

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 FRP laminates by Rayleigh scattering based optical fiber distributed sensor

航空宇宙工学コース

先端機械・航空材料工学研究室 1245036 大西 一輝

1. 緒言

近年の航空機の主構造部には、比強度・比剛性に優れ、高いじん性や疲労強度を持つため CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)が積極的に利用されている。一方、CFRPは面外衝撃によって層間剥離が生じやすいという欠点があり、これを目視で捉えることは困難である。そのため、非破壊検査によって FRP 内部の層間剥離を検出する必要がある。航空機の運用コストを抑え、機体の信頼性向上のために、より効率的な検査手法の確立が求められている。そこで、提案されている損傷モニタリング手法の中に光ファイバセンサを用いた手法が有望視されている¹⁾。

本研究では、レイリー散乱型光ファイバ分布センサ²⁾得から得られるデータを用いて損傷を同定する手法を構築することを目的として、CFRP 間接着層剥離および FRP 積層板のモード II 層間剥離のモニタリングを試みた。また、本センサによって取得された剥離形状が実際の形状と一致ことを明らかにするため、GFRP(Glass Fiber Reinforced Plastic)積層板を用いたモード II 剥離進展試験を行い、剥離形状同定を試みた。

2. レイリー散乱型光ファイバ分布センサ

本研究では、レイリー散乱型光ファイバ分布センサ(ODIS A-50 LUNA Technologies)を用いてひずみ分布を測定した。光ファイバは光を閉じ込めるコアとそれを囲むクラッドで構成されている。光ファイバの製造時に、この境界にわずかに不整合が生じる。これにより微小な後方レイリー散乱光が発生する。このレイリー散乱光強度分布を OFDR(Optical Frequency Domain Reflectometry)によって測定することで $1\mu\text{m}$ という非常に高い空間分解能で測定することができる。光強度分布は、光ファイバ固有の不整合分布によるものである。不整合分布を FFT により空間周波数分布として表す。ひずみを受けると空間周波数がシフトし、このシフト量がひずみと線形関係であるため、ひずみ分布を得ることができる。

3. 実験方法

3.1 材料および試験片

本研究では CFRP と GFRP の 2 種類の試験片を作製した。CFRP は CFRP プリプレグ((有)CAST CF/PPG/24tUD/149G)を、接着継手用は 20 枚、ENF 試験用は 60 枚積層して一方向 CFRP 積層板をホットプレス成形で作製した。

接着継手は、図 1 に示すように CFRP 板を 2 液エポキシ系接着 (Araldite 2011, HUNTSMAN 社製) を使用して接着した。接着工程では、主剤と硬化剤をそれぞれ 10 分間脱泡を行い、質量比 1:0.8 で混合したものを接着面に塗布した。この時、接着端部の片側及び両側に予き裂を発生させた試験片

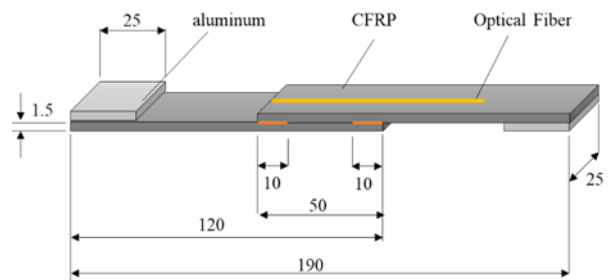


Fig.1 SLJ specimen [mm]

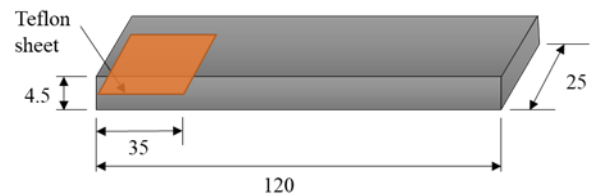


Fig.2 CFRP specimen [mm]



Fig.3 GFRP specimen (Top view)

を作るために、厚み 0.1mm のテフロンシートを挟んだ。その後、乾燥炉を用いて 70°C 、1 時間で接着剤を硬化させた。接着剤硬化後は、余分な接着剤を除去した。最後に試験片端部に厚み 1.5mm、0.2mm の金属タブを、瞬間接着剤を用いて張り付けた。

ENF 試験用 CFRP には予き裂として、厚さ 0.05mm のテフロンシートを幅方向と平行に中央面に挿入した(図 2)。

GFRP はガラスクロス(日東紡:KS2750, 繊維直径 $9.3\mu\text{m}$, 目付 $104\text{g}/\text{m}^2$, 密度 $2.6\text{g}/\text{cm}^3$)を 60 枚積層し、VaRTM(Vacuum-assisted Resin Transfer Molding)法によってエポキシ樹脂(主剤:ARALDITE LY5052, 硬化剤:ARADUR 5052 CH, 混合比 100:38)を用いて作製した。成形条件は、常温常圧下で 20 時間かけて硬化させ、さらにポストキュアとしてマルチオーブンで 80°C 、2 時間加熱させた。成形後はファインカッターを用いて所定の形状に切り出した。予き裂形状は剥離先端を図 2 に示すように約 6mm ずらして作製した。図 3 には、光ファイバ設置位置のき裂長さを示している。

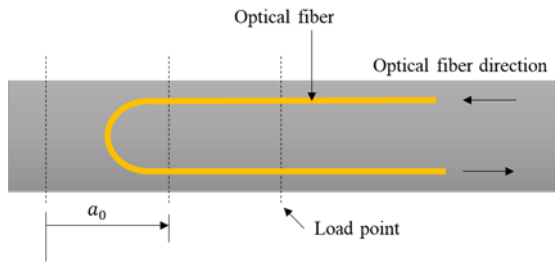


Fig.4 set-up of optical fiber sensor

3.2 実験方法

SLJ 試験片の引張試験には、精密万能引張試験機オートグラフ(島津製作所)を使用した。変位速度 0.5[mm/min]とし、クロスヘッド変位が 0.5mm 進展するごとに試験機を止め、ひずみ分布を測定した。そのあと試験機を再稼働し、これを繰り返した。光ファイバは試験片に設置したときのひずみを 0 として、ひずみ測定を行った。光ファイバセンサの測定範囲は接着層端部から 70mm とし、ゲージ長、測定間隔(空間分解能)は 1mm に設定した。

CFRP 試験片の剥離進展試験では油圧サーボ式疲労試験機(島津製作所)を使用し、支点間距離 100mm, 繰返し速度 2Hz として変位制御で 3 点曲げモード II 疲労き裂進展試験を行った。

GFRP 試験片の剥離進展試験では精密万能引張試験機(島津製作所)を使用し、支点間距離 100mm, 変位速度 0.5mm/min で 3 点曲げ静的試験を行い、モード II き裂進展試験を行った。

光ファイバセンサは図 4 に示すように試験片下部に往復させ、き裂進展方向に設置し、ファイバ全面を接着剤で固定した。光ファイバセンサのゲージ長および空間分解能は、CFRP では 5mm, 1mm, GFRP では 2mm, 1mm とした。

4 実験結果および考察

4.1 片側剥離 SLJ のひずみ分布

図 5 に荷重 2.72, 6.93, 12.3kN に到達したときのセンサによって測定したひずみ分布を示す。A 点は挿入したフィルム先端位置、B 点は接着層端部を示している。また、点線は荷重が 6.93kN のときの ABAQUS による有限要素解析結果を示している。

まず、剥離先端付近のひずみ分布に着目する。図中の A が剥離先端位置であり、この位置までは剥離によってひずみはゼロになる。またこの位置でひずみ分布には小さな圧縮ひずみのピークが見られた。これは応力集中によるものと考えられる。また剥離端から接着側に離れるとひずみは急上昇することがわかる。

B 点の接着層端部に近づくとひずみが大きく減少することがわかる。これは、厚さが不連続的に減少するためであるが、端部付近で測定表面が曲げ圧縮となることを示している。端部から離れると曲げ圧縮成分は小さくなり、引張ひずみが表れている。C 点はセンサの接着端部であり、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値が低下した。

解析結果に着目すると、A から C まで測定結果と同様の傾向を示し、A での応力集中の影響や B 点の曲げ圧縮によるひずみのピークが計算にも表れている。

4.2 両側剥離 SLJ のひずみ分布

図 6 に、B 側にも剥離がある試験片について、荷重 1.53, 3.86, 7.01kN に到達したときのセンサによって測定したひずみ分布を示す。点線は、荷重が 3.86kN のときの ABAQUS によ

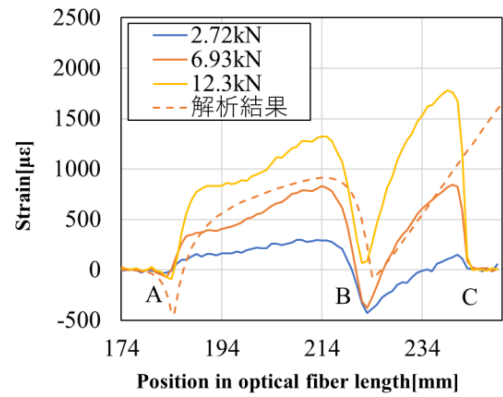


Fig.5 Measurement result of strain distribution (single crack)

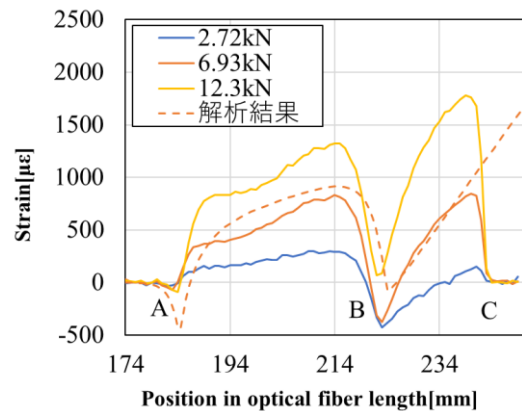


Fig.6 Measurement result of strain distribution (double crack)

るひずみ計算結果を示している。

図より、ひずみ分布の傾向は片側剥離の場合と似ているが、最小値を示す位置は剥離先端位置に従って B から B' に移動していることが分かった。

解析結果に着目すると、測定結果と同様に、ひずみの最小値を示す位置は接着端部である B 点から B' 点に移動していることがわかった。

4.3 CFRP 積層板のひずみ分布測定結果

図 7 に、疲労き裂進展に伴うひずみ分布の変化を示す。図中には、側面からの目視観察で得たクラック先端位置も示している。本実験ではセンサを往復させているためひずみ分布形状が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ゼロとなっていた。図より、負荷点では極大値を示すが、図中の左側の区間では進展したき裂先端付近でも極大となること分かる。一方で右側の区間では目視によるき裂先端位置はあまり一致していない。このことから、き裂が幅方向に平行に進展していないと考えられる。

図 8 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。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えられる。

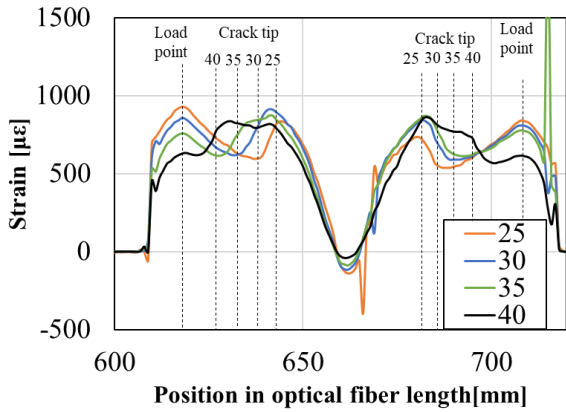


Fig.7 Measured strain distribution of CFRP

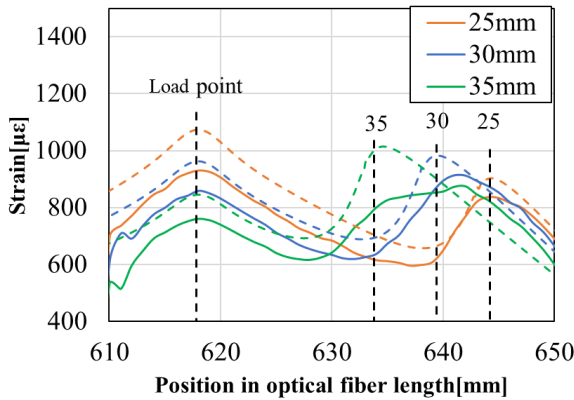


Fig.8 Measured and simulated strain distribution of CFRP

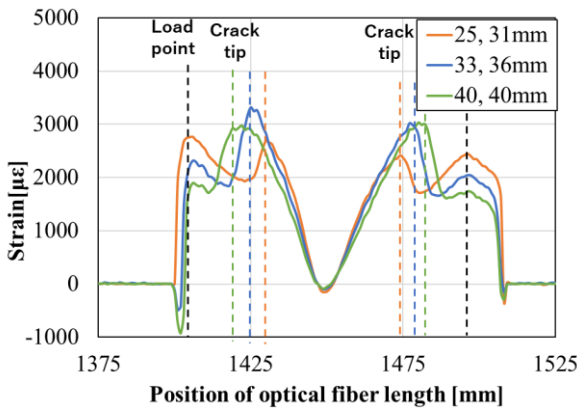


Fig.9 Measured strain distribution of GFRP

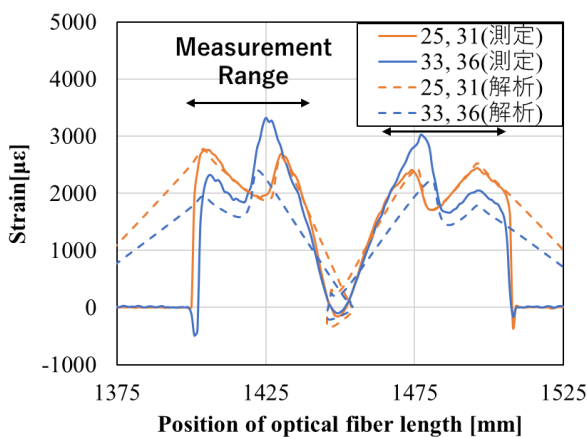


Fig.10 Measured and simulated strain distribution of GFRP

4.4 GFRP 積層板のひずみ分布測定結果

図9にGFRP積層板のき裂進展に伴う表面ひずみ分布測定結果を示す。図中には、上部から目視観察したき裂先端位置を点線で示している。実験中のき裂長さは、予き裂長さ25mmの位置はから33,40mm,予き裂長さ31mmの位置は36,40mmと進展した。

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、図9より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10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、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9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7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が剥がれたためであると考えられる。

5 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、層間剥離があるCFRPおよびGFRP積層板の表面ひずみ分布を3点曲げ試験によって測定し、剥離先端位置との関係を調べた。その結果以下の結論を得た。

- (1) SLJ試験片のひずみ分布測定及び解析結果より、接着層内に存在する予き裂先端位置でひずみの極小値をとり、ピークが存在する光ファイバ位置は引張ひずみの影響を受けないため、得られるひずみ分布から接着層内に存在するき裂の先端位置を特定可能である
- (2) CFRPおよびGFRP積層板表面に貼り付けた本センサを使用することで、ひずみ分布の極大値を取る位置からモードII層間剥離先端位置を同定することができる。
- (3) 層間剥離形状が変化しても同様に、極大値を取る位置から剥離先端位置を同定可能であり、本センサを往復させて設置することで、層間剥離の二次元モニタリングが可能である。

謝辞

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) 高坂達郎, " 複合材料成形技術の最前線 3.近年のFRP成形モニタリング技術とその応用", 日本材料学会, 67(8), pp.819-82 (2018)
- (2) Bao, X. and Wang, Y. 2021. "Recent Advancements in Rayleigh Scattering-Based Distributed Fiber Sensors," Adv. Devices & Instrumentation, 2021, Article ID 8696571.