

高速・高空間分解能な光ファイバ歪み・温度分布測定技術 BOCDA

－航空機構造健全性診断への取り組み－

Fiber-optic Distributed Strain and Temperature Sensor using BOCDA Technology at High Speed and with High Spatial Resolution
- Taking on Aircraft Structural Health Monitoring -

熊谷 芳宏 ^{*1}

Yoshihiro Kumagai

齋藤 望 ^{*2}

Nozomi Saito

吉田 幹夫 ^{*4}

Mikio Yoshida

松浦 聰 ^{*1}

Satoshi Matsuura

保立 和夫 ^{*3}

Kazuo Hotate

鎌 孝志 ^{*2}

Takashi Yari

岸 真人 ^{*3}

Masato Kishi

横河電機株式会社、三菱重工業株式会社、東京大学、一般財団法人素形材センターは、航空機機体の構造健全性を診断するため、BOCDA (Brillouin Optical Correlation Domain Analysis) 法を使った光ファイバ分布型歪み・温度センサの開発を進めている。BOCDA は高速・高空間分解能でかつ歪みと温度を分離可能であり本目的に好適である。航空機搭載可能な試作機を開発し実航空機による評価を行い、機体上昇に伴う気温変化と機体歪みの分離測定を実現した。

Yokogawa Electric Corporation, Mitsubishi Heavy Industries Ltd., the University of Tokyo, and the Materials Process Technology Center (SOKEIZAI Center) are developing a new fiber-optic distributed strain and temperature sensor for aircraft structural health monitoring (SHM) using Brillouin optical correlation domain analysis (BOCDA) technology. The BOCDA is suitable for aircraft SHM because it can measure the distribution of strain and temperature simultaneously at high speed and with high spatial resolution. A prototype on-board system was developed and mounted on a business aircraft in order to evaluate it during actual aviation. Changes in strain and temperature on the aircraft during ascent have been successfully measured. This paper outlines the prototype and explains the results of the evaluation.

1.はじめに

近年、航空機機体材料として軽量で高強度な複合材が採用される例が増え、ボーイング社 787 型機では使用率が 50% を超えるまでになっている。しかし複合材は一次構造部材として適用されてはいるものの破壊プロセスが複雑であるため点検には多くの人手を要しており、その合理化を実現する航空機機体の構造物健全性診断 (SHM: Structural Health Monitoring) 技術が望まれている。

われわれは、光ファイバを歪みセンサとする航空機機体 SHM 技術開発を進めている。高速・高空間分解能な歪み分布測定を行うためブリルアン光相関領域解析法 (BOCDA: Brillouin Optical Correlation Domain Analysis) を用いる。このたび、ブリルアン光を用いたセンサにおいて課題であった歪みと温度の分離を実現する試作機 (図 1) を開発し性能評価試験を行ったので、その評価結果と課題について報告する。



図 1 BOCDA 試作機の外観

*1 イノベーション本部 研究開発部

*2 三菱重工業株式会社 技術統括本部 名古屋研究所
機体強度研究室

*3 東京大学 大学院工学系研究科 電気系工学専攻

*4 一般財団法人素形材センター 次世代材料技術室
航空機材料技術部
現・民間航空技術サービス株式会社

2. BOCDA の測定技術

2.1 ブリルアン散乱光と光ファイバセンサ

光ファイバ中を光が伝搬するにつれ、光ファイバの各所で微小な散乱が生じる。散乱は、レイリー散乱・ブリルアン散乱・ラマン散乱の3種類に大別される（図2）。

これらのうちブリルアン散乱光を利用すると、光ファイバ自体をセンサとする歪み分布センサや温度分布センサを実現できる。光ファイバ自体がセンサであるため、小型軽量、防爆、耐雷、耐電磁雑音、長寿命、低腐食、無給電、広使用温度範囲などの特長が得られる。

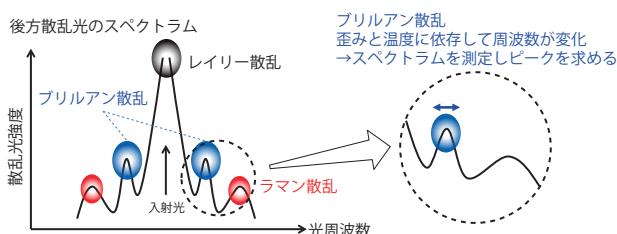


図2 光ファイバ中で生じる散乱光

ブリルアン散乱は光ファイバ中の音響波により光が散乱される現象である。ブリルアン散乱光には、光ファイバ中に自然に存在する音響波による自然ブリルアン散乱光と、光ファイバ中を対向して伝搬する二つの光が特定の条件を満たすときに光ファイバ内に励起される音響波と光との相互作用による誘導ブリルアン散乱光がある。

1.55 μm 帯の光をシングルモード光ファイバに入射した場合、ブリルアン散乱光の周波数は入射光の周波数から約 11 GHz 離れる。この入射光とブリルアン散乱光間の周波数差をブリルアン周波数シフト (BFS: Brillouin Frequency Shift) と呼ぶ。BFS は光ファイバ軸方向の歪みに対し線形に変化する⁽¹⁾ことが知られており、これを SHM 等に用いる研究開発が進められている。

BFS を求めるためにはブリルアンゲインスペクトラム (BGS: Brillouin Gain Spectrum) を測定する必要がある。光ファイバの長手方向に沿った BFS の分布を測定する代表的な手法として時間領域法と相関領域法がある。

時間領域法は、光ファイバに光パルスを入射し、その光パルスが光ファイバを伝搬するにつれて各所で生じる後方ブリルアン散乱光の時間変化を観測することにより、光ファイバのどこでどれだけの大きさの散乱光が生じたかを知る（位置分解する）ものである。自然ブリルアン散乱光を時間領域で測定する測定技術および測定器は BOTDR (Brillouin Optical Time Domain Reflectometry / Reflectometer) と呼ばれ、当社製品⁽²⁾が、光ファイバの製造・敷設品質管理や、地滑り監視、橋梁・トンネルの SHM に広く使われた実績がある。

相関領域法は、保立のグループが提案した技術である。光源を変調することにより位置分解を実現すること、高速・高空間分解能・ランダムアクセス（測定点を短時間に任意の位置に変更できる）等を特徴とする⁽³⁾。

航空機機体 SHM には、高空間分解能と高速測定が必要であるため、誘導ブリルアン光を相関領域法で測定する BOCDA 方式が好適である。

2.2 BOCDA 法の原理

図3に示すように光ファイバセンサの両端からポンプ光・プローブ光を入射し、光ファイバの中を対向して伝搬させる。ポンプ光・プローブ光を同じ周波数で FM 変調すると、光ファイバ内の特定の箇所（相関ピーク点）においてポンプ光とプローブ光の光周波数差が常時一定になる。

ポンプ光の周波数がプローブ光のそれよりも BFS 分だけ高いとき、プローブ光は誘導ブリルアン散乱によるゲイン（ブリルアンゲイン）を受ける。一方相関ピーク点以外の各所では、二つの光の相対周波数差が時間的に激しく変動するのでプローブ光はゲインをほとんど受けない。そのためプローブ光の BFS は相関ピーク点のそれとほぼ等しい。よって、その BFS から相関ピーク点の歪みあるいは温度を求めることができる。

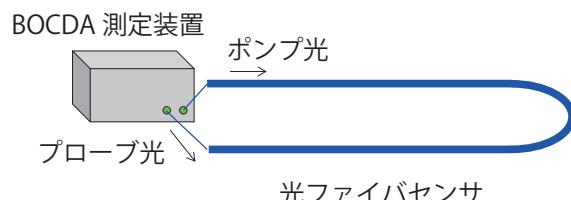


図3 BOCDA 法の原理図

2.3 歪みと温度の分離技術⁽⁴⁾

前述の通り BFS は、光ファイバの歪みと温度の両方の影響を受けるため、大きな外気温変化を受ける航空機への適用のためには、BFS 変化の原因が歪みであるか温度であるかを明らかにする必要がある。

歪みと温度を分離するには、BFS とは独立でかつ歪みと温度に影響を受ける第二のパラメータを測定し BFS とともに演算すればよい。第二のパラメータとして偏波保持光ファイバ (PMF: Polarization Maintaining Fiber) の複屈折性を用いる手法が提案されている。

つまり、PMF の x 軸と偏波方向と合わせてポンプ光とプローブ光を入射し、相関ピーク点に動的なプラッググレーティング (BDG: Brillouin Dynamic Grating) を生じさせる。次に PMF の y 軸に偏波方向を合わせてリードアウト光を入射し、その周波数を掃引しつつ BDG 反射光スペクトラム (DGS: Dynamic Grating Spectrum) が最大になる周波数 f_{yx} を求める。 f_{yx} は複屈折性に由来するため、BFS

と f_{yx} とから歪みと温度を算出できる。

具体的には、BFS の歪み依存性と温度依存性の係数をそれぞれ C_v^{ε} , C_v^T , f_{yx} の歪み依存性と温度依存性の係数をそれぞれ C_f^{ε} , C_f^T , BFS と f_{yx} の変化量をそれぞれ Δv_B , Δf_{yx} とすると、歪みと温度の変化量 $\Delta\varepsilon$, ΔT は次式で求めることができる。

$$\begin{pmatrix} \Delta\varepsilon \\ \Delta T \end{pmatrix} = \frac{1}{C_v^{\varepsilon} \cdot C_f^T - C_v^T \cdot C_f^{\varepsilon}} \begin{pmatrix} C_f^T & -C_v^T \\ -C_f^{\varepsilon} & C_v^{\varepsilon} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta v_B \\ \Delta f_{yx} \end{pmatrix}$$

3. 試作機の評価試験結果

3.1 試作機の概要と歪み・温度分離性能の評価⁽⁵⁾

前節の原理を利用した試作機を開発し、歪み・温度分離性能の評価を行った。試作機総元を表1に示す。航空機搭載のため航空機搭載機器規格 ARINC600 に準拠した形状とした。本試作機は、光学部・電源部・測定部からなる。図4にその構成と評価系を示す。

表1 試作機総元

形状	光学部: 400 mm (W) × 450 mm (D) × 200 mm (H) 電源部: 60 mm (W) × 450 mm (D) × 200 mm (H)
最大測定距離	500 m
空間分解能	30 mm (BGS) 300 mm (DGS)
計測分解能 (σ)	歪み: 60 μe 温度: 1 $^{\circ}\text{C}$
計測速度	4 Hz (歪み・温度同時測定時) 160 Hz (BFSのみ測定時)

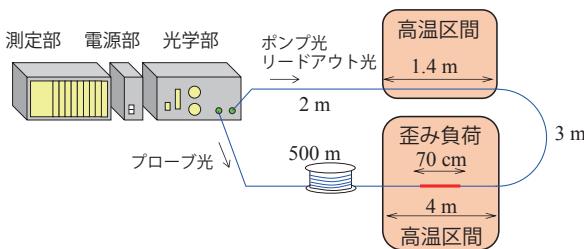
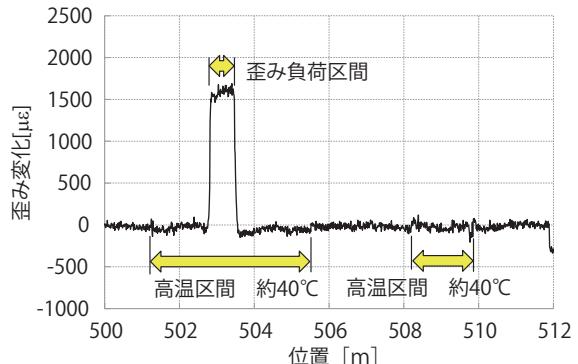


図4 試作機の構成と評価系

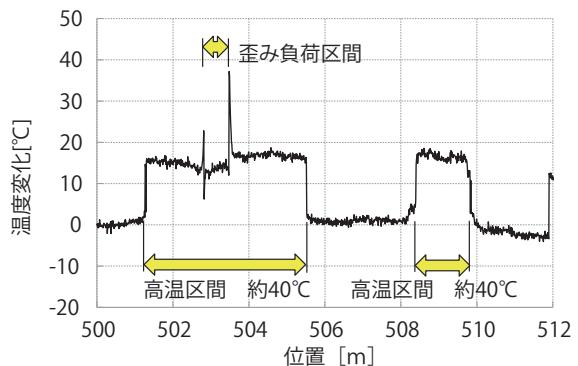
被試験光ファイバとして、500 mの室温区間、4 mの40 $^{\circ}\text{C}$ 高温区間（うち70 cmに歪みを負荷）、3 mの室温区間、1.4 mの40 $^{\circ}\text{C}$ 高温区間、2 mの室温区間に順に接続したものを用意した。500 mの室温区間側からプローブ光を、2 mの室温区間側からポンプ光をそれぞれ入力した。

測定結果を図5(a), (b) に示す。比較のため、従来法(BFSのみを使い、歪みと温度を分離しない測定法)による測定結果を図5(c)に示す。従来法では歪み変化と温度変化が区別できないのに対し、本方法ではそれらが分離できていることがわかる。なお、分離後の温度変化測定結果において歪み負荷区間の両端に波形乱れが見られるが、

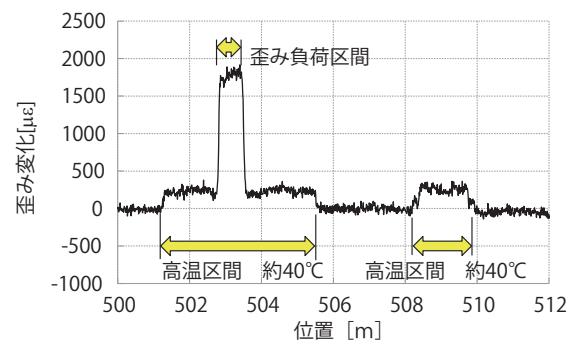
この現象は、BDG が相関ピーク位置前後に広がって生じることによるものである⁽⁶⁾。今後改善を行う。



(a) 歪み・温度分離後の歪み変化測定結果



(b) 歪み・温度分離後の温度変化測定結果



(c) 従来法による測定結果

図5 試作機による歪み・温度分離性能評価結果

3.2 実機による評価試験⁽⁷⁾⁽⁸⁾

本試作機を実航空機に搭載し、性能評価と課題の抽出を行った。供試機には三菱重工業株式会社製 MU-300 形ビジネスジェットを用い、光ファイバセンサを垂直尾翼前縁内側に約 1 m にわたり貼り付けた。また、近傍に参考用の歪みゲージと熱電対を設置した（図6）。

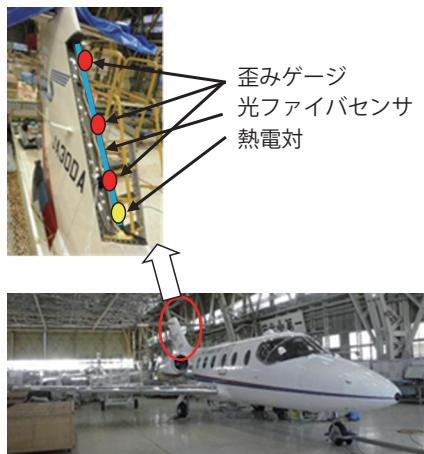


図 6 供試機 MU-300 とセンサ設置部

滑走開始からの機体上昇過程において、その歪みと温度を測定した。その結果を図 7 に示す。

測定開始からおよそ 100 秒までの間、機体は滑走中である。測定結果には激しい変動が見られ、滑走中の振動が測定値へ影響することがわかった。対策は今後の課題である。

機体の離陸後、測定開始から約 600 秒までの間、その上昇につれて外気温が下がっていく様子がとらえられた。この間歪み測定結果には特段の変化は見られず、歪み・温度分離が有効に機能していると考えられる。その後、歪みゲージ・熱電対と BOCDA の測定結果に乖離がみられ始める。外気温低下に伴い計測対象部材であるアルミニウムが熱収縮し、光ファイバの歪みが圧縮に転じることで復屈折特性が変化したものと考えている。光ファイバセンサ貼付時にあらかじめ伸び歪みを与えておくなどにより対策可能と考えられる。

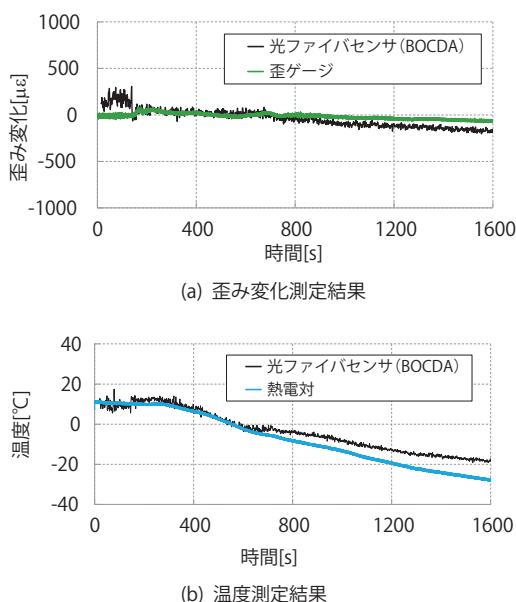


図 7 機体上昇時の歪み・温度測定結果

4. おわりに

航空機機体健全性診断を目的とする光ファイバ歪み・温度分布センシング技術の研究開発状況について述べた。

BOCDA 方式を用いて高速・高空間分解能でありかつ歪み・温度の同時測定が可能な測定器の試作機を開発し、実際の航空機により評価試験と課題の抽出を行った。

今後、実用化に向けて課題の解決と特性の改善を進めるとともに、他分野への展開も検討する予定である。

最後に、本研究は、経済産業省「次世代構造部材創製・加工技術開発」プロジェクトの 1 テーマである「複合材構造健全性診断技術開発」の一環として、一般財団法人素形材センターとの契約に基づき実施したものである。関係各位に謝意を表する。

参考・引用文献

- (1) Tsuneo Horiguchi, Toshio Kurashima, et al., "Tensile Strain Dependence of Brillouin Frequency Shift in Silica Optical Fibers," *IEEE Photonics Technology Letters*, Vol. 1, No. 5, 1989, pp. 107-108
- (2) 内山晴義, 坂入良幸, 他, "新検波方式を用いた光ファイバ歪み分布測定器の製品化", *ANDO 技報*, Vol. 72, 2002, p. 53-61
- (3) Kazuo Hotate, Takemi Hasegawa, "Measurement of Brillouin Gain Spectrum Distribution along an Optical Fiber Using a Correlation-Based Technique : Proposal, Experiment and Simulation (Special Issue on Optical Fiber Sensors)," *IEICE Transactions on Electronics*, Vol. E83-C, No. 3, 2000, pp. 405-412
- (4) Weiwen Zou, Zuyuan He, and Kazuo Hotate, "Complete discrimination of strain and temperature using Brillouin frequency shift and birefringence in a polarization-maintaining fiber," *Optics Express*, Vol. 17, No. 3, 2009, pp. 1248-1255
- (5) (財) 素形材センター, "平成 23 年度エネルギー使用合理化技術開発等 調査報告書 次世代構造部材創製・加工技術開発 (複合材構造健全性診断技術開発)", 2012
- (6) Rodrigo K. Yamashita, Zuyuan He, and Kazuo Hotate, "Simulation for Estimating Spatial Resolution in Distributed Measurement of Brillouin Dynamic Grating by Correlation Domain Technique," *Conference on Lasers and Electro-Optics 2012 (CLEO2012)*, 2012, JW2A111
- (7) 齋藤, 鎌, 保立, 岸, 松浦, 熊谷, "光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発", 次世代構造部材創製・加工技術開発シンポジウム, 2013
- (8) N. Saito, T. Yari, K. Hotate, M. Kishi, S. Matsuura and Y. Kumagai, "Developmental Status of SHM Applications for Aircraft Structures Using Distributed Optical Fiber Sensor," *9th International Workshop on Structural Health Monitoring*, 2013, pp. 2011-2018

* 本文中の会社名(商号)、商品名及び名称は各社の商標または登録商標です。