

2021（令和 3）年度 修士学位論文

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

Growth monitoring of delamination of CFRP laminates
by Rayleigh Scattering Optical Fiber Distributed Sensor

2022 年 3 月 2 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

1245036 大西 一輝

指導教員 高坂 達郎

目次

第 1 章 緒言	1
1.1 研究背景	1
1.2 先行研究	2
1.3 研究目的	3
第 2 章 本研究の基礎知識	4
2.1 光ファイバひずみ分布センサの計測原理	4
2.2 レイリー散乱型光ファイバ分布センサ	5
2.3 光ファイバセンサを用いた健全性モニタリング	8
2.4 FRP 接着継手	9
2.5 層間剥離進展試験	10
第 3 章 CFRP 間接着継手のき裂進展モニタリング	13
3.1 CFRP の使用材料および成形手順	13
3.2 接着方法	13
3.3 実験方法	16
3.4 FEM 解析	17
3.5 実験結果および考察	18
3.5.1 シングルクラック試験片のひずみ分布測定結果	18
3.5.2 シングルクラック試験片の FEM 解析結果との比較および考察	20
3.5.3 ダブルクラック試験片のひずみ分布測定結果	22
3.5.4 ダブルクラック試験片の FEM 解析結果との比較および考察	24
第 4 章 CFRP 積層板によるモードIIき裂進展モニタリング	27
4.1 実験方法	27
4.2 FEM 解析	28
4.3 モードIIき裂進展によるひずみ分布測定結果	29
4.4 FEM 解析結果との比較および考察	30
4.5 積層板内部のひずみ分布解析結果	33
第 5 章 GFRP 積層板によるモードIIき裂進展モニタリング	34
5.1 目的	34
5.2 GFRP の材料および成形手順	34
5.3 実験方法	37
5.4 GFRP 積層板の表面ひずみ分布測定結果	39
第 6 章 結言	43
謝辞	44
参考文献	45

第1章 緒言

1.1 研究背景

近年、複合材料が注目され、私たちの身の回りで多く利用されるようになった。複合材料とは二種類以上の材料を組み合わせることで、それぞれの特性を生かして、個々にはなかった特性を生み出すことができる材料である。複合材料の歴史は古いが、工業分野において注目を集めることになった最大の要因は、繊維強化プラスチック(Fiber Reinforced Plastics : FRP)の誕生にある。FRP の特徴を端的に表すと軽くて強いということであり、これは工業分野においては非常に有利な特徴となる。そのため、FRP の適用範囲は航空機や自動車などの先進の製品、スポーツ用品やユニットバスなどの身近な製品と非常に多岐に渡っている¹⁾。

特に航空機においては FRP が積極的に適用されている。これは材料の軽量化が燃費の良さに直結し、中でも炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastic : CFRP)は十分な強度を持つためである。さらに、CFRP は以前航空機の主構造部に適用されていたアルミニウム合金と違い疲労限があるため寿命が長いという特徴がある。

しかし、航空機に適用される FRP 積層材は面外衝撃によって容易に層間剥離が発生という欠点が存在する。層間剥離は特に航空機で問題となる CAI (Compression after Impact) 強度を著しく低下させるため、層間剥離の発生と進展をできるだけ抑制するような材料技術の開発が行われている。しかしながら完全に発生を抑えることはできないため、層間剥離の検出は FRP 積層材を用いる上では必須の技術である。

また、CFRP は強度は高いものの、複雑な CFRP 構造を構築するには接合技術が必要になる。CFRP 部材の接合には、特に大型航空機の接合には CFRP 間または金属-FRP 間でボルトやリベットによる機械接合が一般的に利用されている。しかし近年では高強度・高靱性構造用接着剤による接着接合も普及しつつある。CFRP ハニカム構造のハニカムコアと CFRP スキン間は接着されており、また胴体や翼の CFRP スキンとストリング間では、小型航空機では接着接合が用いられるようになってきている²⁾。また、CFRP 板の接着接合も機械接合や溶接に比べると、コストや重量、製造効率に優れる反面、接着部の剥離が生じやすいため信頼性に劣る。信頼性を向上させるためには、接合部の健全性モニタリングが必須となる。

CFRP 構造物のこれらの損傷は視覚的に検出が困難であることが知られている。そのため、CFRP 積層板や接着接合構造の安全性を保障するためには、非破壊検査によって損傷検出を行う必要がある。航空機では主に超音波や X 線を用いた非破壊検査が行われている。しかしこれらの検査では、機体の装備品を取り外す必要があるため時間がかかり、数年に一度運航を数週間停止して行う C 整備で行われる。さらにその間、機体は使用できないため運用コストが増大し、また運用中は装備品に隠れた部分は検査できないという欠点がある。そのため、構造物の信頼性を高め、運用コストを削減するために、より効率的な検査手法の確立が求められている。

CFRP 構造物の損傷をリアルタイムで監視するために、超音波センサ、光ファイバセンサ、電気抵抗測定、アコースティックエミッション(AE)など、様々な方法が提案されている¹²⁾。

その中で光ファイバセンサは軽量、細径、CFRP 内への埋め込み性が良好、電磁誘導の影響を受けないなどの利点から、材料や構造に損傷モニタリング機能を付与することができるセンサとして有望視されている³⁾。損傷モニタリング用としてひずみや温度などを測定できる光ファイバセンサが多く開発されており、FRP 内部のひずみ測定によく使用されるFBG(Fiber Bragg Grating)⁴⁾はその一つである。

特定の測定点を持たず、光ファイバに沿ってひずみと温度を測定する分布型センサは、大型のリアルタイム構造ヘルスモニタリングに適している^{5,6)}。しかし、従来の分布型センサは空間分解能が数センチメートルであったため、ミリメートルサイズの損傷を検出することが困難であった。そこで我々は、近年開発されたレイリー散乱型光ファイバ分布センサ^{8,9)}に注目した。このセンサは、空間分解能が最高 1mm にすることができ、測定範囲も広いことから、航空機に適用される CFRP 構造物に発生したミリメートルサイズの損傷を検出するために有効であると考えられる。

1.2 先行研究

これまでに、光ファイバセンサを用いた FRP の健全性モニタリング技術の構築について研究が行われてきた。光ファイバセンサの中にはひずみや温度を測定する様々な原理が存在するが、その中に B-OTDA(Brillouin-Optical Time Domain Analysis))法を用いたセンサで FRP 構造物の健全性モニタリング技術の研究がなされている⁹⁾。この研究では、B-OTDA 法を用いた光ファイバセンサ(空間分解能 10cm)を埋め込んだ CFRP で衝撃試験を行った結果、衝撃によって発生した損傷付近で、センサで測定したひずみ分布が変化し、損傷が検出された。また、衝撃試験後もセンサは正常に機能し、損傷領域周辺のひずみ分布を取得できたため、損傷発見し修理後も継続して健全性モニタリング可能であることを示した。しかし、使用したセンサの空間分解能より小さい領域のひずみの変化はほとんどなかった。

また、過去にレイリー散乱型光ファイバ分布センサを用いた FRP の健全性モニタリング技術についての研究が行われている¹⁰⁾。この研究では、層間剥離がある FRP 積層板表面に光ファイバセンサを貼り付けて 3 点曲げを行いひずみ分布を測定した結果、層間剥離が存在する位置及びサイズによってひずみ分布が変化することがわかった。また、損傷によって変化するひずみ量が小さいと微小なノイズ(約 30 $\mu\epsilon$)に埋もれる可能性があるため、高精度に損傷を検出するためには損傷がない状態のひずみ分布を記録し差分を取ることが提案されている。

CFRP 積層板のモード I およびモード II 剥離進展モニタリングについての研究¹¹⁾では、CFRP 積層板表面にレイリー散乱型光ファイバ分布センサを貼り付け、DCB 試験中の表面ひずみ分布を測定した結果、剥離先端位置でひずみのピークが表れ、剥離進展中にピークがシフトしたため、これを追跡することで剥離先端位置を同定可能であることが示された。また、モード II 層間はく離についても剥離先端でひずみのピークが見られ、これを追跡することでモード II 層間はく離を同定可能であることが示唆された。しかし、モード II 層間はく離につい

ては進展中のひずみ分布が測定できておらず、また、閉じた剥離がひずみ分布に与える影響が小さく、内部に発生した閉じた剥離を検出するためには損傷がない状態のひずみ分布と差分を取るなど、何らかの工夫を施す必要がある。閉じた剥離の検出にはひずみによるもののほかに、温度を利用した赤外線サーモグラフィ法が提案されている¹²⁾。

1.3 研究目的

本研究では、レイリー散乱型光ファイバ分布センサを用いた CFRP 積層板に発生する剥離を同定する手法の構築を目的とした。

目的達成のアプローチとして、CFRP 間の接着層の剥離および CFRP 積層板のモードII層間はく離進展の同定可能性について調査した。いずれの実験も、試験片表面に貼り付けたレイリー散乱型光ファイバ分布センサによってひずみ分布を測定し、FEM 解析結果と比較し、本センサを用いた剥離の同定法について考察した。

また、CFRP 積層板を用いたモードII剥離進展試験において実際の剥離形状を観察できず、剥離形状が変化しながら剥離進展した可能性があるため、剥離形状を目視観察可能な GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastic)を用いて同様の実験を行い、本センサを用いて損傷モニタリング可能であるかを調査した。

第2章 本研究の基礎知識

2.1 光ファイバひずみ分布センサの計測原理

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され、コア内に閉じ込められて伝搬する。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。

光ファイバはもともと情報伝送路として一次元的な広がりを持っている。これに注目し光ファイバ長さ方向の被測定量分布を測定する手法の開発が進められている。その一つにOTDR(Optical Time Domain Reflectometry)手法を用いた分布型センサがある(図2.1)。OTDRは短パルスを入射して、パルスの伝送時間差 Δu から後方散乱光が発生する位置を測定するものである。この時測定する散乱光の一つにブリルアン散乱光がある。ブリルアン散乱光は光ファイバが変形した際に入射光と比べて周波数が変化し、その変化量がひずみに比例するため、散乱が発生した位置とともに周波数変化からひずみを検出できる。

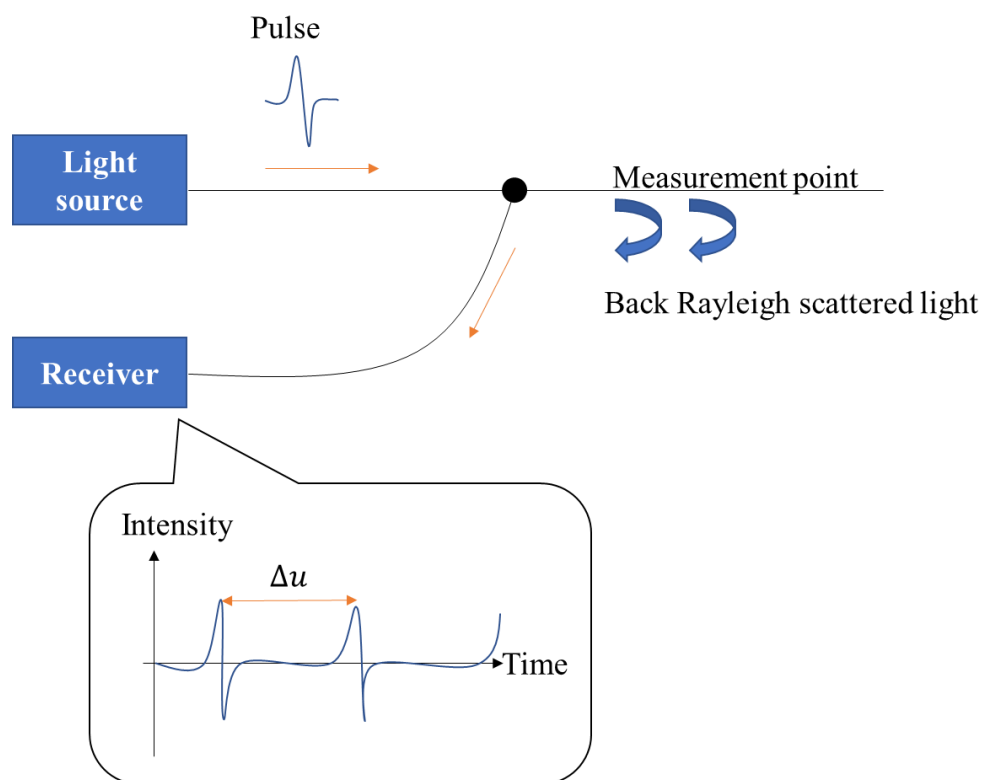


Fig.2.1-1 Measurement principle of OTDR

2.2 レイリー散乱型光ファイバ分布センサ

本研究で使用した光ファイバひずみ分布センサを図 2.1 に示す．本研究で使用したセンサは米国 Luna Innovations が開発した ODiSI A-50 である．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 $1\mu\epsilon$ ，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を取得する事が可能である．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．このとき解析に用いるパラメータ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．

本センサではレイリー散乱光からひずみを取得する際に OFDR(Optical Frequency Domain Reflectometry)が採用されている．この手法では OTDR 法と違い，レーザー光を入射し反射光と散乱光を干渉させる．位相が一致したときに光強度が最も強くなるため，ある特定の位置からの反射光のみを取り出すことができる．散乱光の位相を動かすことで，任意の位置の反射光信号を得ることができる．散乱光の位相を動かす手法としては，ミラー位置を動かす手法や光源波長を動かす手法などがある．受光器から得られたデータをフーリエ変換によって光ファイバ位置の光量データを得ることができる．OFDR の特徴は，OTDR と比較にならない高い空間分解能であり，手法によっては $1\mu\text{m}$ の空間分解能で測定することも可能である．

OFDR の原理を説明する．簡単のため，位置 z に関する戻り光強度の分布を，入射光に対する割合で $s(z)$ と書くことにする．図 1 のようなマイケルソン干渉計を考える．

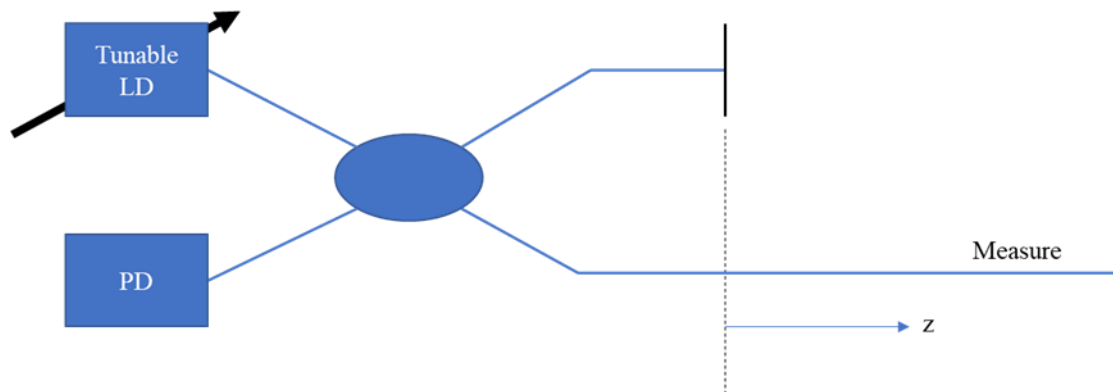


Fig.2.1-2 Optical system of Michelson interferometer

光源を波数 k ，真空光速 c_0 の単色光とすると，光源 u_0 は

$$u_0(x, t) = Ae^{-ik(x-c_0t)} \quad (1)$$

と書くことが出来る．ここで

$$\omega = kc_0 \quad (2)$$

であるので、一般には

$$u(x, t) = Ae^{-i(kx - \omega t)} \quad (3)$$

と書く．

参照光との光路長差が 0 となる位置をセンサの原点 ($z=0$) とすると、測定ファイバの任意の位置 z からの反射光は、参照光の位相を基準にとると

$$u_R(x, t) = As(z)e^{-i(kx - \omega(t - \tau))} \quad (4)$$

と書くことが出来る．ただし、ここで τ はレイリー散乱光の時間遅れである．なお、時間遅れと位置 z は以下のような関係にある．

$$\omega\tau = kc_0 \frac{2nz}{C_0} = 2nkz = \frac{4\pi nd}{\lambda} \quad (5)$$

ここで n は光ファイバの屈折率である．そこで、レイリー散乱光は以下のように書ける．

$$u_R(x, t) = s(z)Ae^{-i(kx - \omega t)}e^{-i2nkz} \quad (6)$$

PD にはレイリー散乱との合波が入射するので、干渉した戻り光は

$$u(x, t) = u_0 + u_R = A \left(1 + \int_0^L s(z)e^{-i2nkz} dz \right) e^{-i(kx - \omega t)} \quad (7)$$

となる．ここで

$$S(k) = \int_0^L s(z)e^{-i2nkz} dz \quad (8)$$

と置くと

$$u(x, t) = A(1 + S(k))e^{-i(kx - \omega t)} \quad (9)$$

よって、光出力は

$$I = \langle uu^* \rangle = A^2(1 + S^2 + S + S^*) = A^2(1 + S^2 + \text{Re}[S]) \quad (10)$$

となる．ここで $\langle \rangle$ はアンサンブル平均である．ここで、 S^2 は光源パワーに対する全レイリー散乱の強度の割合を示し、 k に依存しない直流成分である．一方で $\text{Re}[S]$ は位相を含むため、 k によって変動する成分になる．

$$\text{Re}[S(k)] = \int_0^L s(z)e^{-i2nkz} dz + \int_0^L s(z)e^{i2nkz} dz = 2 \int_0^L s(z)\cos(2nkz) dz \quad (11)$$

この変動成分は、 $s(z)$ のフーリエ余弦変換となっていることが分かる．つまり、単色光源の k を掃引して変動成分を測定して逆フーリエ変換を行えば、 $s(z)$ が得られる． k の掃引には、一般に波長可変レーザーが用いられる．特定の周波数で注入電流を変化させて光源周波数を掃引し、得られた非直流成分を FFT で変換して、 $s(z)$ を得る．

式からも分かるように、OFDR から得られる情報は散乱光強度分布 $s(z)$ のみである．またブルリアン散乱のように光源周波数からの周波数シフトが起きるわけではない．そのため、一か所でのレイリー散乱光の光量のみでは温度およびひずみの情報を得ることができない

(2). しかし、散乱光強度分布 $s(z)$ はファイバの固有の不整合分布によるものであり、その分布状態は大きくは変化せず、ひずみを受けることで分布の間隔が伸び縮みする。つまりひずみによって散乱光強度分布の空間周波数分布がシフトする。そこで、 $s(z)$ を高い空間分解能で取得できていれば、 $s(z)$ の空間スペクトルを高分解能で得ることが出来て、その周波数シフトを調べれば、ひずみを高精度に得ることが出来る。

この手法で得られるひずみは、調べる区間の平均的なひずみとなる。具体的にはレイリー散乱光強度分布に任意の区間を割り当て、その区間のデータにフーリエ変換（FFT）を行って空間周波数スペクトルを求める。この区間をゲージ長と呼んでいる。周波数シフト量とひずみが線形関係となることから、各区間での周波数シフト量から、ひずみを推定することができる。

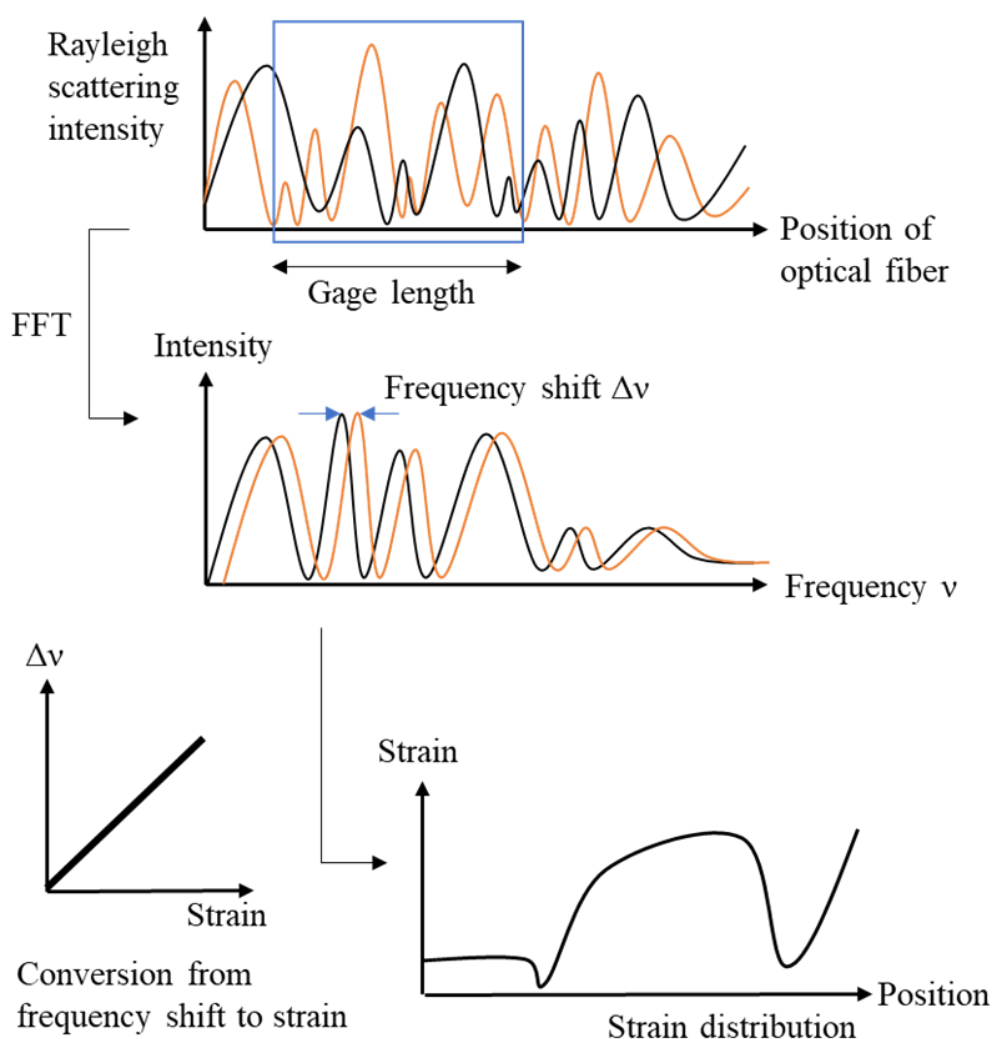


Fig.2.1-3 Strain calculation for a Rayleigh scattering distribution optical fiber sensor

2.3 光ファイバセンサを用いた健全性モニタリング

これまでの研究で、健全性モニタリングに応用できる光ファイバセンサがいくつか挙げられている。過去の研究を参考に、FRPの健全性モニタリングに応用できるとされているセンサをいくつか紹介する。

1) EFPI(Extrinsic Fabry-Perot Interferometer)型光ファイバセンサ²⁾

2本の光ファイバを10 μ m間隔をあけて配置することによって作られる。その計測原理は被測定物理量の作用により光学距離(光路長)が変化すること、すなわち熱や力学的作用によるミラー間の距離の変化に基づいている。光学距離の変化は透過スペクトルのピークの波長シフトを引き起こす。光ファイバEFPIセンサは小型で信頼性も高く、安価である利点がある。欠点としては、光ファイバの不連続部分による信号のロスが発生する、一本の光ファイバに沿って分散させたEFPIセンサからの多重信号がきわめて複雑であり多重送信には向かないという点があげられる。

2) FBG(Fiber Bragg Grating)センサ

コア内部に異なる屈折率の格子を周期的に設置した多点型センサである。光ファイバに広帯域光を入射すると、格子間隔に比例した波長(ブラッグ波長)をもつ光だけが反射し、残りは透過する。このとき反射した光の波長シフト量は温度及びひずみ変化量に比例するため、波長シフトから温度やひずみを取得することができる。ひずみ感度は1 $\mu\epsilon$ である。ただし、ひずみ1 $\mu\epsilon$ あたり0.1 $^{\circ}$ Cに相当する温度依存性を持つため、温度変化が伴う場合は注意が必要である。また、異なるブラッグ波長をもつFBGセンサを一本の光ファイバに多重化させることで、測定点を容易に増やすことができる。

3) B-OTDR(Brillouin Optical Time Domain Reflectometry)

ブリルアン散乱光をOTDR手法で測定する分布型センサである。ブリルアン散乱は光と物質の相互作用によって生じるものであり、パルス光を入射し、入射振動数に対しわずかにずれた振動数で散乱光が生じる。この振動数のずれは温度やひずみ変化によって発生するため、ブリルアン散乱光の周波数シフトからひずみと温度を測定できる。一般的には光ファイバ通信ケーブルの破断位置の特定などに利用されている。

測定範囲は数km以上と広いが、空間分解能がメートル単位であることや、温度補正技術の開発など健全性モニタリング技術を実用化するために解決すべき課題が多い。そのため性能向上のための研究が進められており、例として、市販の光ファイバアナライザの計測スペクトルを逆解析することで空間分解能を向上させる手法の開発に成功したものがあげられる³⁾。

4) B-OCDA(Brillouin Optical Correlation Domain Analysis)

パルス光の代わりに周波数変調連続光を用い、光ファイバの一端からポンプ光(連続光)、他端からプローブ光(連続光)を入射し、光ファイバ内の誘導ブリルアン散乱を利用してひずみ量を検知するものである。空間分解能 11cm^2 と B-OTDR より向上している。しかし OTDR と違い、光ファイバ両端から光を入射しているため、破断すると計測ができなくなる。

2.4 FRP 接着継手

近年航空宇宙分野や自動車などの分野に使われている FRP では、コスト面や成型方法の点から必要な形状のものを一体成型することはあまりない。そのため、それぞれのパーツごとに成型し、接着するという手法がとられる。しかし、単純重ね合わせ継手の場合、衝撃や接着端部の応力集中によって剥離が発生するという課題がある。そこで、剥離が発生しにくいような接着強度の大きくなる構造の接着方法が研究されている⁴⁾。

ここでは、いくつかの接着構造について紹介する。

(1) Single Lap Joint: SLJ (単純重ね合わせ継手)

図 2.4-1 に SLJ の形状を示す。SLJ は部材同士を重ね合わせることで、広い接着面積を確保している。一方で部材同士が同一線上にないため部材に対して長手方向に垂直な力がかかったとしても部材に曲げが発生してしまう欠点がある。



Fig.2.4-1 Single lap joint

(2) Butt Joint : 突き合わせ継手

図 2.4-2 に突き合わせ接着継手の形状を示す。この継手は部材同士を同一線上につき合わせる構造となっている。しかしこの構造では接着面積が小さいため、接着強度が弱いという点が挙げられる。

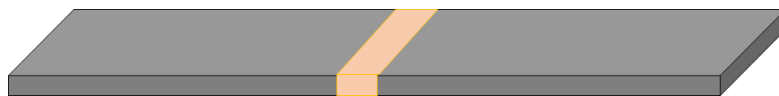


Fig.2.4-2 Butt joint

(3) Double Lap Joint : DLJ (二重重ね合わせ継手)

図 2.4-3 に DLJ の形状を示す. DLJ は一つの部材を挟み込むように重ねて接合する構造であり, SLJ より大きな接着面積を確保することができる. 一方, 部材同士が同一線上にないため部材に対して長手方向に垂直な力がかかったとしても部材に曲げが発生してしまう点は SLJ と同様である.

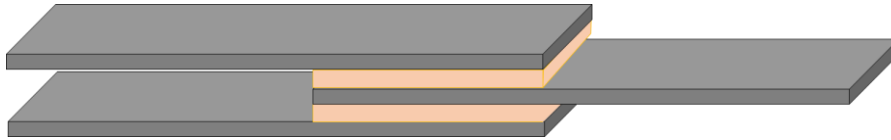


Fig.2.4-3 Double lap joint

(4) Scarf Joint : スカーフ継手

図 2.4-4 にスカーフ継手の形状を示す. これは接着面に傾斜を持たせた構造となっており, 突合せより大きい接着面積を確保でき, 部材同士が同一線上にあるため曲げの影響がない利点がある.

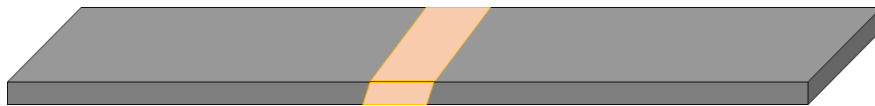


Fig.2.4-4 Scarf Joint

2.5 層間剥離進展試験

き裂進展様式には, 開口型(モードⅠ), 面内せん断型(モードⅡ), 面外せん断型(モードⅢ)の3種に分類される(図 2.5-1). 本研究ではモードⅡ剥離進展試験には ENF 試験を採用した.

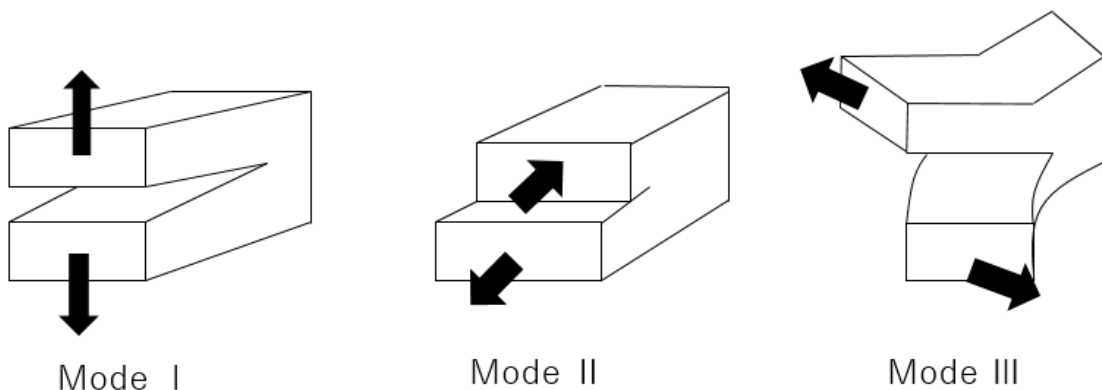


Fig.2.5-1 Cracking modes

図 2.5-2 に ENF 試験の略図を示す． ENF 試験は 2 点の単純支持に試験片を乗せ， 中央に荷重を加えることで層間にモード II き裂進展させる試験である．

この試験におけるひずみ分布を解説するためにまず FBD を考える．

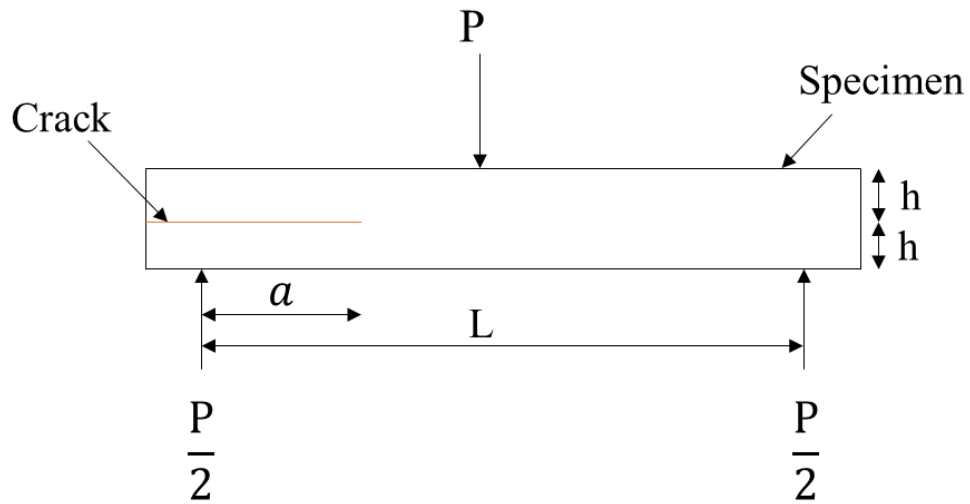


Fig.2.5-2 Schematic view of ENF test

き裂先端から左右に二つにつき裂進展部を上下に， 合計 3 つに分けて仮想断面を考えると図 2.5-3 の様になる． き裂は層の中央に発生したとする．

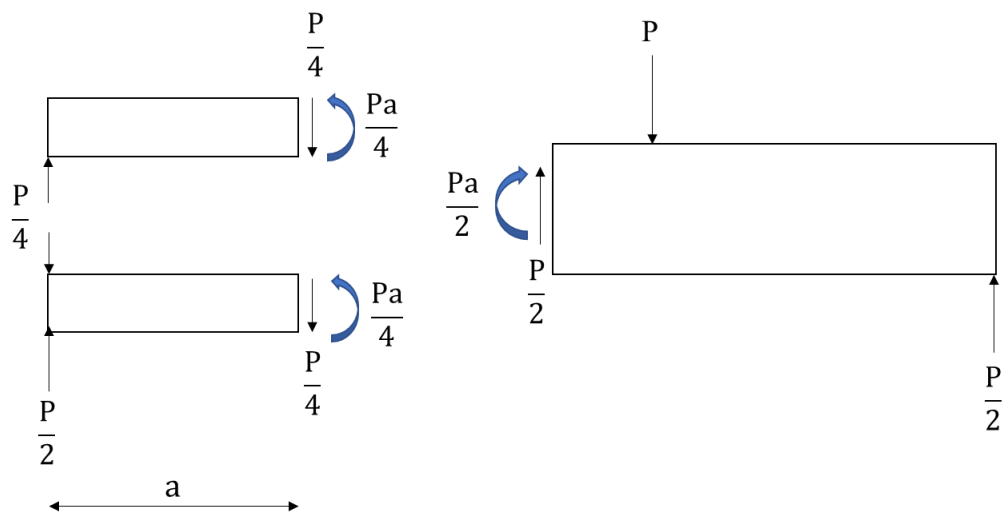


Fig.2.5-3 Free body diagram at ENF test

き裂進展上部のみを仮想断面で考えると図 2.5-4 の様になる．

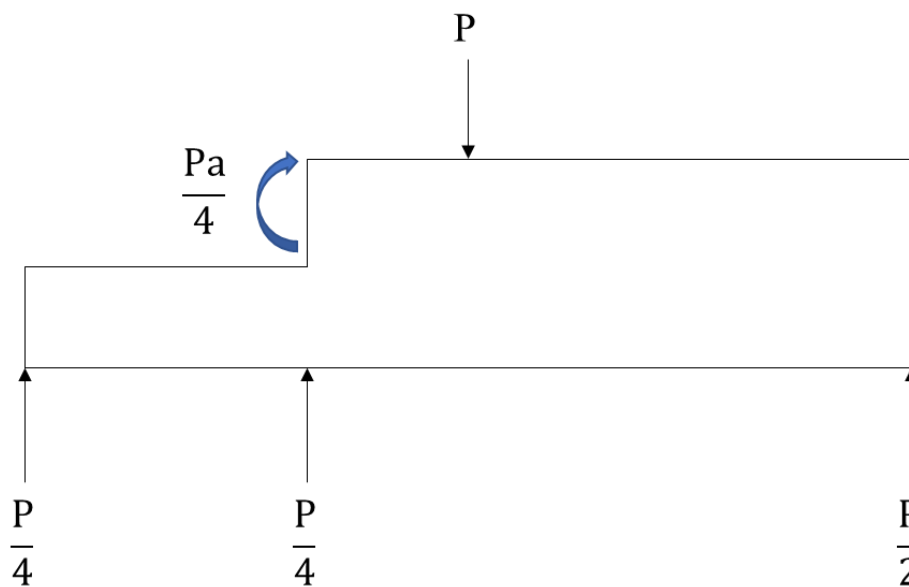


Fig.2.5-4 Free body diagram of underpart of ENF specimen

ひずみ分布はき裂がない場合は荷点である中央がひずみ最大となるが、き裂進展区間では試験片の厚みが半分になるため断面係数が $1/4$ となり、かつ曲げモーメント M が半分となるため、き裂進展区間では曲げ応力が倍となり、ひずみも倍となる。その結果ひずみ分布は図 2.5-5 の様になる。ここで、 Z は積層板の断面係数である。

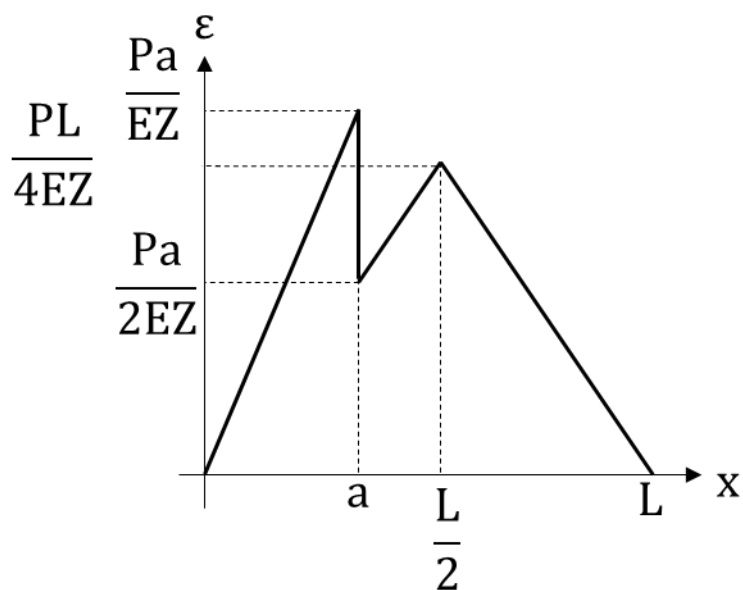


Fig.2.5-5 Theoretical strain distribution of ENF specimen

第3章 CFRP間接着継手のき裂進展モニタリング

3.1 CFRPの使用材料および成形手順

本研究で用いた材料は、CFRP プリプレグ（三菱ケミカル TR 350C 100SB4ZAWS 150×150[mm] 厚み 0.096[mm]）とテフロンシート(150×35[mm] 厚さ 0.1[mm])である。

初めに CFRP プリプレグの積層手順を説明する。150×150mmの大きさに切った CFRP プリプレグ 20 枚，繊維方向はすべて同じにして積層した。積層はヘラを使用してプリプレグ間の空気を抜くようにして行った。

次に加圧成型および切り出しについて記述する。ホットプレスに使用する天板，床板，スペーサー(厚み 1.5mm)8 個に離型剤を塗り，乾燥させた。床板に積層した CFRP プリプレグとスペーサーを設置し，CFRP プリプレグとスペーサーの間にシーラントテープを貼り付けた。CFRP プリプレグとスペーサーが重なるようにテフロンシートをかぶせ，その上に天板を設置した。床板の4辺に沿ってシーラントテープを貼り付け，全体を覆うように真空フィルムを重ねた。吸引口の位置は真空フィルムに穴をあけておき，貫通してる状態であった。吸引口とホースをつなげ，ホットプレス機(TESTER-SANGYO)の台座に配置した。また，空気漏れが起きないように吸引口とホースにシーラントテープを貼り付けた。ホットプレス機の温度を1時間かけて 130℃まで上昇させ，そのあと2時間 130℃を保持するように設定した。ホットプレス機の温度が 100℃となったときに圧力を 40MPa に設定した。ホットプレス機の温度が常温になるまで加圧成型し，そのあと CFRP を取り出した。取り出した CFRP をファインカッターを用いて 120×25×1.5mm の大きさに切り出した。

3.2 接着方法

CFRP 間の接着方法について説明する。接着剤は2液エポキシ系接着（Araldite 2011，HUNTSMAN 社製）を使用した。セッティングの概要図を図 3.2-1 と図 3.2-2 に示す。

切り出した CFRP の表面を 500 番の紙やすりで裏表両面に，表面処理を行い，型と重りに離型剤を塗った。

2 種類の接着剤を 5:4 の重量比になるようにそれぞれ取り出し，真空状態の中に入れておくことで脱泡を行った。2 種類の接着剤を混ぜ合わせ，CFRP に端から 50mm 塗った。接着剤を塗った CFRP,スペーサー，予き裂のためのテフロンシート(厚み 0.1mm)を配置する。スペーサーには CFRP の厚みと同じ 1.5mm のアルミ板と接着層を 0.2mm にするために 0.2mm のテフロンシートを用いた。予き裂は接着部の端部から 10mm とした。予き裂が片側にだけ与えたものをシングルクラック試験片(図 3.2-3)とし，両側に与えたものをダブルクラック試験片(図 3.2-4)とした。

接着部が 50mm となるように上側に CFRP を配置し，接着部を上から抑えるように重りを型にはめ，乾燥炉にセットした。乾燥炉の設定は温度を 70℃まで上昇し，その状態を1時間維持するサイクルを1回行うように設定した。乾燥炉の温度が常温に戻った後，型を取り出しはみ出した接着剤をスクレーパーやリユーターを用いて取り除いた。CFRP の表面と同

様に 1.5mm と 0.2mm のアルミ板も 500 番の紙やすりで表面処理を施し瞬間接着剤で固定した。

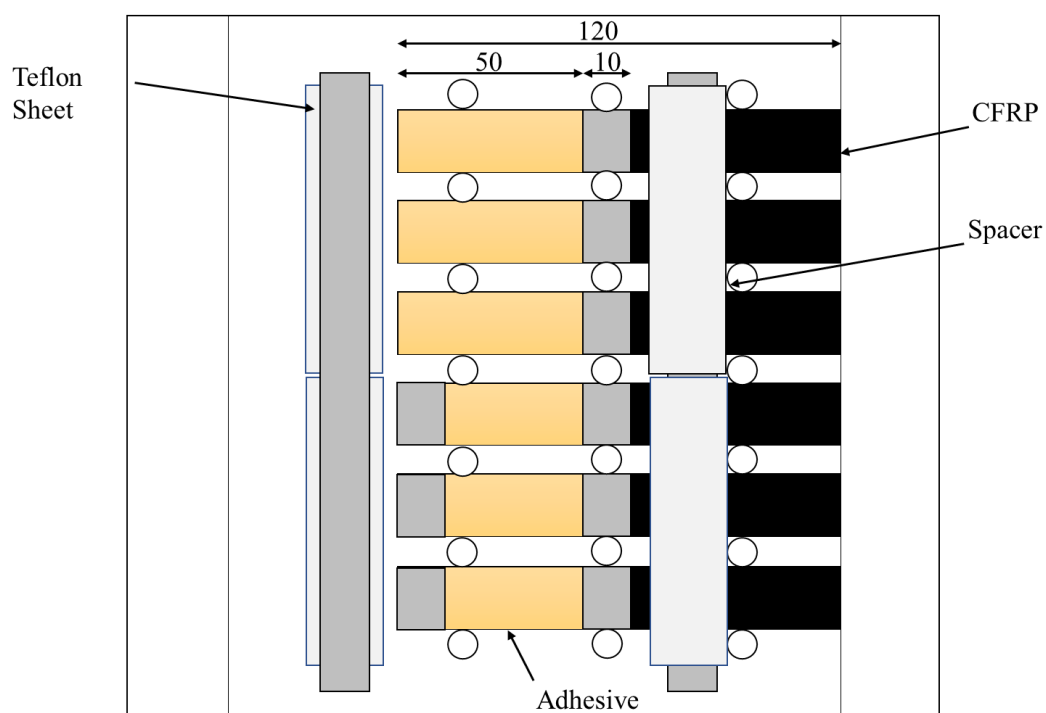


図 3.2-1 Schematic view of manufacturing CFRP laminates with delamination [mm]

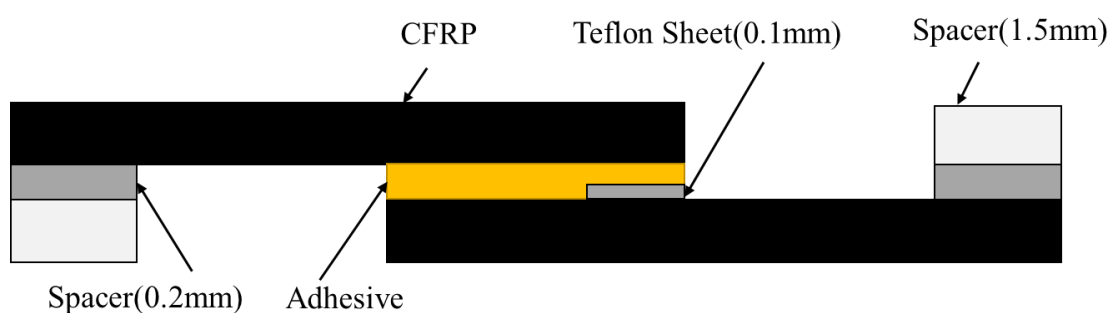
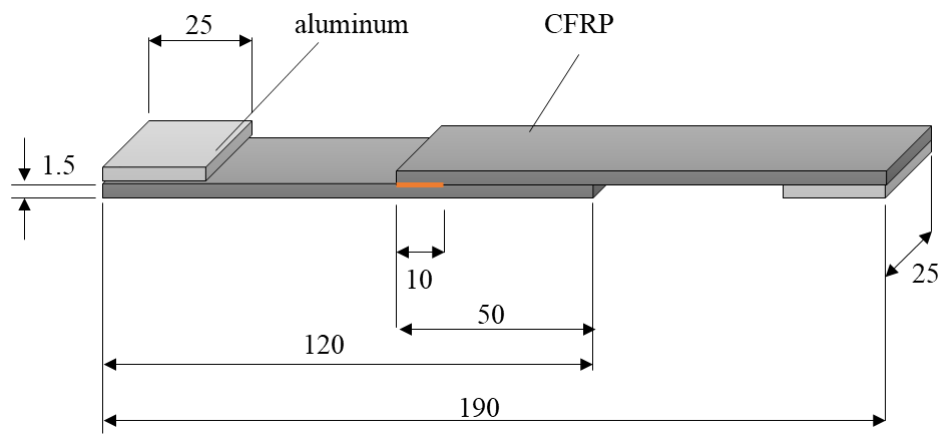
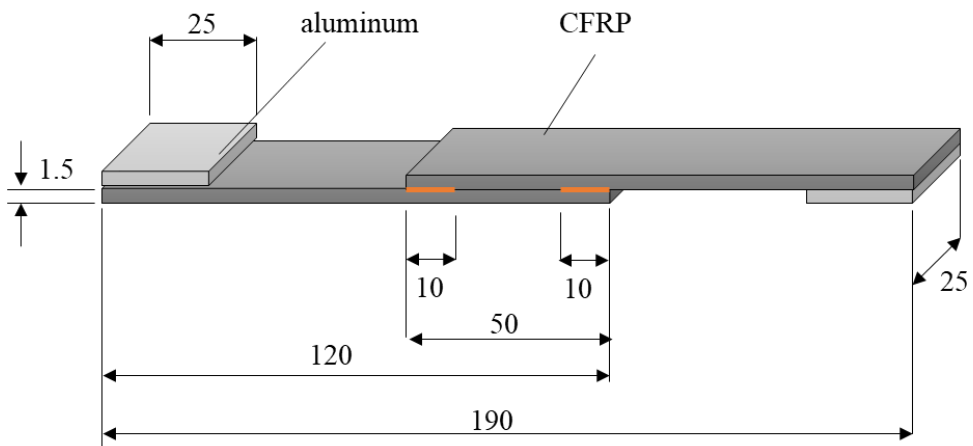


Fig.3.2-2 Schematic view of manufacturing CFRP laminates with delamination (side view)



☒ 3.2-3 Dimensions of SLJ specimen (single crack) [mm]



☒ 3.2-4 Dimensions of SLJ specimen (double cracks) [mm]

3.3 実験方法

本実験では SLJ 試験片に引張荷重を与え，表面に設置したレイリー散乱型光ファイバ分布センサによって接着部の表面ひずみ分布を取得した．図 3.3-1 にセンサを設置した試験片図を示す．

引張試験は精密万能引張試験機オートグラフ(島津製作所を用いて引張試験を行った．試験片に接着したアルミ板をつかみ部とし，試験機に固定した．引張試験は変位速度を 0.5mm/min で行い，クロスヘッド変位が 0.5mm 変化するごとに試験を停止し，光ファイバによって表面ひずみ分布を測定した．これらを合計変位 2.5mm となるまで繰り返し行った．

光ファイバセンサは，試験片を引張試験機に固定した状態をひずみ 0 としてひずみ測定を開始した．センサのゲージ長および測定間隔は 1mm ，ひずみ測定範囲は $\pm 5000\mu\epsilon$ とした．

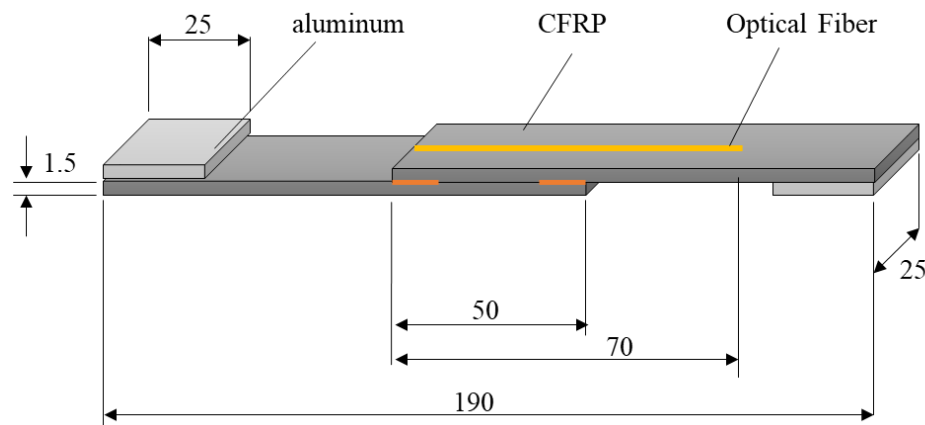


Fig.3.3-1 SLJ specimen with adhered optical fiber sensor [mm]

3.4 FEM 解析

光ファイバセンサから得られたひずみ分布の妥当性を評価し、ひずみの発生メカニズムを明らかにするために、有限要素解析ソフトウェア ABAQUS を用いてひずみの計算を行った。図 3.4-1 に作成した SLJ 試験片モデルを示す。作成したモデルは幅を半分にしたハーフモデルである。適用した材料定数(表 3.4)は引張試験によって測定したものである。

用いた要素は二次のソリッド要素である。変位境界条件は、長手方向(x 方向)の端部に完全拘束、もう一端のエッジに長手方向の強制変位を与えた。これにより、強制変位を与えたエッジには回転拘束がかからない。モデルの断面部(図 3.4-1 の手前の面)に対称拘束を与えた。

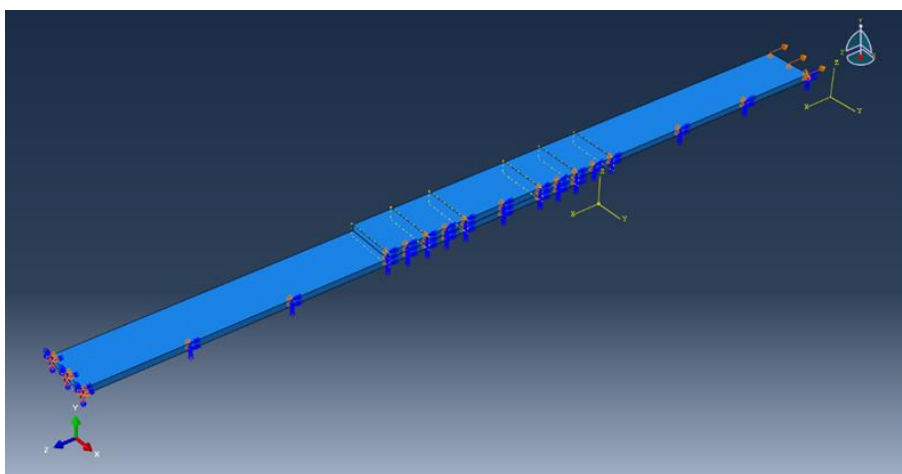


Fig.3.4.1 Universal mechanical test machine

Table.3.4 Stiffness of CFRP laminates [GPa]

E11	E22	E33	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G12	G13	G23
156	11.3	11.3	0.328	0.328	0.328	6.7	6.7	4.38

3.5 実験結果および考察

3.5.1 シングルクラック試験片のひずみ分布測定結果

図 3.5.1-1 にセンサで測定したシングルクラック試験片の表面ひずみ分布を示す。図中にはクロスヘッド変位 0.5, 1.5, 2.5mm の時の測定結果を示しており、凡例には各変位を与えた時の荷重を示している。光ファイバ長での位置で計測区間は 170~250mm であり、センサが試験片に固定されている始点位置が 170mm、接着端部の位置は 224mm、センサ設置の終点位置は 244mm となっている(図 3.5.1-2)。

ひずみ分布に示している A 点は予き裂先端、B 点は接着端部、C 点はセンサ設置の終点位置を示している。測定結果から、B 点では圧縮ひずみのピークが大きく出ており、A 点でもわずかに極小値を取っていることがわかる。

表 3.5.1-1 に各クロスヘッド変位での A 点及び B 点のピーク位置を示す。B 点に現れるピーク位置は変化が見られなかったが、A 点に現れるピーク位置はクロスヘッド変位 2.5mm の時に接着部方向へ 1mm 移動したことがわかる。

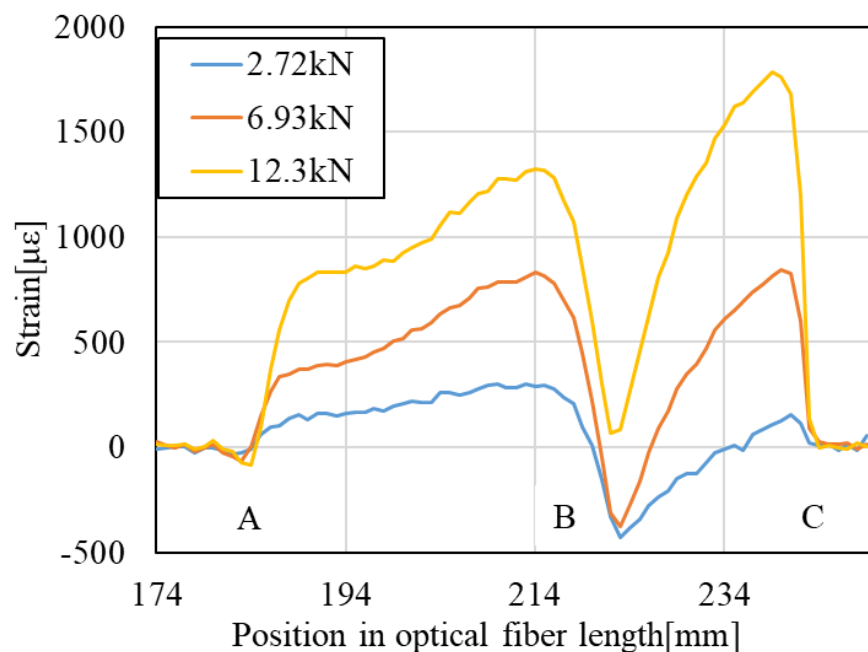


Fig.3.5.1-1 Strain distribution measurement of single crack SLJ specimen

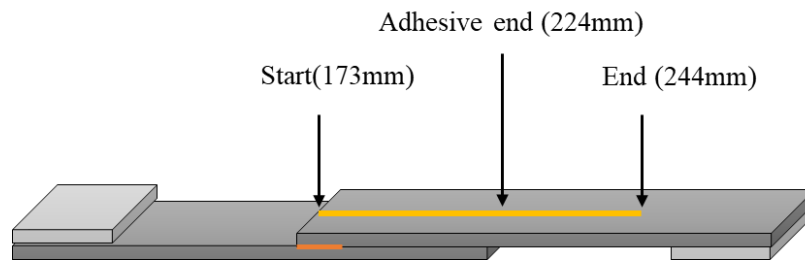


Fig.3.5.1-2 Measuring position along optical fiber regarding to position along adhesive for SLJ specimen (single crack)

Table.3.5.1-1 Strain peak positions along optical fiber and adhesive length for SLJ specimen at various load (single crack)

Displacement[mm]	0.5	1.5	2.5
A	183	183	184
B	223	223	223
Adhesive length[mm]	40	40	39

3.5.2 シングルクラック試験片の FEM 解析結果との比較および考察

図 3.5.2-1 にクロスヘッド変位 1.5mm のときのひずみ分布測定結果と FEM 解析結果を示す．図 3.5.2-2 に FEM モデルのコンター図，図 3.5.2-3 に接着部を拡大したコンター図を示す．解析結果に注目すると，A 点および B 点でひずみのピークを示しており，測定結果とよく一致していることがわかる．

表 3.5.2-1 に測定結果と解析結果のひずみピーク位置を示す．表より，A 点 B 点ともに 1.5mm の誤差が生じていることがわかった．

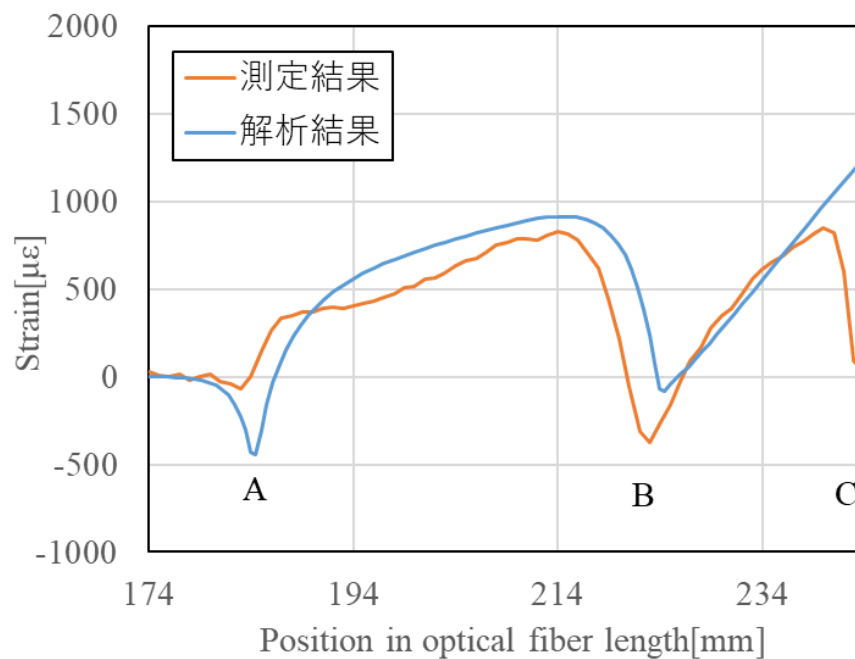


Fig.3.5.2-1 Strain distribution measurement of single crack SLJ specimen

Table.3.5.2-1 Measured and calculated strain peak positions along optical fiber and error for SLJ specimen at various load (single crack)

	Measured[mm]	Analyzed[mm]	Error[mm]
A	184.5	183.0	1.5
B	224.5	223.0	1.5

ここからはシングルクラック試験片のひずみ分布に関する考察を示す．まず剥離先端付近のひずみ分布に着目する．図 3.5.2-1 の A 点が剥離先端位置であり，この位置までは応力フリーであるためひずみが 0 となる．また，A 点で小さな圧縮ひずみのピークが確認されたが，これは応力集中によるものと考えられる．

剥離先端から接着側へ離れるとひずみが増加し、B 点の接着端部へ近づくとひずみが大きく減少していることがわかる。これは、厚みが不連続に減少するためであるが、接着端部で測定表面が曲げ圧縮となることを示している。B 点を離れると曲げ圧縮成分が小さくなり、引張ひずみが現れている。C 点はセンサの接着終点であり、センサ接着端部付近ではひずみの一部がセンサに伝わるため連続的にひずみが減少した。

表 3.5.2-1 に示した測定結果と解析結果のひずみピーク位置に A 点 B 点でそれぞれ 1.5mm の誤差が見られた。これは解析方法が理想的なモデルで計算しているため、誤差の分だけ実際の試験片とずれが発生していると考えられる。このずれは、センサの計測開始位置を手動で計測し設定したことや、試験片作成の過程において予き裂を与えるために接着部に挟んだ試験片が長手方向と垂直になっていない、予亀裂の寸法が 10mm 丁度ではなかったことが原因として考えられる。

測定結果と解析結果のひずみ分布がよく一致しており、解析結果のひずみ分布の応力集中のひずみピーク位置はき裂の先端および接着端部の位置に現れることから、き裂先端と接着端部の位置は、本センサを用いて測定したひずみ分布にピークとして確認することが出来ることが分かる。

図 3.5.2-2 は SLJ 試験片のコンター図である。接着部は曲げ剛性の増加により曲げが抑制されるが、非接着部では大きな曲げが生じていることがわかる。また、接着部の端部に近い非接着部の曲げ方向は、完全拘束側と回転拘束フリーの側で逆になっていることがわかる。

図 3.5.2-3 は SLJ 試験片コンター図の接着部を拡大したものである。曲げ中立軸位置は接着部と非接着部で明らかに異なり、剥離部の表面では、剥離端部に近い位置においてひずみ集中が起きていることが分かる。また、剥離部ではない側の接着端では曲げの向きが変化して、引張ひずみから圧縮ひずみに変化する様子が分かる。

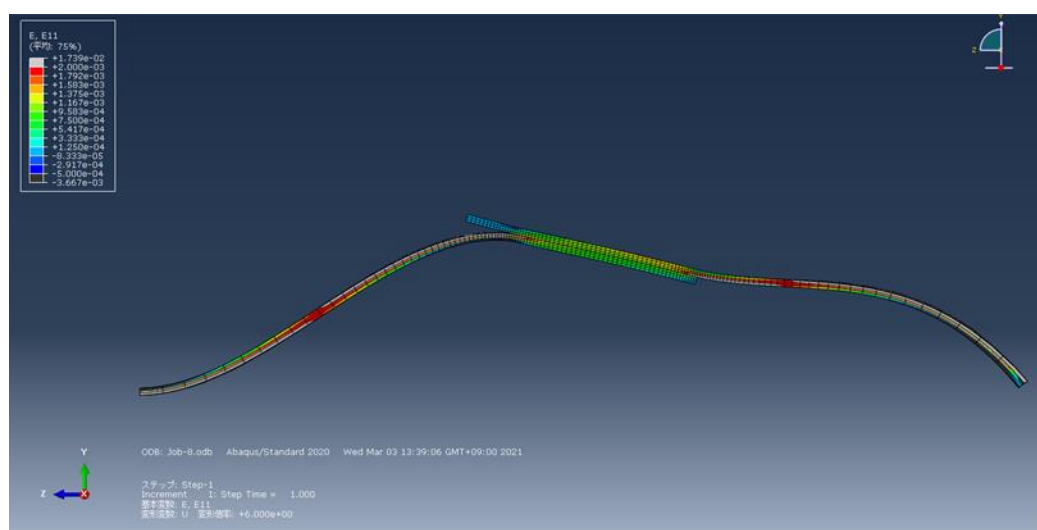


Fig.3.5.2-2 Deformation and strain ϵ_{11} distribution measured by optical fiber sensor and calculated by FEM analysis for SLJ specimen

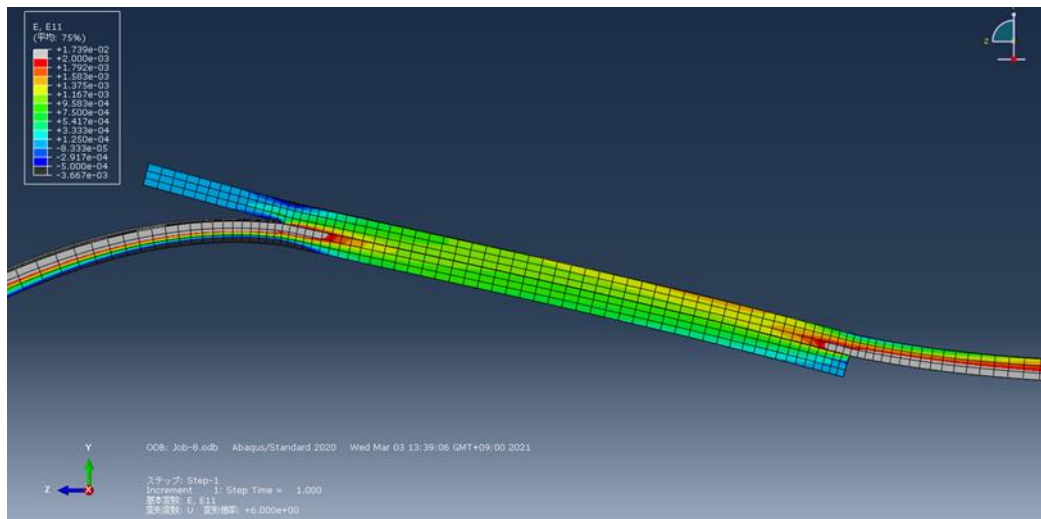


図 3.5.2-3 Magnified view of Fig.3.5.2-2

3.5.3 ダブルクラック試験片のひずみ分布測定結果

図 3.5.3-1 にセンサで測定したダブルクラック試験片の表面ひずみ分布を示す．図中にはクロスヘッド変位 0.5, 1.5, 2.5mm の時の測定結果を示しており，凡例には各変位を与えた時の荷重を示している．光ファイバ長での位置で計測区間は 340~420mm であり，センサが試験片に固定されている始点位置が 334mm，接着端部の位置は 395mm，センサ設置の終点位置は 415mm となっている(図 3.5.3-2).

ひずみ分布に示している A 点は予き裂先端，B 点は接着端部，B' 点はき裂先端部，C 点はセンサ設置の終点位置を示している．ダブルクラック試験片ではシングルクラック試験片と違い B 点ではなく B' 点で圧縮ひずみのピークが現れ，A 点では同様に小さなピークが確認できた．

表 5.3.3-1 に各クロスヘッド変位でのひずみのピーク位置を示す．A 点に現れるピーク位置はどのクロスヘッド変位でも同じだが，B 点に現れるピーク位置はクロスヘッド変位が 2.5mm で 1mm 移動したことがわかる．

Table.5.3.3-1 Strain peak positions along optical fiber and adhesive length for SLJ specimen at various load (double cracks)

Displacement[mm]	0.5	1.5	2.5
A	354	354	354
B	384	384	383
Adhesive length[mm]	30	30	29

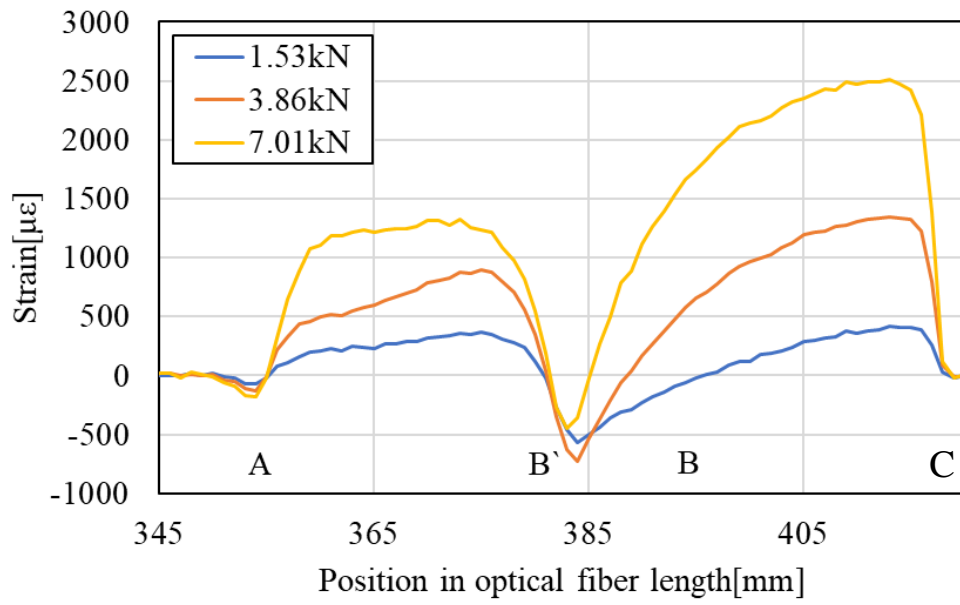


Fig.3.5.3-1 Strain distribution measurement of double crack SLJ specimen

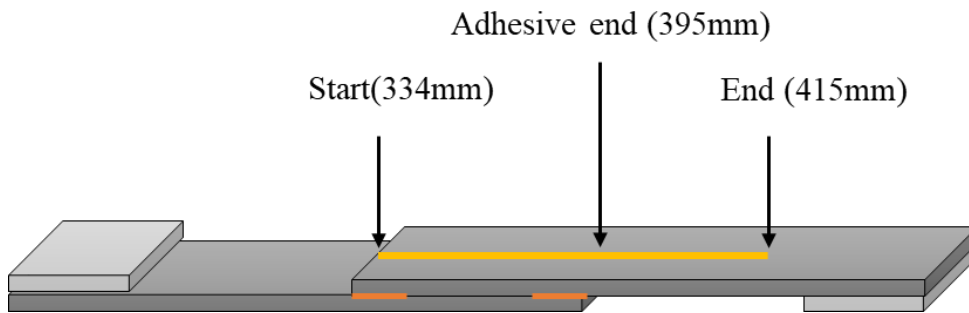


Fig.3.5.3-2 Measuring position along optical fiber regarding to position along adhesive for SLJ specimen (double cracks)

3.5.4 ダブルクラック試験片の FEM 解析結果との比較および考察

図 3.5.4-1 にクロスヘッド変位 1.5mm のときのひずみ分布測定結果と FEM 解析結果を示す．図 3.5.4-2 に FEM モデルのコンター図，図 3.5.4-3 に接着部を拡大したコンター図を示す．解析結果に注目すると，A 点および B' 点でひずみのピークを示しており，測定結果とよく一致していることがわかる．

表 3.5.4-1 に測定結果と解析結果のひずみピーク位置を示す．表より，A 点で 1.5mm，B' 点で 2mm の誤差が生じていることがわかった．

Table.3.5.4-1 Measured and calculated strain peak positions along optical fiber and error for SLJ specimen at various load (double cracks)

	Measured[mm]	Analyzed[mm]	Error[mm]
A	355.5	354.0	1.5
B	386.0	384.0	2.0

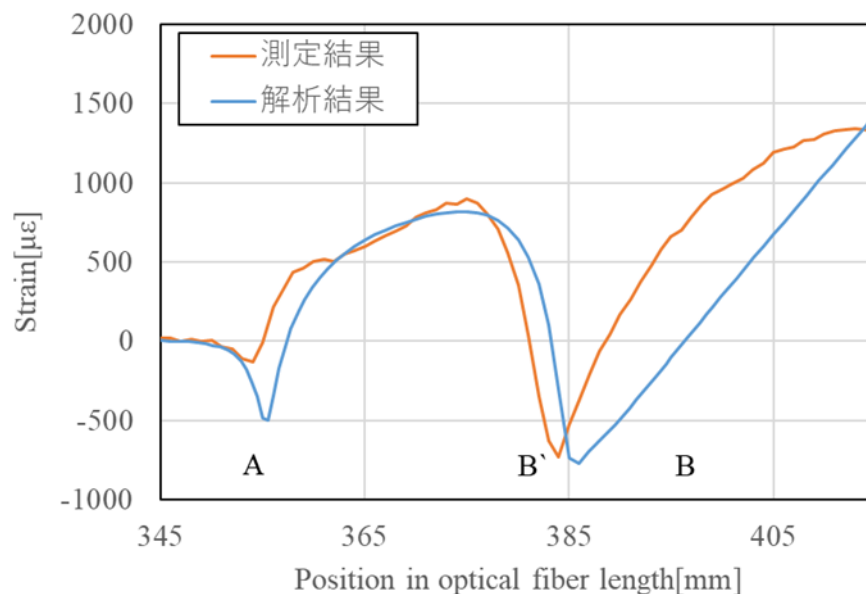


Fig.3.5.4-1 Strain distribution measurement of single crack SLJ specimen

ここからはダブルクラック試験片のひずみ分布に関する考察を示す．初めにひずみ分布とき裂先端位置の関係に着目する．シングルクラック試験片では接着端としていた B 点に予き裂を 10mm 加えたことで，接着部の両側からき裂が 10mm 進展している状態と想定できる．この新たに加えたき裂の先端を B' 点としている．

図 3.5.3-1 から読み取れる圧縮ひずみのピークが A 点と B' 点となった．これは，シングルクラック試験片では B 点で厚さが不連続的に減少するため接着層端部付近でひずみが大き

く減少したが、ダブルクラック試験片では、B 点からき裂が進展したと想定できるので厚みが不連続的に減少する位置が B' 点に移動したと考えられる。

表 3.5.4-1 から読み取れるひずみのピーク位置は B' 点で引張試験機のクロスヘッド位置は 0.5mm, 1.5mm の時と比べて 2.5mm の時は 1mm 接着層側に移動している。これは、引張試験機で試験片に変位を与えていく過程で B' 点に与えられたき裂が進展したものを測定したと考えられる。表 3.5.2-1 に示すようにシングルクラック試験片の場合も A 点で同様のピーク位置の移動が確認できるので、1mm 精度でピーク位置を測定できることが分かる。

表 3.5.4-1 から測定結果と解析結果とピーク位置に A 点では 1.5mm, B' 点では 2.0mm の誤差が確認できる。シングルクラック試験片と同様の原因が考えられる。

図 3.5.2-1 と図 3.5.4-1 から読み取れるようにひずみ分布の形状が完全に一致してはいないが、本研究において重要なことは測定結果と解析結果のひずみ分布を完全に一致させることではなく、レイリー散乱型光ファイバひずみ分布センサを用いて測定したひずみ分布がき裂の先端位置の特定に有用であるかが重要となるため、発生する誤差は大きな問題ではないと考える。同様の理由で、シングルクラック試験片における B 点、ダブルクラック試験片における B' 点から C 点までの区間にある、引張試験機に試験片を固定するチャックが解析条件と少し異なり完全にユニバーサルではないことと、チャックの剛性と重量が原因となるひずみ分布の不一致も大きな問題ではないと考えられる。

測定されたひずみ分布の圧縮ひずみのピークが B 点から B' 点に移動することが確認された。シングルクラック試験片の時に接着端部で得られたピークがダブルクラック試験片で新たに与えられたき裂の先端部に移動したことから、接着端部からき裂が発生し、進展していく場合はひずみ分布のピークの移動として剥離先端位置を捉えることが可能であるとわかった。

図 3.5.4-2 はダブルクラック SLJ 試験片のコンター図である。シングルクラックと同様に、接着部は曲げ剛性の増加により曲げが抑制されるが、非接着部では大きな曲げが生じ、また接着部の端部に近い非接着部の曲げ方向（曲率の正負）は、完全拘束側と回転拘束フリーの側で逆になることが分かる。

図 3.5.4-3 はダブルクラック SLJ 試験片コンター図の接着部を拡大したものである。シングルクラックと同様に、曲げ中立軸位置は接着部と非接着部で明らかに異なる。剥離部の応力フリーの側の表面では、左右どちらの剥離でも、剥離端部に近い位置においてひずみ集中が起きている。剥離部の曲がっている側の接着端では曲げの向きが変化して、引張ひずみから圧縮ひずみに変化する様子が分かる。

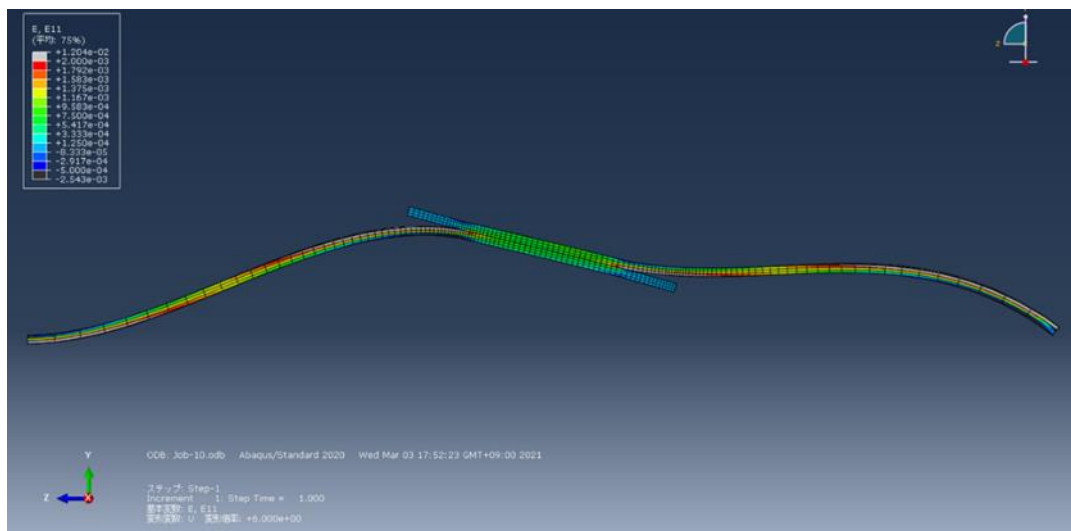


Fig.3.5.4-2 Deformation and strain ε_{11} distribution measured by optical fiber sensor and calculated by FEM analysis for SLJ specimen

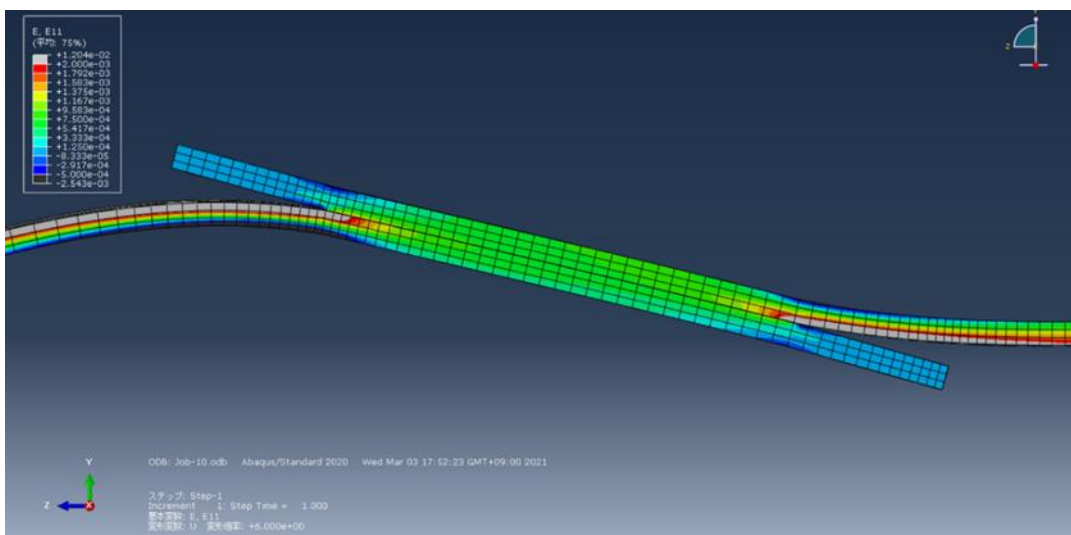


Fig.3.5.4-3 Magnified view of Fig.3.5.3-2

第4章 CFRP 積層板によるモードIIき裂進展モニタリング

4.1 実験方法

本実験では、CFRP 積層板を用いてモードIIき裂進展試験を行い、光ファイバセンサによって表面ひずみ分布を測定した。実験で使用した CFRP 試験片図を図 4.1-1 に示す。試験片作成方法は前章で説明したとおりであるが、CFRP プリプレグを 60 枚積層し、試験片の厚みを 4.5mm とした。また、積層する段階でプリプレグ 30-31 枚目の間に予き裂用のテフロンシートを挟んだ。

図 4.1-2 に光ファイバセンサを設置した試験片図を示す。図に示すように試験片の下側表面に往復させるように光ファイバセンサを接着剤で固定した。

図 4.1-3 に試験方法を示す。モードIIき裂進展試験は、油圧サーボ式疲労試験機(図 4.1-4)を使用し、三点曲げ試験によって行った。支点間距離 100mm, 繰返し速度 2Hz, 振幅比 0.4 として、変位制御で疲労き裂進展試験を行った。き裂が 5mm 進展するごとに疲労試験機を停止し、変位 0.5mm 与えた時の表面ひずみ分布をセンサで測定した。センサは空間分解能 1mm, ゲージ長 5mm, ひずみ測定範囲 $\pm 5000\mu\epsilon$ とし、試験開始直前の状態をひずみ 0 として測定を行った。

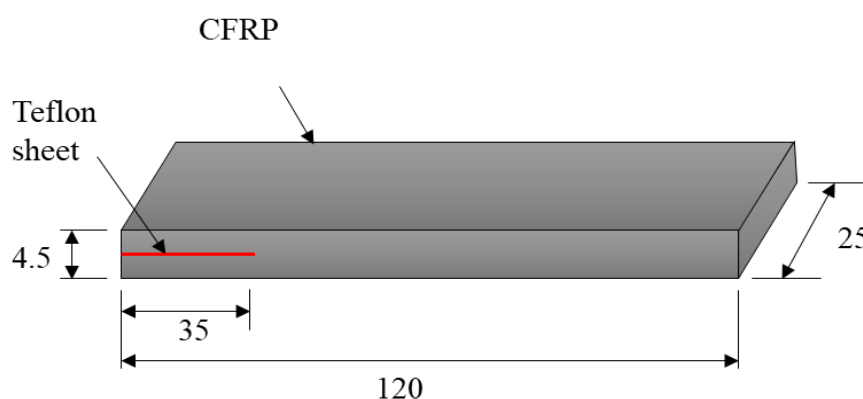


Fig.4.1-1 Dimensions of ENF specimen

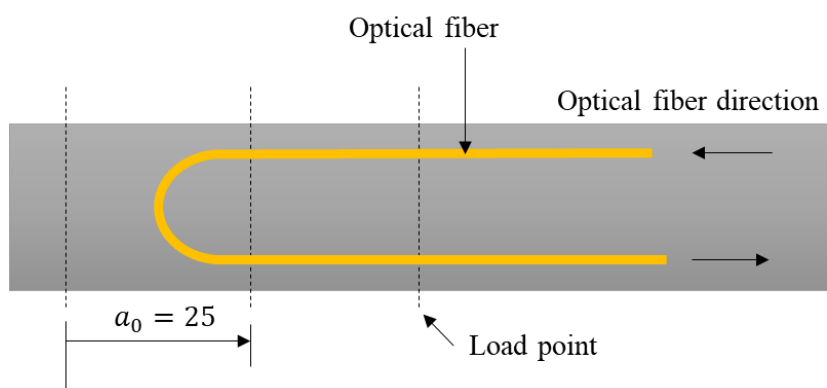


Fig.4.1-2 Position of optical fiber sensor adhered to ENF specimen

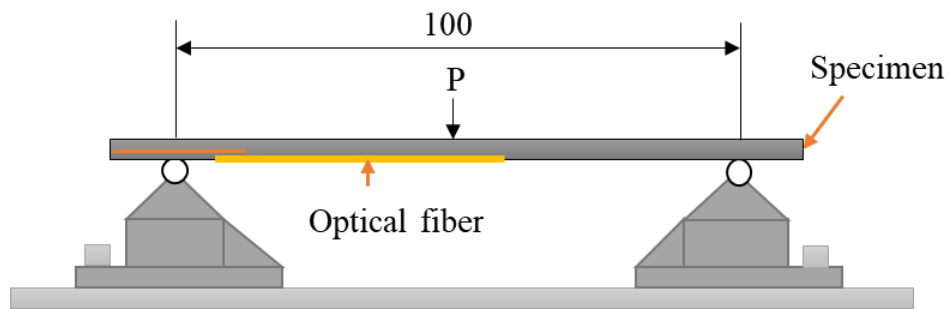


Fig.4.1-3 Schematic view of ENF test

4.2 FEM 解析

図 4.2 に有限要素解析に使用した CFRP 積層板モデル図を示す．試験片モデルは幅を半分にしたハーフモデルを作成し，片面に対称拘束を与えた．支点と中央の治具は剛体として作成し，支点は完全拘束，中央の治具に下向きの強制変位を与えた．き裂は上下のモデルを結合しないことで作成し，剥離面の摩擦はないものとした．要素は 3 次元 2 次要素を用いた．

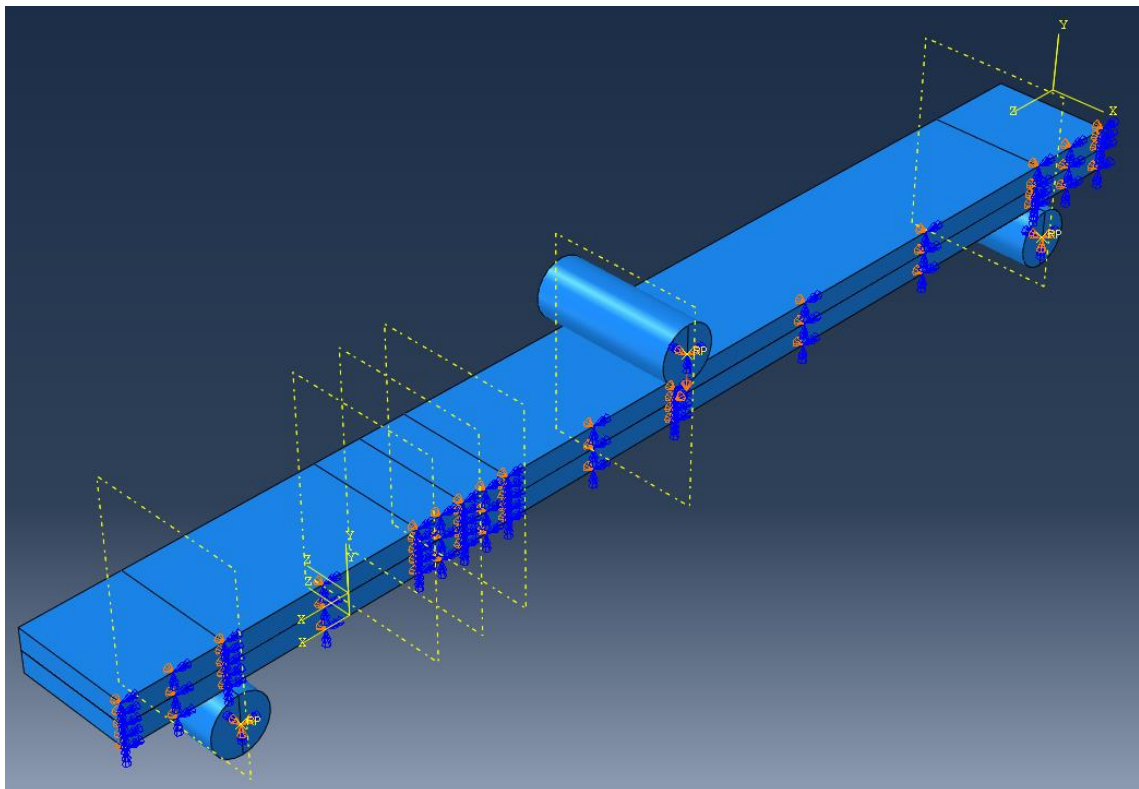


Fig.4.2 FEM model of ENF test

4.3 モードIIき裂進展によるひずみ分布測定結果

図 4.3-1 にセンサで測定した疲労き裂進展に伴うひずみ分布の変化を示す。図中には試験片側面から目視観察で確認したき裂長さ 25, 30, 35, 40mm の時の測定結果を示しており、光ファイバ位置における各き裂先端位置と負荷点位置を点線で示している。光ファイバ長での位置で計測区間は 610~720mm であり、予き裂先端位置は 644mm と 682mm、負荷点位置は 619mm と 708mm となっている(図 4.3-2)。

まずき裂長さ 25mm の時のひずみ分布の形状に着目する。本実験では光ファイバセンサを往復させるように設置したため、ひずみ分布は左右でよく似た結果となった。光ファイバ接着位置 610~720mm 以外のひずみはほぼ 0 となっていた。図より、負荷点位置で極大値を示すがき裂先端位置付近でも極大値を示していることがわかる。き裂が進展すると極大値を取る位置が変化することがわかった。

一方、図 4.3-1 の右側に注目すると目視観察から得られたき裂先端位置とひずみ分布の極大値を取る位置があまり一致していないことがわかる。このことから、き裂が幅方向に平行に進展していないことが考えられる。

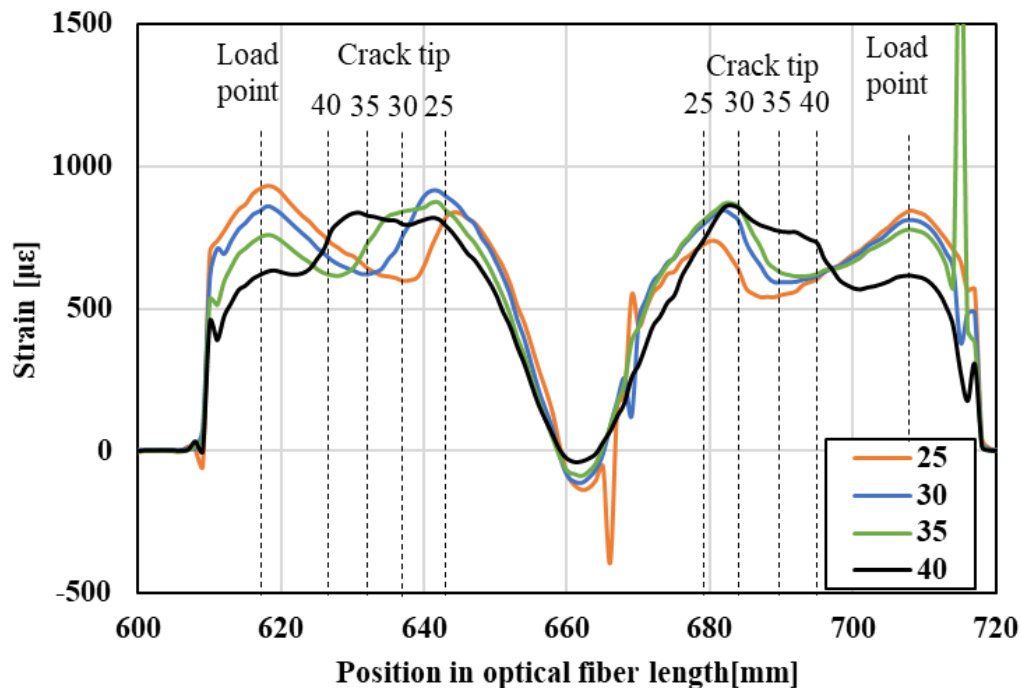


Fig.4.3-1 Strain distribution of CFRP laminates during ENF test

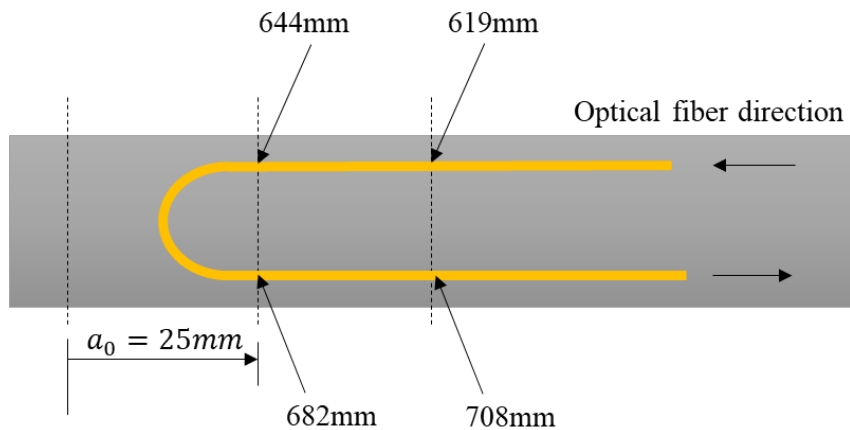


Fig.4.3-2 Position of optical fiber sensor adhered to ENF specimen

4.4 FEM 解析結果との比較および考察

図 4.4-1 にセンサによって得られたひずみ分布と FEM 解析結果(点線部)の比較を，クラック長 25, 30 および 35mm の場合について示す．図 4.4-2 と図 4.4-3 は ABAQUS のコンター図を示している．解析ではクラック形状は平行に進展するものとしている．図より，解析結果と実験結果はよく似ており，き裂先端位置の極大がき裂進展とともにシフトすることが分かった．しかし，実験結果は解析結果ほど明確なピークを示しておらず，き裂先端位置と極大値は約 1mm ずれていた．この理由は，実験ではき裂が平行に進展しなかったためであると思われる．

図 4.4-2 に GFRP 積層板の ε_{11} のコンター図を示す．き裂によってき裂先端で中立軸が変化し，それに伴い表面のひずみ分布にも影響が表れていることが分かる．図 4.4-3 は，クラック先端付近で中立軸が移動する様子を表している．これがき裂先端位置で表面ひずみ分布に極値が現れる理由である．

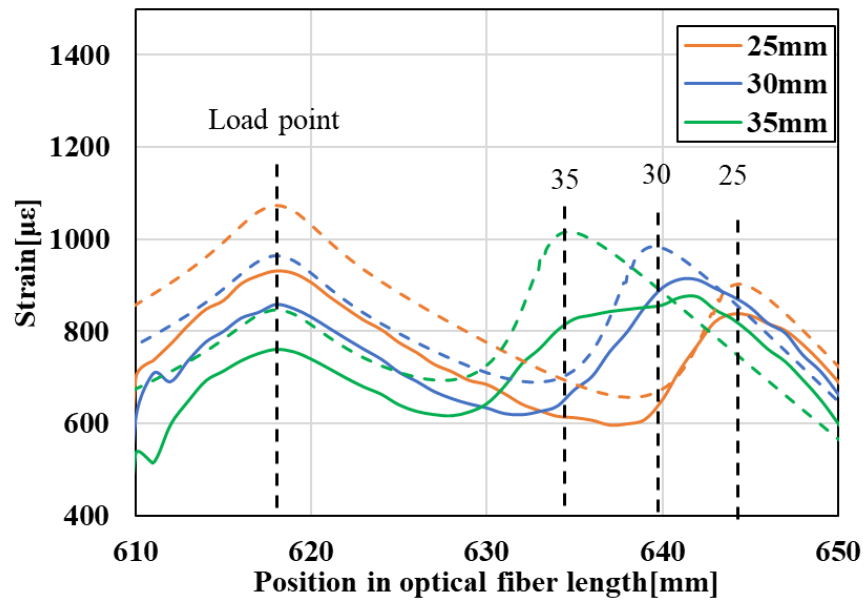


Fig.4.4-1 Measured and analyzed strain distribution of CFRP laminates during ENF test

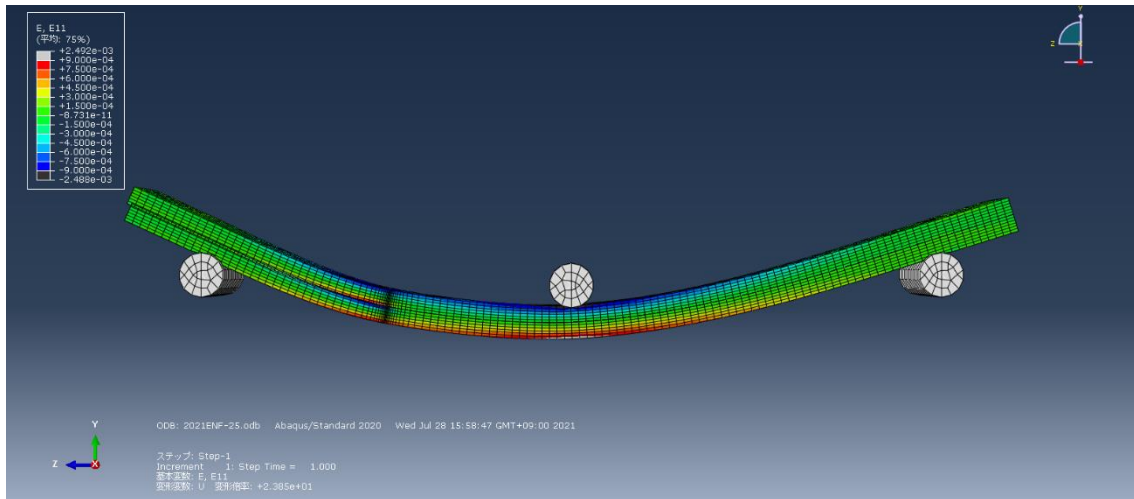


Fig.4.4-2 Deformation and strain ϵ_{11} distribution measured by optical fiber sensor and calculated by FEM analysis during ENF test

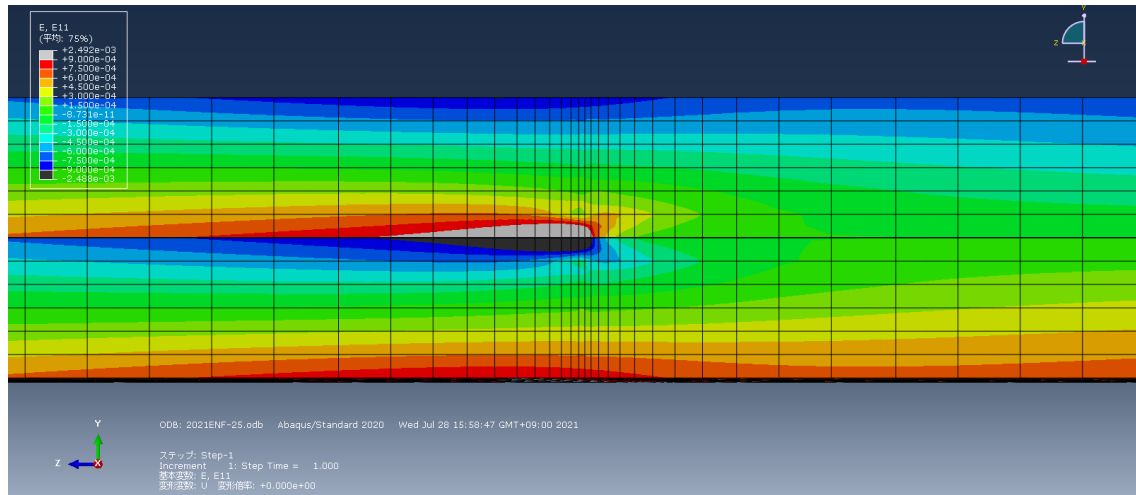


Fig.4.4-3 Strain ε_{11} distribution near crack tip without deformation

4.5 積層板内部のひずみ分布解析結果

実用的には、材料に光ファイバを埋め込んで使用することも想定される。本研究では、図 4.5-1 の垂直ひずみ分布のコンター図に示す位置(i) (き裂進展部の中立軸) ,(ii) (き裂面付近) についてひずみ分布を調べた。図 4.5-2 に、各位置でのひずみ分布を示す。表面のひずみ分布ではき裂先端の影響は極大となって現れた。位置(i)では、き裂進展部では中立軸なのでひずみはゼロであるが、き裂先端より先は引張側にシフトすることが分かった。また位置(ii)では、き裂進展部では圧縮側なので圧縮ひずみとなり、き裂先端で極値を取った後に中立軸付近へと急激にシフトすることが分かった。以上の結果より、埋め込み位置によってき裂への感度と最適な検出方法が異なることが分かった。

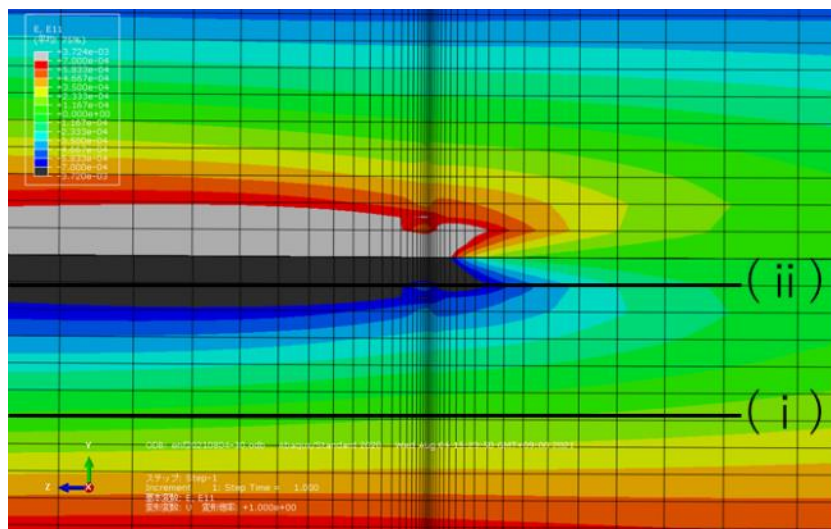


Fig.4.5-1 Positions for measuring strain distribution in FEM model of ENF specimen

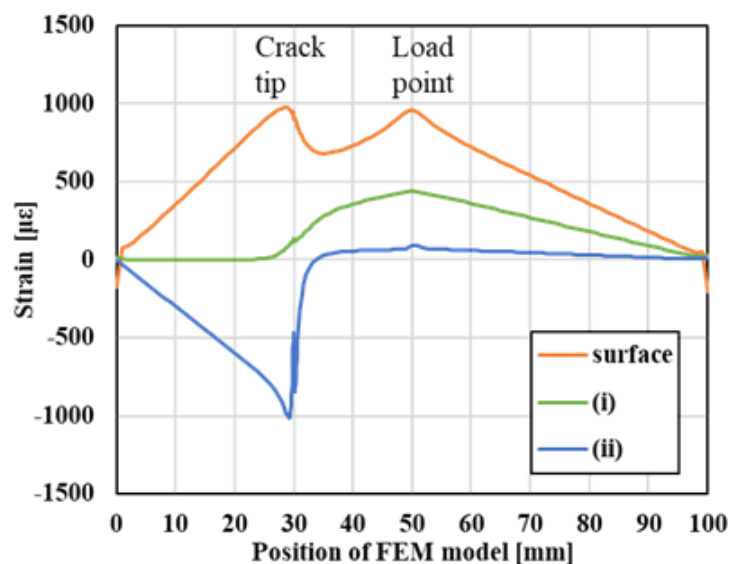


Fig.4.5-2 Analyzed strain distribution in CFRP laminates during ENF test

第5章 GFRP 積層板によるモードIIき裂進展モニタリング

5.1 目的

前章の CFRP を用いたき裂進展モニタリングでは、試験片側面から測定したき裂長さと同じだけ内部も進展していると仮定して考察を行った。しかし、き裂進展中の試験片内部のき裂形状が確認できず、シミュレーションで設定したき裂形状が正しいと断定できないため、内部のき裂形状が確認できる GFRP を用いてモードIIき裂進展モニタリングを行った。

5.2 GFRP の材料および成形手順

本実験では、強化繊維に平織ガラスクロス(日東紡 :KS2750, 繊維直径 9.3 μ m, 目付 104g/m², 密度 2.6g/cm³), 母材に熱硬化性樹脂であるエポキシ樹脂(主剤:ARALDITELY5052, 硬化剤:ARADUR5052 CH)を用いて試験片作製を行った。

次に GFRP 成形法について記述する。本実験で使用した試験片の成形は VaRTM(Vacuum-assisted Resin Transfer Molding)法によって行った。VaRTM 法とは FRP 成形法の一つで、真空引きによって樹脂を吸い上げ、強化材に流し込む成形法である。オートクレーブ成形と異なり、圧力容器やプリプレグなどの高価な設備や材料を必要としないため、低コストでの成形が可能である。また、成形品の大きさが設備によって制限されることがないため大型構造物の一体成型が可能である利点がある。図 5.1-1 に VaRTM 法の概要図を示す。

次に GFRP 成形手順を記述する。樹脂は、主剤と硬化剤を質量比 100:38 で混合した。混合の際主剤と硬化剤が透明になるまで約 3 分間泡立たないように混ぜ合わせ、デシケーターを用いて約 10 分間かけて脱泡した。ガラスクロスは140 × 100mmで切り出したものを 60 枚用意した。

VaRTM セッティング概要図を図 5.1-2 に示す、まず床板にシーラントテープで枠を作り、枠内に離型剤を塗った後 40 枚積層したガラスクロスを置いた。ガラスクロス積層の際には、30-31 枚目に間にき裂形状にカットしたテフロンシートを挟んだ。スプリング(インパクトドライバーを用いて針金から作製)、スプリングホース、耐油ホースをつなぎ合わせて樹脂の流入口と流出口を作製した。設置したガラスクロスの四隅にスペーサー(厚み 4mm と 2mm を重ねたもの)を設置し、上に天板を設置した。天板の上部表面には真空フィルムを角で破れないようにシーラントテープは張り付けた。フローメディアをガラスクロスにかぶるように乗せ、樹脂の流入口と流出口を設置した。全体にかぶるように真空フィルムを設置し、流入口を塞ぎ、流出口をポンプとつないで内部の空気を抜いた。脱泡が完了した樹脂を用意し、流入口を開けて樹脂を流した。

ガラスクロス全体に樹脂が含浸した後、流入口と流出口を閉じて、約 20 時間常温常圧下で硬化させた。脱型後、樹脂を完全硬化させるためにマルチオーブンで 80℃, 2 時間加熱した。ファインカッターで所定の形状に切り出した(図 5.1-3)。本実験で使用した試験片のき裂形状を図 5.1-4、実際の試験片の写真を図 5.1-5 に示す。

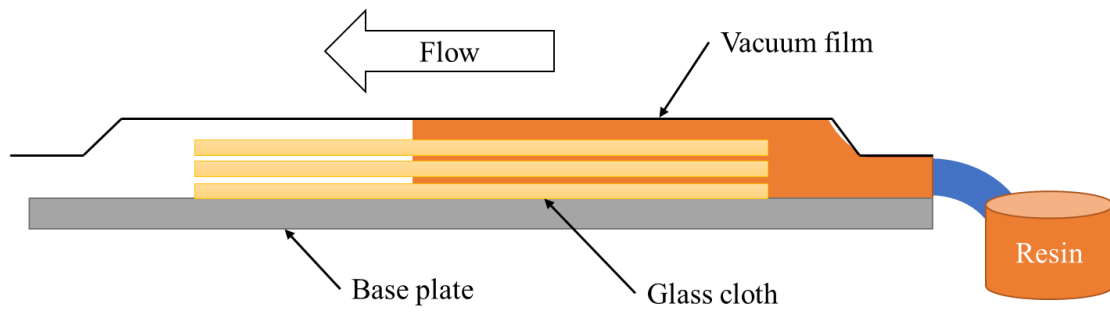


Fig.5.1-1 Schematic view of VaRTM method

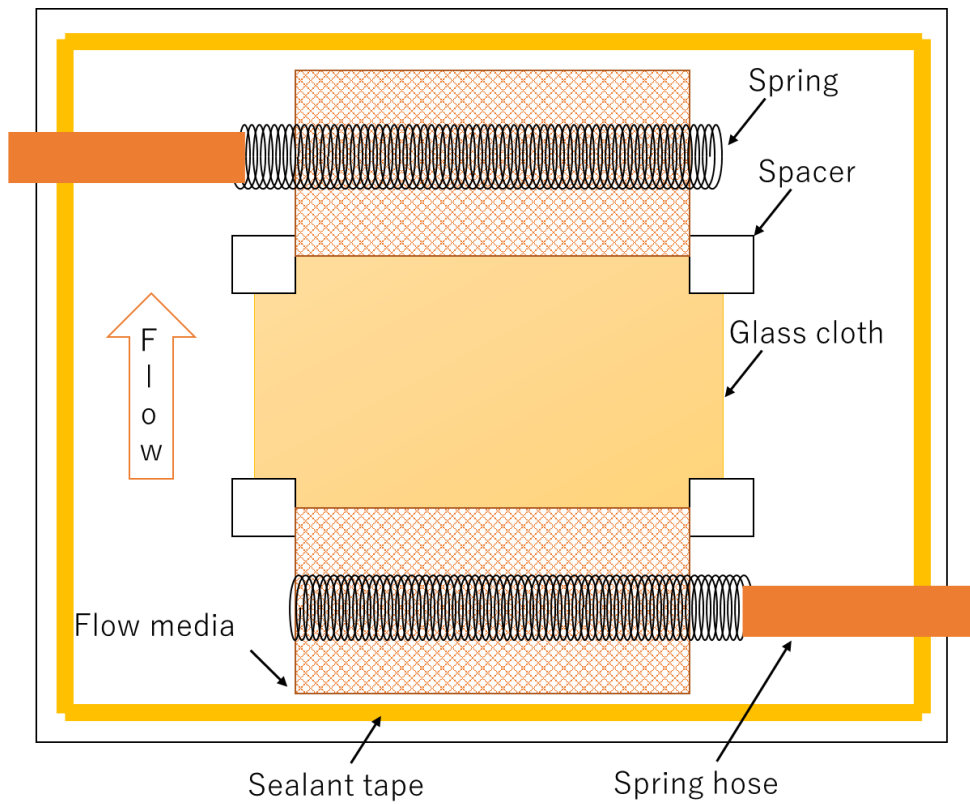


Fig.5.1-2 Set-up of VaRTM

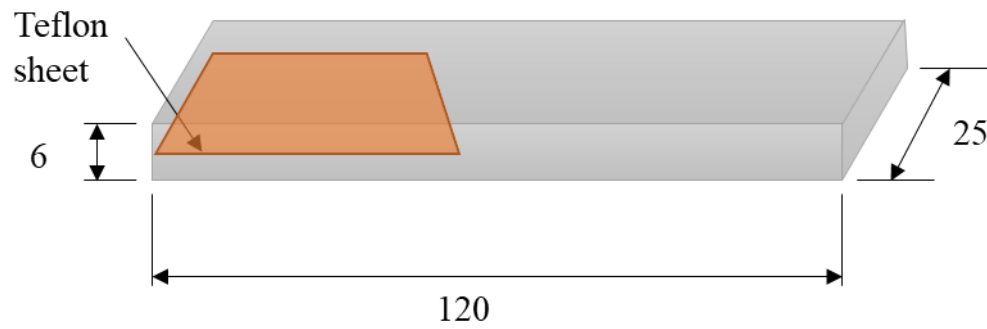


Fig.5.1-3 Dimensions of GFRP textile laminates with delamination [mm]



Fig.5.1-4 Dimensions of initial delamination

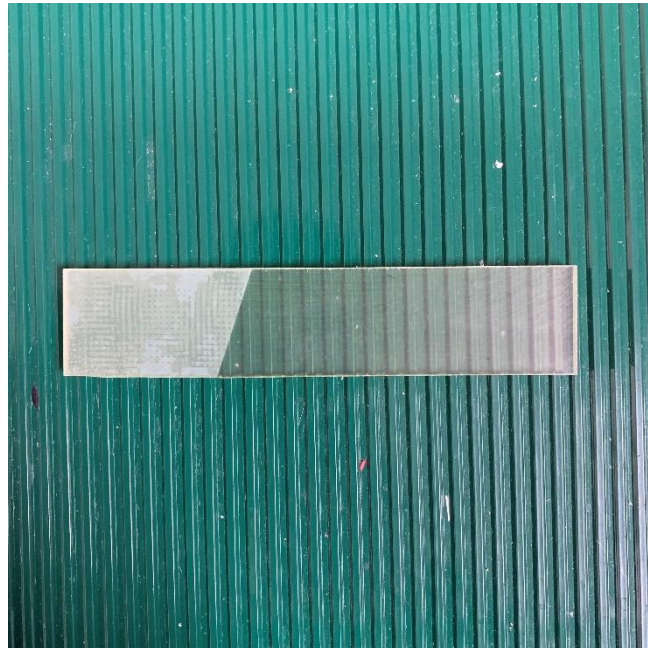


Fig.5.1-5 Photograph of GFRP textile laminates with delamination

5.3 実験方法

本実験では、GFRP 積層板を用いて 3 点曲げ静的試験を行い、モード II き裂進展中の表面ひずみ分布を取得した。

光ファイバセンサは試験片下部表面に往復させるように接着剤で設置した(図 5.3-1)。また、説明のために図 5.3-1 中の光ファイバの上側を A 区間、下側を B 区間とする。

試験は、変位制御で速度 0.5mm/min に設定し、き裂が進展するごとに試験機を停止し、中央変位 1mm に戻した時の表面ひずみ分布をセンサによって測定した。この時光ファイバ設置位置のき裂長さを直尺を用いて測定した。その後、変位を 1mm の状態から試験を開始し、再びき裂が進展したときに試験機を停止し、これを繰り返した。光ファイバセンサのゲージ長は 2mm、空間分解能は 1mm、ひずみ測定範囲は $\pm 5000\mu\epsilon$ とした。

本実験においても、ABAQUS によるひずみ分布の計算を行った。表 5.2 に計算に用いた GFRP の材料定数を示す。試験片モデルを図 5.3-2 に示す。実寸大(120 × 25 × 6mm)のモデルを作成し、き裂形状は試験中に上部から撮った画像をもとに作製した。

Table.5.2 Stiffness of GFRP textile laminates [GPa]

E11	E22	E33	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G12	G13	G23
19.5	19.5	8.00	0.153	0.153	0.153	2.85	2.00	2.00

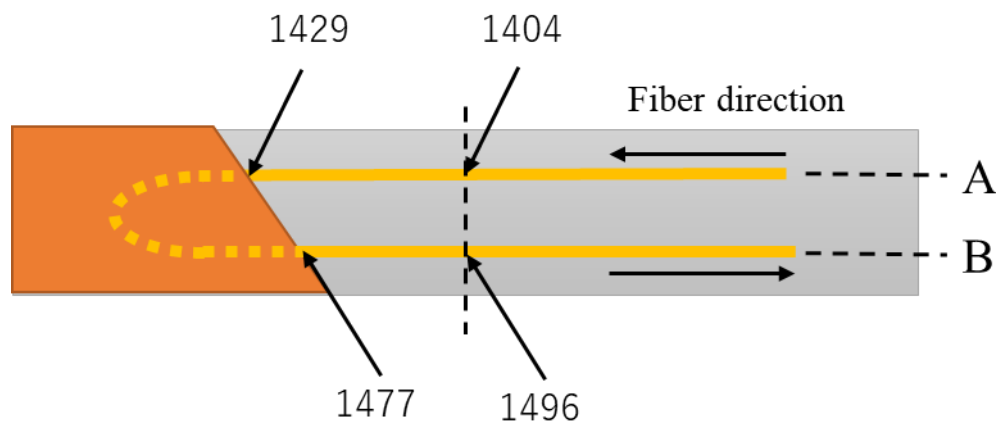


Fig.5.3-1 Position of optical fiber sensor adhered to GFRP laminates with delamination

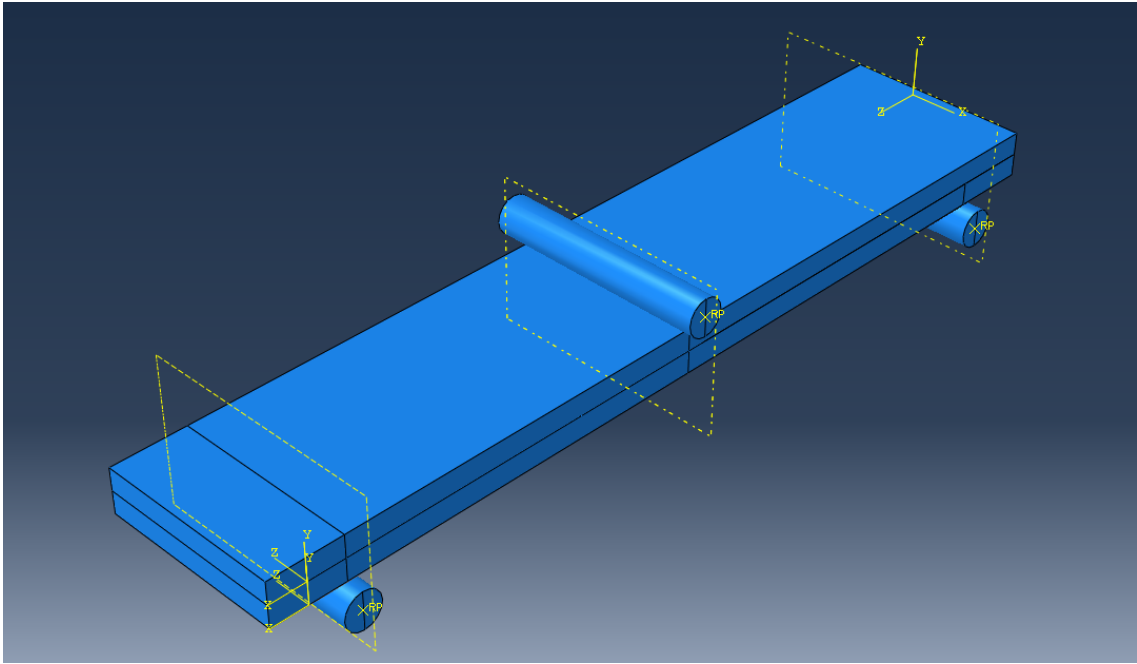


Fig.5.3-2 EFM model of GFRP laminates with delamination for ENF test

5.4 GFRP 積層板の表面ひずみ分布測定結果

図 5.4-1 に各き裂長さにおける GFRP 表面ひずみ分布を示す．図中には負荷点位置と目視観察で測定した各き裂長さのき裂先端位置を点線で示している．実験中のき裂長さは，A 区間 25, 33, 40mm，B 区間 31, 36, 40mm と進展した．図 5.4-3~5 は実験中の層間剥離形状の画像を示している．本実験ではき裂長さが光ファイバ設置位置によって異なるが，CFRP 積層板の実験結果同様にき裂先端付近で極大となることがわかる．

図 5.4-2 にクラック長 25~31mm および 33~36mm のひずみ分布測定および FEM 解析結果を示す．き裂形状が斜めであってもき裂先端付近でひずみの極大値を示しており，測定結果とよく似た形状のひずみ分布となっていることがわかる．き裂長さ 33~36mm のひずみ分布では測定と解析結果でひずみの大きさが異なるが，この原因は剥離進展時の中央変位から 1mm に変位を戻した際に，光ファイバが収縮する前にひずみを測定したためであると考えられる．しかし，測定および解析結果ともにき裂先端位置付近で極大となるため，き裂先端位置の特定に有用であると考えられる．

図 5.4-1 では，いずれのひずみ分布においてもき裂先端付近でひずみのピークを示しているが，CFRP 積層板を用いた実験では図 4.3-1 が示すようにき裂先端付近で明確なピークを示さないひずみ分布が見られた．これは疲労試験中に，試験片表面に接着した光ファイバセンサーが剥がれたためであると考えられる．

図 5.4-6 に GFRP 積層板の ε_{11} のコンター図を示す．き裂によってき裂先端で中立軸が変化し，それに伴い表面のひずみ分布にも影響が表れていることが分かる．これがき裂先端位置で表面ひずみ分布に極値が現れる理由である．

Table.5.4-1 Peak positions of strain distribution along optical fiber for various crack length

Number of measurements	1		2		3	
Section	A	B	A	B	A	B
Crack length [mm]	25	31	33	36	40	40
Measured strain peak position [mm]	1430	1474	1425	1477	1419	1480
Calculated strain peak position [mm]	1430	1476	1422	1480	1416	1484
Error [mm]	0	2	3	3	3	4

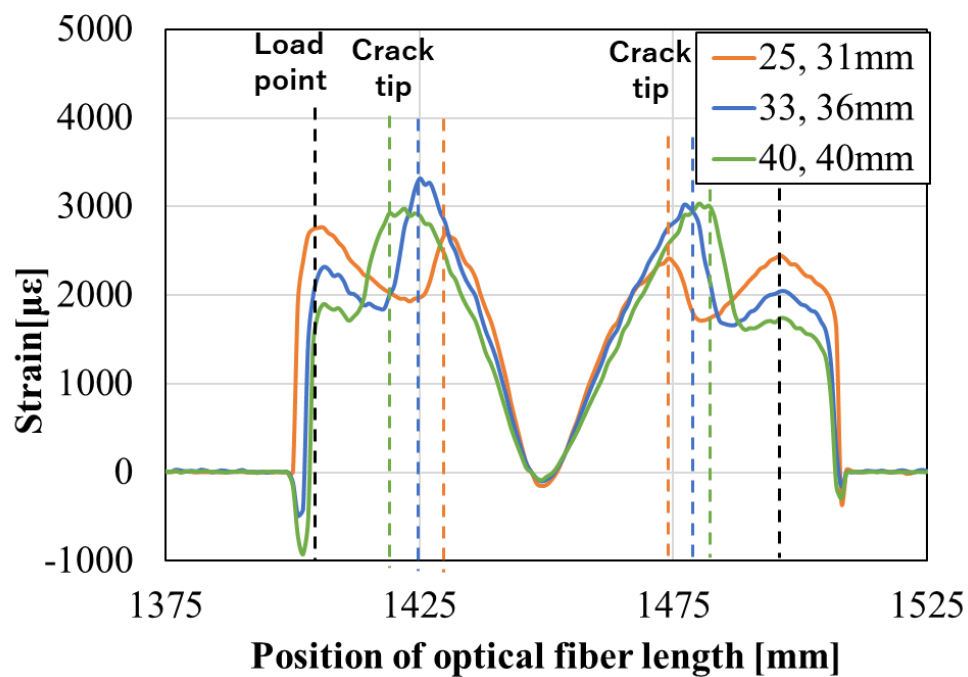


Fig.5.4-1 Strain distribution of GFRP laminate during ENF test

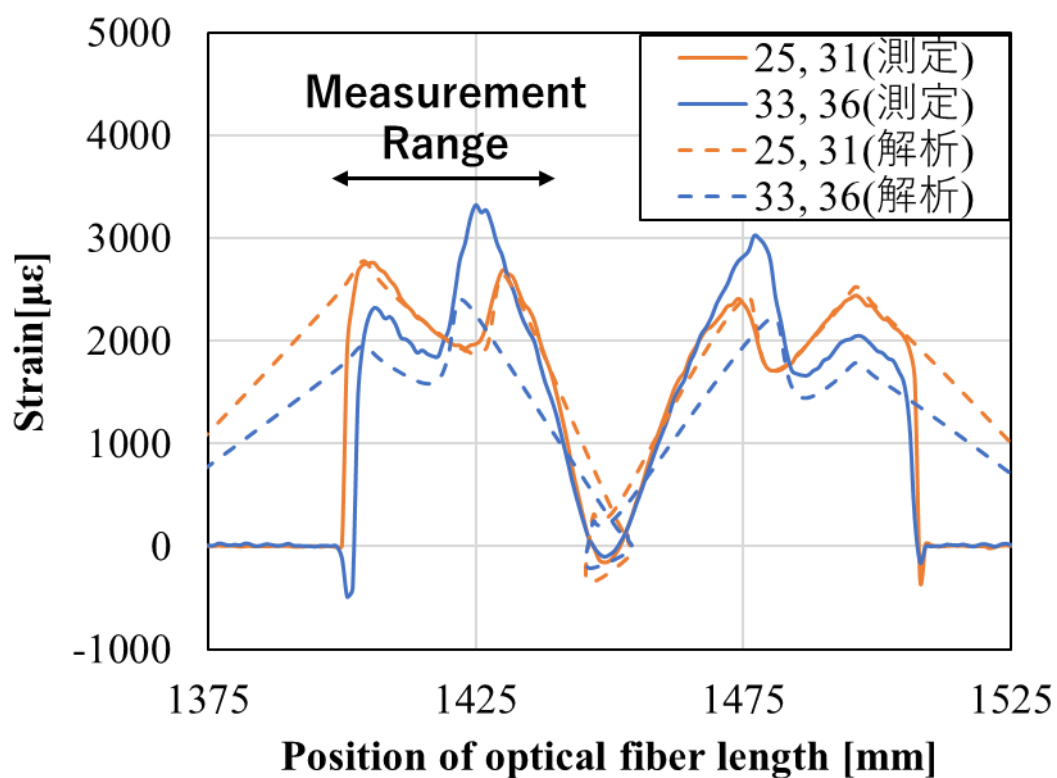


Fig.5.4-2 Measured and analyzed strain distribution of GFRP laminate during ENF test

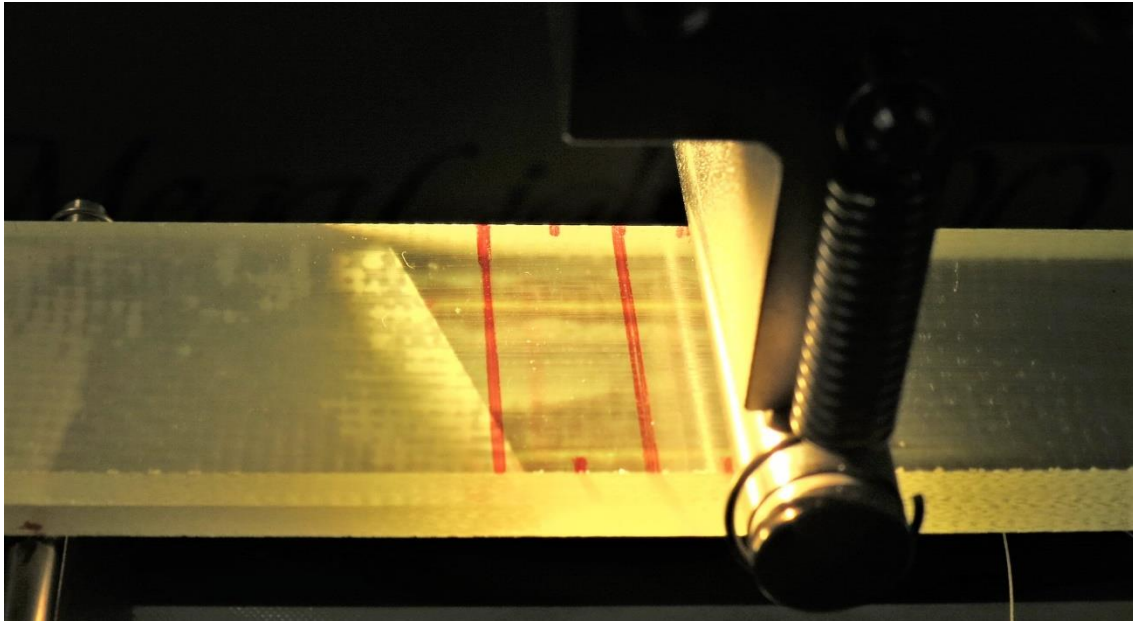


Fig.5.4-3 Photographs of crack propagation in GFRP during ENF test (1st measurement)

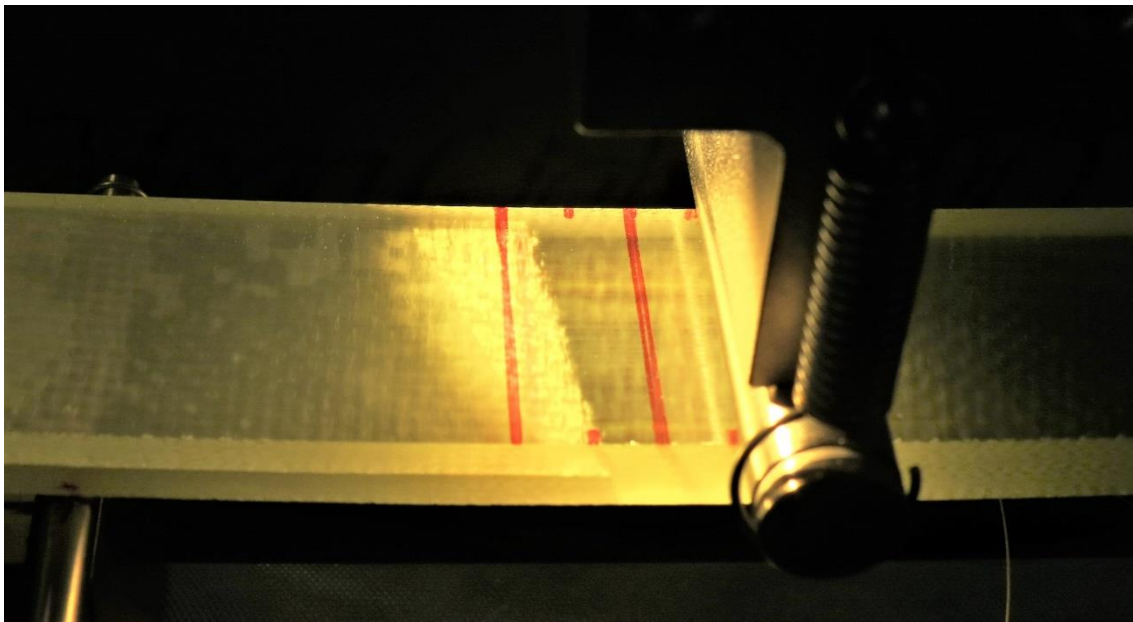


Fig.5.4-4 Photographs of crack propagation in GFRP during ENF test (2nd measurement)

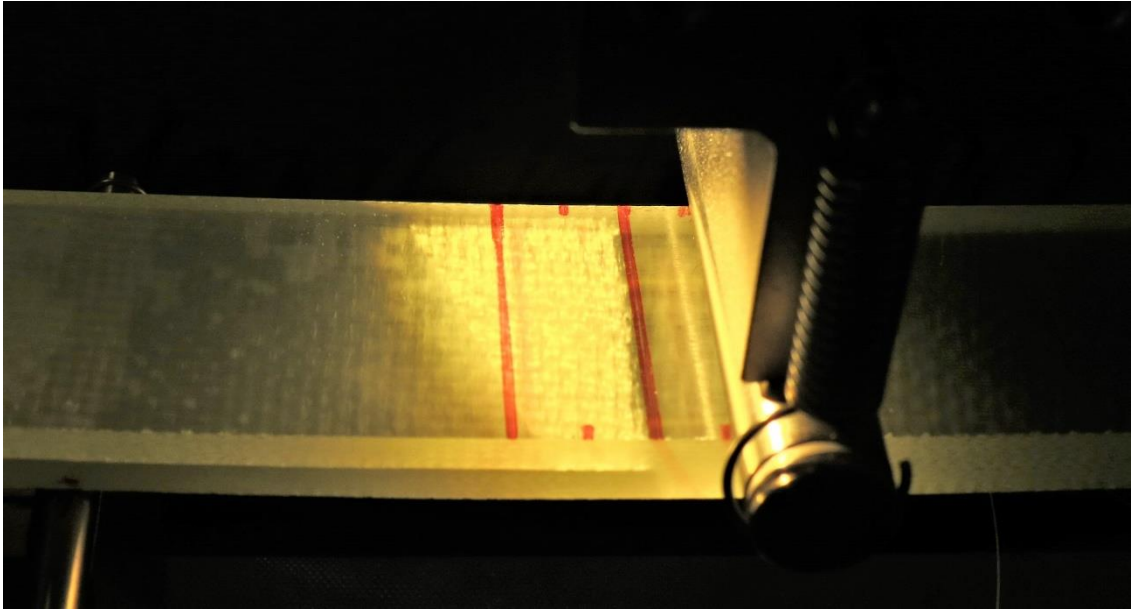


Fig.5.4-5 Photographs of crack propagation in GFRP during ENF test (3rd measurement)

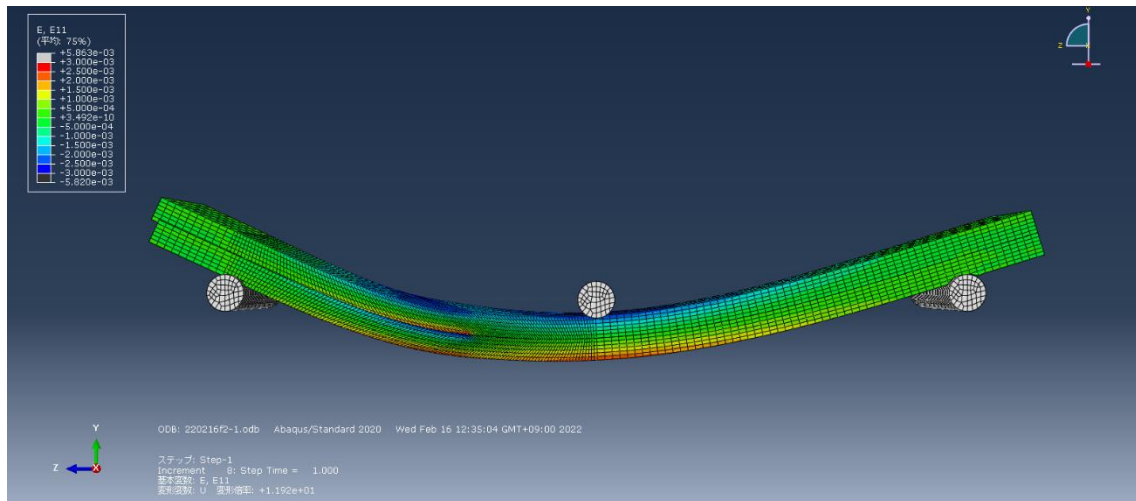


Fig.5.4-6 Deformation and strain ϵ_{11} distribution of GFRP measured by optical fiber sensor and calculated by FEM analysis during ENF test

第 6 章 結言

本研究では、レイリー散乱型光ファイバ分布センサを用いて、接着層剥離をもつ CFRP および層間剥離を持つ CFRP と GFRP 積層板のひずみ分布を引張試験と ENF 試験によって測定した。また、得られたひずみ分布と剥離先端位置との関係を調べ、有限要素解析結果と比較した。その結果以下の結論を得た。

- (1) SLJ 試験片の引張試験の測定結果および解析結果より、接着層き裂先端位置でひずみの極小値をとり、これによってき裂先端位置を同定可能であることがわかった。き裂がない接着端とき裂先端位置のひずみ分布は同様の傾向を示し、き裂発生から進展まで本手法でモニタリング可能である。
- (2) CFRP 積層板による ENF 試験結果および解析結果より、き裂先端位置でひずみの極大値を取り、これによってモードⅡ剥離先端位置を同定可能であることがわかった。
- (3) GFRP 積層板による ENF 試験結果および解析結果より、形状が変化した剥離であっても、本センサを往復させて設置することでひずみ分布の極大値を取る位置から剥離形状を同定可能であることがわかった。

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准教授に深く感謝致します。本当に有難うございました。また、日常の議論を通じて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。

本研究は科研費（20K04182）の助成を受けたものである。

参考文献

- (1) Fukuda, T. and Kosaka T. 2002. “Cure and Health Monitoring,” Encyclopedia of Smart Materials, Wiley, pp.291-318.
- (2) Konstantopoulos S, Fauster E. and Schledjewski R. 2014. “Monitoring the production of FRP composites: A review of in-line sensing methods,” eXPRESS Polymer Letters, 8(11), pp.823–840
- (3) Minakuchi S., Takeda N., Takeda S., Nagao Y, Franceschetti A. and Liu X. 2011. “Life cycle monitoring of large-scale CFRP VARTM structure by fiber-optic-based distributed sensing,”
- (4) Luyckx G, Voet E, Lammens N and Degrieck J. 2011. “Strain measurements of composite laminates with embedded fiber Bragg gratings: Criticism and opportunities for research”, Sensors, 11(1), pp.384-408
- (5) Kosaka T.. 2018. “Cutting Edge of Molding Techniques of Composite Materials. III Recent in-situ monitoring methods of FRP molding process and their applications”, J. Soc.Mater.Sci., Japan, 67(8), pp.819-825.
- (6) Di Sante, R. 2015 “Fibre Optic Sensors for Structural Health Monitoring of Aircraft Composite Structures: Recent Advances and Applications,” Sensors, 15, pp.18666-18713.
- (7) Froggatt M. and J. Moore. 1998. “High-spatial-resolution distributed strain measurement in optical fiber with Rayleigh scatter”, Applied Optics, 37(10), 1735-1740.
- (8) Bao, X. and Wang., Y. 2021. “Recent Advancements in Rayleigh Scattering-Based Distributed Fiber Sensors,” Adv. Devices & Instrumentation, 2021, Article ID 8696571
- (9) S. Minakuchi, N. Takeda, S. Takeda, Y. Nagao, A. Franceschetti and X. Lui, “Life cycle monitoring of large-scale CFRP VARTM structure by fiber-optic-based distributed sensing”, Composites Part A, Vol.42, No.6, pp.669-676(2011)
- (10) 半田裕樹, “レイリー散乱型光ファイバセンサを用いた FRP の成形および健全性モニタリング”, 2017, 高知工科大学大学院修士論文
- (11) 大西一輝, “分布型センサを用いた FRP の層間剥離検出”, 2020, 高知工科大学卒業論文
- (12) V. Dattoma, R. Nobile, F.W. Panella and A. Saponaro “NDT thermographic techniques on CFRP structural components for aeronautical application”