

知的材料構造システムの研究開発

Smart Material and Structure R&D

名古屋航空宇宙システム製作所 神野昌明*¹ 長井謙宏*²
酒井茂*³ 鎗孝志*⁴
清水隆之*⁴

航空宇宙構造への適用を目的とした知的材料・構造システムとして、(1)成形過程のモニタリングと予測モデルに基づく複合材知的成形技術（スマートマニファクチュアリング）、及び(2)光ファイバによる分布歪み計測（BOTDR）を用いた構造損傷検知技術（ヘルスマニタリング）について紹介する。スマートマニファクチュアリングでは、反応熱予測に基づいた知的オートクレーブ成形を実証した。またヘルスマニタリングでは、計測データ逆解析により空間分解能を市販装置の4倍に向上させるとともに、ブラッグ格子センサ（FBG）併用による温度補正システムの開発を行った。

We report smart processing based on process monitoring and process model prediction (smart manufacturing) and damage detection using BOTDR (Brillouin Optical Time Domain Reflectometer) optical fiber sensors (health monitoring) in aerospace composite structures. In smart manufacturing, smart autoclaving based on reaction heat prediction was demonstrated. In health monitoring, BOTDR spatial resolution was enhanced by subtracting Brillouin spectra at neighboring sections, while the strain and temperature were measured both simultaneously and independently using BOTDR and FBG (Fiber Bragg Grating) combined system. The present logics were verified by actual testing.

1. ま え が き

先進複合材構造に種々のセンサを一体化し生命体と同様の知覚、判断、応答といった知的機能を付与した構造システムは、航空宇宙分野を始めとする広範囲な産業分野で実用化が期待されている。我が国でも経済産業省主導の下、大学連携型産業科学技術研究開発制度として、平成10年度より5ヶ年計画で“知的材料・構造システムの研究開発”が開始された。この中で当社は、複合材構造の成形条件を最適に制御し優れた品質を確保するためのスマートマニファクチャリング技術と、構造損傷を早期に検知し安全性を保证するためのヘルスマニタリング技術の開発に参画し、それぞれ大阪市立大学及び東京大学とともに新しいシステムの開発を実施している。本報では、これらの研究成果及び平成14年度に予定している航空機胴体を模擬した供試体による技術検証試験について紹介する。

2. スマートマニファクチュアリング

複合材料に製造段階からセンサを埋め込み、成形過程のモニタリングを通じて成形の最適制御を行う“スマートマニファクチャリング技術”を適用し、そのセンサをヘルスマニタリングにも利用することで、高信頼性と低コスト化を両立させる知的構造材料の創製が可能になるものと期待される。

例えばオートクレーブ成形では、硬化中の反応熱量や樹脂収縮量の予測に基づいた制御が考えられる。またRTM（Resin Transfer Molding）成形の樹脂含浸においても、例えば樹脂注入口が複数ある場合、プリフォーム中の樹脂流動先端部を検知するセンサ⁽¹⁾を用いて、各注入口の条件を最適化する制御が考えられる。

本項では熱硬化樹脂系材料のオートクレーブ成形を例にとり、センサによる成形モニタリングと成形シミュレーションによる予測に基づいた成形制御について述べる。

2.1 硬化反応熱による過昇温の予測と制御

熱硬化樹脂の硬化は通常発熱反応であり、部材温度を上昇させる。特に厚板の炭素繊維強化複合材料（CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastics）をオートクレーブ成形する場合、反応ピーク時における急激な発熱により、部材温度が設定値を大きく超えることも考えられる。昇温速度を小さくすれば反応速度を抑えられるが、成形時間は長くなる。

反応熱を考慮した部材温度分布は、Springerらの熱化学モデル⁽²⁾により予測することができる。厚さ約12 mmの擬似等方積層の厚板成形時にみられる過昇温の実測値を予測値と比較した結果（図1）、両者はよく一致した⁽³⁾。このモデルを用い、成形初期の部材温度から反応ピーク時の温度を予測し、過昇温が生じないような昇温速度に再設定するという制

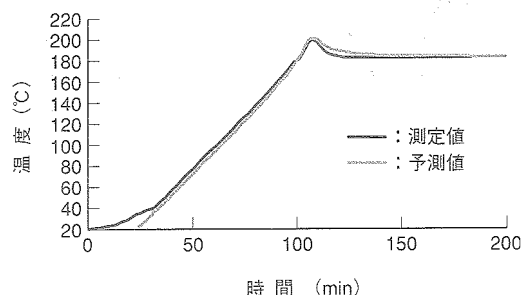


図1 厚さ12 mmの厚板CFRP成形時の部材温度実測値と熱化学モデルによる予測値はよく一致した。
Temperature of 12mm thick CFRP panel during curing

*1 研究部化学研究課主席チーム統括

*2 研究部機体機器研究課 工博

*3 研究部化学研究課

*4 研究部機体機器研究課

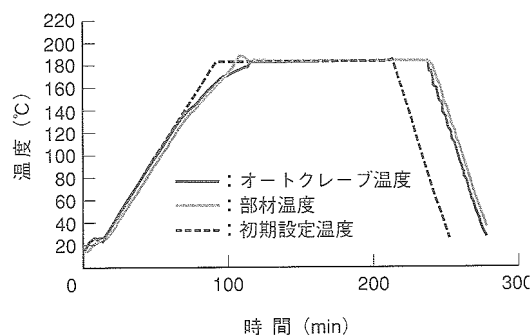


図2 厚さ12mmの厚板CFRP成形時の昇温速度制御 反応熱による温度上昇を予測して昇温速度を制御し過昇温を抑制した。
Temperature rising rate control for 12mm thick CFRP curing

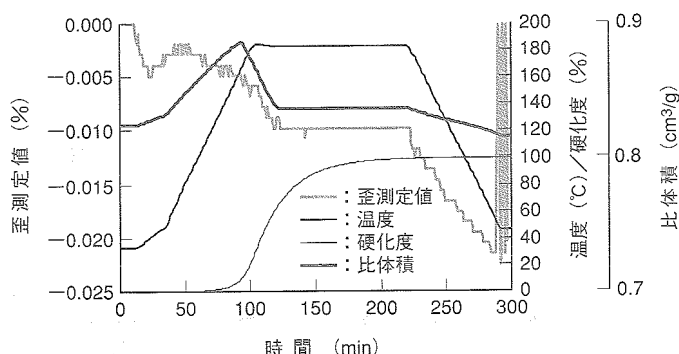


図3 CFRP成形時の光ファイバセンサによる内部歪測定結果と樹脂比体積変化の比較 光ファイバセンサの測定値は樹脂の比体積にはほぼ対応した変化を示す。
Comparison between CFRP internal strain measured by optical fiber sensor during curing and resin specific volume

御が考えられる。実際に12mmの厚板成形にこの制御を適用した結果を図2に示す。途中で昇温速度を小さくする制御が行われた結果、制御なしの場合(図1)に約18℃あった過昇温は約4℃になった。また部材温度の予測に基づいて必要最小限の制御にとどめ、成形時間の延長も抑制した。

実際の成形では部材温度が設定条件に従うように制御するのが一般的であるが、発熱量の大きい厚板では反応ピーク時の急激な温度上昇により、オートクレーブの冷却能力では過昇温を抑制できない場合もあり得る。上記のような成形制御によれば、反応のピークに先立って温度上昇を予測し、雰囲気温度を制御することで、過昇温を防ぐことができる。

2.2 硬化収縮のモニタリングと予測

硬化過程で樹脂は温度上昇とともに熱膨張した後、硬化収縮し、硬化後常温に戻す際に熱収縮する。樹脂の比体積変化と、光ファイバ歪センサにより計測した硬化中の内部歪変化を比較したところ、センサの応答が成形過程の樹脂の硬化収縮及び熱収縮に対応していることを確認した⁽⁴⁾(図3)。

樹脂の硬化収縮や熱収縮は複合材内部の残留応力の原因となり、部材の割れや層間剥離を引き起こす可能性もある。センサ応答、樹脂収縮量及び残留応力の関係を明らかにできれば、光ファイバセンサによる内部歪モニタリング結果と比体積の予測に基づいて、残留応力を許容範囲内に抑えるような知的成形制御プロセスも可能になるものと期待される。

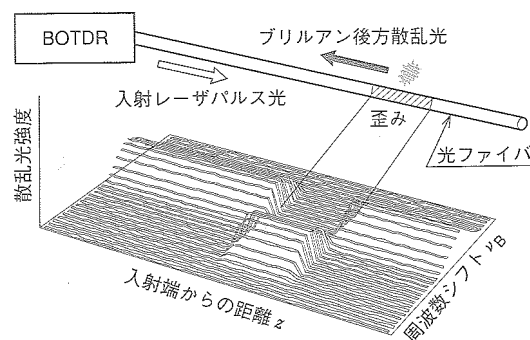


図4 BOTDRの計測原理 光ファイバ内で歪みの発生した部位においてブリルアン後方散乱光の周波数が変化する概念を示す。
Schematic distributed strain measurement system using BOTDR

3. ヘルスモニタリング

3.1 損傷検知手法

複合材構造の健全性をモニタする手法として、軽量性、耐久性、材料への埋込みが可能等の特長から、光ファイバセンサの適用に期待が高まっている。中でも光ファイバに沿って連続した歪み分布の計測が可能となるブリルアン後方散乱光を用いた光学時間領域反射測定法(BOTDR: Brillouin Optical Time Domain Reflectometer)は、歪み分布の変化から構造損傷を推定する技術として、近年最も注目されているヘルスマニタリング手法の一つである。

BOTDRの計測原理を図4に示す。光ファイバの片端から入射したレーザパルスは光ファイバ内を伝播しながらブリルアン散乱による戻り光を発生するが、この戻り光の周波数変化と戻りまでの時間遅れからファイバ内での位置(入射端からの距離)とその位置における歪や温度といった物理量変化を計測することができる。

しかしながらBOTDRの実用化は、インフラストラクチャーなどの大型建造物に適用例が見られるものの⁽⁵⁾、その空間分解能(歪みが計測できる最小の単位長さ)等の制約から航空宇宙分野への応用はほとんど報告されていない。航空機構造等への適用を考えた場合、空間分解能の向上とともに、計測された歪みに対する温度補正技術の確立、及び繰り返し荷重負荷時の評価技術の確立が課題となる。

3.2 空間分解能の向上

BOTDRの空間分解能は入射するレーザパルスの長さに依存する。例えば20 nsecのパルスで得られる空間分解能は2 000 mmに相当する。しかしながら、航空機構造等のヘルスマニタリングに適用するためには、少なくとも数百mmのオーダーでの空間分解能が必要である。空間分解能を向上させる研究も行われているが、計測システムが複雑大型になる等まだ実用化には至っていない。

本研究では、市販装置で得られた計測データを逆解析することにより空間分解能を向上させる手法を提案した⁽⁶⁾。使用したBOTDR装置(安藤電気AQ 8602)は、2 000 mm区間のブリルアン散乱光スペクトルを検出する性能を有する。いま光ファイバの任意の位置 x 、及びそこから Δx 離れた位置での

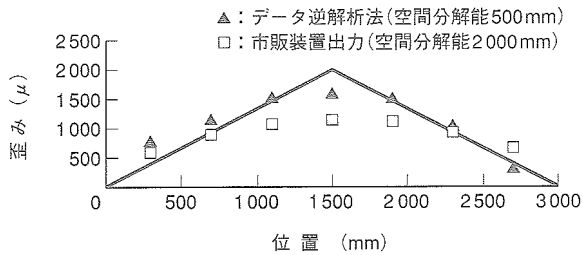


図5 分布歪み計測結果の比較 スパン3 000 mmの板材に対する3点曲げ試験の結果より空間分解能改善による計測精度の向上が実証できた。

Comparison between the present analytical results and the normal device output

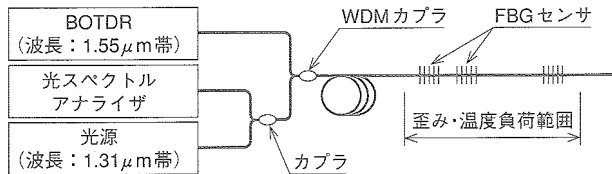


図6 温度補正計測システム 周波数帯の異なるBOTDRとFBGを併用させることにより一本の光ファイバで歪みと温度とを分離して計測できるシステムを示す。

Configuration of the BOTDR and FBG combined system to separate strain and temperature

散乱光スペクトルをそれぞれ F_x 、及び $F_x + \Delta x$ とすると、 Δx の間で変化する歪み量は、

$$dF_x + \Delta x = F_x + \Delta x - F_x \quad (1)$$

で与えられる周波数スペクトルの差分を求めることにより算出できる。(1)式では両位置における計測区間で共通する部分の歪みに相当するスペクトルが相殺され、前後の区間長さ Δx におけるスペクトルのみが算出される。BOTDR装置では Δx を装置の有する空間分解能より十分短くとして計測することが可能であるため、 Δx 毎に dF を求めることにより空間分解能は実質 Δx 長さまで向上させることができる。

図5に梁の3点曲げ負荷における分布歪みに対し、本データ逆解析手法による結果 ($\Delta x = 500$ mm)、装置の出力データ、及び理論値との比較を示す。実質の空間分解能が4倍 (2 000 mm から 500 mm) に向上したことから、分布歪みも装置の出力に比べ理論値により近づくことが明らかとなった。

3.3 温度補正技術

BOTDRでは歪み変化と温度変化とを入出力光の周波数変化として同時に計測するため、両者を分離する技術の開発が必要となる。本研究では、光ファイバによる局所歪み計測法の一つであるブラッグ格子センサ (FBG; Fiber Bragg Grating) を併用することで、温度補正が可能な新しいシステムを提案した⁷⁾。ここでFBGとは、光ファイバの一部に軸方向に屈折率が周期的に変化する回折格子を形成したとき、反射光の波長変化が格子間隔の変化に比例する原理から、格子形成部の歪みを測定する手法である。

図6に提案した温度補正計測システムの概要を示す。本システムでは、一本の光ファイバにBOTDRとFBGに対応した波長帯の異なるレーザ光を入射し、波長多重技術

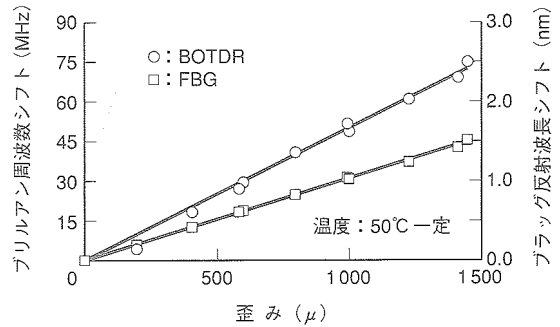


図7 歪みと周波数／波長シフトの関係 一定温度条件においてはブリルアン周波数及びブラッグ反射波長のシフト量は負荷された歪みに比例する。

Relationships between applied strain and frequency/wavelength shifts

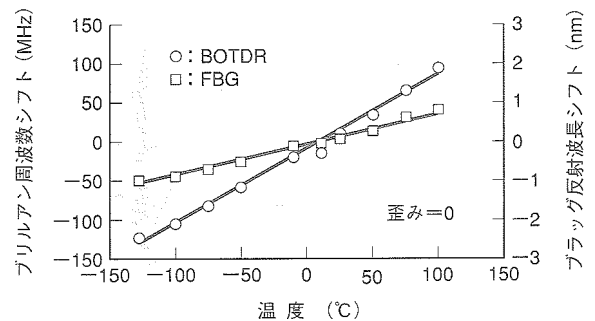


図8 温度と周波数／波長シフトの関係 一定荷重条件においてはブリルアン周波数及びブラッグ反射波長のシフト量は負荷された温度に比例する。

Relationships between applied temperature and frequency/wavelength shifts

(WDM; Wavelength Division Multiplexing) で戻り光の波長帯を分離することにより、両計測を同時に行うことが可能となる。したがって、式(2)及び(3)を解くことで、歪み変化量 $\Delta \epsilon$ 、及び温度変化 ΔT を個々に算出することができる。

$$\Delta \nu_B = K_{B,\epsilon} \Delta \epsilon + K_{B,T} \Delta T \quad (2)$$

$$\Delta \lambda_G = K_{G,\epsilon} \Delta \epsilon + K_{G,T} \Delta T \quad (3)$$

ここで、

$\Delta \nu_B$: ブリルアン周波数変化

$\Delta \lambda_G$: ブラッグ反射光波長変化

K : 定数

本システムを用いて計測した歪み及び温度に対するブリルアンシフト周波数及びブラッグ反射波長の関係を、図7及び図8に示す。これにより、BOTDR計測に対し波長帯の異なるFBGは影響を及ぼさず、両者を併用することにより温度補正が可能であることが明らかとなった。提案した温度補正システムは、温度センサ等により別系統で温度を計測する必要が無いため、簡便かつ軽量性に優れている。温度補正はFBGセンサの位置でしか行えないが、1本の光ファイバの中に複数のFBGセンサを設けることができるため、実用上は十分な補正が可能と考える。

3.4 動的歪み計測技術

ブリルアン後方散乱の光強度は、入射パルスの光強度と比べて非常に小さいため、信頼性のある計測データを得るためには、多数のパルス光を打ち込む必要がある。よって1回の

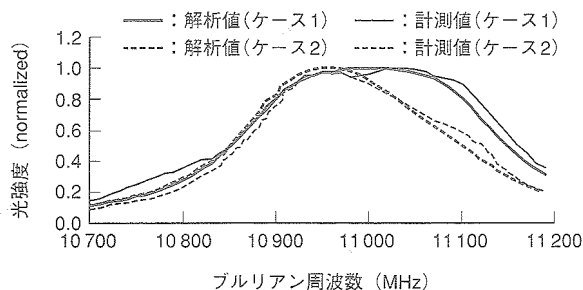


図9 動的歪み負荷時のブリルアンスpekトルの比較
2種の動的歪みを負荷した試験ケースの計測結果はいずれも解析による推定値とよく一致した。
Comparison between measured spectra under dynamic load conditions and analytical spectra

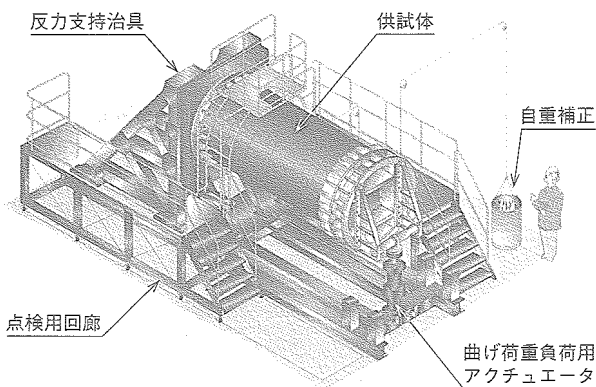


図10 デモンストレータ試験 航空機胴体を模擬したφ1.5 m×3 mのCFRP製供試体(各種センサを埋め込み)を片持ちで取り付け曲げ荷重及び内圧を負荷する。
Overview of the demonstrator test

計測に数分から数十分の時間を要することから、従来は静的な荷重計測への適用に限られていた。しかしながら、ヘルスマニタリングを必要とする構造では、運用中に短い周期で変形を繰り返すものも多く、構造物の動的な挙動に対する評価は避けることができない。

本研究では、歪みに変化する状態でのBOTDR計測スペクトルが、種々の一定歪みを与えて得られたスペクトルの重ね合わせで表現できることに着目し、計測データから発生した歪みの大きさとその頻度が同定できる独自の手法を構築した⁽⁸⁾。図9に、 $0 \rightarrow 4\,000\,\mu \rightarrow 0$ (ケース1), 及び $0 \rightarrow 4\,000\,\mu \rightarrow 0 \rightarrow 2\,000\,\mu \rightarrow 0$ (ケース2) の2種の繰り返し歪み負荷試験での計測結果と、解析による推定値との比較を示す。いずれのケースも両者はよく一致し、本手法の有効性を確認することができた。発生した歪みの周期や順序に関しては、3.3項のFBG計測により補完することで同定が可能と考えられる。

4. デモンストレータ試験計画

本プロジェクト(経済産業省)における損傷検知・損傷抑制技術の集大成として、平成14年に航空機胴体を模擬した供試体を用いたヘルスマニタリング及びスマートマニファクチュアリング技術の検証試験を実施する。航空機胴体は直径1.5 m、全長3 mのCFRP製とし、外力として曲げ荷重及び内圧を負荷する。図10に試験の概要を示す。デモンスト

レータ試験には、当社だけでなく本プロジェクトに参画している研究機関から、東京大学、川崎重工業(株)、富士重工業(株)、石川島播磨重工業(株)、東レ(株)、及び仏EADS社が加わり、それぞれ開発した技術を検証する予定である⁽⁹⁾。

その中で当社は、供試体の詳細設計製作(両舷サイドパネル)、供試体の最終組立、試験装置の設計製作、及び試験の実施を担当する。サイドパネルには光ファイバを埋め込み、成形時の温度や残留歪みを計測しスマートマニファクチュアリング技術の検証を行うとともに、試験時には埋め込んだ光ファイバをヘルスマニタリング用センサとしても利用する予定である。損傷の検知は人工欠陥の有無により検証する。

航空機胴体構造を想定したこれほど大規模の検証試験は世界的にも例が無く、実用化に役立つ貴重なデータが取得できるものと注目されている。

5. まとめ

スマートマニファクチャリングでは、オートクレーブ成形において反応熱による温度上昇を予測し、昇温速度を制御する知的成形を実証した。ヘルスマニタリングでは、BOTDRによる航空機構造の損傷検知を実用化する上での課題であった空間分解能の向上、温度補正の確立、及び動的な負荷評価技術の確立に対し、新しい計測システム及びデータ解析手法を提案し、その有効性を確認した。今後はそれらの精度について具体的な検証を行ってゆく予定である。

最後に、本研究を進めるに当たり多大なご指導を賜った、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)、(財)次世代金属・複合材料研究開発(RIMCOF)、東京大学武田展雄教授、及び大阪市立大学福田武人教授に厚く感謝の意を表します。

参考文献

- (1) Motogi, S. et al., Multi-Functional Sensor Properties and 2-Dim Flow Detection for RTM, Proc. 6th Japan International SAMPE Symposium (1999) p.1033
- (2) Loos, A. C. and Springer, G. S., Curing of Epoxy Matrix Composites, Journal of Composite Materials, Vol.17 (1983) p.135
- (3) 山口泰弘ほか, 熱硬化樹脂系複合材成形プロセスのモデリングとモニタリング, 第1回“知的材料・構造システム”シンポジウム講演集(1999) p.75
- (4) 神野昌明ほか, 熱硬化樹脂系複合材の知的成形プロセスのためのモデリング, 第2回“知的材料・構造システム”シンポジウム講演集(2000) p.5
- (5) Inaudi, D., Applications of optical fiber sensors in civil structural monitoring, Proc. SPIE 8th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials (2001) vol.4328-01.
- (6) 白井雄二郎ほか, 分布型光ファイバ歪センサの空間分解能向上, 第1回“知的材料・構造システム”シンポジウム(2000) p.103
- (7) 鎗孝志ほか, BOTDR分布型光ファイバセンサの温度補正技術の開発, 第25回複合材料シンポジウム前刷集(2000) p.151
- (8) 清水隆之ほか, 分布型光ファイバセンサシステムを用いた動的歪み計測, M&M 2000材料力学講演会(2000) p.111
- (9) 宮崎崇夫ほか, デモンストレータ試験, 第2回“知的材料・構造システム”シンポジウム(2000) p.135