊じん性の評価をおこなうことで、実構造に用いられる擬似等方積層板に特有の層間破壊じん性評価が可能になると考えられる。

なお、以上の報告内容は、以下の論文にて発表した内容を改変したものである。

古澤佳樹, 杉本大輝, 斉藤博嗣, 田中基嗣, 金崎真人, 金原勲, CFRP 積層板の0°/45°層間におけるモードⅡ静的層間破壊じん性の評価, 日本複合材料学会誌, 44(5), (2018), 195-202.

4-4-3. 繊維断面を基準とするデジタル画像相関法によるCF/EP直交積層板のメゾスケールき裂進展挙動の実験的評価

(1) 緒言

炭素繊維強化プラスチック (Carbon Fiber Reinforced Plastic : CFRP) は比強度、比剛性等の力学的特性に優れることから、輸送機器を中心とする多様な産業に応用が進められており、適用範囲は更に拡大していくと考えられる。一方、CFRP積層板は多数の損傷形態を有しており、それらが複雑に混在しながら

損傷が進展するため、内部損傷の発生および進展挙動の予測が困難であることが一般的に知られている。また、積層構成が損傷に大きく影響をおよぼすことから、多方向に繊維が配向された CFRP 積層板におけるき裂進展挙動の検討がおこなわれてきた (43-48)。

CFRP 積層板内の界面はく離やトランスバースクラック等の微視的損傷を検討するうえで、その場観察に基づく評価がおこなわれている。しかし、はく離やき裂等の初生や進展は極めて微小なスケールで生じるため、同領域の観察から得られる結果には少なからず観察者の主観的判断の影響が含まれやすく、客観性のある評価を示すことが困難である。そのため、アコースティックエミッション (Acoustic Emission : AE) 法やデジタル画像相関 (Digital Image Correlation : DIC) 法を採用した CFRP 積層板の損傷評価が進められている (44-48)。AE 法は、き裂等の破壊発生時に生じる音波から積層板内の破壊発生および進展を検知する手法であるが、破壊音と発生する破壊現象の規模は比例するため、マイクロおよびメゾスケールの損傷を十分に検知できない可能性がある。一方、DIC は変形前後の画像の相関性からひずみ分布を可視化できるため、初期き裂やき裂進展箇所の追跡および予測をおこなううえで有効な手法とされている。そのため、DIC を採用したミクロスケールのき裂進展挙動の研究例が報告されている (44,49)。例えば Canal ら (44) は、十数～数十 [μm] の観察領域に対して、ナノ微粒子を散布シランダムマーカとすることで微粒子の変位に基づくひずみ分布を可視化し、繊維/樹脂界面におけるき裂進展挙動の評価をおこなっている。したがって、従来のき裂進展挙動の評価における DIC の活用は主に繊維数本レベルのミクロスケールにおいておこなわれており、繊維近傍の局所的なひずみの評価が中心となっている。これに対し、本研究では積層板を構成する層単位を観察対象とし、層内に存在する繊維断面そのものをランダムマーカとして捉えることで、層内の微小な繊維移動に起因するミクロスケールのひずみ変化および界面はく離、き裂進展をメゾスケールの観察結果から追跡、評価できると考えた。また、メゾスケールの観察結果に基づいた DIC による画像解析手法を取り入れることで、観察者による主観的な判断に依らないメゾスケールの損傷発生および進展の評価が期待できる。

したがって、本研究では直交積層板の最弱層である 90° 層内に着目し、メゾスケールのその場観察結果と繊維断面を基準点とした DIC の画像解析評価結果を比較し、メゾスケールにおけるき裂進展挙動の評価手法としての DIC の妥当性を検証した。

(2) 供試材料

積層板には炭素繊維/エポキシ樹脂 (Carbon Fiber / Epoxy : CF/EP) プリプレグシート (T800SC/#2592, 束径 : 120 [μm]) を使用した。積層構成は 90° 層を十分に厚いもの (240 μm) とし、繊維断面がマーカとして十分に機能できると予想される [04/90]_s とした。成形にはオートクレーブ法を用いた。成形条件は、成形温度 130[°C]、圧力 0.3[MPa]、2[h]の圧力保持とした。

作製した積層板から試験片を切り出し、観察面となる試験片端面を自動研磨機 (TegralPol-15, 丸本ストルアス) で鏡面研磨した。また、試験片全体の公称ひずみを測定するため、試験片ゲージ間中央部にひずみゲージを取り付けた。試験片寸法を図.3-1 に示す。

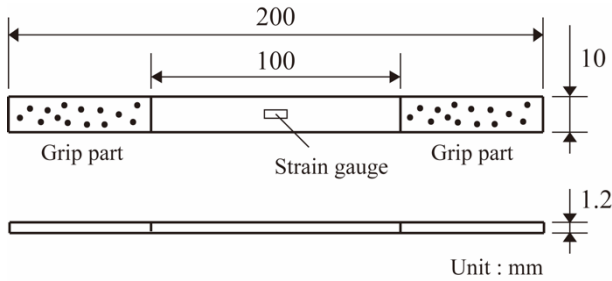


図.3-1 Geometry of specimen.

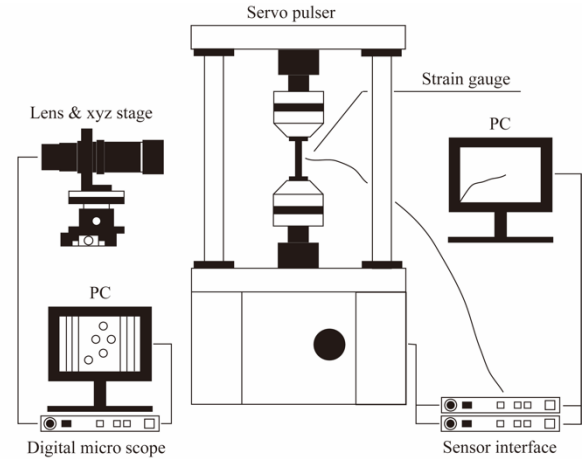


図.3-2 Setup for in-situ observation of crack propagation under tensile test.

(3) 試験方法

(3-1) 試験条件

電気油圧式万能試験機 (EHF-EB100KN-20L, 島津製作所, 秤量 100[kN]) を用いて, CF/EP 直交積層板の引張試験をおこなった. 試験速度は 1[mm/min]として, ゲージ間距離を 100[mm]とした. 本試験は任意の公称ひずみで試験機を停止させ, 負荷状態の試験片端面の 90° 層内におけるき裂進展挙動のその場観察をおこない, 各ひずみ下における観察画像を記録した. 観察対象の公称ひずみの範囲は 0[%]から 1.05[%]とし, 0.05[%]毎に上記の手順を繰り返し損傷の様相を確認した. なお観察領域は, 試験片中央部から試験片長手方向に±5[mm]の範囲とした. 試験時のセットアップを図.3-2 に示す.

(3-2) 画像解析条件

前述の手法で観察された各ひずみにおける 90° 層内の画像相関解析をおこなった. 演算処理ソフトは MATLAB (Mathworks) とし, プログラムは Matlab-based DIC code50)を使用した. また, ひずみ算出に伴う変位検出には, 画像相関のコアプログラムである MATLAB の Image Processing Toolbox 関数より `cpcorr.m` を用いた. 本解析の各パラメータの関係を図.3-3 に示す. まず, 観察画像において, 図.3-3 の制御点となるグリッドおよびその間隔であるステップサイズを定義し, 空間分解能を決定した. 本解析においては, 観察画像上の繊維断面が約 4.25[pixel]で構成されていることから, 繊維断面および断面の一部が各グリッドに認識される最低限のステップサイズを選定した. 続いて, 図.3-3 の変形後画像において各グリッドを中心とするサブセット領域 (領域 A) をサブセットサイズで決定し, 変形前画像中で領域 A と明度が一致する領域を探索する範囲 (領域 B) を定義した. まず, 領域 A の中心となる制御点を原点とする (x' , y') 局所座標系を設定した. さらに, 領域 B 内で中心座標を (u' , v') とする領域 A と同じ大きさを持つ領域の明度と, 領域 A の明度比較をおこなった. なお, この探索は領域 B 内で 1[pixel]ずつずらしながら順次比較をおこない, 各グリッドを中心とする領域 B と各領域 A の明度に関する正規化相互相関係数 C を求めた. 式(1)に C の導出式を示す. ここで r および d はそれぞれ変形前, 変形後のサブセット内におけるピクセルの明度である. この過程で, C が最大となるサブセット領域(C_{max})を探索した. 続いて, 1/100[pixel]の分解能の変位を計測するために, 二次多項式を用いて C_{max} を囲む 9 つの離散相関係数を補間した. ここで求まる最大補間相関係数となる理論変位 (u' , v') が制御点に対する真の変位 (u , v)

として導出される。以上より、各グリッドの変位を検出した。サブセットサイズの選定に関しては、観察画像端部のひずみ分布可視化精度、計算時間を考慮したうえで 31[**pixel**]とし、探索範囲をその 2 倍とした。ひずみを算出するうえで、ピクセルで出力された変位のスケージングが必要となるが、観察画像上の繊維径を考慮し、単位ピクセル当たり 1 [**μm**]とした。さらに、有限要素形状関数を用いて、得られた変位の平滑化をおこない、微小ひずみの算出をおこなった。最後に、変形後におけるグリッドの位置関係を補間することで、微小ひずみの可視化を図り、繊維近傍の局所ひずみに着目した 90° 層内の損傷挙動について検討した。

$$C(x', y') = \frac{\sum_{x', y'} [r(x', y') - \bar{r}_{u', v'}] (d(x' - u', y' - v') - \bar{d})}{\{\sum_{x', y'} [r(x', y') - \bar{r}_{u', v'}]^2 \sum_{x', y'} [(d(x' - u', y' - v') - \bar{d})^2]\}^{1/2}} \quad (1)$$

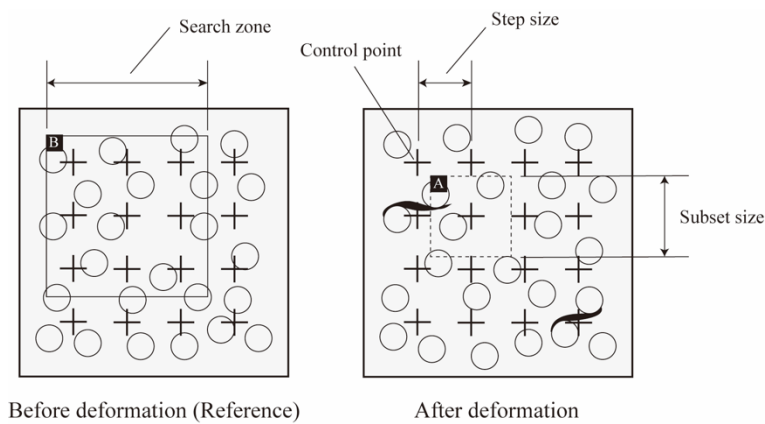


図.3-3 Schematic image of digital image correlation analysis by using fiber cross-section as random marker.

(4) 結果および考察

(4-1) 引張試験によるき裂進展のその場観察結果

引張試験におけるその場観察で得られた観察画像を図.3-4 に示す。目視観察に基づくき裂初生の観察では、著者らの先行研究 (53)を参照して繊維/樹脂界面はく離が 2 つ以上結合した瞬間を初期き裂と定義した。図.3-4(b)より、公称ひずみ 0.40[%]においてき裂初生が確認された(図中 A)。また、図.3-4(c)より公称ひずみが 0.60[%]に達すると、き裂初生箇所から十分に離れた箇所(図中 B)に別のき裂が発生し、図.3-4(d)より 0.80[%]に至るとき裂初生箇所を起点とする層厚方向へのトランスバースクラックが観察された。また、90° 層内(図中 C)においてき裂が生じた。

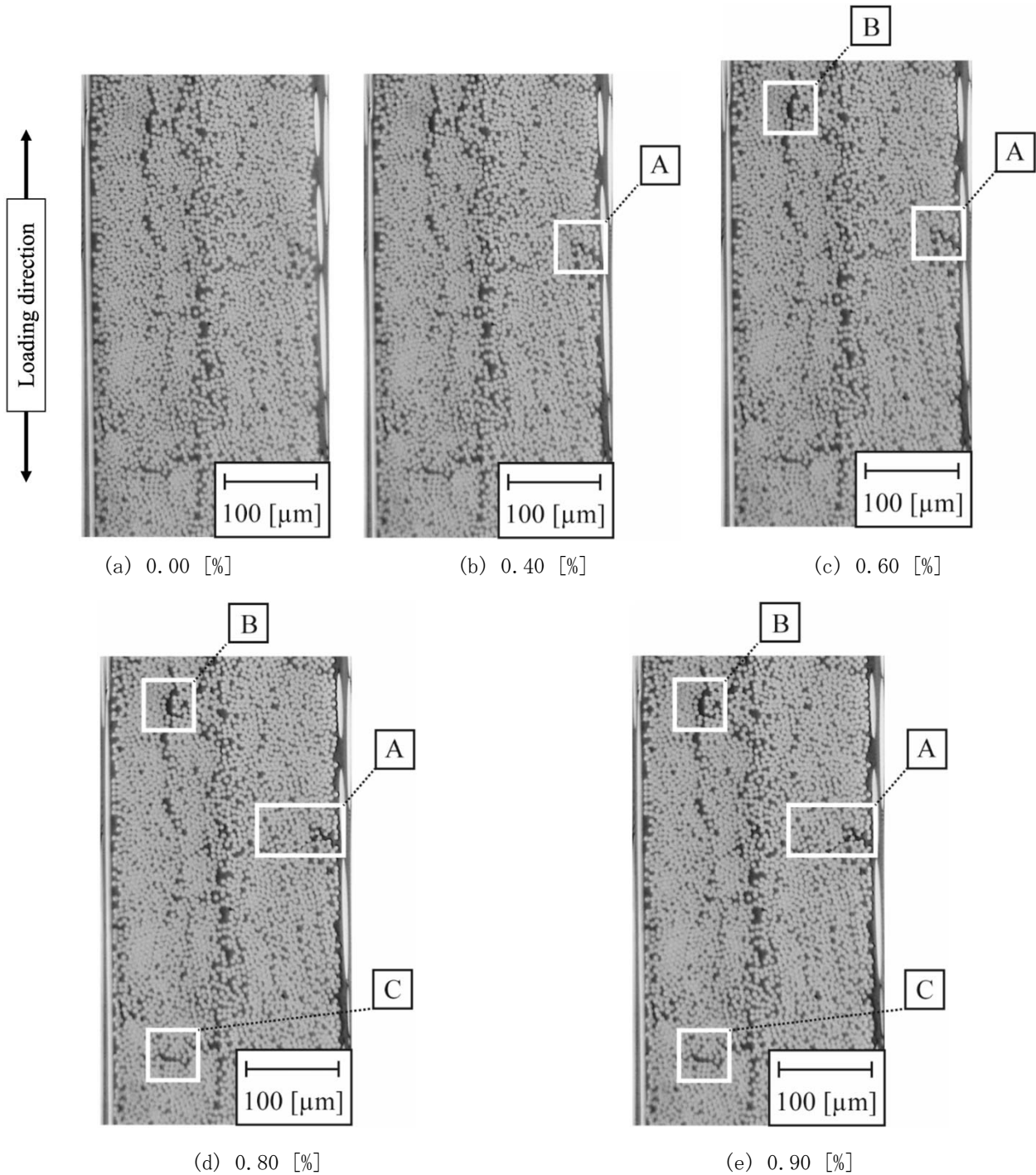


図.3-4 In-situ observation results of crack initiation and propagation behavior.

ここで、本試験で観察された初期き裂発生ひずみを文献 51-54)の結果と比較した。先行研究 51-54)で報告された各 90° 層厚における初期き裂発生時の公称ひずみを Table 3-1 に示す。また、Table 3-1 の結果を図示した初期き裂発生ひずみ—90° 層厚線図を図.3-5 に示す。野田ら 52)は GFRP 直交積層板の 90° 層厚を 180, 360, 540[μm]と変更することで、積層構成がおよぼす損傷挙動への影響を実験的に評価した。AE 法によって内部損傷挙動の評価をおこない、各層厚に対する初期き裂発生ひずみを 0.72[%], 0.64[%], 0.53[%]と報告している。また Boniface ら 54)はその場観察に基づき CFRP 直交積層板の 90° 層厚に伴う

損傷挙動を評価した。90°層厚が 125, 250, 500[μm]で構成された各積層板における初期き裂発生ひずみをそれぞれ 0.80[%], 0.70 および 0.80[%], 0.60 および 0.70[%]と報告している。

Table 3-1 Effect of 90° layer thickness on crack initiation strain.

Reserch Results	90° Ply Thicness [μm]	Crack Initiation Strain [%]
Ref. 9 (GF/EP)	1200	0.3
Ref. 10 (GF/EP)	180	0.72
	360	0.64
	540	0.53
Ref. 11 (CF/EP)	160	0.7
	125	0.8
Ref. 12 (CF/EP)	250	0.7, 0.8
	500	0.6, 0.7
	Our Result (CF/EP)	240

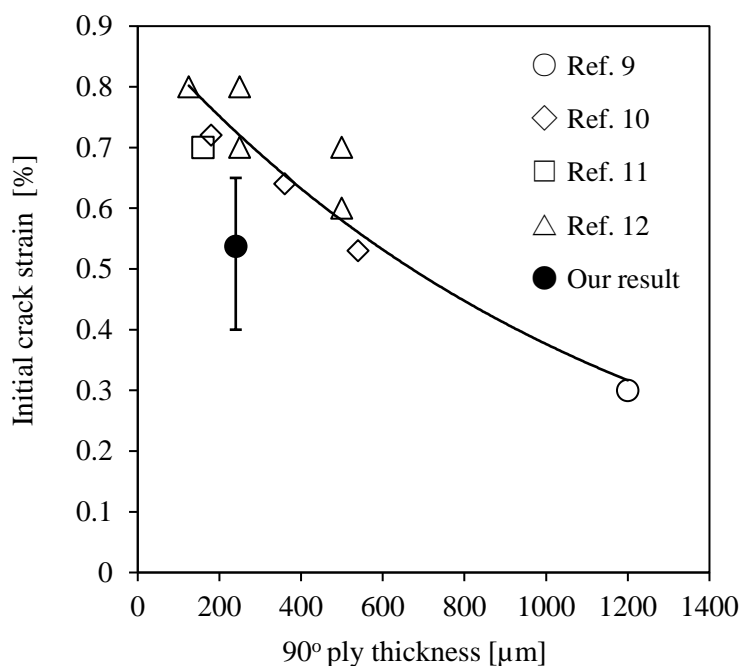


図.3-5 Initial crack strain - 90° ply thickness diagram.

本研究で得られた 90°層厚が 240[μm]の積層板における初期き裂発生時の平均公称ひずみは 0.54[%]であり、同等の 90°層厚における破壊進展挙動を検証した先行研究と比較して、低ひずみで生じたことが分かる。一方、AE 法ではき裂がある程度進展することで生じた音波を初期き裂として判定していると推測される。したがって、AE 法で検知される初期き裂と本試験における初期き裂の定義としての損傷スケールが異なることが考えられる。また、初期き裂の定義が同一である竹内らによる先行研究 53)では、観察範囲が $\pm 1.5[\text{mm}]$ であり本試験より観察範囲が狭い。したがって、観察範囲外においてより早期の段階

でき裂が生じた可能性がある。これらの要因を踏まえると、初期き裂の観察において、より広い観察領域の損傷を追跡できるメゾスケールによるその場観察が有効であるといえる。

また、図.3-4(b)より局所的に繊維量が少ない樹脂リッチ部周辺の繊維/樹脂界面において初期き裂が生じている。さらに、図.3-4(c), (d)で見られたき裂箇所が増加に関しても、局所的に繊維量の少ない箇所を観察された。炭素繊維とエポキシ樹脂の弾性率は大きく異なり、外力による樹脂の変形が相対的に生じやすい。そのため、樹脂リッチ箇所における繊維/樹脂界面には局所的に大きなひずみが生じやすく、樹脂リッチ部付近における界面はく離に起因するき裂が先行して生じやすいと考えられる。

以上より、評価手法および観察領域、また局所的な繊維含有量がき裂初生に大きく影響をおよぼすことが示唆された。しかし、Table 3-1 および図.3-5 で示されるように、初期き裂は観察者の主観的な判断や初期き裂の定義の差異が含まれた評価であることが十分に考えられる。したがって、その場観察で確認された初期き裂の妥当性を評価する目的で、本試験結果に基づく画像相関解析手法によるき裂進展挙動の評価をおこなった。

(4-2) DIC によるメゾスケールのひずみ測定と実験結果との比較による妥当性評価結果

前節で得られた試験結果を基に、DIC によるひずみ分布の解析をおこなった。DIC による解析結果を図.3-6 に示す。図.3-6 において表現されたひずみは、引張負荷方向に作用した微小ひずみである。界面近傍の局所的なひずみに着目すると、図.3-6 (b)に示すき裂初生が確認された公称ひずみ 0.40[%]の実験結果および DIC における解析結果から、き裂初生が確認された箇所 (図中 A) と同一箇所に局所的に高ひずみ分布が見られた。また図.3-6(c)において、公称ひずみが 0.60[%]まで達すると、き裂初生箇所のひずみの絶対値が増加し、き裂初生箇所から十分に離れた箇所 (図中 B) に生じた別のき裂とほぼ同一箇所に局所的に高ひずみが作用していることが確認できた。その場観察において損傷が確認されなかったき裂未確認箇所 (図中 C) においても高ひずみ分布が見られたが、同箇所では図.3-6(d)にて公称ひずみが 0.80[%]まで増加するとき裂が確認された。また、き裂初生箇所の高ひずみ分布範囲が拡大し、実験で観察されたトランスバースクラック形態とほぼ同一の解析結果が得られた。以上より、炭素繊維断面を基準点とする DIC の結果は、高精度に 90° 層内部の損傷形態を表現できていると考えられる。さらに、その場観察からは判断が困難であった微視的損傷の検知および予測においても有効であるといえる。

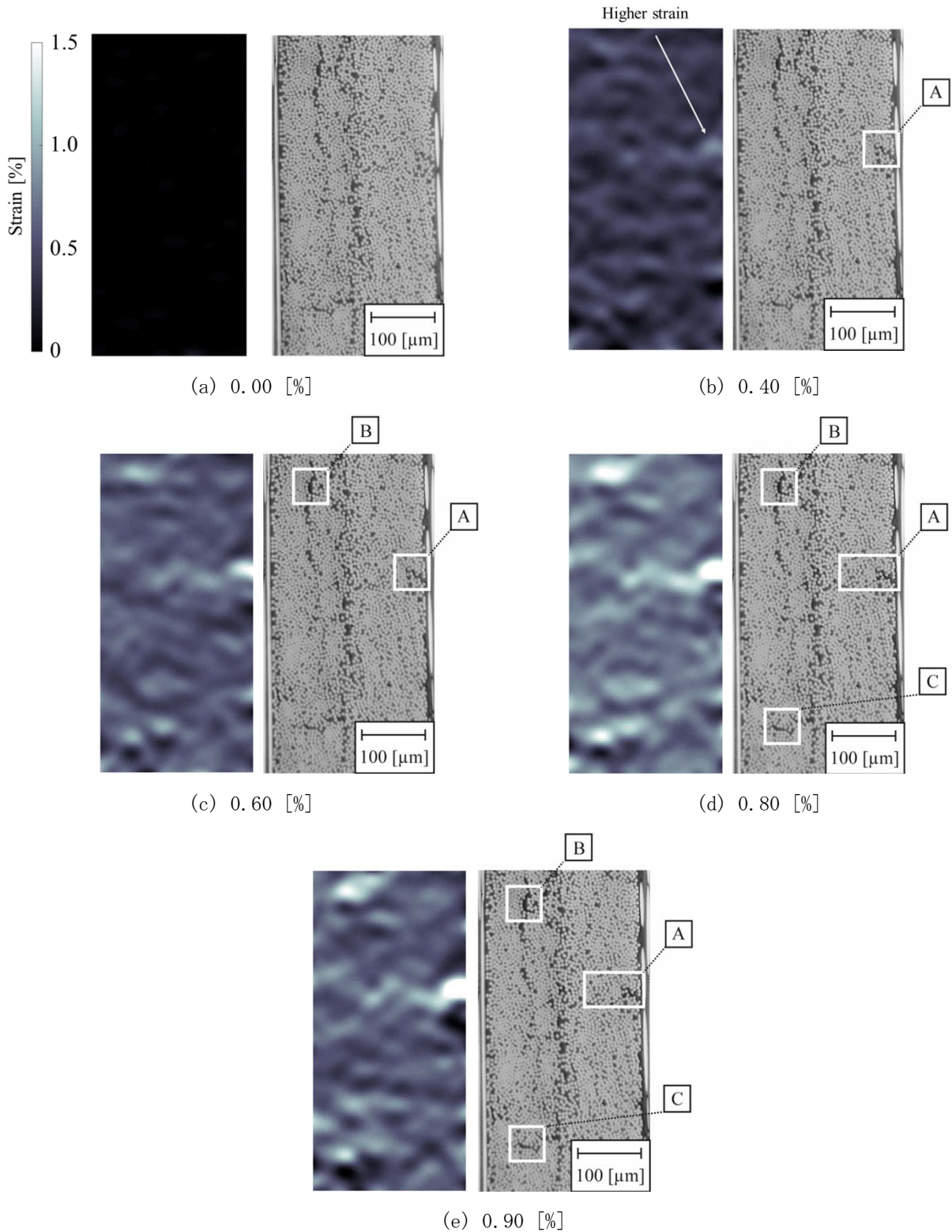


図.3-6 Comparison between strain distribution visualized by DIC and in-situ observation result.

続いて層内の全域的なひずみ分布に着目した。図.3-7 に各解析画像における公称ひずみと画像中心線上のひずみ平均値を 0.00~0.90[%]の範囲で図示した。図.3-7 より、各解析画像のひずみ平均値は公称ひ

ずみとおよそ一致することが確認されたが、0.90[%]の解析画像におけるひずみ平均値に関しては、公称ひずみと値が大幅に異なり、一致が見られなかった。ここで、図.3-6(d), (e)に着目すると、公称ひずみの増加に伴い、全般的なひずみ絶対値は低下していることがわかる。これは、観察範囲外においてき裂が発生し、観察画像領域内で応力緩和が生じたことが原因であると推測される。そのため、本解析手法を用いた観察画像内の公称ひずみの検知をおこなうに当たり、き裂が大きく進展した後の解析結果に関しては、精査の必要がある。しかし、0.10[%]~0.80[%]の範囲内においてはよい一致が示されたことから、き裂初生あるいは繊維/樹脂界面はく離近傍で示される局所的な高ひずみは、これらの損傷初生ひずみにも一致していると考えられる。このように考えた上で、初期き裂発生箇所近傍を通る線上におけるひずみプロファイルをひずみ 0.10[%]毎に 0.00~0.40[%]の範囲で表した線図を図.3-8 に示す。図.3-8 より、ひずみ 0.40[%]で生じた局所的な損傷発生時の局所ひずみを求めたところ、約 0.86[%]であることが分かる。他の試験片においても同様に、初期き裂発生時の平均局所ひずみとして 0.88[%]が得られた。ここで、観察画像内のひずみ分布はステップサイズで定義された計測画像領域の変位量から算出される点である。したがって、き裂が確認された箇所のひずみ分布に関しては、き裂によって生じる開口幅の影響を加味した結果であることが想定される。しかし、本研究におけるき裂初生は、界面はく離が 2 つ連結した瞬間であり、き裂初生時の局所ひずみを算出するうえでは、き裂の開口幅による影響は極めて少ないものと考えた。以上より、表現された局所ひずみはおよそ繊維近傍の樹脂に起因するものと仮定し、局所ひずみに樹脂の弾性率 (3,500[MPa]) を乗算することで、約 30.8[MPa]にてこれらの損傷が生じると考えられる。この結果は、界面引張強度評価に関する荻原ら 55)の結果 45.5[MPa]や鹿島ら 56)による結果 52.0[MPa]と比較すると小さいが、これらはモノフィラメント評価法によって検討された界面強度である。隣接繊維の影響 57)より、繊維配列が界面強度に顕著に影響をおよぼすと考えられることから、得られた結果は妥当と考えられ、本研究の DIC で得られたメソスケールの損傷発生ひずみの妥当性を間接的に示す結果と考えられる。

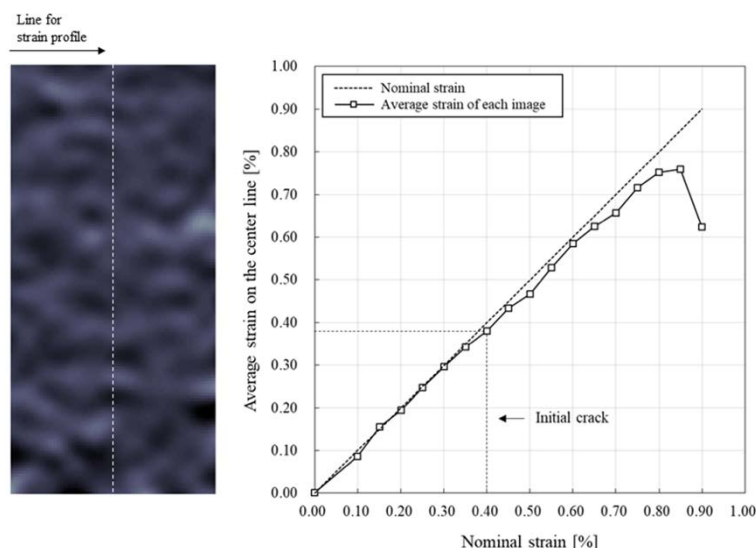


図.3-7 Average strain profiles in analysis image of each nominal strain.

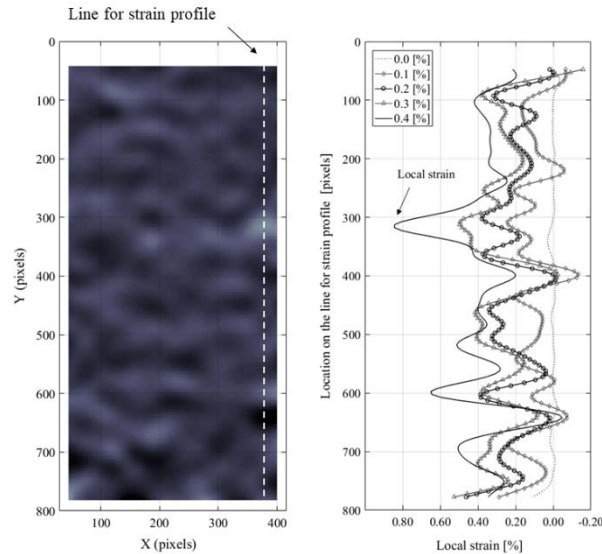


図.3-8 Local strain distribution profiles in each nominal strain.

(5) 結言

本研究では CF/EP 直交積層板における 90° 層内の損傷に着目し、メゾスケールのその場観察および繊維断面を直接基準点としたデジタル画像相関法による画像解析をおこなった。これらの結果を比較し、観察者の主観的判断に依らないメゾスケールのき裂発生および進展挙動の評価手法としての DIC の妥当性を検証した。

メゾスケールにおけるその場観察から 90° 層内のき裂進展挙動を評価した。初期き裂発生時の平均公称ひずみは 0.54[%]であり、従来の AE 法による初期き裂評価やミクロスケールのその場観察に基づいた評価と比較して低ひずみで初期き裂が生じていることが示唆された。また、炭素繊維とエポキシ樹脂の弾性率の差異により、樹脂リッチ箇所周辺の繊維/樹脂界面に局所的な高ひずみが生じるため、同箇所においてき裂初生が先行して生じることが明らかとなった。以上より、評価手法および観察領域、局所的な繊維含有量が初期き裂発生ひずみに大きく影響をおよぼすことから、初期き裂の追跡においてより広範囲を観察対象とするメゾスケールにおけるその場観察の有効性が示された。

メゾスケールのその場観察画像に基づいた画像相関解析をおこない、実験的評価および本解析手法の妥当性を検討した。その際、炭素繊維断面を直接マーカとして用いることで、繊維/樹脂界面の局所的なひずみに着目した。本解析手法により、その場観察で見られた初期き裂と DIC で見られた高ひずみ分布はよい一致を示した。なお、その場観察で損傷が確認されなかった箇所においても、高ひずみ分布が示されており、DIC によりその場観察から判別できないレベルの微視的損傷の検知および予測が期待できることが明らかとなった。また、90° 層内の試験片に生じた公称ひずみと DIC によって得られた層内の全域的なひずみはおよそ一致しており、繊維/樹脂界面近傍の局所的な高ひずみにも妥当性があると考えられる。このことから、局所的な高ひずみが界面近傍の樹脂ひずみに作用するものとする、約 30.8[MPa]にてこれらの損傷が生じると考えられ、先行研究との比較より、本研究の損傷発生ひずみの妥当性が間接的に示された。

本手法により 90° 層内の損傷挙動を追跡するうえで、マーカとなる繊維断面サイズを理解し、それに伴った解析条件の選定をおこなうことで、局所ひずみの定量的な評価にも有効性があることが示唆された。一方で、き裂が十分に進展した後のき裂箇所におけるひずみの信頼性については、今後精査を進めてい

く必要性が考えられる。

なお、以上の報告内容は、以下の論文にて発表した内容を改変したものである。

佐藤優成, 西田圭希, 木邑遼太郎, 新村航平, 斉藤博嗣, 金原 勲, 繊維断面を基準とするデジタル画像相関法による CF/EP 直交積層板のメゾスケールき裂進展挙動の実験的評価, 日本複合材料学会誌, 44(6), (2018), 234-241.

文 献

1. 森田幹郎, 金原勲, 福田博, 複合材料 (初版), 日刊工業新聞社, (1988), pp.1-6.
2. D.ハル, T.W.クライン, 複合材料入門 (改訂版), 株式会社培風館, (2003), pp.272-273.
3. 炭素繊維協会, 航空宇宙分野への応用事例, <http://www.carbonfiber.gr.jp/field/craft.html>, 平成 28 年 11 月 15 日閲覧
4. 三木光範, 福田武人, 元木信弥, 北條正樹, 機械システム入門シリーズ 8 複合材料 (初版), 共立出版株式会社, (1997), pp.17-18.
5. 末益博志, 入門 複合材料の力学 (初版), 株式会社培風館, (2009), pp.27-33.
6. 中島正憲, 航空機機体の製造技術, 精密工学会誌, 75(8), (2009), pp.941-944.
7. 酒谷芳秋, 山口泰弘, 航空機用 CFRP 一次構造部材の試作, 日本航空宇宙学会誌, 30(338), (1982), pp.171-175
8. 酒谷芳秋, 山口泰弘, 炭素繊維複合材料による航空機翼舵面の試作・基礎強度試験, 材料, 25(272), (1976), pp.410-416.
9. 東レ, トレカ®の活躍, http://www.torayca.com/activity/act_005.html, 平成 28 年 11 月 16 日閲覧
10. JAXA, 構造・複合材料技術, <http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/structure-composite/>, 平成 28 年 11 月 16 日閲覧
11. BMW i3, <http://bmw-i.jp/BMW-i3/>, 平成 28 年 11 月 16 日閲覧
12. 石川隆司, 自動車構造部品への炭素繊維強化プラスチック (CFRP) の応用の展望 (CFRTP を中心に), 精密工学会誌, 81(6), (2015), pp.489-493.
13. 影山裕史, 自動車用 CFRP 技術の最新動向, まてりあ, 53(12), (2014), pp.612-615.
14. 栗山卓, 成澤郁夫, 佐藤淳, 阿部利彦, 衝撃を受けた CFRP 積層板の超音波映像および残存強度, 材料, 39(438), (1990), pp.247-253.
15. 田島賢典, 三浦裕樹, 杉本直, 亀山正樹, 胡寧, 福永久雄, 衝撃荷重同定による CFRP 積層板の衝撃損傷モニタリング. 日本航空宇宙学会論文集, 57(666), (2009).295-300.
16. 永尾陽典, 木部勢至朗, 醍醐加奈子, 原彩水, 炭素繊維複合材料への超高速衝突による損傷領域と残存強度について, 日本複合材料学会誌, 35(1), (2009), pp.15-26.
17. Y.Aoki, K.Yamada., T.Ishikawa, Effect of hygrothermal condition on compression after impact strength of CFRP laminates. composites science and technology, 68(6), (2008), pp.1376-1383.
18. S.Sánchez-Sáez, E.Barbero, R.Zaera, C.Navarro, Compression after impact of thin composite laminates. Composites Science and Technology, 65(13), (2005), pp.1911-1919.
19. 荒井政大, 高木徹, 桑原敏和, 足立忠晴, MMB 試験による CFRP 直交積層板の層間破壊靱性値の評価, 日本機械学会論文集 A 編, 70(698), (2004), pp.1356-1363.
20. 北條正樹, GUSTAFSON.C.G, 田中啓介, 林龍一, CFRP 積層板のモード I および混合モードにおける層間はく離疲労き裂伝ば挙動, 材料, 36(402), (1987), pp.222-228.
21. 清水理能, 足立忠晴, 荒井政大, 中原拓也, 松本浩之, 一方向 CFRP 積層板の ModeI および ModeII 層間破壊じん性値に及ぼす環境温度の影響, 日本機械学会論文集 A 編, 65(630), (1999), pp.282-286.
22. 荒井政大, 上村元祥, 足立忠晴, 山路昭彦, CFRP 直交積層板の層間破壊靱性値の評価 (直交異方性異材界面き裂の境界要素解析), 日本機械学会論文集 A 編, 65(639), (1999), pp.2238-2245.
23. 堀川教世, 日下貴之, 梶田雅義, 複合材料層間高じん化 CFRP の混合モード(I+II)破壊じん性およびその負荷速度依存性, 材料, 50(5), (2001), pp.482-487.
24. 日下貴之, 黒川知明, 高分子系複合材料くさび挿入試験による CFRP 積層材のモード I 層間破壊じん性評価, 材料, 45(5), (1996), pp.484-489.
25. 日下貴之, 渡辺圭子, 北條正樹, 福岡俊康, 石橋正康, Zanchor 強化 CFRP 積層材のモード I 層間亀裂進展挙動の実験的評価, 日本複合材料学会誌, 34(3), (2008), 102-108.
26. M.Hojo, K.Kageyama, K.Tanaka, Prestandardization study on mode I interlaminar fracture toughness test for CFRP in Japan, Composites, 26(4), (1995), pp.243-255.
27. S.T.Pinho, P.Robinson, L.Iannucci, Fracture toughness of the tensile and compressive fibre failure modes in laminated

- composites, *Composites science and technology*, 66(13), (2006), pp.2069-2079.
28. 張惟敦, 金原勲, 影山和郎, 大沢勇, CF/EPOXY 積層板のモード I 層間破壊挙動に及ぼす繊維配向角の影響, *材料*, 41(467), (1992), pp.1292-1298.
 29. 東郷敬一郎, 平子豊, 石井仁, 佐野一教, 炭素繊維強化熱可塑性樹脂積層板におけるモード I 層間はく離破壊靱性, *日本機械学会論文集 A 編*, 61(586), (1995), pp.1273-1279.
 30. 末益博志, 神正明, 柴健一, 織物複合材料の剥離進展方向と層間破壊靱性, *Journal of the Japan Society for Composite Materials*, *日本複合材料学会*, 15(6), (1989), pp.266-272.
 31. J. Andersons, M. König, Dependence of fracture toughness of composite laminates on interface ply orientations and delamination growth direction, *Composites science and technology*, 64(13), (2004), pp.2139-2152.
 32. A. B. Pereira, A. B. De Morais, A. T. Marques, P. T. De Castro, Mode II interlaminar fracture of carbon/epoxy multidirectional laminates, *Composites Science and Technology*, 64(10), (2004), pp.1653-1659.
 33. M. B. M. Rehan, J. Rousseau, S. Fontaine, X. J. Gong, Experimental study of the influence of ply orientation on DCB mode-I delamination behavior by using multidirectional fully isotropic carbon/epoxy laminates, *Composite Structures*, 161 (2017), pp.1-7.
 34. S. Solaimurugan, R. Velmurugan, Influence of in-plane fibre orientation on mode I interlaminar fracture toughness of stitched glass/polyester composites, *Composites Science and Technology*, 68(7), (2008), pp.1742-1752.
 35. M. R. Shetty, K. R. Vijay Kumar, S. Sudhir, P. Raghu, A. D. Madhuranath, R. M. V. G. K. Rao, Effect of fibre orientation on mode-I interlaminar fracture toughness of glass epoxy composites, *Journal of reinforced plastics and composites*, 19(8), (2000), pp.606-620.
 36. P. Vannucci, G. Verchery, A special class of uncoupled and quasi-homogeneous laminates, *Composites science and technology*, 61(10), (2001), pp.1465-1473.
 37. G. Verchery, Design rules for the laminate stiffness. *Mech Compos Mater*, Springer US 47(1), (2011), pp47-58.
 38. P. Vannucci, G. Verchery, Stiffness design of laminates using the polar method, *International Journal of Solids and Structures*, 38(50-51), (2001), pp.9281-9294.
 39. P. Vannucci, G. Verchery, A new method for generating fully isotropic laminates, *Composite Structures*, 58(1), (2002), pp.75-82.
 40. Gong, X. J., A. Hurez, G. Verchery., On the determination of delamination toughness by using multidirectional DCB specimens, *Polymer testing*, 29.(6), (2010), pp.658-666.
 41. M. B. M. Rehan, J. Rousseau, S. Fontaine, X. J. Gong, Experimental study of the influence of ply orientation on DCB mode-I delamination behavior by using multidirectional fully isotropic carbon/epoxy laminates, *Composite Structures*, 161 (2017), pp.1-7.
 42. 影山和郎, 金原勲, 大沢勇, 北條正樹, 先進複合材料の損傷許容性評価に関する研究, *日本造船学会論文集*, 1990(168), (1990), 497-506.
 43. 轟章, 小林英男, 足立邦夫, CF/エポキシ複合材多方向強化積層板の層間はく離のメカニズム, *材料*, 42(474), (1993), 304-310.
 44. L. Canal C. Gonzalez J. Molina-Aldareguia J. Segurado J. LLorca, Application of digital image correlation at the microscale in fiber-reinforced composites, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 43(10), (2012), 1630-38.
 45. 平野義鎮, 高速度撮影によるデジタル画像相関法を用いた CFRP 引張破壊のひずみ速度依存性の評価, *可視化情報*, 35(138), (2015), 26-31.
 46. 小柳潤, 米山聡, 岡部朋永, 有孔 CFRP 積層板のクリープ負荷後残存強度, *実験力学*, 12(2), (2012), 81-87.
 47. 笹山秀樹, 川邊和正, 友田茂, 大澤勇, 影山和郎, 小形信男, 多方向強化複合材料積層板の初期破損に関する層厚さの影響, *日本複合材料学会誌*, 30(4), (2004), 142-148.
 48. J. E. Bailey P. T. Curtiss A. Parvizi, On the transverse cracking and longitudinal splitting behaviour of glass and carbon fibre reinforced epoxy cross ply laminates and the effect of Poisson and thermally generated strain, *Proceedings of the Royal Society A*, 366(1727), (1979), 599-623.
 49. Y. Tanaka K. Naito S. Kishimoto Y. Kagawa, Development of a pattern to measure multiscale deformation and strain distribution via in situ FE- SEM observations, *Nanotechnology*, 22(11), (2011), 115704.
 50. E. M. C. Jones, Documentation for Matlab-based DIC code.
 51. J. E. Bailey A. Parvizi, On fibre debonding effects and the mechanism of transverse-ply failure in cross-ply laminates of glass fibre/thermoset composites, *Journal of Materials Science*, 16(3), (1981), 649-659.
 52. 野田淳二, 岡部朋永, 武田展雄, 清水真佐男, GFRP 直交積層材中の損傷進展挙動, *日本機械学会論文集 A 編*, 70(698), (2004), 1364-1369.
 53. 竹内 博紀, 斎藤 博嗣, 金原 勲, CFRP 直交積層板の薄層化による損傷進展抑制に関する実験的評価, *日本複合材料学会誌*, 37(4), (2011), 121-129.
 54. L. Boniface P. A. Smith M. G. Bader, Transverse Ply Cracking in Cross-Ply CFRP Laminates—Initiation or Propagation Controlled?, *Journal of Composite Materials*, 31(11), (1997), 1080-1112.
 55. 荻原慎二, 坂本頼昭, 小柳潤, Cruciform Specimen 法を用いたガラス繊維/エポキシ樹脂界面の引張強度評価,

日本機械学会論文集 A 編, 75(749), (2009), 49-55.

56. 鹿島 彰浩, 小柳 潤, 萩原 慎二, 十字型試験片法によるガラス繊維/エポキシ界面のはく離発生位置を考慮した界面はく離クライテリオンの検討, 日本複合材料学会誌, 37(6), (2011), 216-225.
57. Y-B. Shang H-J. Shi, Micromechanical analysis of stochastic fiber/matrix interface strength effect on transverse tensile property of fiber reinforced composites, Journal of Reinforced Plastics and Composites, 34(2), (2015), 131-144.