

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

The identification of delamination in CFRP laminates by temperature distribution measurement using Rayleigh scattering optical fiber distribution sensors

航空宇宙工学コース
先端機械・航空材料工学研究室 1265028 田尻 史弥

1 緒言

炭素繊維強化プラスチック(Carbon Fiber Reinforced Plastic: CFRP)積層板は軽量かつ高強度、高剛性であるため、航空機などの先端構造に用いられている。しかし、衝撃や疲労によって層間剥離が生じやすいという欠点を持ち、内部損傷であるため表面からの目視観察が困難である。そのため、CFRPの健全性を保証するには非破壊検査技術の利用が必須である。しかしながら、非破壊検査を行うには運航を停止しなければならず、運用コスト増大の一因となっているため、航空機運営の損失を抑えつつ機体の信頼性を向上させるためにもより効率的かつ信頼性の高い検査手法の導入が望まれている。

構造物を遠隔から非接触で検査できる手法として、赤外線サーモグラフィによる温度分布測定に基づく非破壊検査法が行われている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。被測定物表面にパルス状の高い熱流束を瞬時に与え、剥離の断熱効果により生じた断熱温度場が熱拡散によって消失する前の温度分布測定を行うことで剥離の位置、形状を視覚的に同定することができる。しかし、損傷検査にカメラを必要とするため被測定物との一定の距離を要し、距離を確保できないような複雑な形状では検査のために内装を剥す必要があり適応が難しい。

この問題を解決させる手法として、構造システムの安全性、信頼性を確保しつつ、メンテナンス時間の減少を可能とする構造ヘルスマニタリング(Structural Health Monitoring: SHM)システム⁽⁴⁾⁽⁵⁾に注目した。細径で耐熱性に優れるセンサを構造物内部に埋め込むことで内装を剥さずとも機体全体の状態を常に監視することができ、安全性、信頼性の向上および定期検査の簡易化による検査時間の減少が期待される。また、従来の方法では叶わなかった運航中での検査も可能となるため、検査をするために運航を停止させる必要がなくなり運航コストの大幅な削減が可能になると考えられる。以上より、組み込みセンサを用いた SHM システムは CFRP 構造の健全性と運用コスト削減に重要な役割を果たすと考えられる。

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温度分布測定による損傷検出方法の可能性を探ることを目的とした。表面加熱した CFRP の裏面の温度分布を有限要素解析により検証した後、レイリー散乱型光ファイバ分布センサを試験片に貼り付け温度分布測定を行った。

2 材料および実験方法

2.1 試験片

150×150mm に切り出した CFRP プリプレグ(TR350C100S, 三菱ケミカル製, 厚み 0.093mm)を繊維方向が一方向になるよう 40 枚積層し、厚み 0.1mm, 幅 30mm, 長さ 150mm 以上のテフロンシートを 4 枚用意してプリプレグの 20 枚目と 21 枚目の間に挿入した。テフロンシートはプリプレグの中央を通るよう配置し、繊維方向に沿う場合と直交する場合の 2 パターンを用意した。その後、ホットプレス機を用いて圧力

4MPa で 130℃まで 1 時間ほどかけて加熱し、温度を維持したまま 40MPa まで圧力を上げた状態を 2 時間保持した。プレス後空冷し、ファインカッターで図 1 の寸法に切り出し、テフロンシートを削り取って損傷部を中空にした。クラックの進展方向(長手方向)に対して繊維が沿っている場合を繊維方向 0°, 直交している場合を繊維方向 90°とおく。

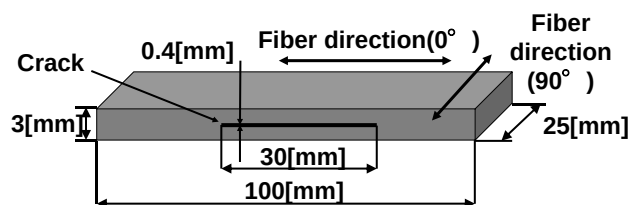


Fig.1 Dimensions of specimen

2.2 レイリー散乱型光ファイバ分布センサ

本研究では、ODiSI A-50(LUNA Technology)を使用した(図 2)。測定範囲は 1m~50m, 最小測定ピッチ 1mm, 温度分解能 0.1℃, ひずみ測定範囲±10000μ, ひずみ分解能 1μ, 測定サイクルは~5Hz で、ひずみ分布と温度分布を測定することが可能となっている。本センサは光ファイバのコアとクラッドの不整合によって生じるレイリー散乱光から分布測定を行っている。一か所の散乱光からひずみや温度の情報を得ることはできないが、レイリー散乱光の分布測定を 1μm の高い空間分解能で行うことでファイバ固有の不整合分布からレイリー散乱光強度分布を得ることができる。任意の区間での温度及びひずみを得るため、レイリー散乱光強度分布からゲージ長の区間分のデータを取得し、得られたデータに FFT 処理することで空間スペクトルを求め、周波数シフト量が温度、ひずみと線形関係であることから各区分での山椒とする空間周波数スペクトルの周波数シフト量の相互関係から温度及びひずみ分布を測定することができる⁽⁶⁾⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾。



Fig.2 Optical Distributed Sensor Interrogator

2.3 実験方法

実験装置の略図を図3に示す。繊維方向 90°, 0°の試験片をそれぞれ2枚ずつ用意した。右を1, 左を2とすると, 1の加熱表面中央に熱電対を瞬間接着剤で接着し, 接着剤を完全硬化させるため1日放置した, ラバーヒータとの間に挟んで温調器に接続した。2の大気開放面中央にセンサを接着し, 表面と同様, 接着剤を完全硬化させるため1日放置した。ゲージ長 4mm, 空間分解能 1mm, サンプルタイム 2秒と設定して温度分布測定を行った。温調器は室温の 24°Cから 43°Cまで昇温するよう設定した。また, 加熱開始から 150秒後に運転を停止させた後, 420秒放置して CFRP を冷ました後, 温調器を再稼働させ再び 150秒経過したところで運転を停止し, 420秒放置した。再稼働から停止させ放置した後までを1周期とし, 3周期分の温度分布を取得した。

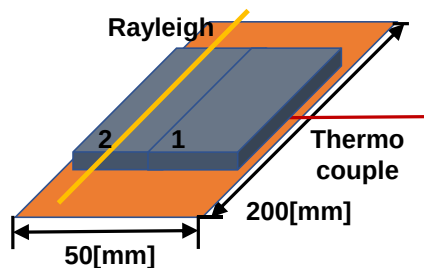


Fig.3 Experimental set-up of heating test

2.4 解析方法

解析で用いた物性値⁽¹⁰⁾を表1, 使用したモデルを図4で示す。モデルの寸法は実験で用いたものに合わせた。CFRPは繊維方向によって違う機械特性を持つ異方性のある材料であるため, 熱伝導の速度の違いが温度場変化に与える影響を検証すべく, 剥離方向に対して繊維方向が 90°と 0°の場合の2パターンの解析を行った。実験ではラバーヒータの上に試験片を置いて温度を与えるため, 解析でも同様の条件になるよう下面を加熱表面と仮定して温度の境界条件を設定し, 上面を大気開放面として室温 24°Cの場合の CFRP-Air 間の熱伝達係数を代入した。損傷部は中空となっているため 40°Cの空気の物性値を導入し, 裏面を大気開放として加熱表面を 24°Cから 43°Cまで昇温させるよう設定した。

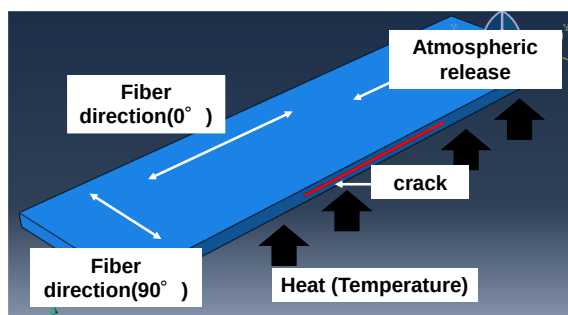


Fig.4 FEM model of CFRP

3 実験結果および考察

3.1 解析結果

繊維方向 0°, 90°それぞれの大气開放面の温度分布を比較したグラフを図5に示す。0°のモデルは開始 39秒後に温度差が最大となり, その差は 5.6°Cであったのに対し, 90°のモデルでは 43秒後に 8.5°Cの温度差が生じた。結果から繊維方向によって生じる温度差は異なることが分かり, 繊維方向 90°は 0°に対し非定常時の温度差が大きくなることが予想された。温度差の違いが生じた理由として繊維方向の熱流量が直交方向に比べて大きいことが挙げられる。繊維方向 90°の CFRP は厚み方向, 長手方向ともに熱伝導率は同じである。それに対し, 繊維方向 0°は厚み方向に比べ長手方向への熱伝導が大きいため大気解放面に温度場変化が現れるまでに長手方向へ熱が素早く伝わって行ってしまう, 結果としてクラック周辺での温度場変化による影響が表面に現れにくくなったためであると考えられる。

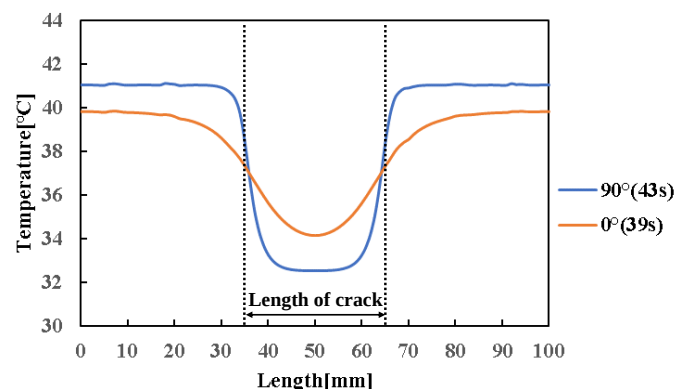


Fig.5 Temperature distribution on surface of 0 or 90 degree's specimen during heating

3.2 レイリー散乱型分布センサによる温度分布測定

レイリー散乱型分布センサで得た繊維方向 90°の 42秒後, 0°の 39秒後の温度分布を図6に示す。ただし, この温度には熱ひずみによる膨張が温度として加わっており, 90°は熱ひずみ 23 $\mu\epsilon$ が 1°C, 0°は 10 $\mu\epsilon$ が 1°Cに相当する。図の縦軸に注目すると, 90°の試験片ではクラックの範囲外である 15mmの位置で 70°C前後まで温度が上昇しており, 熱膨張の影響で実際の温度上昇よりも大きい値が出ていることが分かる。そこで, 熱ひずみの影響を計算してみる。試験開始時の CFRP の温度は 27°Cであり, 加熱 42秒後の大気開放面の温度は熱電対で測定すると 40°C程度であるとわかった。ここで上昇した温度変化量は 13°Cであり, これを熱ひずみに変換すると 299 $\mu\epsilon$ となる。レイリー散乱型光ファイバ分布センサではひずみ 1 μ が温度 0.1°Cに相当するので, 今回の温度分布では 29.9°Cの温度が加算されていることになる。熱ひずみの影響を加算すると 69.9°Cとなり, レイリー散乱型光ファイバ分布センサの測定結果は妥当であると言える。

Table.1 Material properties of CFRP⁽¹⁰⁾ and Air

Direction	Longitudinal	Transverse	Through-thickness	Air
Thermal conductivity (W/m/K)	11.8	0.609	0.609	0.0272
Specific heat (J/kg/K)		1065		1008
Density (kg/m ³)		1520		1.091
Heat transfer coefficient (W/m ² /K)		30.8		

90°の積層板では損傷のある範囲の大气開放面がそれ以外の部分より 20°C程度下回っていることが確認できたが、0°では遅れを見ることはできなかった。これより、レイリー散乱型分布センサで得た温度分布から 90°の積層板に生じた損傷を同定することが可能であることが示された。

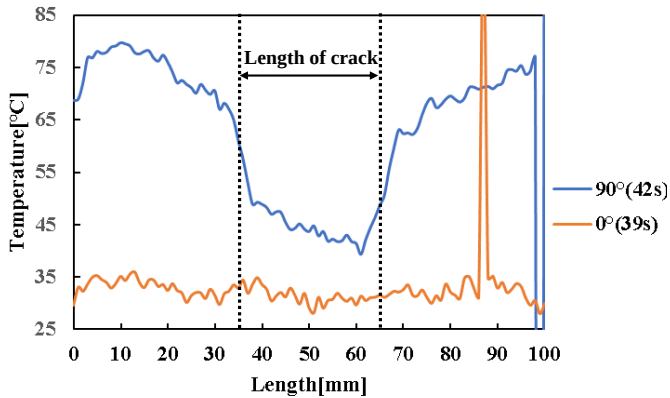


Fig.6 Temperature distribution measured by Rayleigh scattering distribution sensors involving thermal strain effect

3.3 正規化された温度分布

レイリー散乱型分布センサで得た 3 回の昇温時の非定常温度分布を同じ時間の各位置で平均し、それぞれの位置での温度時間履歴を最小値 0、最大値 1 と設定して正規化した。繊維方向 90°、0°の試験片の正規化した空間データを図 7 に示す。90°のデータは加熱 42 秒後の、0°のデータは加熱 39 秒後の温度分布である。90°の積層板ではクラック上面の温度が周囲と比べて昇温が遅れており、図 5 に示された正規化前の温度分布よりも解析で予測された結果に近い温度分布が得られた。また、0°でも剥離がある位置で温度上昇が遅れが見られた。しかし、全体的に温度勾配が生じており、的確な損傷位置の発見が困難な結果となっていたため、剥離幅に対して CFRP 積層板の長さの増大や、剥離が複数存在する試験片を用意して実験する必要があると考えられる。以上より、レイリー散乱型分布センサで昇温時の温度分布を 3 回測定し、平均した値を正規化することでより精度の高い損傷同定が可能になることが示された。

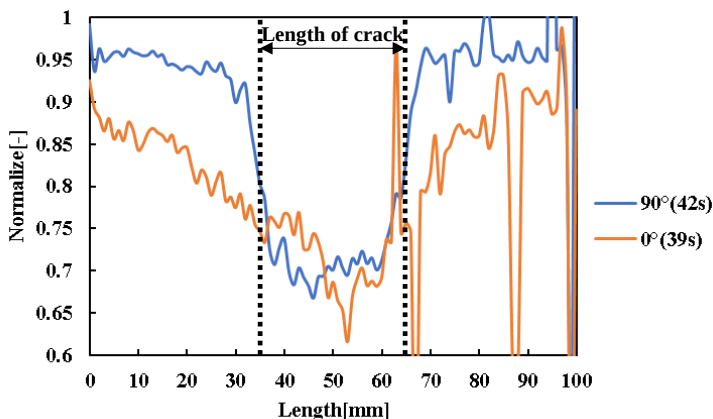


Fig.7 Normalized temperature distribution measured by Rayleigh scattering distribution sensors

4 結 言

本研究では、汎用有限要素法ソフト Abaqus による熱伝導解析から損傷同定の可能性を模索した後、レイリー散乱型光

ファイバ分布を用いた温度分布測定から厚み 0.4mm、幅 30mm の内部損傷が生じた繊維方向 90°、0°それぞれの一方向 CFRP 積層板の損傷同定を試みた。

- (1) Abaqus を用いてそれぞれの繊維方向で熱伝導解析を行った結果、90°方向は 0°方向よりも温度差が大きく生じており、大气開放面の低温領域と高温領域の境界が明瞭であることが分かった。
- (2) 表面をラバーヒータで 43°C まで加熱して大气開放面の温度分布を測定すると、90°の積層板では非定常時の損傷のある部分は無い部分に比べ温度が 20°C ほど遅れていることが分かった。
- (3) 昇温時の非定常温度分布を 3 回測定し、平均して正規化することでより正確な損傷位置を同定できることが分かった。また、この手法であれば繊維方向 0°の試験片で温度上昇の遅れが見られることが分かった。

謝辞

本研究では科研費(20K04182)の助成を受けたものである。

文献

- (1) 阪上隆英, “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 (2003), pp. 251-255
- (2) 石川真志, 椎谷有紀, 向後保雄, 八田博志, 羽深嘉郎, 福井涼, 宇都宮真, “位相解析を利用した誘導加熱励起サーモグラフィ法による CFRP 積層板の非破壊検査”, 日本機械学会論文集, Vol. 81, No. 829 (2015), pp. 15-17
- (3) 近藤拓郎, “赤外線サーモグラフィを用いた非破壊検査技術に関する研究”, 山口県産業技術センター, 研究報告 No. 33 (2021), pp. 7-11
- (4) 武田展雄, 水口周, “光ファイバセンサの航空機構造ヘルスマonitoring 技術への応用”, 計測と制御, Vol. 51, No. 3 (2012), pp. 234-240
- (5) 藤原力, 伊原木幹成, 長井謙宏, 鎗孝志, “航空機構造健全性モニタリング技術の開発”三菱重工技報, Vol. 41, No. 1 (2004), pp. 10-11
- (6) 保立和夫, 村上英昌, “光ファイバセンサ入門”, 光防災センシング振興協会, (2013), pp. 52
- (7) 大越孝敬, “光ファイバセンサ”, オーム社, PP15, PP196-201, (1986)
- (8) 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
- (9) 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
- (10) 小笠原速夫, 平野義鎮, 吉村彰紀, “模擬雷撃を受ける炭素繊維複合材料の熱—電気連成解析”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, No. 667 (2009), pp. 336-343