

2024（令和6）年度 修士学位論文

分布型光ファイバセンサを用いた CFRP 構造の層間  
剥離検出

Detection of Delamination in CFRP structure using a  
distributed optical fiber sensor

2025 年 3 月 3 日

高知工科大学大学院 工学研究科基盤工学専攻  
航空宇宙工学コース

1275040 中島 星良

指導教員 高坂 達郎

# 目次

|                                             |    |
|---------------------------------------------|----|
| 第 1 章 緒論.....                               | 1  |
| 1.1 研究背景 .....                              | 1  |
| 1.2 先行研究 .....                              | 2  |
| 1.3 研究目的 .....                              | 4  |
| 第 2 章 本研究の基礎知識.....                         | 5  |
| 2.1 光ファイバセンサ .....                          | 5  |
| 2.2 レイリー散乱型光ファイバ分布センサ .....                 | 6  |
| 2.3 航空機における非破壊検査の必要性 .....                  | 8  |
| 2.4 リアルタイムモニタリングとは .....                    | 9  |
| 2.5 FRP とは .....                            | 10 |
| 第 3 章 CFRP の材料と試験片 .....                    | 12 |
| 3.1 CFRP の使用材料および成型方法 <sup>(21)</sup> ..... | 12 |
| 3.2 使用 CFRP サイズ .....                       | 15 |
| 第 4 章 3 点曲げ試験による剥離検出の剥離位置の影響.....           | 16 |
| 4.1 理論計算 .....                              | 16 |
| 4.2 FEM 解析による 3 点曲げ試験 .....                 | 23 |
| 4.3 3 点曲げ試験 .....                           | 24 |
| 4.4 解析, 実験結果および考察 .....                     | 26 |
| 4.5 剥離位置の深さと測定面の影響 .....                    | 30 |
| 4.6 CFRP 積層板厚さの変化がひずみ分布に与える影響.....          | 33 |
| 第 5 章 特徴抽出からの剥離検出の可能性.....                  | 35 |
| 5.1 差分による剥離先端位置同定 .....                     | 35 |
| 5.2 摂動分布の正規化による剥離検出の可能性 .....               | 39 |
| 5.3 摂動分布の差分化による剥離深さ判別 .....                 | 43 |

|               |    |
|---------------|----|
| 第 6 章 結言..... | 47 |
| 参考文献.....     | 49 |
| 謝辞.....       | 51 |

## 第1章 緒論

### 1.1 研究背景

近年、航空機やスポーツ用品など様々な身近な製品に使用され、注目されている材料である炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastic : CFRP)は軽量で高強度・高剛性という特徴を持つ材料である。以前 CFRP の代わりに航空機で使用されていたアルミニウム合金とは異なり、寿命が長く、強度・剛性・軽量性に優れており、航空機の燃費向上に一翼を担っている。しかし、CFRP は衝撃や疲労によって層間剥離が発生しやすいという特徴を持つ。CFRP 積層板は図 1.1.1 のように CFRP プリプレグと呼ばれる炭素繊維と樹脂から成る薄いシート状のフィルムを重ねて層状にしたものを熱などで押し固めて成形された材料であるため、その各々の層の間で分離現象を生じることがある。この現象を層間剥離と呼ぶ。その中でも疲労による剥離は運行中の空中分解などの事故につながるため、本研究では衝撃による内部剥離ではなく、疲労による材料端面からの剥離について焦点を当てている。

現在、運行中の航空機に適用されている検査方法は非破壊検査(Non Destructive Inspection : NDI)が行われており、主に超音波や X 線を使用した探傷方法がとられている。しかし、これらの検査方法は一度に検査可能な範囲が狭く、大きな航空機体に適用するには内装を全て剥がす必要があるため膨大な時間を要する。また、検査期間中の航空機は運航できないが故に、運航コストが増大してしまう。さらに、近年 FRP の大型化および複雑化が進んでおり、今後も FRP 使用の拡張が予想されている。そのため、航空機運営の損失を抑え、機体の信頼性を向上させることを目的とした、より効率的かつ信頼性の高い検査手法の確立が望まれている。

そこで現在、光ファイバセンサを用いた剥離のリアルタイムモニタリングが注目されている。光ファイバセンサを材料内部に埋め込むことで剥離発生と同時に検知できないかという技術である。これまでも様々な手法を用いたリアルタイムモニタリング技術確立に向けた研究が行われてきたが、本研究では光ファイバセンサを用いて計測した、材料表面ひずみ分布からのリアルタイムモニタリングの技術確立を目的とした基礎研究を行っている。

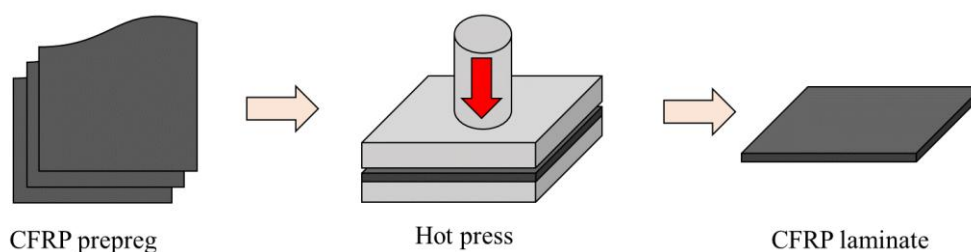


Fig. 1.1.1 CFRP molding method

## 1.2 先行研究

これまで CFRP 構造物に対して様々な方法で剥離のリアルタイムモニタリングが試みられてきたが、CFRP の層間剥離検査法の一つに、パルス加熱サーモグラフィによる非破壊検査がある<sup>(1)</sup>。パルス状熱負荷を対象物に与えた直後の非定常温度分布をもとに剥離や亀裂などを検出する方法であり、この方法では瞬時に加熱することが可能であることから表面の温度変化が著しく現れ、剥離などの発見が可能である。しかし、この検査法は熱拡散による温度変化の消失が起こるまでの短時間に計測を行う必要があるほか、温度分布を計測するためのカメラを必要とし、現行の検査方法と同様に検査のために内装を剥がす必要がある部位には適用が難しく、リアルタイムモニタリングは不可能である。

内部剥離においてはレイリー散乱型分布センサを用いた表面温度分布測定による積層板内部剥離の位置同定を目的とした研究が行われている<sup>(2)</sup>。この研究では CFRP 積層板の熱伝導率と剥離部の空気の熱伝導率との違いにより温度差が生じることから、加熱部とは反対側の積層板表面における温度差を用いて積層板内部の剥離位置の同定が可能であるという仮定の下で行われた研究である。結果としては FEM 解析の結果では損傷同定が可能であると示されたが、実際の実験においては繊維方向によっては不可能であることが示された。 $0^\circ$  と  $90^\circ$  の積層板に対して行われていたが、繊維方向と熱伝達率の関係やレイリー散乱型分布センサの測定精度が高いがために、室内の空気などによるノイズが大きくなり温度変化が乏しかったため、 $90^\circ$  方向の積層板では剥離同定が可能であったが、 $0^\circ$  方向の積層板では内部剥離位置同定には至らなかった。しかし、 $0^\circ$  方向の積層板に周期加熱を与えて取得した温度分布を定常地で正規化することで、損傷同定は可能であることが示唆された。この研究では内部剥離にのみ焦点を当てており、一番剥離が生じやすい窓枠からなどのエッジの剥離については言及されていない。

エッジの剥離についてはレイリー散乱型分布センサを用いて CFRP 積層板の表面ひずみを計測することによって積層板内部の剥離位置同定を目的とした研究が行われている<sup>(3)</sup>。この研究では DCB 試験によるモードⅠ亀裂進展試験および ENF 試験によるモードⅡ亀裂進展試験が行われ、積層板の表面ひずみ分布の最大値が層間剥離先端の位置と一致することを用いて、厚み方向中央部に生じる剥離における層間剥離位置の同定が可能であることが示されている。しかし、この研究では内部剥離においてはひずみ分布の変化が少ないため発見しづらいことが示された。また、材料の深さ方向の中立位置に生じた剥離の場合のみの検討が行われており、任意の位置での剥離においては実験がされていない。

以上の研究を踏まえた多くの研究では温度差や振動などの実用的検討事項を考慮して研究は行われていない。そこで BVID(Barely visible impact damages)という目に見えない損傷に着目し、光ファイバセンサの一種である FBG(Fiber Bragg Grating)センサを使用してのリアルタイムで損傷検出を行う方法が実際の機体にかかる負荷がかかった場合にどのような影響があるかを検証目的とした研究が行われている。機外条件に対しては FBG センサを使用してリージョナル航空機の標準生存温度およびエンジンの走行に伴う振動が損傷検出に対

してどのような影響を及ぼすかの実証実験<sup>(4)</sup>や、FBG センサの標準的な機内条件に対しても研究が行われている<sup>(5)</sup>。結果としては、実用検討事項を考慮しても考慮しない場合とあまり結果が変わらないということがわかった。そのため、今回も実用的検討事項を考慮せずに実験を行う。

### 1.3 研究目的

本研究では剥離が発生した場合，表面ひずみ分布からの剥離検出において剥離の長さだけでなく深さ位置および CFRP 積層板の厚さがどのように影響を与えるかを明らかにするということを目的として 3 点曲げ試験を行った．基礎技術の開発としてエッジの剥離に対して実験および FEM 解析，理論計算を行った．また，特徴抽出を行うためにデータの差分化や正規化を行った．すべての結果を比較し，レイリー散乱型分布センサを用いた剥離の同定法について考察した．

- (1) 任意の位置に剥離が挿入された試験片を用いて 3 点曲げ試験を行い，レイリー散乱型分布センサを使用するひずみ分布測定による剥離先端位置同定の検証
- (2) 実験と同等の状態での解析および理論計算
- (3) 取得したデータの差分化や正規化を行い，考察を行った

## 第2章 本研究の基礎知識

### 2.1 光ファイバセンサ

光学と電子工学の境界に生まれた工学と技術の新分野である光エレクトロニクスの急成長の要因の一つである光ファイバの研究開発は 1960 年代末期に盛んに行われ、当初は光通信への応用を目的として開発された。現在ではレーザープリンターや太陽光電池など幅広い分野に使用されている。光ファイバセンサとしては、1973 年頃から研究が行われており、現在ではほとんどすべての物理量の測定に用いることができる。光ファイバセンサの特徴をいくつか挙げると長期使用が可能であり絶対に火花を出さないという防爆性を持つ。また、落雷や電磁誘導の影響を受けずに計測が可能なセンサである<sup>6)</sup>。

光源、光ファイバ、計測部そして受光器から構成され、光ファイバは基本的に光を閉じ込められるコアとそれを同心円状に囲むクラッド、そしてファイバ表面を保護し、強度の向上を図って取り扱いやすくするためのジャケットと呼ばれるポリアミド被膜から成る。コアの屈折率はクラッドよりわずかに大きくなっており、ファイバの端面から入射された光はコアとクラッドの境界で全反射を繰り返しながら、コア内に閉じ込められて伝搬する。伝播方法は一方通行で伝播する透過型と、計測部で反射もしくは散乱によって光が伝送路を逆に戻る反射型が存在する。光が受光器から光ファイバ中を伝搬する光波の位相、損失、あるいは散乱は外的要因によって変化し、これが光ファイバのセンサ機能として作用する。また、光ファイバには大きく分けると単一モード光ファイバと多モード光ファイバの 2 種類存在する(図 2.1.1)。両者の構造的な違いはコアの直径だけであるが、性能は大きく異なる。単一モード光ファイバはセンサ内に一つの伝搬モードだけが通るため、分散が小さく伝送速度が速い。そのため、計測機器に多く使用されている。しかし、分散が小さい代わりにコアの直径が約  $5\mu\text{m}$  から  $10\mu\text{m}$  と小さいためレーザー光の入射や接続が難しく高価になる。一方で、多モード光ファイバはコアの直径が約  $50\mu\text{m}$  と大きく、レーザー光の入射が容易である。また、単一光ファイバに比べて高い強度を持つ。しかし、コアの直径が大きくなるので、光が分散してしまい、伝達速度が遅くなる。そのため、家庭内などの光通信に多く使用される。本研究で使用しているレイリー散乱型分布センサは単一モード光ファイバセンサである。レイリー散乱型分布センサはひずみと温度が測定可能なセンサであり、ひずみを測定する他の光ファイバセンサとしては FBG センサ、ブリルアン散乱型センサなどが挙げられる。

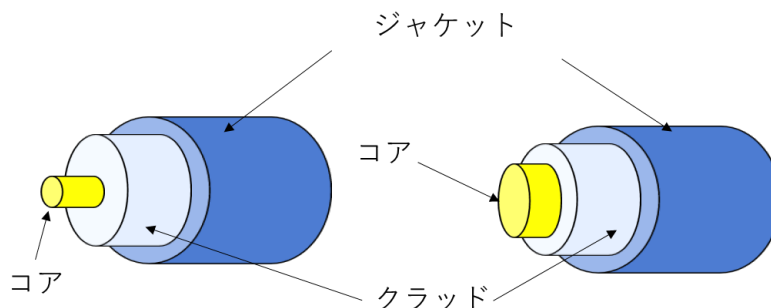


Fig.2.1.1 Fiber optic sensors of single mode and multi-mode

## 2.2 レイリー散乱型光ファイバ分布センサ

本研究では、表面ひずみ分布をレイリー散乱型光ファイバ分布センサ（ODiSI A-50 LUNA Technologies）を用いて測定した。光ファイバセンサはコアとクラッドから形成されているが、光ファイバセンサにレーザー光を挿入した場合、光ファイバ内を伝わるレーザー光がセンサ内のコアとクラッドが形成する微細な不均一性に遭遇して光の照射側に跳ね返った光をレイリー散乱光という。図 2.2.2 に略式的なレイリー散乱型分布センサの仕組みの図を示すが、仕組みとしてはレーザー光の可干渉性を利用した計測法の一つである周波数領域光リフレクトメトリ（Optical Frequency Domain Reflectometry：OFDR）手法によって生じたレイリー散乱光の強度分布を取得。次に、取得した光強度分布をフーリエ変換することで空間周波数スペクトルに変換することができる。この空間周波数スペクトルと基準の空間スペクトルとを相互相関をとることで空間周波数シフト量を取得することが可能である。空間周波数シフトはひずみに比例するため温度やひずみを得ることができる<sup>7)</sup>。レイリー散乱光強度分布取得した後、解析を行いひずみと温度の分布を出力する。この時の解析に用いるパラメーターを変更することにより、取得したレイリー散乱光強度分布のデータとは少し異なる分布を出力させることが可能である。ひずみ測定範囲は 1m～50m、最小測定ピッチ 1mm、ひずみ測定範囲 $\pm 10000\mu\epsilon$ 、ひずみ分解能 1mm、最小測定ピッチ 1mm、測定サイクルは $\sim 5\text{Hz}$  でひずみ分布と温度分布が取得可能なセンサである。また、センサ径は  $155\mu\text{m}$  と細いセンサのため、材料内部に埋め込んだとしてもあまり材料特性に影響を与えないとされている。



Fig. 2.2.1 ODiSI A-50 LUNA Technologies

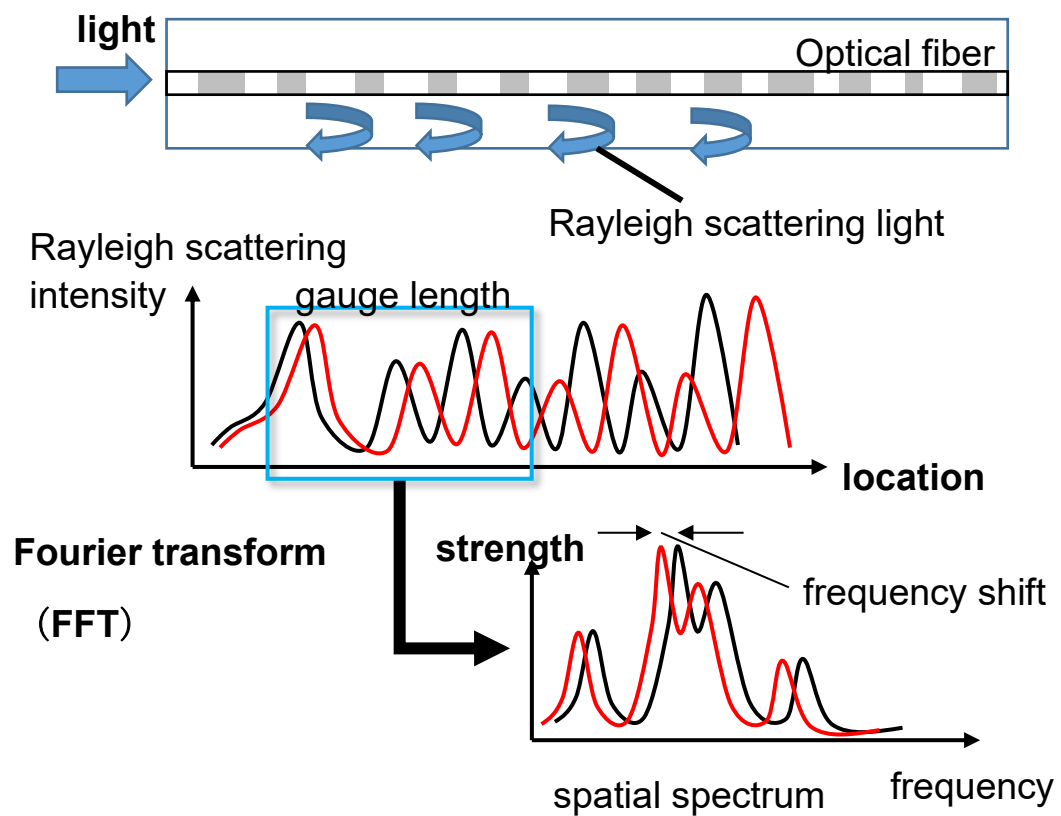


Fig. 2.2.2 Principle of Rayleigh scattering type sensor

### 2.3 航空機における非破壊検査の必要性

航空機では、荷重の中でも突風荷重や運動荷重などの大きな荷重は必ずしも毎飛行ごとには発生しないのに対して与圧荷重はほぼ毎飛行ごとに一定のレベルが胴体構造に負荷されるため、疲労強度上の問題を発生しやすい。過去にも疲労亀裂によって多くの事故が起きている。例を挙げると、2002 年中華航空 B747 機空中分解事故は疲労亀裂による空中分解が原因で起きた事故である。また、1953 年から 1954 年に発生したコメット機連続墜落事故は応力集中部である胴体窓からの疲労亀裂が原因で引き起こされた事故である<sup>(8)</sup>。日本では 1985 年に発生した史上最大の単独航空機事故である日本航空 123 便墜落事故が挙げられる。修理ミスによって設計時の想定に比べてはるかに大きい応力が各飛行の与圧サイクルごとに加えられたことから、多くのリベット孔から疲労亀裂が進展し、垂直尾翼が破壊され墜落に至ったとされている<sup>(9)</sup>。以上の事故の多くは金属疲労であるが、複合材に対しても同様の事故が起こる可能性は低くない。CFRP 積層板は繊維方向が荷重方向と異なる層を含む場合は、繰り返し荷重により試験片端部断面の端からの剥離（エッジ剥離）を引き起こし、最終的な破壊の前に大規模な剥離発生に進むという特徴を持つ。これは、繊維方向が荷重方向と異なる層を含む積層の試験片端部断面に発生する層間せん断応力および残留応力の影響によるものである<sup>(10)</sup>。実際に、典型的な航空機の複合材構造では積層板の端部断面における層間せん断応力を低減するために該当箇所には補強材を使用するなどの設計および構造的な層間剥離対策が取られている。エッジ部に発生する層間剥離を補強材などで抑制すれば、CFRP の材料そのものは繊維方向が荷重方向と一致する場合に疲労に対して強いことを示した<sup>(11)</sup>。しかし、航空機などの大型の CFRP 構造は、全機を一体成形しない限り、荷重方向に繊維が一致しない結合部が構造に存在する。結合部においては繊維方向が荷重方向に一致しないことから、構造全体として疲労に強いと言い切ることができない。また、航空機では使用期間中にある部材が破損しても全体の破壊に至らないようにするフェールセーフ設計に破壊力学の概念に基づいて点検期間を決定する考え方を導入した損傷許容設計が採用されている。そのため事故を未然に防ぐためには日々の検査による早期剥離発見が重要となる。

航空機の製造段階で従来用いられている非破壊検査手法は超音波探傷試験、放射線透過試験、蛍光浸透探傷試験、蛍光磁粉探傷試験、渦流探傷試験などが行われている<sup>(12)</sup>。運行中の航空機では、初期の損傷検出には目視検査やタッピング（打音検査）等の官能検査が行われている<sup>(13)</sup>。これらの検査方法は運行停止中にしか行うことができないことや、検査範囲が狭く、検知できる損傷と実際に積層板内部の損傷との規模が一致しない場合があるため、簡易かつ精度の良い損傷検出法の開発が望まれている。そこで、本研究ではリアルタイムでより細かい損傷同定を目的とした研究を行っている。

## 2.4 リアルタイムモニタリングとは

リアルタイムモニタリングとは実時間的な健全性の監視（ヘルスマニタリング）の考えを基にした技術だが、地震や樹脂の硬化度測定などの多くの分野で使用されている。非破壊検査では人の神経に相当するセンサなどの感知機能により実時間的な健全性の監視を行い、脳のようなコンピューターによる判定機能によって損傷や劣化を発生と同時に検出を行うという技術である<sup>(14)</sup>。このような技術研究は航空宇宙分野だけでなく、船舶、土木建築などの分野でも行われている。航空機では機体を構成する FRP 本体にセンサを埋め込み、機体の状態を常に監視することで航空機の安全性・信頼性を向上させるとともに、定期検査を簡易化することによってダウンタイムを削減することができるため、運用コストを削減することが可能であると考えられる。また、修理の必要があると判断されるまで機体の運用が可能のため検査時間を大幅削減できるため、安全性向上だけでなく航空機運営の損失を抑えることも期待されている。

リアルタイムでの剥離検出を実現するためのセンサとして、光ファイバセンサが注目されている。細径および軽量であるため、FRP 本体に埋め込んだ場合でもあまり材料特性に影響を及ぼすことはない。また、電気・電子部品が使用されていないため、電磁波や放射線などの影響を受けることがなく、落雷が考慮される場合や電源付近などの電磁波の影響を考慮する必要がない。しかし、従来の光ファイバセンサでは空間分解能が低く、細かい損傷同定は不可能であった。そこで本研究では新たに細かい空間分解能を持つ光ファイバセンサとして近年開発されたレイリー散乱型分布センサに注目した。レイリー散乱型分布センサは温度とひずみが検出可能なセンサであり、長い測定可能距離を持ち、空間分解能は最小  $1\mu\text{m}$  という特徴を持つセンサである。

本研究では光ファイバセンサを使用して運行中のひずみ分布を計測し、ひずみ分布から剥離先端部をリアルタイムで検出することを目的とした基礎研究を行っている。実際に FBG センサを胴体内部天井部のストリンガーのウェブ面と主翼下面桁沿いに接着し、宇宙航空研究開発機構（JAXA）が開発した OFDR-FBG ひずみ分布計測システムをジェット飛行実験機「飛翔」によって、飛行時の離着陸、旋回、エレベータ操舵、フラップ操舵等により発生するひずみ分布計測の飛行実証実験を行った研究がある<sup>(15)</sup>。ひずみゲージとの比較により、開発した計測システムの妥当性、有効性が示されたため、飛行時のひずみ計測は可能であることが示された。よって飛行時のひずみ分布計測による剥離のリアルタイムモニタリングは可能である可能性が示されている。

## 2.5 FRP とは

繊維強化プラスチック(Fiber Reinforced Plastics : FRP)はプラスチックを基地とする材料であり、弾性率が小さく強度の低いプラスチックなどの母材と弾性率が大きいガラス繊維などの強化材を二つ以上混ぜられて作られた複合材料である。1940 年代初め、アメリカでガラス繊維を飽和ポリエステル樹脂で固める技術が開発されたのが始まりの材料であり<sup>(16)</sup>、以降日本でも活発な研究開発が進められている。FRP には熱可塑性樹脂と熱硬化性樹脂の 2 種類が存在する。熱可塑性樹脂の特徴としては成形時間が短く、再成形が可能である。熱硬化性樹脂は塑性変形が発生しにくく、熔融温度が高いため、高温化で使用されるところに用いられる。しかし、再成形は不可能である。

FRP は様々な母材と強化剤の組み合わせによって各々の特徴に変化させることができるため、各家庭の浴槽や各種のタンク、船舶や建材などの広い範囲で利用できる。そのため、1999 年時点では約 45 万トン使用されている。FRP の例としてガラス繊維を強化材として使用し作成した場合は GFRP となり、比強度とコストに優れているため船体などに使用されている。炭素繊維を使用した場合は CFRP となる。ピッチ系とポリアクリロニトリル系(PAN 系)の有機繊維を炭化して作り、樹脂と組み合わせたものの総称である。熱膨張率が極小く、比強度と比剛性に優れている。また、複合材は樹脂を含有する特性上耐候性はあまり良くないが、炭素繊維は紫外線遮断効果を持つため樹脂の劣化抑制に効果があることが示されている<sup>(17)</sup>。そのため、航空機やスポーツ業界などで多く使用されている。現在、航空機における CFRP の使用は B787 や A350 など幅広く適用されており、今後も適用範囲が広がっていくと予想される。アラミド繊維を使用した場合は AFRP となり CFRP より比強度が高く、価格も安価であることからカーボン繊維とのハイブリットとしても用いられている。また、圧縮荷重下では金属のような延性を示し、耐衝撃に優れているため、繊維強化ゴムなどに使用されている。

どの FRP も特徴として強くて軽く、腐りにくいということが挙げられる。また、高い耐久性を持つ FRP を使用することによってメンテナンスの必要が他の材料と比べて少なく、長期的なランニングコストを抑えることが可能となる。しかし、デメリットとして成型加工には手作業が多く、大量生産が難しい材料であるため、生産コストが金属製品に比べて高価になることや、FRP 自体が繊維方向と繊維方向と異なる方向で物性が異なる異方性材料であるため、扱うことが難しく、扱える技術者が少ないことも挙げられる<sup>(18)</sup>。さらに、プラスチックと繊維から成る材料のため破棄する際に環境への影響が懸念されている材料である。FRP に用いられている不飽和ポリエステル樹脂などの熱硬化性樹脂は成型後、加熱しても熔融しないため再成形は不可能である。また、どのような溶剤にも溶解しないため、各素材の分離も不可能である<sup>(19)</sup>。そのため、セルロースナノファイバーなどの植物由来の複合材に置き換える動きもあるが、リサイクル技術については近年多くの研究が行われている。本研究で使用している CFRP では最も実用化に近いプロセスとしては熱分解法が挙げられる。CFRP を加熱してエポキシ樹脂などの母材を熱分解し、炭素繊維を回収する手法である。適

切な条件下で熱処理することにより、CFRP 中の樹脂成分のみ分解することができ、炭素繊維をほぼ 100%近く回収することが可能である<sup>(20)</sup>。よって、FRP は今後も様々なリサイクル法が確立されるとともに、さらなる需要が見込まれる材料である。

### 第3章 CFRP の材料と試験片

#### 3.1 CFRP の使用材料および成型方法<sup>(21)</sup>

本研究で用いた材料は、CFRP プリプレグ (TR350C100S/三菱マテリアル株式会社/ 150×150[mm] 厚み 0.093[mm] 図 3.1.1) とテフロンシート(150×35[mm] 厚さ 0.1[mm])(図 3.1.2)) である。

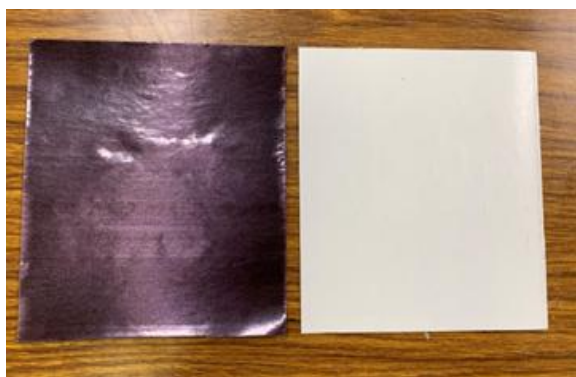


Fig. 3.1.1 CFRP prepreg



Fig. 3.1.2 Teflon sheet

まず、CFRP 積層手順を示す。150mm×150mm の大きさに切断した CFRP プリプレグ 60 枚を繊維方向はすべて同様にして積層した。

次に加圧成型手順を示す。図 3.1.3～図 3.1.14 は加圧成型の際に使用した道具である。



Fig. 3.1.3 Floor board  
(320 × 250 × 5mm)



Fig. 3.1.4 Top board  
(180 × 180 × 4mm)



Fig. 3.1.5 Suction port



Fig. 3.1.6 Release agent  
TR Industries

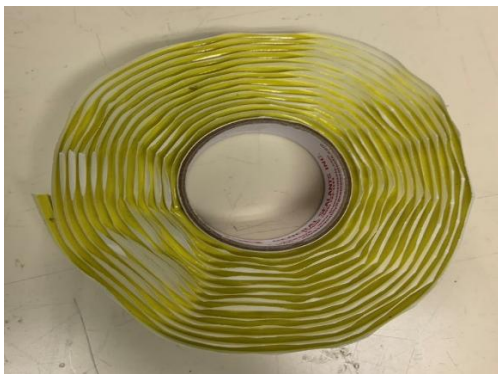


Fig. 3.1.7 Sealant tape



Fig. 3.1.8 Screws to secure the spacer



Fig. 3.1.9 Spacer  
(40× 10 × 4.5mm)



Fig. 3.1.10 Instant glue  
東亜合成株式会社



Fig. 3.1.11 Breezer



Fig. 3.1.12 Vacuum film



Fig. 3.1.13 Compressor



Fig. 3.1.14 Hot press machine  
TESTER-SANGYO

1. 離型剤を床板と天板とスペーサーに塗った.
2. 接着剤で吸気口差込口と床板を接着させた.
3. 床材の穴に合わせてスペーサーを配置し、ねじでとめた.
4. スペーサーとスペーサーの間にブリーザーを入れ込み、隙間がないようにした.
5. 中央に積層した CFRP を設置した.
6. 床材の端にシーラントテープを1周貼り付けた.
7. CFRP の上に天板を乗せ、その上から天板全体を覆うようにブリーザーを、床材全体を覆うように真空フィルムを乗せて隙間ができないようにシーラントテープと真空フィルムを貼り付けた.
8. 真空フィルムの吸気口差込口部分に穴をあけ、吸気口を差し込んだ吸気口にコンプレッサーをつけ、空気漏れがないことを確認した後、ホットプレス機(TESTER-SANGYO)の台座に設置した.
9. ホットプレス機の温度を1時間かけて130°Cまで上昇させ、そのあと2時間130°Cを保持するように設定した.
10. ホットプレス機の温度が100°Cになった時、圧力を40MPaに設定した.
11. ホットプレス機の温度が常温になるまで加圧成型し、CFRPを取り出した.
12. 取り出した CFRP をファインカッターでそれぞれのサイズに切り出した.

### 3.2 使用 CFRP サイズ

本研究では4種類の試験片を作成し、試験片 A,B,C とした。図 3.2.1 に試験片 A, 図 3.2.2 に試験片 B を, 図 3.3.3 に試験片 C を示す。どの試験片も CFRP プリプレグ 60 枚目を積層し, 50 枚目と 51 枚目に疑似的な剥離としてテフロンシートを挿入して成型を行った。剥離長さを変更しての実験を行いたいため, テフロンシートの幅を 35mm,45mm と 55mm にそれぞれ変更して作成した。

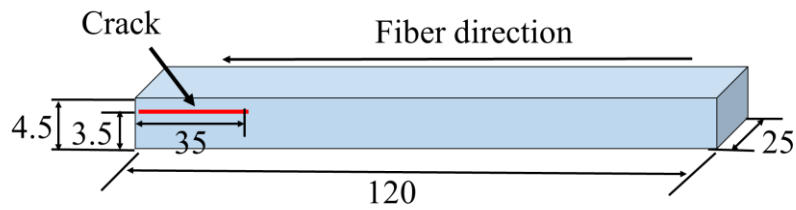


Fig. 3.2.1 Specimen A

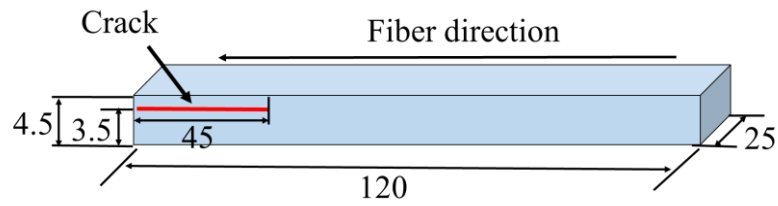


Fig. 3.2.2 Specimen B

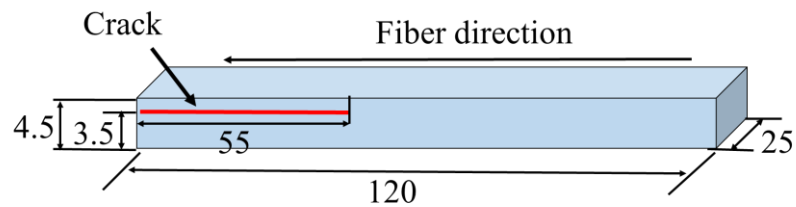


Fig. 3.2.3 Specimen C

## 第4章 3点曲げ試験による剥離検出の剥離位置の影響

### 4.1 理論計算

本研究では3点曲げを行い、試験片下面の表面ひずみ分布測定を行った。図 4.1.1 に本研究で使用した試験片を扱いながら ENF 試験の概略を示す。表面ひずみ分布の特徴および説明を行うために理論的計算を行った。

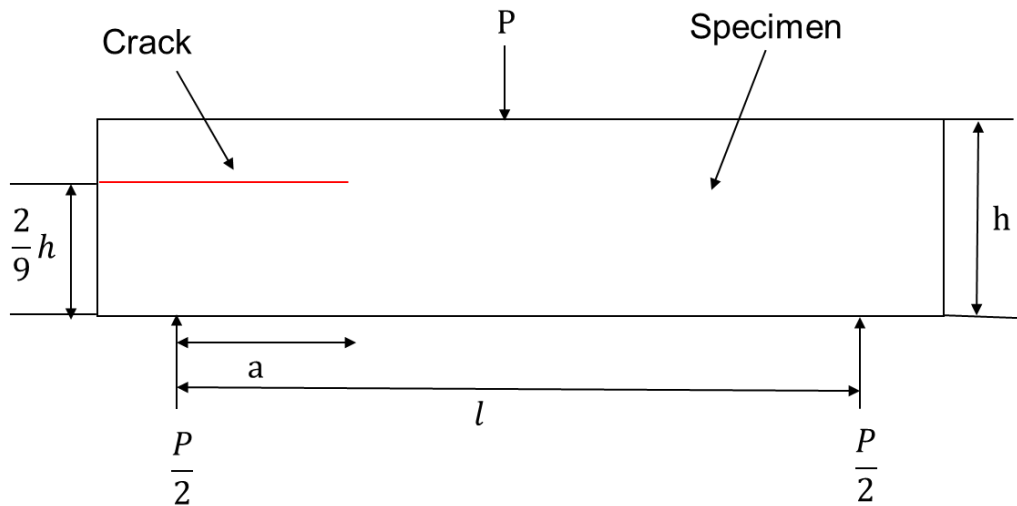


Fig. 4.1.1 ENF test schematic

剥離進展部分を上下に仮想断面にとると図 4.1.2 のようになる。

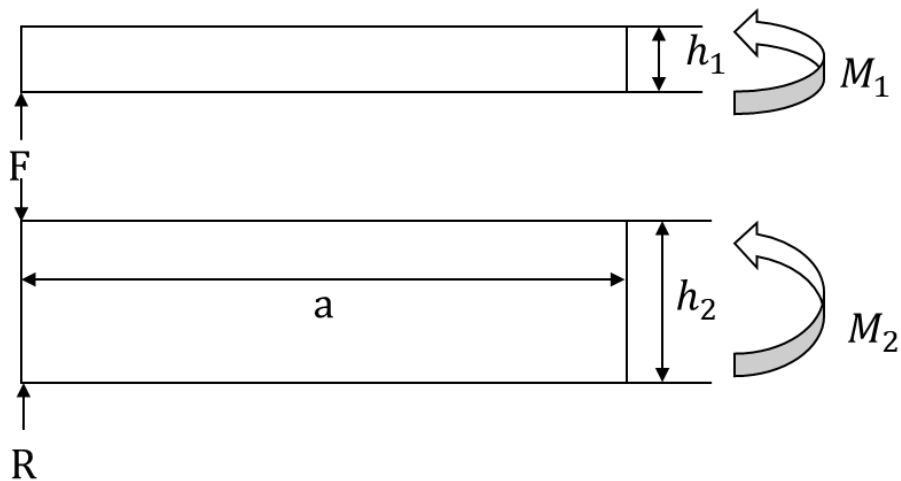


Fig. 4.1.2 FBD of ENF test schematic

上下で変形率は同等と考える。このことからひずみの式は以下のようなになる。

$$\frac{M_1}{EI_1} = \frac{M_2}{EI_2} \quad (1)$$

式(1)より変形率は I に依存すると仮定. つまり, モーメントは  $h^3$  に依存すると仮定. すると F は式(2)のようになる.

$$F = \frac{h_2^3}{2(h_1^3 + h_2^3)} P \quad (2)$$

また, フックの法則からひずみの式を算出する<sup>(22)</sup>.

$$\sigma = E\varepsilon = \frac{M}{Z} \quad (3)$$

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{M}{ZE} \quad (4)$$

よって, 式(2)を(4)に代入すると剥離先端部である  $l = a$  地点でのひずみは以下のようになる.

$$\varepsilon_a = \frac{3h_1h^2Pa}{2(h_1^3 + h_2^3)EZ} \quad (5)$$

また, 負荷点である  $l = \frac{l}{2}$  地点でのひずみは以下のようになる.

$$\varepsilon_{\frac{l}{2}} = \frac{Pl}{4ZE} \quad (6)$$

よって,  $h_1 = \frac{2}{9}h$   $h_2 = \frac{7}{9}h$  とするとひずみ分布は以下のようになる.

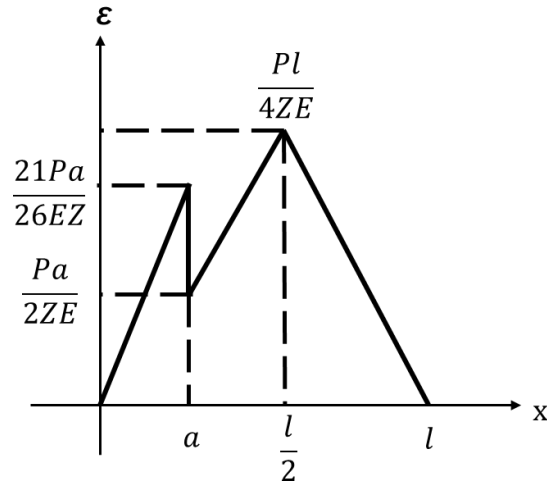


Fig. 4.1.3 Theoretical strain distribution A

$h_1 = \frac{7}{9}h$   $h_2 = \frac{2}{9}h$ とした場合はひずみ分布は以下ようになる.

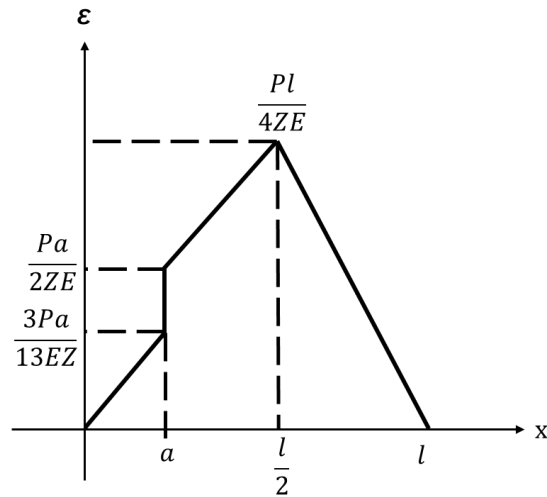


Fig. 4.1.4 Theoretical strain distribution B

式(5)に, 式(7)と  $E=139000$  をそれぞれ代入し, 今回作成した試験片と同等の条件値および実験条件値を代入して計算したものを図 4.1.5 から図 4.1.8 に示す. 図 4.1.5 と図 4.1.6 は長さ 35mm の剥離が 10 層もしくは 50 層に挿入されている場合, 図 4.1.7 と図 4.1.8 は長さ 55mm の剥離が 10 層もしくは 50 層に挿入されている場合である.

$$Z = \frac{bh^2}{6} \quad (7)$$

図 4.1.5 と図 4.1.7 より剥離がひずみ計測面から遠い場合は剥離先端部でひずみは極値をとることがわかる。また、剥離長さが長くなると負荷点より剥離先端部の方のひずみが大きくなることからわかる。一方で図 4.1.6 および図 4.1.8 を確認すると、剥離がひずみ計測面から近い場合は剥離先端部で極値をとらないことがわかる。そのため、表面ひずみ分布からの剥離同定が難しいのではないかと考えられる。しかし、本結果は応力集中や摩擦などは一切考慮していないが、剥離深さ位置や剥離長さは表面ひずみ分布に大きな影響を与えることが示された。

次に図 4.1.9 と図 4.1.10 は剥離長さ 35mm と 55mm の場合の深さ 0mm から 4.5mm までの深さの剥離先端部のひずみを、式(5)を使用して理論的に計算した結果である。縦軸がひずみ、横軸が深さである。ひずみの大きさは異なるが、どちらのグラフも剥離が深さ 50% から 70% 付近に存在する場合はひずみの変化がなだらかな放物線を描いているため、深さによってひずみの大きさがあまり変化しないことがわかる。よって、剥離が 50% 付近に挿入されている場合はひずみ分布から剥離深さが判別困難であるかもしれないということを示された。また、50% 付近を境にグラフは放物線を描いているため剥離深さが異なっても剥離先端部のひずみの大きさが同じであるということがグラフから読み取れる。よって、ひずみ分布だけでは剥離長さの判別は可能であるが、剥離深さも判別するには他の手法も考えるべきであることが示された。

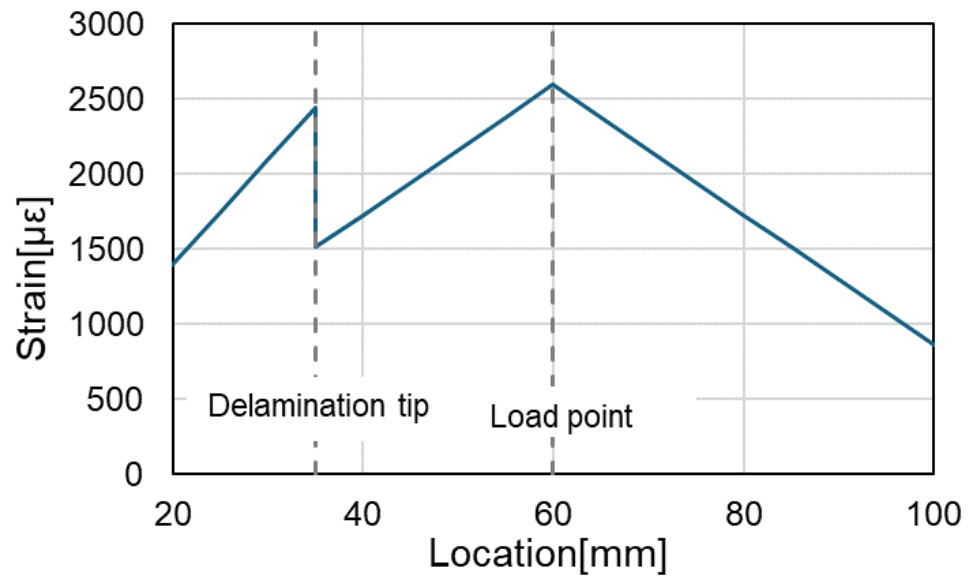


Fig. 4.1.5 Theoretical strain distribution of 35mm at 50 layers

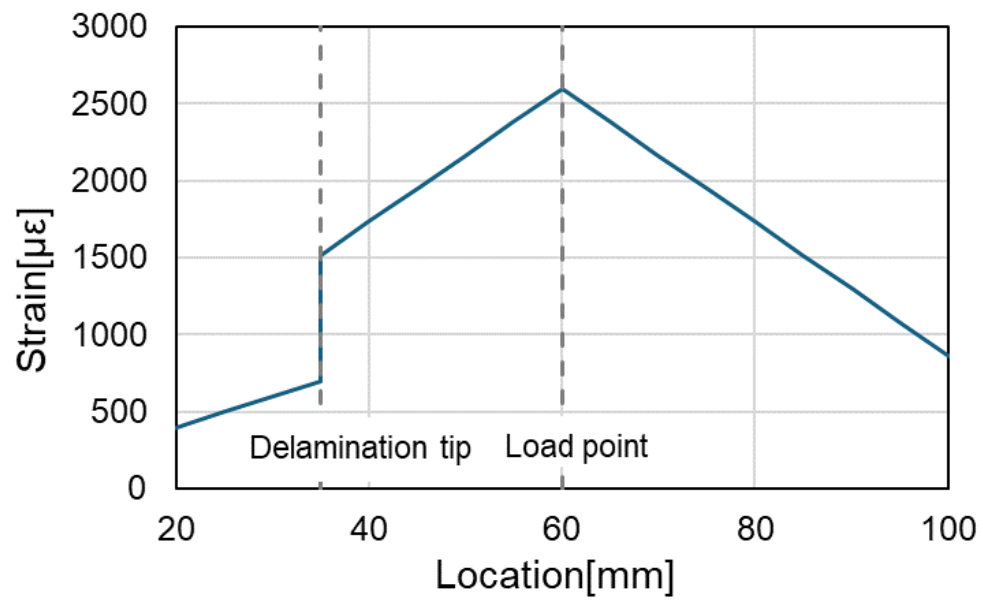


Fig. 4.1.6 Theoretical strain distribution of 35mm at 10 layers

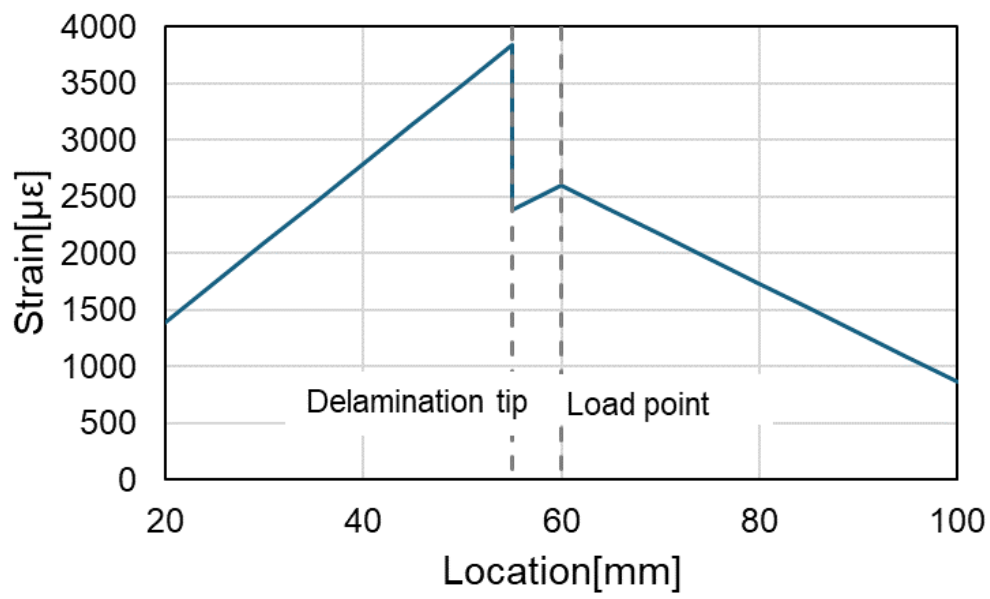


Fig. 4.1.7 Theoretical strain distribution of 55mm at 50 layers

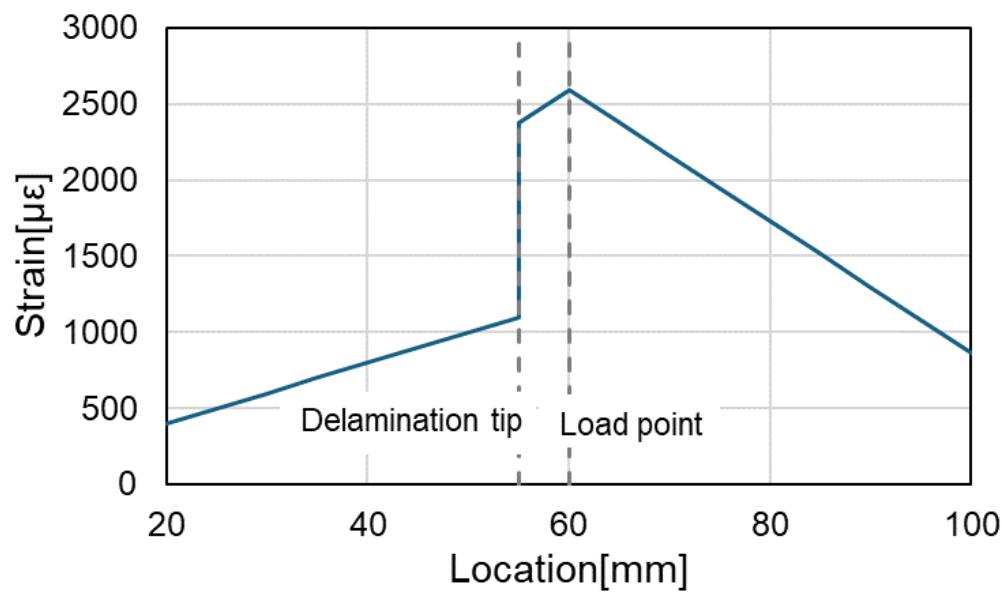


Fig. 4.1.8 Theoretical strain distribution of 55mm at 10 layers

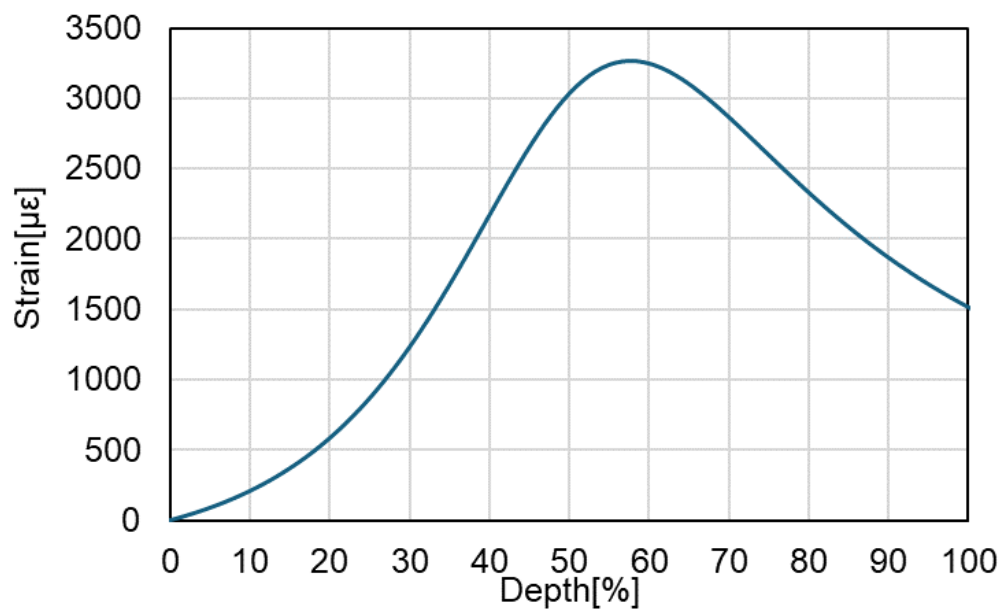


Fig.4.1.9 Theoretically calculated strain of each depth at the delamination tip in 35mm delamination

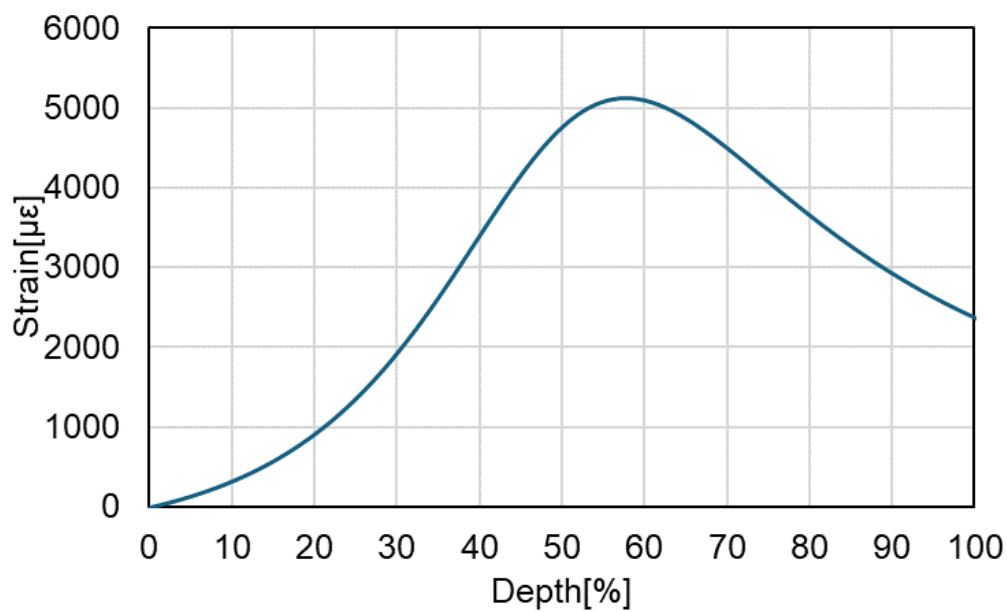


Fig.4.1.10 Theoretically calculated strain of each depth at the delamination tip in 55mm delamination

#### 4.2 FEM 解析による 3 点曲げ試験

実際に実験で使用した試験片と同等のサイズのモデルにおいて Abaqus を使用して 3 点曲げ試験の 2 次元モデルの有限要素解析 (FEM) を行った。ジグを剛体、剥離部の摩擦係数をゼロとした。図 4.2.1 に解析モデルを示す。表 2 に解析で用いた物性値<sup>(3)</sup>を示す。長さ 35mm, 55mm の剥離が様々な深さに挿入された場合について行い, FEM 解析を行った。また, 試験片の両面のひずみ分布の計測を行った。

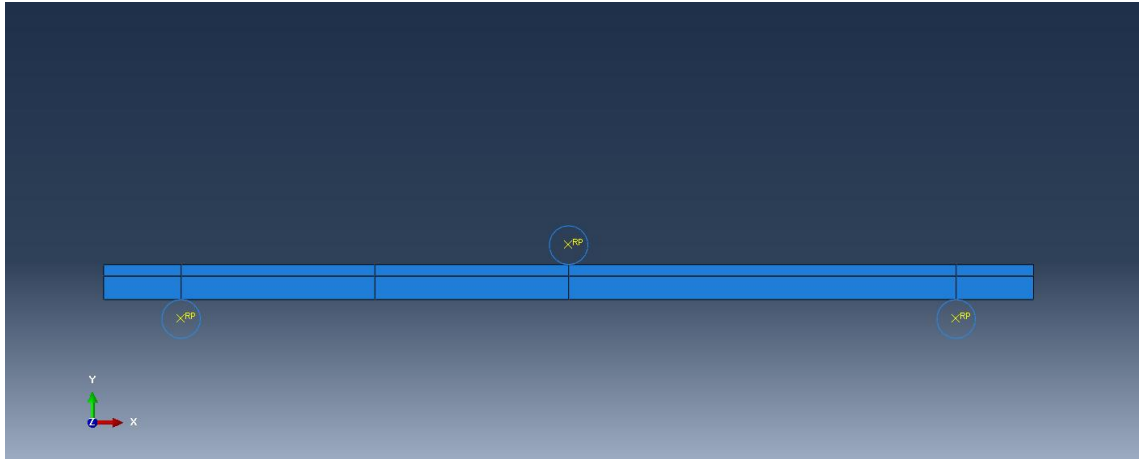


Fig. 4.2.1 Method and model of FEM analysis by force

Table1 Material constant of FEM <sup>(6)</sup>

| Material constant [GPa] |       |                   |       |
|-------------------------|-------|-------------------|-------|
| $E_1$                   | 137   | $E_{2,3}$         | 9.76  |
| $\text{Nu}_1$           | 0.324 | $\text{Nu}_{2,3}$ | 0.324 |
| $G_1$                   | 5.92  | $G_{2,3}$         | 3.69  |

#### 4.3.3 点曲げ試験

試験片 B を使用して引張試験機(島津製作所)による 3 点曲げ試験を行った. 図 4.3.1 から図 4.3.4 に使用した道具及び試験機を示す. 試験は支点間距離 100mm, 荷重が 1000N に達した時の表面ひずみの測定を行った. 光ファイバセンサのゲージ長は 5mm, ひずみ空間分解能は 1mm, ひずみ測定範囲は $\pm 5000\mu\epsilon$ とした.

図 4.3.5 に示すように光ファイバセンサは支点を避けた試験片下部表面の両端から 15mm 離れた 25mm から 105mm の間に一直線に接着剤で設置した.



Fig. 4.3.1 Electrical resistance heating



Fig. 4.3.2 Optical fiber

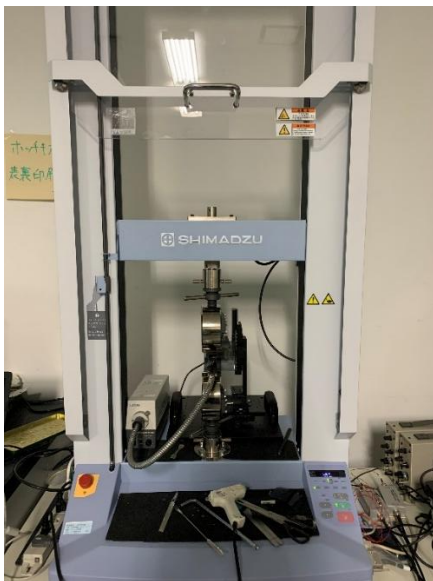


Fig. 4.3.3 Tensile testing machine  
(Shimadzu Corporation)



Fig. 4.3.4 3-point bending jig

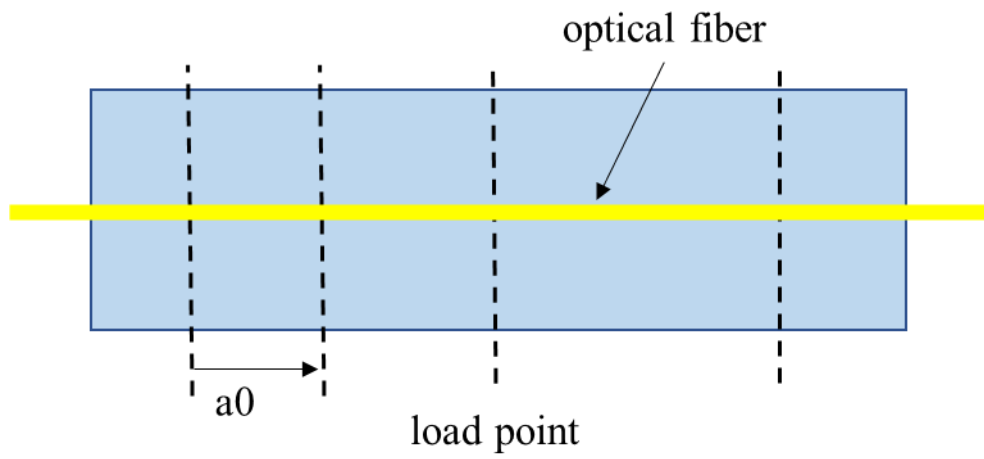


Fig. 4.3.5 Fiber installation method

#### 4.4 解析，実験結果および考察

FEM 解析を行った際の 50 層目に剥離がある時の剥離先端部周辺のコンター図を図 4.4.1, 10 層目に剥離がある時の剥離先端部周辺のコンター図を図 4.4.2 に示す．また，繊維方向に対して水平にひずみを計測したひずみ分布を剥離長さが 35mm, 45mm, 55mm の場合のレイリー散乱分布センサを用いた実験結果と FEM 解析結果を図 4.4.3 から図 4.4.5 に示す．図中のデータは剥離が 10 層または 50 層に挿入されているデータである．縦軸がひずみ，横軸が試験片上での位置である．実験結果と解析結果にあまり差異がないため，センサにより表面ひずみ分布を精度よく測定できていることがわかる．図 4.4.3 より，どちらも負荷点において極大値を示し，剥離が 50 層の場合は剥離先端の 35mm で 1 度極大値を示すことがわかった．また，剥離が 10 層の場合は剥離先端付近で極小値を示すことが分かった．図 4.4.4 では剥離が 10 層に挿入されている場合は 35mm の時と傾向は同様である．しかし，50 層に挿入されている場合は剥離先端部と負荷点のひずみの大きさがほとんど同じだが，負荷点と剥離先端部の間でひずみが極小値をとるため，剥離先端部がひずみ分布から明確に見て取れる．次に図 4.4.5 では剥離が 50 層に挿入されている場合は負荷点ではなく剥離先端で極大値を示し，剥離が 10 層に挿入されている場合は剥離長さ 35mm の時と同様に剥離先端付近でひずみが大きく減少していることが分かった．また，剥離長さ 55mm, 50 層の結果を除いて，負荷点でのひずみは 4.1 節での結果の負荷点でのひずみより少し小さくなっている．これは剥離先端部付近の極小値に大きく引っ張られているためだと考える．

以上の結果から，剥離挿入の厚み方向の位置が異なる場合は，剥離付近の表面のひずみ分布に生じる変化が異なることが分かった．剥離の厚み方向位置が測定面から深い場合は剥離先端付近で極大になり，浅い場合は剥離先端付近で極小となる．この結果は，表面ひずみ分布からの剥離検出方法を剥離位置によって変える必要があることを示しているが，同時に剥離の深さ方向の位置も特定できる可能性がある．よって，剥離先端位置の検出にレイリー散乱分布センサを使用したひずみ計測は有用だと考えられる．

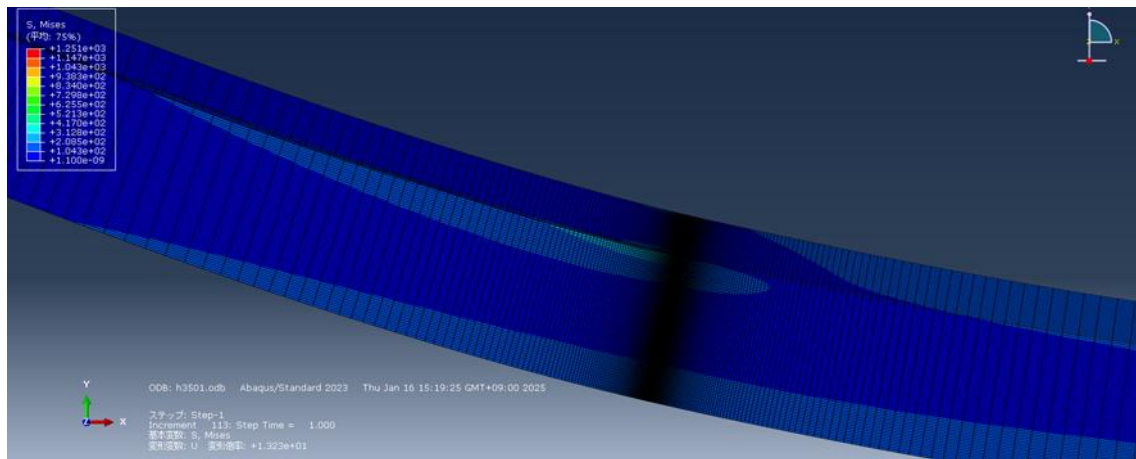


Fig. 4.4.1 Strain distribution contour plot at 50th layers

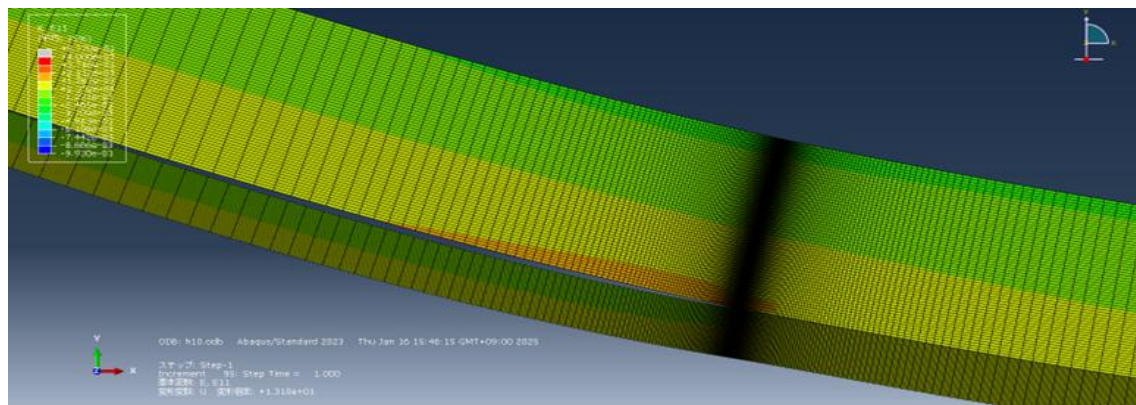


Fig. 4.4.2 Strain distribution contour plot at 10th layers

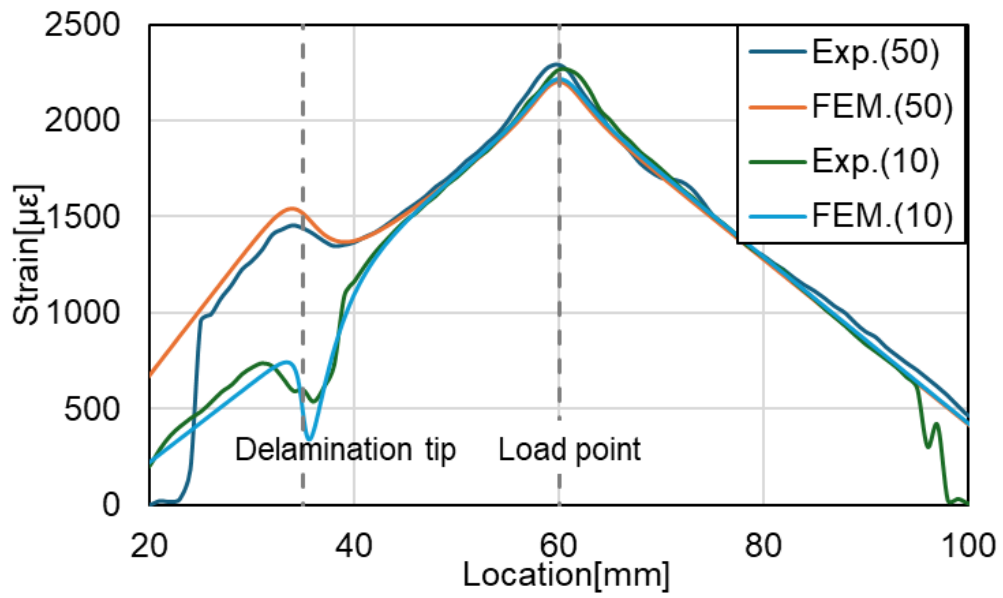


Fig. 4.4.3 Measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis in 35mm delamination

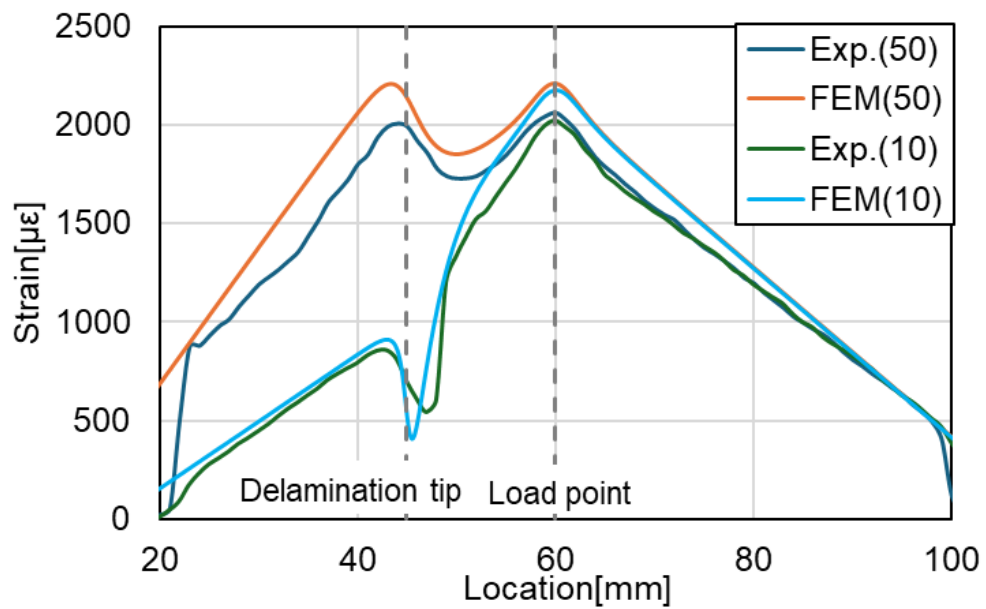


Fig. 4.4.4 Measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis in 45mm delamination

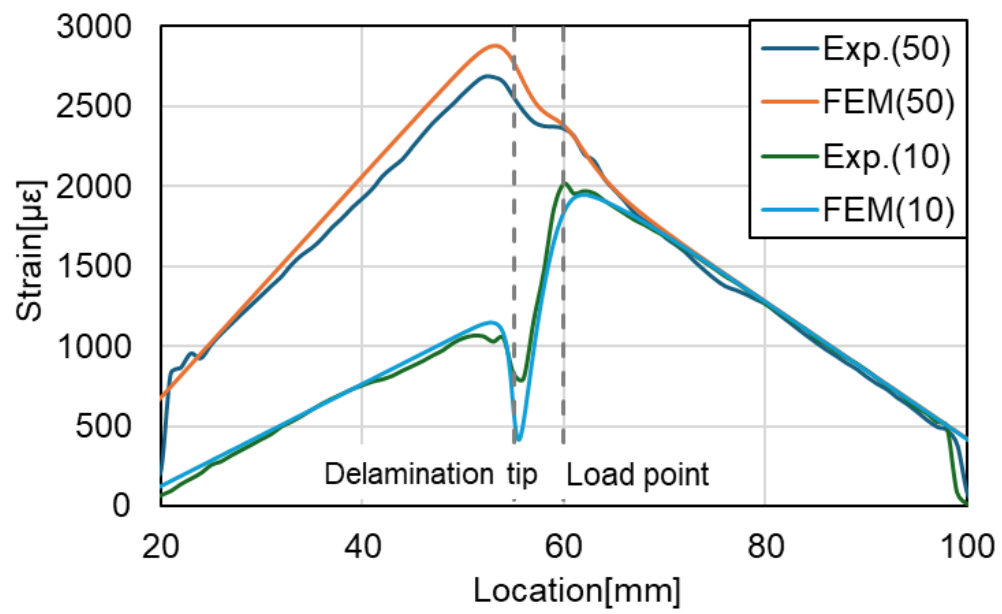


Fig.4.4.5 Measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis in 55mm delamination

#### 4.5 剥離位置の深さと測定面の影響

実験では 2 つの深さに対して行ったが、剥離発生の深さ位置がひずみ分布に与える影響を調査するために FEM 解析では様々な深さ（約 5%ごと、大きさにして 0.25mm 毎）に対して解析を行った。また、実験では試験片下面のみの計測を行ったが、解析では試験片表裏面の表面ひずみ分布の計測を行った。解析結果を図 4.5.1 から図 4.5.4 に示す。図 4.5.1、図 4.5.2 は剥離長さ 35mm と 55mm の試験片裏面（引張側）の結果である。縦軸がひずみ、横軸が試験片上での位置である。凡例の数字は下面からの剥離の深さ位置(%)である。

図 4.5.1 より剥離深さがどの位置においても、剥離先端より 1mm 左側で極大となることが分かった。これは図 4.4.3 に示した結果と一致している。深さ位置が増加して試験片の厚みの 50%位置（深さ 2.25mm）に近づくほど極大値は単調増加し、深さ 50%と深さ 55.6%では極大値はほとんど変わらなかった。そして、55.6%から 77.8%にかけて極大値の大きさが小さくなっている。そのため、剥離が 38.9%と 77.8%、44.4%と 72.2%、33.3%と 50%、55.6%と 61.1%に挿入されている場合はそれぞれの組み合わせで剥離先端部でのひずみの大きさがほとんど同じである。これは 4.1 節で示した通りである。そのため、図 4.5.1 の結果は精度良く計算できており、深さ 50%以降はひずみ分布から剥離の深さ位置の同定が困難であることが示された。しかし、55.6%と 61.1%を除いて、剥離先端部より少し右側の負荷点に近づいた際の谷の大きさはそれぞれ異なる。そのため、谷の大きさの違いを使用することで見分けることができるのではないかと考える。詳しい考察は第 5 章で行う。55.6%と 61.1%においては深さの差は 0.25mm ほどしか変わらず、中心部であるため、判別は難しいのではないかと考える。図 4.5.1 と図 4.5.2 を比較すると、図 4.5.2 では深さ位置が極大値に与える影響は定性的に変わらないが、深さ位置が 50%から 77.8%までは負荷点のひずみより剥離先端部のひずみの方が大きく、極小値が現れないことが分かる。

次に図 4.4.3、図 4.4.4 は剥離長さ 35mm と 55mm の試験片上面（圧縮側）の結果である。どの深さにおいても裏面引張側の結果同様剥離先端より 1mm ほど左側で極小となることが分かった。上面圧縮側のひずみ分布については、中央から深さ位置 77.8%までは、深さに応じて圧縮ひずみの大きさが単調減少することが分かった。しかし、深さ 38.8%から中央の 50%までは、圧縮ひずみ分布はほとんど変わらないという結果となった。そして深さ 22.2%から 33.3%までは深さ位置が増加するにつれて圧縮ひずみの大きさも単調増加することが分かる。そのため、引張側のひずみ分布とはほとんど逆の挙動を示すことがわかった。また剥離先端右側の極大値については、深さ 66.7%から 77.8%以外では明確に見られなかった。また、圧縮側ではひずみ分布の振る舞いも深さにより異なっており、下面からの深さ位置が大きいほどひずみが短距離で急激に変化する。つまり測定面に近づくほど先端付近でのひずみ変化は小さく、また鋭くなることが分かった。このように引張側と圧縮側で剥離深さ位置が表面ひずみ分布に与える影響が異なる理由は、下面側が下部支持点で集中荷重を受けるのに対して、上面側は下面から面圧を受けて変形するためである。

以上の結果より、剥離深さ位置がセンサで測定されるひずみ分布に与える影響は引張側と圧縮側で異なっているが、裏表どちらでも剥離がひずみ計測面から中央部の間に存在する場合は剥離先端付近のひずみの極値の大きさは深さ位置に対して単調的に変化することが分かった。よって、両面のひずみ分布を取得することで、剥離長さだけでなく剥離の深さ位置も検出可能であると考えられる。

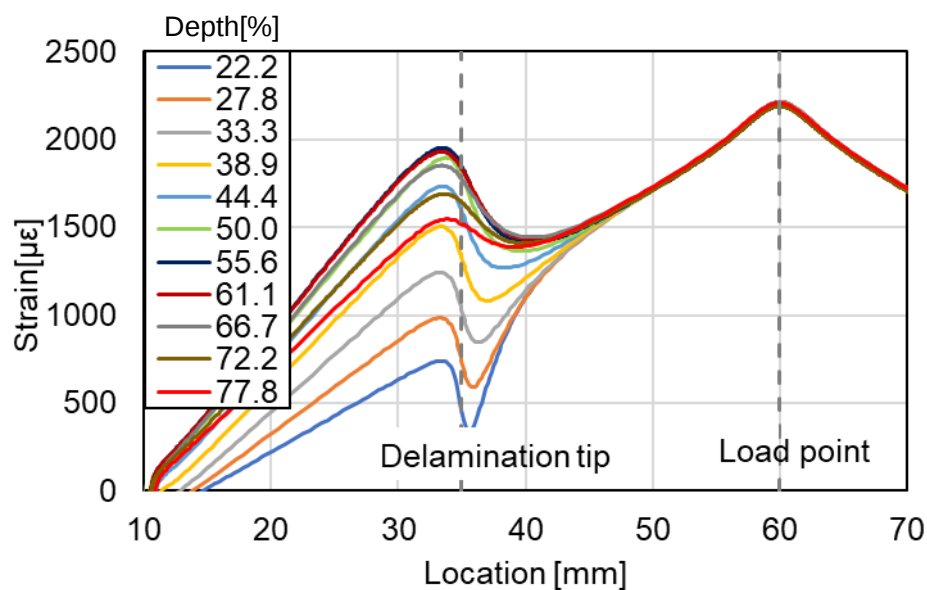


Fig.4.5.1 Tensile strain distribution by FEM on 3-point bending test in 35mm delamination

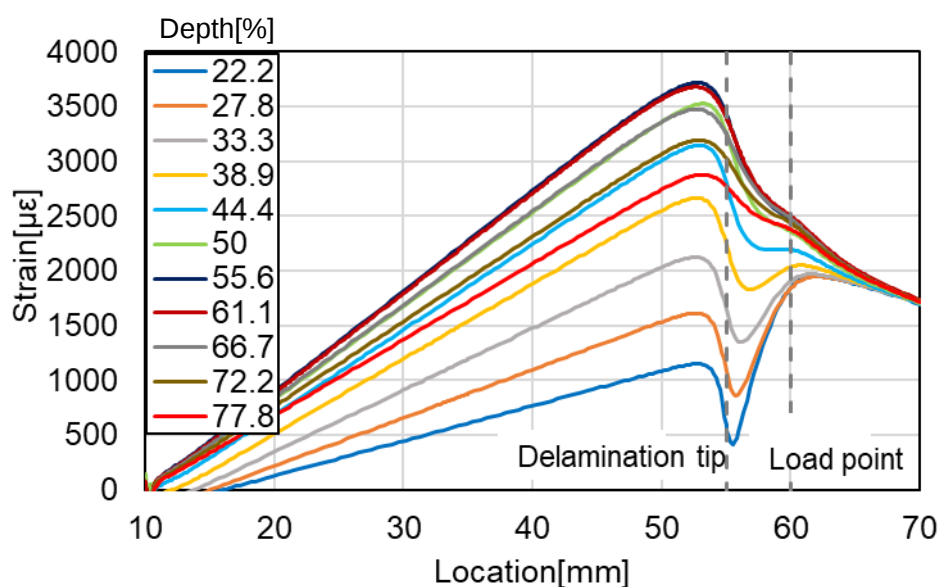


Fig.4.5.2 Tensile strain distribution by FEM on 3-point bending test in 55mm delamination

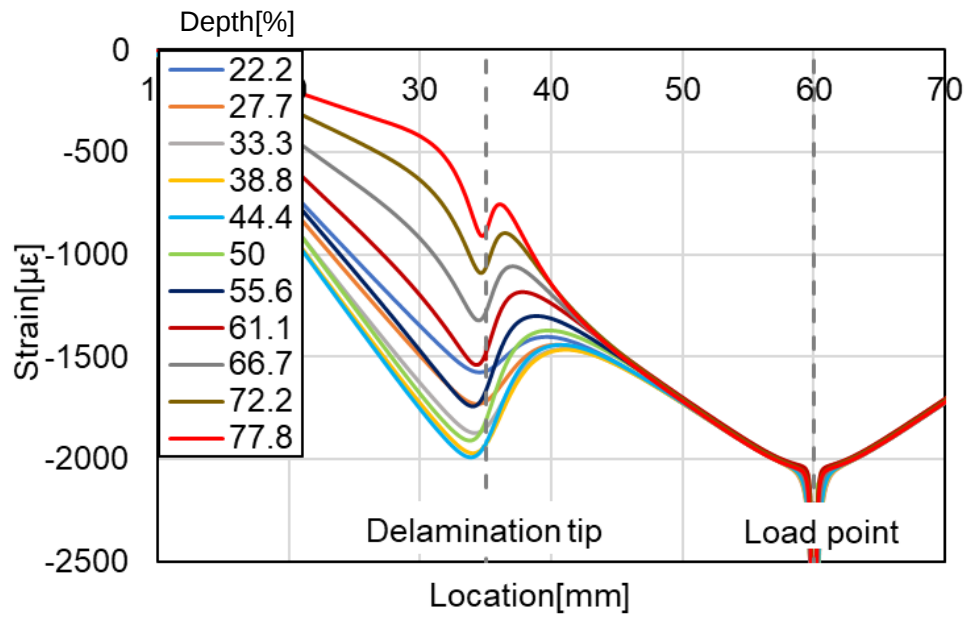


Fig.4.5.3 Compressive strain distribution by FEM on 3-point bending test in 35mm delamination

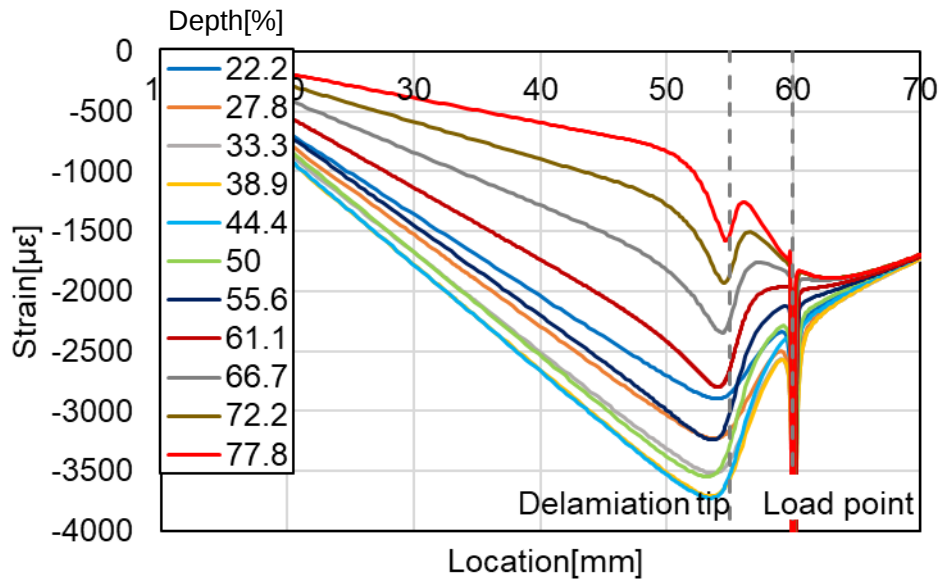


Fig.4.5.4 Compressive strain distribution by FEM on 3-point bending test in 55mm delamination

#### 4.6 CFRP 積層板厚さの変化がひずみ分布に与える影響

CFRP 積層板の厚さがひずみ分布に与える影響を調査するため、剥離長さは 35mm と同様だが、厚さを変更したモデルを作成して FEM 解析を行った。これまでの試験片は厚さ 4.5mm であったが、2 倍の 9mm に試験片厚みを変更した。図 4.6.1 に試験片裏面（引張側）、図 4.6.2 に試験片上面（圧縮側）の FEM 解析結果を示す。縦軸がひずみ、横軸が試験片上での位置である。図 4.6.1 よりひずみの大きさは厚みが増したため小さくなったが、ひずみ分布は厚みが 4.5mm の場合と同様の傾向を示した。ひずみ分布は剥離先端部より 1mm 左側で極大となり、深さ位置が増加して試験片の厚みの 50%位置（深さ 2.25mm）に近づくほど極大値は増加するが、深さ 50%から深さ 66.7%では極大値はほとんど変わらなかった。次に図 4.6.2 は圧縮側のひずみだが、どの深さにおいても 4.5mm の時の結果同様剥離先端より 1mm ほど左側で極小となることが分かった。また、深さ 22.2%から 33.3%までは深さ位置が増加するにつれて圧縮ひずみの大きさも増加することが分かる。しかし、深さ 38.8%から中央の 55.6%までは、圧縮ひずみ分布はほとんど変わらないという結果となった。さらに、中央から深さ位置 77.8%までは、深さに応じて圧縮ひずみの大きさが単調減少することが分かった。また、剥離先端右側の極大値については、深さ 55.6%から 77.8%以外では明確に見られなかった。こちらも厚さ 4.5mm の場合とほとんど傾向は同じである。しかし、深さ位置が極大値に与える影響は定性的に変わらないが、厚さ 9mm の場合は深さ位置が中央以上は厚みがあり、応力集中の影響を受けにくいため、極小値が表れにくいことがわかる。

以上より、ひずみの大きさは異なるが、剥離が計測面より厚み中央部まで位置に挿入されていれば、板厚の厚さは表面ひずみ分布の挙動にあまり影響を与えないことが示された。

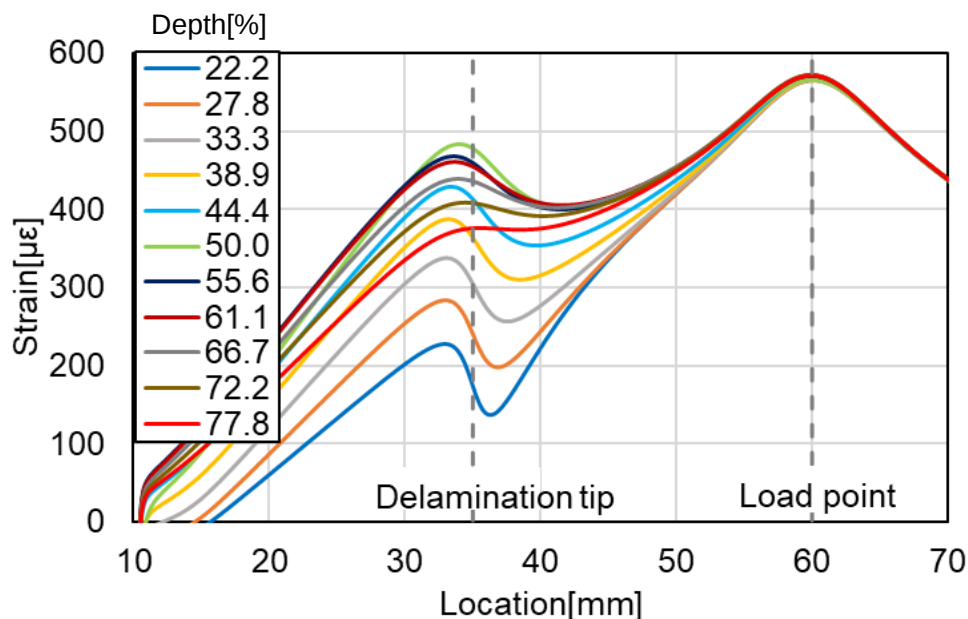


Fig. 4.6.1 Tensile strain distribution by FEM on 3-point bending test in 9mm thick laminates

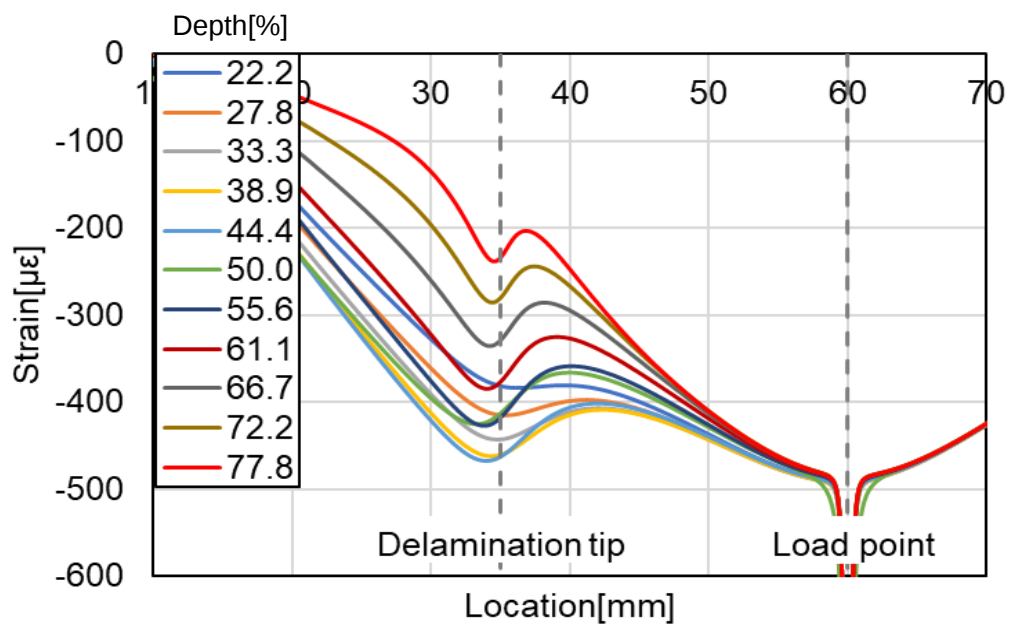


Fig.4.6.2 Compressive strain distribution by FEM on 3-point bending test in 9mm thick laminates

## 第5章 特徴抽出からの剥離検出の可能性

### 5.1 差分による剥離先端位置同定

実験やFEM解析の結果よりさらに簡単に剥離先端部位置を同定できないかということですべての実験結果に対して1階差分および2階差分を行い、データのノイズが多いため3点移動平均を計算した。以下の式(8)が1階差分、式(9)が2階差分の式である。

$$\frac{\partial f}{\partial x} = \frac{f_{x+1} - f_{x-1}}{\Delta x} \quad (8)$$

$$\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^2 = \frac{f_{x+1} - 2f_x + f_{x-1}}{\Delta x^2} \quad (9)$$

図 5.1.1 から図 5.1.6 に結果を示す。第 1 軸がひずみ、第 2 軸がひずみを 1 階差分と 2 階差分、横軸が試験片上での位置である。すべての結果を比べると、どの剥離長さも剥離が 10 層に挿入されている場合は剥離先端付近でひずみを差分したグラフが大きな変化をとることがわかる。しかし、剥離長さが 55mm の場合は剥離先端部と負荷点が近いため、特徴をつかむことが少し難しい。一方で剥離が 50 層に挿入されている場合は差分したグラフが剥離先端部ではなく支点で変化していることがわかる。そのため、剥離先端部を差分の分布から読み取ることが不可能であることがわかった。しかし、4.5 節で説明した様に試験片裏面から計測した結果と表面から計測した結果はほとんど逆の結果を示す。そのため、センサを試験片両面に接着することで、裏面からの計測で判別できなかった剥離深さが表面の計測結果から判別でき、表面からの計測結果では読み取ることができなかった剥離深さは裏面のひずみ分布から読み取ることができると考えている。よって今回も両面からのひずみ分布計測結果を複合させることで差分結果から剥離先端部を容易に読み取ることが可能であると考ええる。

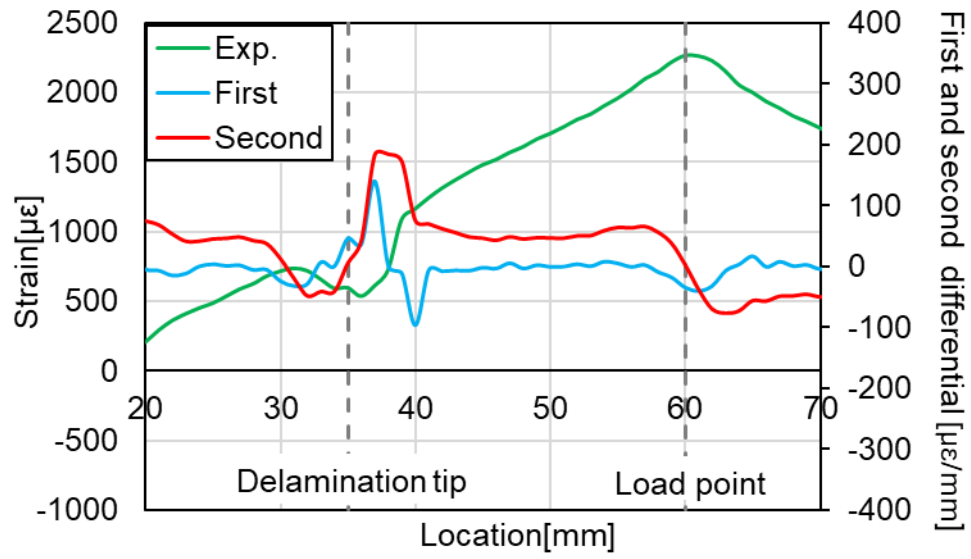


Fig. 5.1.1 The first-order and second-order difference differential equation of measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis by 35mm delamination in 10 layers

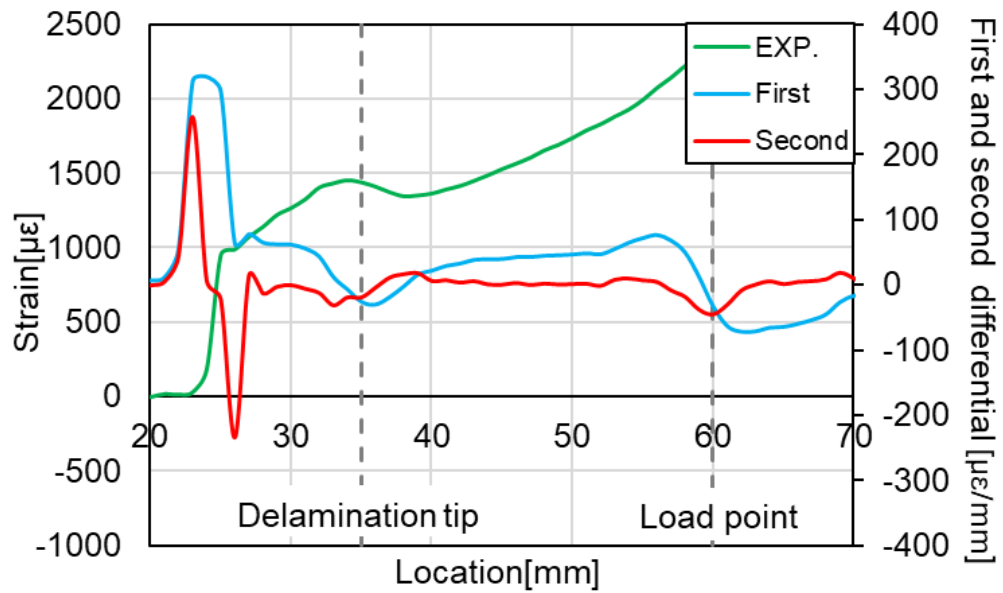


Fig. 5.1.2 The first-order and second-order difference differential equation of measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis by 35mm delamination in 50 layers

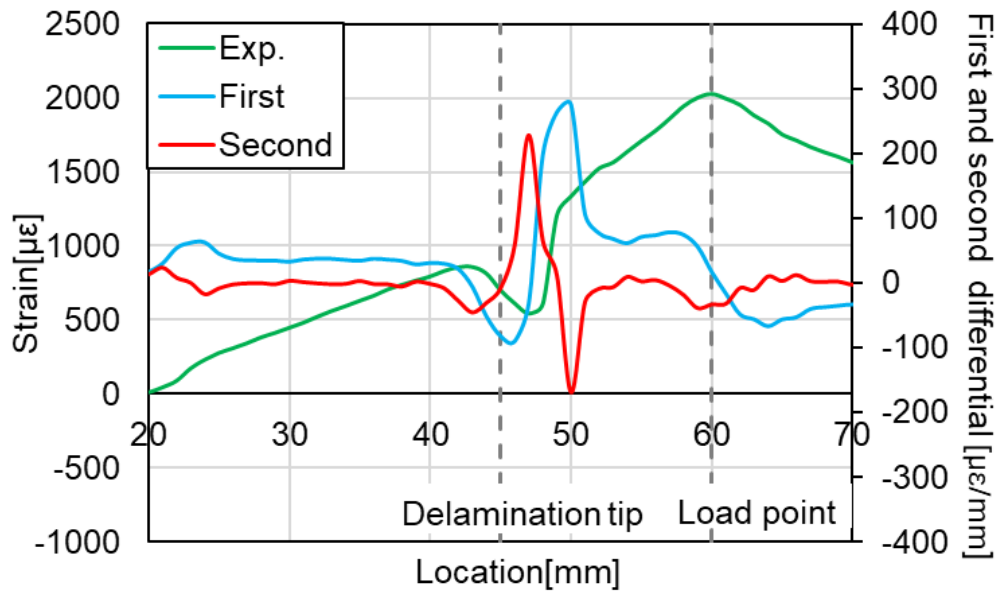


Fig. 5.1.3 The first-order and second-order difference differential equation of measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis by 45mm delamination in 10 layers

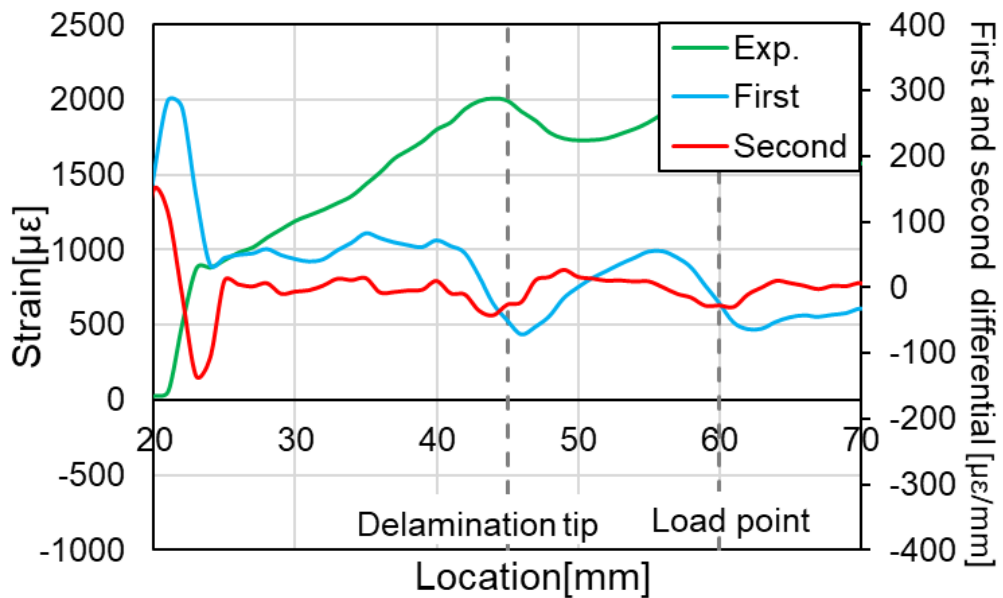


Fig. 5.1.4 The first-order and second-order difference differential equation of measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis by 45mm delamination in 50 layers

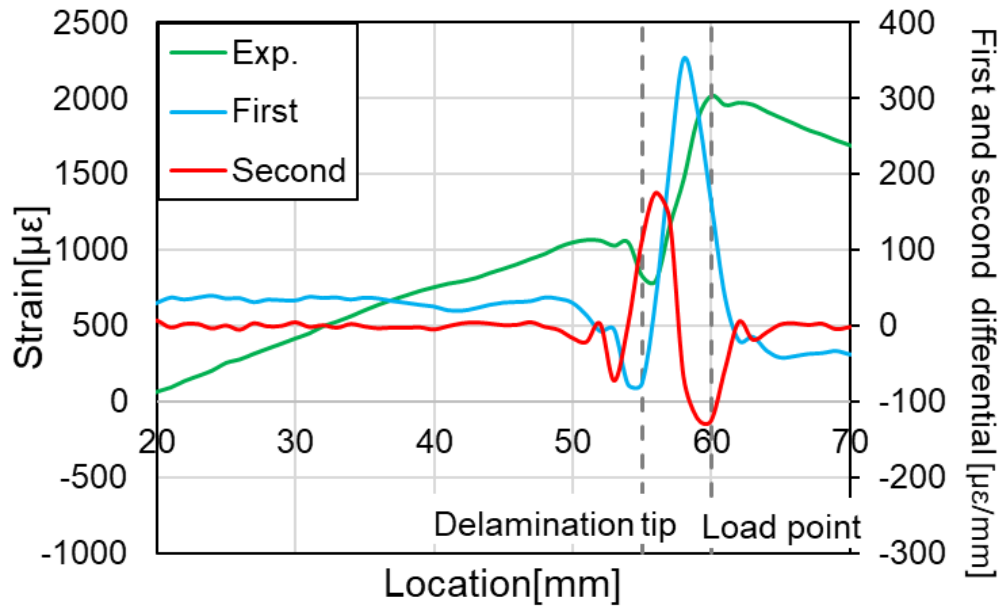


Fig. 5.1.5 The first-order and second-order difference differential equation of measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis by 55mm delamination in 10 layers

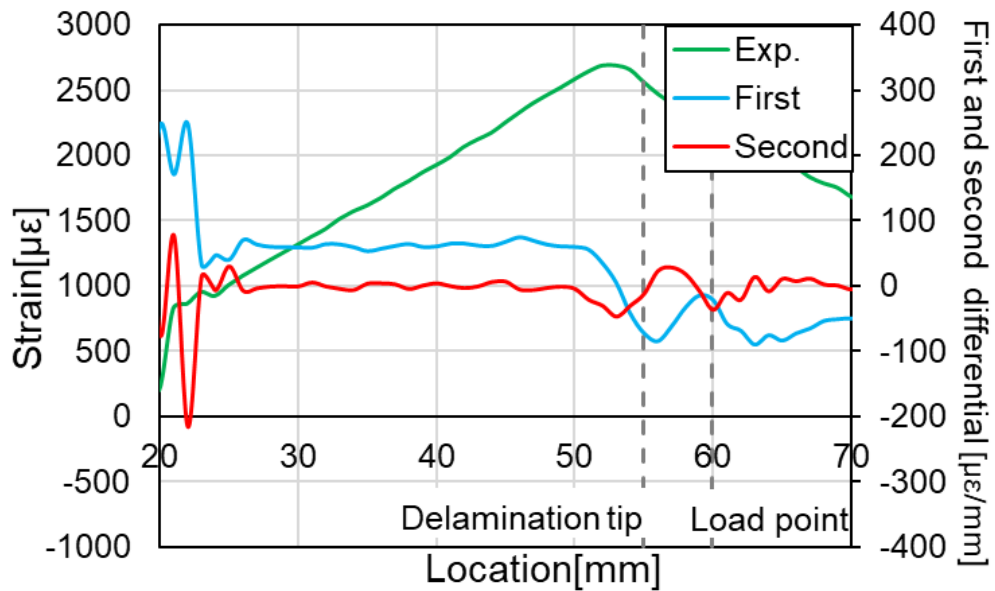


Fig. 5.1.6 The first-order and second-order difference differential equation of measured strain distribution on 3-point bending test and FEM analysis by 55mm delamination in 50 layers

## 5.2 摂動分布の正規化による剥離検出の可能性

ひずみ分布では負荷の大きさや積層板厚さによって剥離先端部のひずみの大きさが異なるため、表面ひずみ分布に与える影響を明確に可視化できない。そこで、剥離が挿入されていない積層板の表面ひずみ分布を基準とし、剥離が存在する場合のひずみ分布（図 4.5.1：厚さ 4.5mm，図 4.6.1：厚さ 9mm）から差し引くことで、剥離による摂動を求めた。得られた分布を負荷点のひずみで正規化したものを(式 10)，図 5.2.1 から図 5.2.4 に示す。

$$\text{正規化} = \frac{\text{剥離が挿入されているひずみ} - \text{剥離が挿入されていないひずみ}}{\text{剥離が挿入されていない場合の負荷点のひずみ}} \quad (10)$$

図 5.2.1，図 5.2.2 は引張側のひずみ分布を正規化したものである。図より，どちらの厚さでも，剥離が計測面から 33.3%の深さに挿入されている場合は，明確な谷が見られていることがわかる。一方で，剥離が計測面から離れると，山しか現れないことが分かった。よって，剥離が計測面から深さ 50%の位置までは，剥離の深さに対して，山の大きさは単調的に増加することが分かった。この傾向は厚みによらず似ており，山の大きさが深さを推定するために役立つ特徴であることが分かる。一方で，厚さが増加すると，山と谷にピーク形状が鈍化することも明らかとなった。

次に，図 5.2.3 と図 5.2.4 は圧縮側のひずみ分布を正規化したものである。先ほどと比べてどちらも谷は緩やかになっているが，剥離が深さ 50%以上に存在する場合は剥離先端部より少し手前で鋭い山をとり，山は単調的に増加していることがわかる。よって，引張側より圧縮側の方の摂動分布がはっきりしているため，引張側に比べて圧縮側は摂動ピークから深さを検出しやすいと考えた。

以上より，板厚は剥離発生によるひずみの摂動分布に影響を及ぼすものの，測定面から中央厚さまでの範囲であれば，摂動ピークから深さを検出できる可能性が高いことが分かった。

図 5.2.5 と図 5.2.6 は板厚 4.5mm と 9mm の場合についての引張側と圧縮側の摂動ピークの高さと剥離深さ位置の関係を示したものである。図より，どちらの厚さも深さ 50%までは単調増大しており，50%を超えるとピーク値は単調減少することがわかる。そのため，異なる深さでも第 4 章のひずみ分布同様，同じ大きさの摂動ピークをとることがわかる。よって，剥離挿入深さが 50%以下であるのか，もしくは以上であるかの判別が困難であると考えた。しかし，どちらのグラフでも剥離先端部でのひずみの大きさが同じでも剥離先端部より 2mm ほど右側の値はかなり異なる。そのため，この特徴を使えば剥離先端部でのひずみの大きさが同じでも明確に深さを推定できるのではないかと考えた。また，深さ 50%付近で厚さ 4.5mm の場合は綺麗な上凸の放物線を描いているのに対し，厚さ 9mm の場合は深さ 50%付近で一度減少していることがわかる。これは，支点の応力集中が摂動分布に影響を与えているためだと考えられる。

以上より、板厚に関わらず、摂動ピーク高さから、剥離の深さ位置を推定する可能性が見いだせた。また剥離深さがセンサ面に近い場合は、摂動の谷の高さの方が良い指標になると思われる。

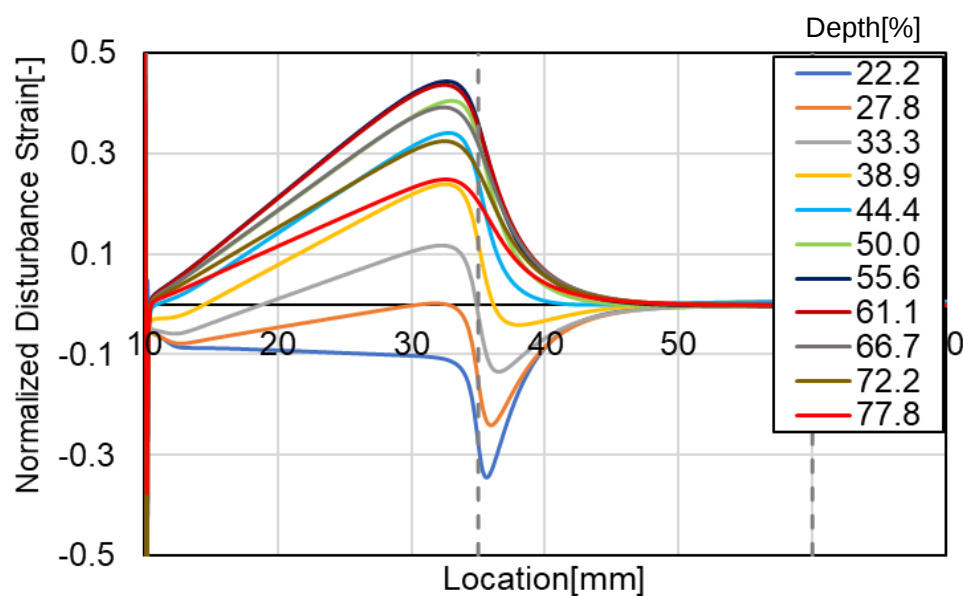


Fig. 5.2.1 Disturbance distribution of tensile strain caused by 35mm delamination in 4.5mm thick laminates

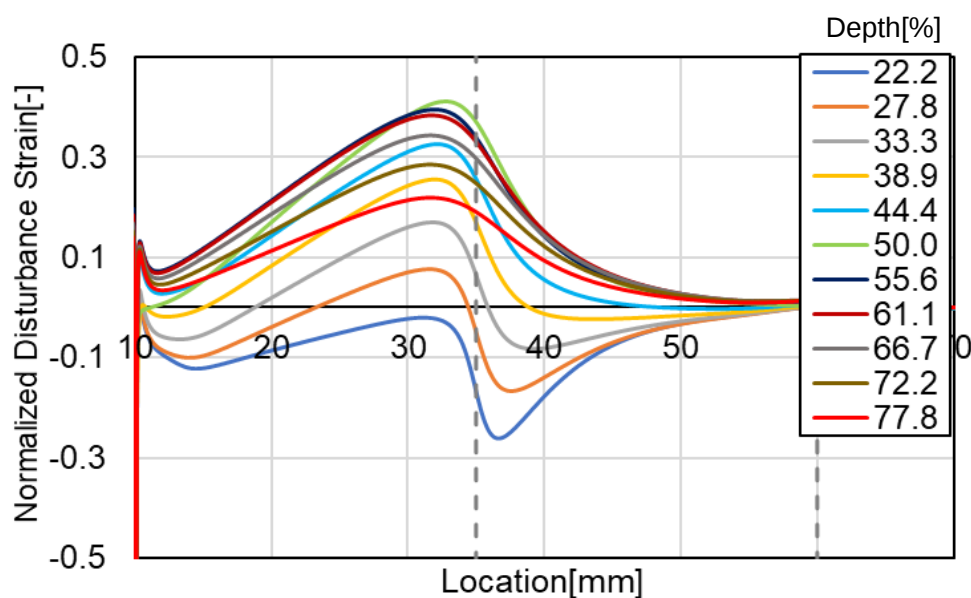


Fig. 5.2.2 Disturbance distribution of tensile strain caused by 35mm delamination in 9mm thick laminates

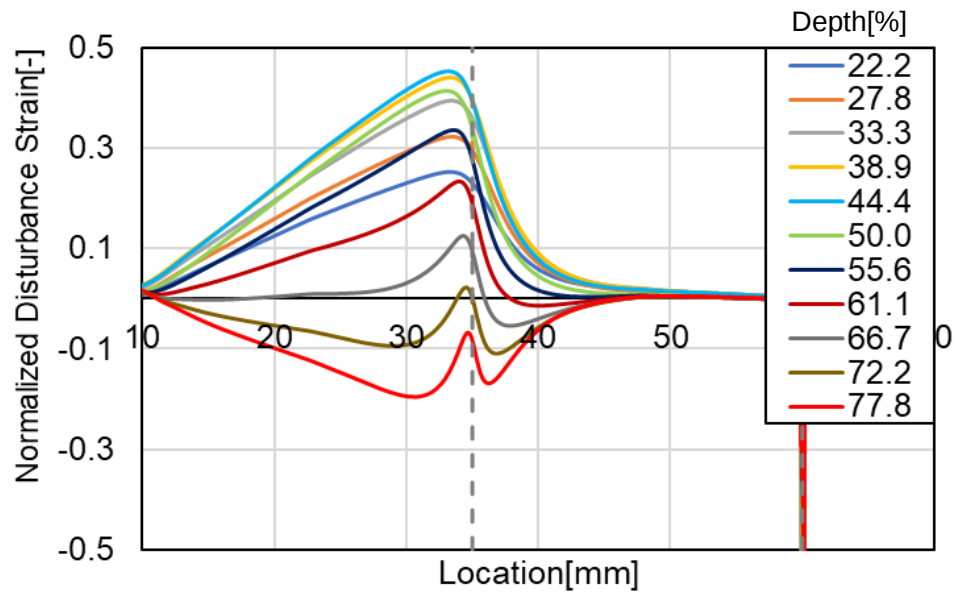


Fig. 5.2.3 Disturbance distribution of compressive strain caused by 35mm delamination in 4.5mm thick laminates

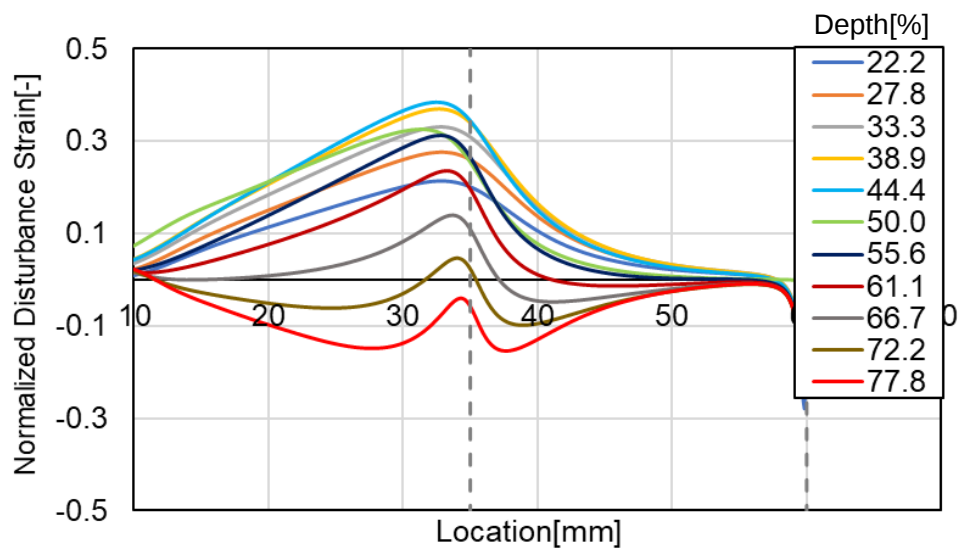


Fig. 5.2.4 Disturbance distribution of compressive strain caused by 35mm delamination in 9mm thick laminates

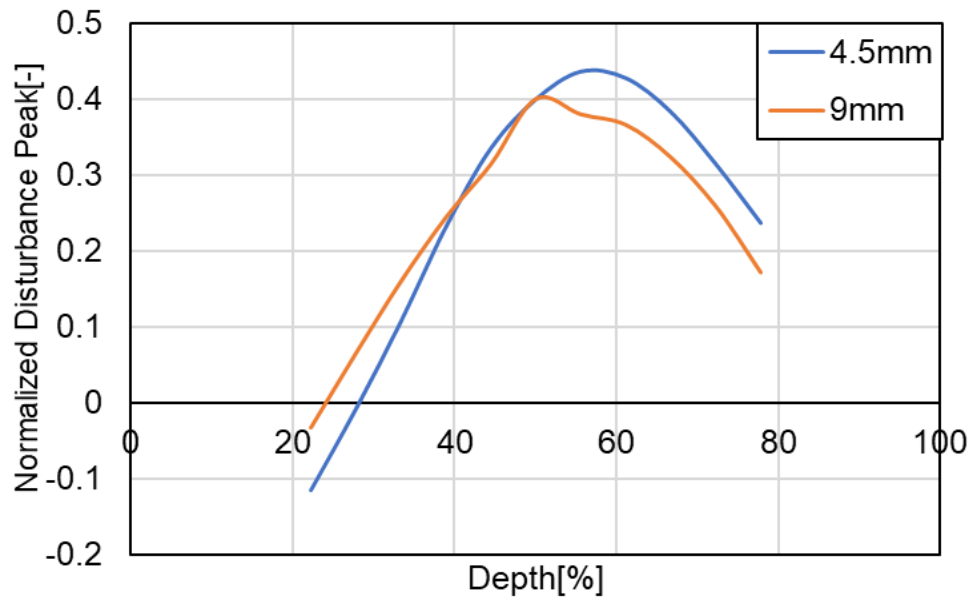


Fig. 5.2.5 Normalized disturbance peak of strain caused by 35mm delamination in 4.5mm and 9mm thick laminates

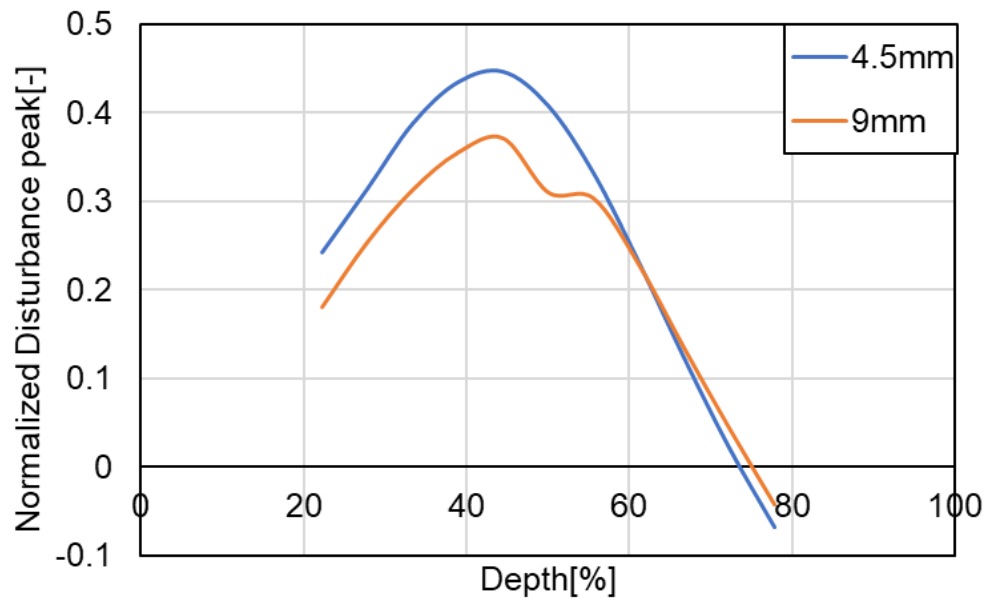


Fig. 5.2.6 Normalized disturbance peak of strain caused by 35mm delamination in 4.5mm and 9mm thick laminates

### 5.3 摂動分布の差分化による剥離深さ判別

摂動分布から剥離深さのより正確な判別を行うために、引張側の正規化摂動分布の 1 階差分および 2 階差分を行った。図 5.3.1 は厚み 4.5mm、図 5.3.2 は厚み 9mm の際の正規化摂動分布を 1 階差分し、3 点移動平均を行ったグラフである。どちらのグラフも剥離先端部付近で極小値をとっていることがわかる。この極小値を深さごとにプロットしたのが図 5.3.3 である。4.5mm と 9mm の場合を比較すると、大きさに違いはあるがどちらの分布も剥離が深くなるほど極小値が単調減少していることがわかる。よって、剥離先端部でのひずみ分布や正規化摂動分布の大きさが同じでも 1 階差分を使用することで深さの推定が可能であることが示された。

図 5.3.4、図 5.3.5 はそれぞれの厚さの正規化摂動分布を 2 階差分したグラフである。2 階差分では剥離先端部の前後で大きくひずみが増加していることがわかる。このグラフの 37mm 地点の値を深さごとにプロットしたのが図 5.4.6 である。4.5mm では深さが 50%以下の場合値がプラスになっているのに対し、50%以上の場合値がマイナスになっていることがわかる。9mm の場合は 50%の少し手前でプラスマイナスが変化していることがわかる。よって、このプラスマイナスが剥離の深さが 50%以下もしくは以上のどこに挿入されているかの推定の指標になるのではないかと考えられる。

以上より、表面ひずみ分布結果の正規化摂動分布、差分化を使用することで剥離先端部だけでなく深さも推定が可能であることが示された。

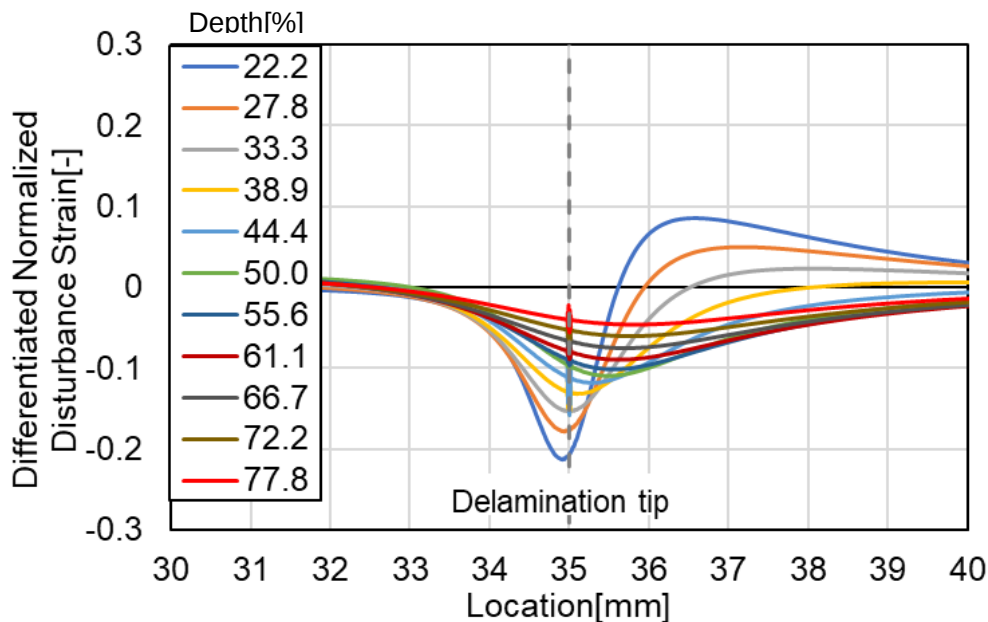


Fig. 5.3.1 First differentiated normalized disturbance of tensile strain caused by 35mm delamination in 4.5mm laminates

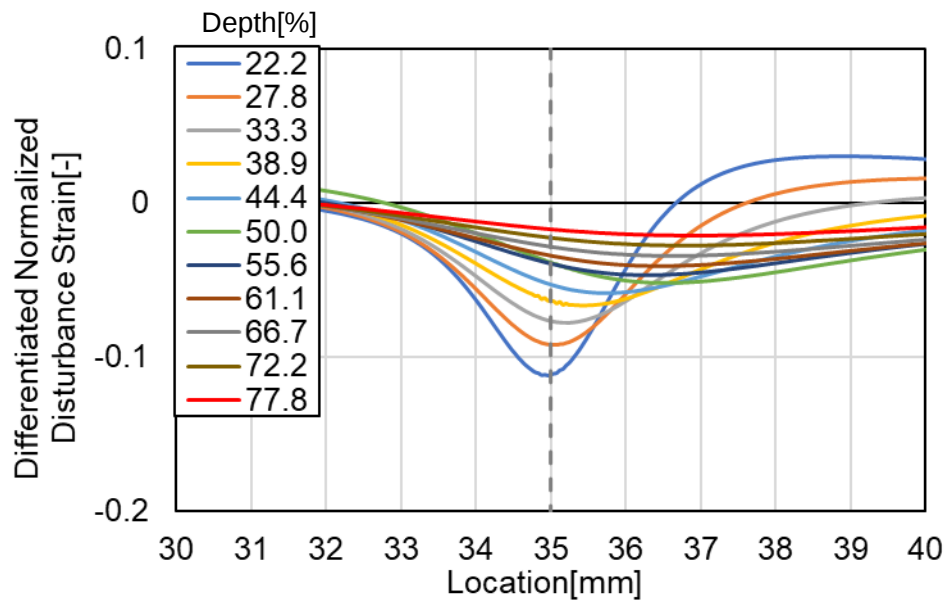


Fig. 5.3.2 First differentiated normalized disturbance of tensile strain caused by 35mm delamination in 9mm laminates

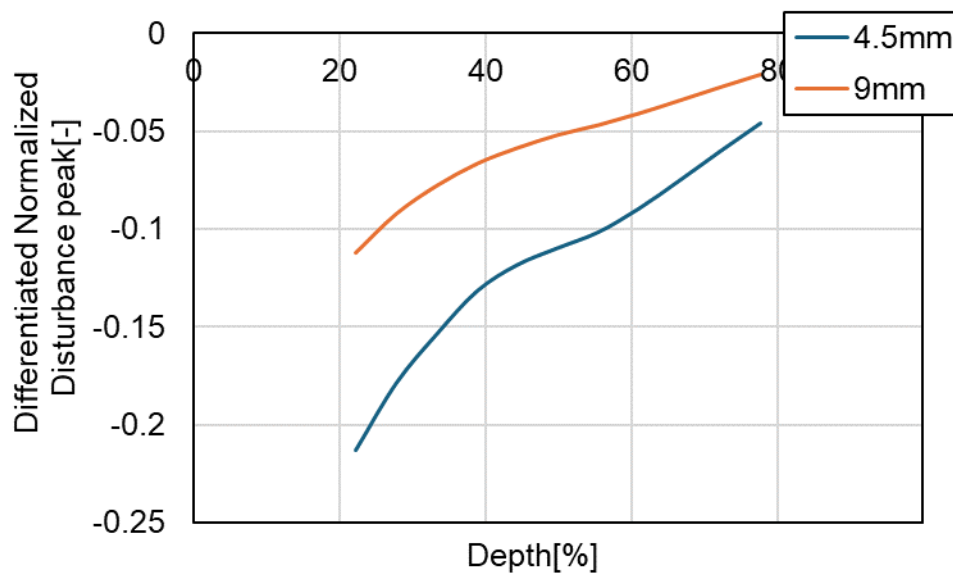


Fig. 5.3.3 First differentiated normalized disturbance peak of strain caused by 35mm delamination in 4.5mm and 9mm thick laminates

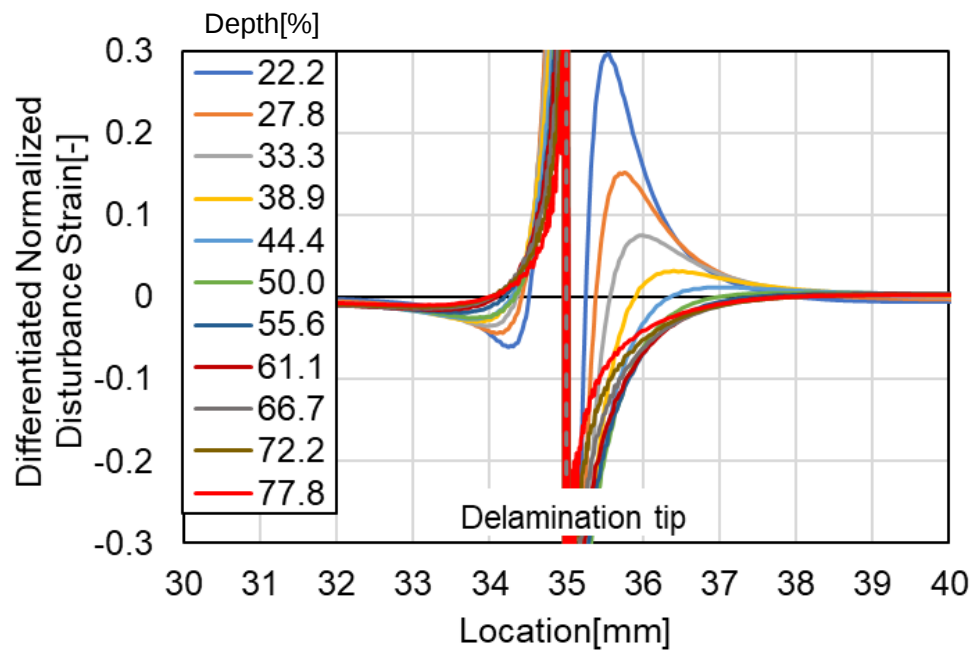


Fig. 5.3.4 Second differentiated normalized disturbance of tensile strain caused by 35mm delamination in 4.5mm laminates

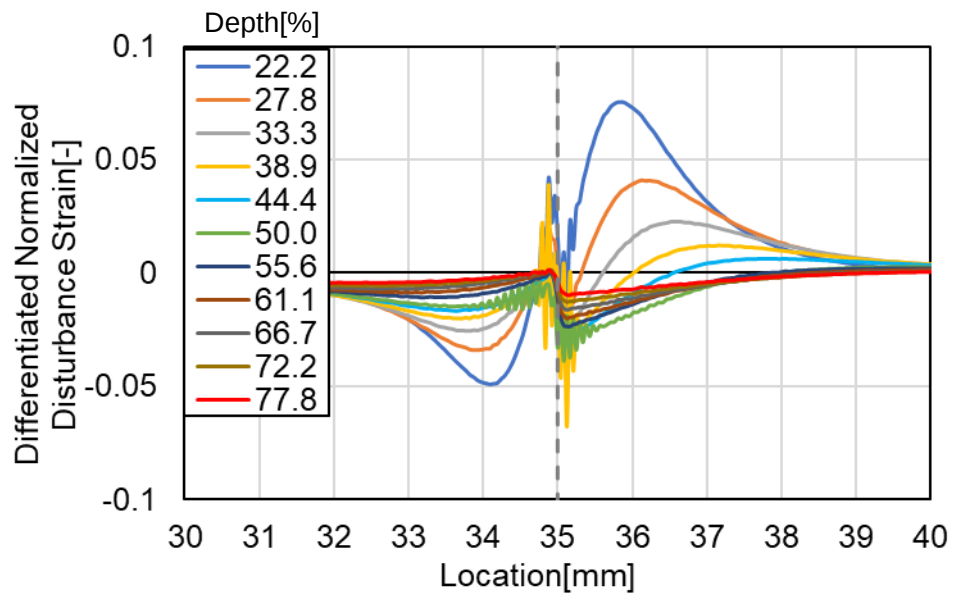


Fig. 5.3.5 Second differentiated normalized disturbance of tensile strain caused by 35mm delamination in 9mm laminates

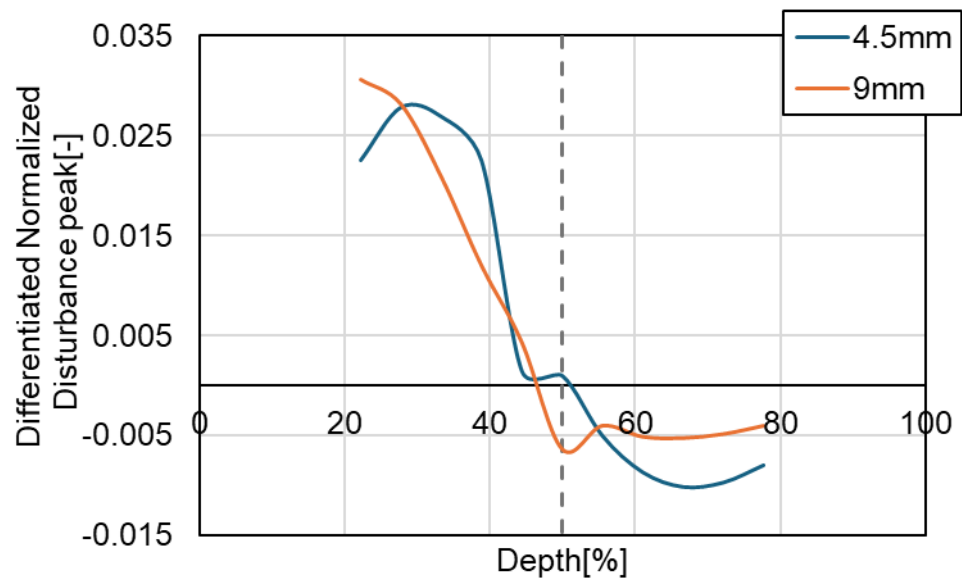


Fig. 5.3.6 Second differentiated normalized disturbance peak of strain caused by 35mm delamination in 4.5mm and 9mm thick laminates

## 第6章 結言

本研究では剥離長さ、剥離深さが異なる CFRP 一方向積層板とレイリー散乱型分布センサを用いた 3 点曲げ試験および FEM 解析を行い、表面ひずみ分布測定により剥離位置の同定が可能であるかどうかを調べた。その結果、以下の知見が得られた。

- (1) FEM 解析結果および 3 点曲げ試験結果より、2 つの結果はとても一致しており、レイリー散乱型分布センサは剥離先端位置を検出するのに十分であることが示された。
- (2) 引張側と圧縮側では、剥離深さが表面ひずみ分布に与える影響は異なり、剥離が計測面から近ければ、剥離先端付近のひずみの極値の大きさは深さ位置に対して単調的に変化するが、中立軸付近に挿入されている剥離のひずみの極値の大きさは剥離深さが変化しても大きさはあまり変化しなかった。
- (3) ひずみ分布は中立軸以上に挿入されている場合は付近を境に単調減少するため、剥離深さが異なってもひずみの極値の大きさは同じという結果が示された。

積層板厚さが表面ひずみ分布に与える影響を調べるために、厚みを変更した FEM モデルでの解析を行った。定量的に評価を行うために剥離が挿入されていない積層板の表面ひずみ分布を基準とし、剥離が存在する場合のひずみ分布から差し引くことで、剥離による摂動を求めた。さらに、得られた分布を負荷点のひずみで正規化したものから以下の知見が得られた。

- (1) 剥離が計測面から中央部の間に挿入されている場合は摂動分布のピークは単調増加し、剥離が中央部にある際は最大になり、その後は単調減少した。
- (2) 板厚の厚みが変化しても無次元化した摂動分布ピークの挙動に差はなく、板厚の厚さはあまり影響がないことが示された。
- (3) ひずみ計測面から中立軸までの剥離は無次元化した摂動分布より、剥離が中央面の上下どちらに存在するかを判別できれば、0.25mm 精度での剥離先端部の深さ位置の推定が可能であるが、中立軸周辺の剥離に対しては 0.25mm 精度での剥離検出は不可能である。

剥離が中央面の上下どちらに存在するかの判別を行うために摂動分布の 1 階差分および 2 階差分を行い、特徴抽出を試みた。その結果、以下の知見が得られた。

- (1) 1 階差分の結果では剥離先端部付近のみ分布が変化しており、容易に剥離先端部が読み取れる。剥離が深くなるほど先端部でのピーク値は単調的に増加していくため、剥離の深さが推定できることが示された
- (2) 2 階差分の結果では、剥離先端部より 2mm 右側の値を抽出すると剥離が中央部以下に挿入されている場合は差分値がプラスになるのに対し、中央部以上では差分値がマイナスになることが読み取れた。そのため、剥離が中央部の上下どちらに挿入されているかの判定に使用できることが示された。
- (3) 結果より剥離深さ位置判別方法を剥離位置によって変更する必要があるが、1 階差分や 2 階差分を行ったデータを使用することで剥離先端位置の同定が可能であると同時に剥離の深さ方向の位置も特定できる可能性があることがわかった。

## 参考文献

- (1) 阪上隆英, (2003), “赤外線サーモグラフィによる構造物の非破壊検査”, 溶接学会誌, Vol. 72, No. 4, pp. 27-31.
- (2) 田尻史弥, (2023), “レイリー散乱型光ファイバ分布センサを用いた温度分布測定による CFRP 積層板の損傷検出”, 令和五年度 高知工科大学修士論文
- (3) 大西一輝, (2021), “レイリー散乱型光ファイバ分布センサによる CFRP 積層板の剥離進展モニタリング”, 令和三年度 高知工科大学修士論文
- (4) Sidney Goossens, Francis Berghmans, Zahra Sharif Khodaei, Florian Lambinet, Evangelos Karachalios, Diego Saenz-Castillo, Thomas Geernaert, (2021), “Practicalities of BVID detection on aerospace-grade CFRP materials with optical fiber sensors” Composite Structures, Volume 259
- (5) Goossens S, De Pauw B, Geernaert T, Salmanpour MS, Sharif Khodaei Z, Karachalios E, Saenz-Castillo D, Thienpont H, Berghmans F. (2019), “Aerospace-grade surface mounted optical fiber strain sensor for structural health monitoring on composite structures evaluated against in-flight conditions. “Smart Mater Struct 2019;28(6):065008.
- (6) 大越孝敬, (1986), “光ファイバセンサ”, オーム社
- (7) 福保立和夫, 村上英昌, (2013), “光ファイバセンサ入門”, 光防災センシング振興協会, pp. 52.
- (8) 遠藤信介, (2018), “航空機構造破壊”, 日本航空技術協会 pp.2-9
- (9) 加藤光昭, (1999), “非破壊検査のおはなし”, 日本規格学会, pp27
- (10) T. K. O'Brien, (1984), “Interlaminar Fracture of composite”, NASA TM-85768.
- (11) 航空機国際共同開発促進基金, (2019), “R1-6 複合材の疲労・経年劣化”, 航空機国際共同開発促進基金
- (12) 植松充良, 下向貴仁, 久瀬善治, 竹本浩, 小林誠治, 田中章悟, (2017), “複合材の最新非破壊検査技術”, 三菱重工技誌, Vol.54 No.4pp24-28
- (13) 航空機国際共同開発促進基金, (2010), “複合材構造の非破壊検査・修理技術の現状と開発”, 航空機国際共同開発促進基金
- (14) 土門齊, 越出慎一, (1996), “やさしい非破壊検査技術”, 工業調査会, pp248-256
- (15) 井川 寛隆, 和田 大地, 玉山 雅人, 葛西 時雄, 有菌 仁, 佐野 洋一, 村山 英晶, (2021), “光ファイバひずみ分布計測システムの飛行実証”, 日本航空宇宙学会誌, 69 巻 11 号 pp. 323-329
- (16) 田博, 邊吾一, (1989), “複合材料の力学序説”, 古今書院, 序文
- (17) 森澤 諭, 齋藤 猛, 田中雅夫, (2013), “炭素繊維強化熱可塑性樹脂射出成形品の引張強度と耐候性の評価”, 三重県工業研究所 研究報告, No37
- (18) 日本航空技術協会, (2008), “航空機材料(航空工学講座第 4 巻)“, 日本航空技術協会, 第 5 章

- (19) 柴田勝司, (2007), “FRP のリサイクル技術”, ネットワークポリマー, 28 巻 4 号 pp.247-256
- (20) 牛越 憲治, 小松 信行, 杉野 守彦, (1995), “CFRP の熱分解法によるリサイクル”, 材料, 44 巻 499 号 pp428-431
- (21) 中島星良, (2022), “レイリー散乱型センサによる FRP の 2 次元剥離検出”, 令和四年度 高知工科大学修士論文
- (22) 日本機械学会, (2007), “材料力学 (JSME テキストシリーズ)”, 日本機械学会, pp82-84

## 謝辞

本研究を行うに至って、多くの助言や御指導をして下さった高坂達郎教授に深く感謝致します。先生の「僕はどんな子でも最後まで見捨てない」という言葉を信じて研究室に所属して良かったです。手のかかる生徒だったとは思いますが、大変お世話になりました。また、多くの知識や示唆を頂いた先端機械・航空材料工学研究室の皆様に感謝致します。最後に、充実した学生生活を何不自由なく送らせて頂きました両親および遠くから支えてくれた安部翔太様には深く感謝申し上げます。