

# 光ファイバセンサによる航空機構造健全性診断システムの開発

## Development of Aircraft Structural Health Monitoring using Optical Fiber Sensors



鎗 孝 志\*<sup>1</sup>      石 岡 昌 人\*<sup>2</sup>      長 井 謙 宏\*<sup>3</sup>  
 Takashi Yari      Masahito Ishioka      Kanehiro Nagai  
 伊 原 木 幹 成\*<sup>4</sup>      保 立 和 夫\*<sup>5</sup>      越 岡 康 弘\*<sup>6</sup>  
 Mikishige Ibaragi      Kazuo Hotate      Yasuhiro Koshioka

光ファイバセンサを用いた航空機構造の健全性を診断するシステム開発について紹介する。本研究開発では、光ファイバをセンサとして利用する光相関ブリルアン散乱計測装置を試作し、航空機に搭載可能な耐久性を有していることを確認した。また、ビジネスジェットを用いた飛行実証試験を通して航空機構造健全性診断システムとして有効に機能することを確認した。今後、診断システムの信頼性を向上させ製品・診断サービスへの実用化を目指す。

### 1. はじめに

民間航空機分野では運航コストの低減が求められており、その中で機体構造の点検コストの削減、点検に伴う機体の不稼働期間の削減に対する要求が高まってきている。このため、運航中や駐機中に機体構造の健全性を評価できる構造健全性診断システムの実用化が期待されている。このような状況に対し、当社は光相関ブリルアン散乱計測法（Brillouin Optical Correlation Domain Analysis, 以下BOCDAと略）を適用した航空機構造健全性診断技術の開発を行っている。BOCDAは光ファイバセンサ全長にわたる分布ひずみ計測あるいは光ファイバセンサの任意の位置での動的ひずみ計測が行える特徴を持っており、機体構造の連続した部分のひずみ分布計測や変形状況の監視あるいは運行中の荷重履歴から機体の損傷度を診断することが可能である。

本報では、BOCDAによる航空機構造健全性診断技術開発について紹介する。

### 2. 航空機搭載型計測装置の開発

#### 2.1 計測技術

航空機構造の健全性をモニタするセンサとしては、軽量、無誘導性、耐久性などの特徴から光ファイバが適当であると考えられる。光ファイバをセンサとして使用する計測手法の中でも、光ファイバセンサ全長の分布ひずみあるいは光ファイバセンサの任意の点での

動的なひずみ計測が可能となるBOCDAは、広範囲かつ多種多様な損傷を検出するための技術として優れている<sup>(1)</sup>。

BOCDAは光ファイバの両端から入射したポンプ光及びプローブ光の相互作用により発生する誘導ブリルアン散乱光を利用する。誘導ブリルアン散乱光は光ファイバに生じたひずみに比例して周波数が変動するため、この周波数を測定することで光ファイバの軸方向のひずみを計測することができる。この変動量は通信用の光ファイバで約50 kHz/ $\mu\epsilon$ である。

BOCDA計測原理を図1に示す。ポンプ光とプローブ光の周波数を同じ周期で変調させると、光ファイバ

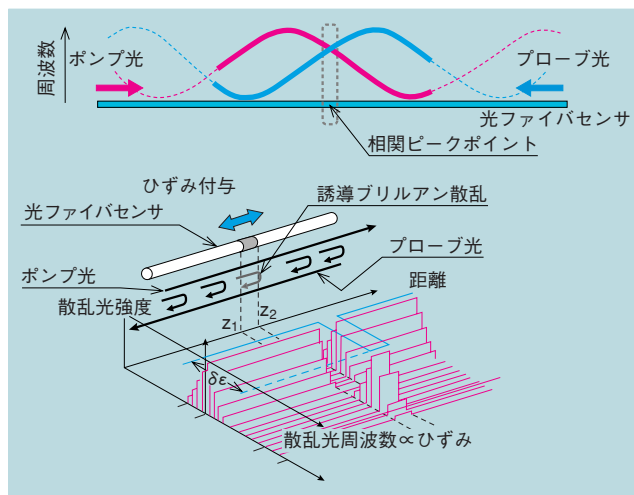


図1 BOCDA計測原理

\*<sup>1</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体強度研究課  
 \*<sup>2</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所品質保証部品技術課  
 \*<sup>3</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体強度研究課長 工博

\*<sup>4</sup> 名古屋航空宇宙システム製作所研究部生産技術グループ長  
 \*<sup>5</sup> (国) 東京大学大学院工学系研究科電気系工学専攻教授 工博  
 \*<sup>6</sup> (財) 次世代金属・複合材料研究開発協会主幹研究員 工博

中にこれらの光の相関が常に一定になる箇所（相関ピークポイント）が現れる。相関ピークポイント以外ではポンプ光とプローブ光の相関が一定ではないため誘導ブリルアン散乱光はわずかとなり、相関ピークポイントで生じた散乱光を選択的に計測することができる。また、ポンプ光とプローブ光の変調周期を変えることでこの相関ピークポイントを移動し、光ファイバセンサ全長での分布ひずみを計測することができる。

本研究開発で横河電機(株)の協力を得て試作したBOCDA計測装置には、偏波ダイバーシティ法<sup>(2)</sup>、時間ゲート法<sup>(3)</sup>を採用して計測精度の向上と計測長さの延長を図った。計測装置のスペックは、従来のブリルアン散乱光を利用した計測装置の性能を大幅に上回る、空間分解能（ひずみが計測できる最小の単位長さ）30 mm、計測長さ 500 m、サンプリング時間 1/60 s、ひずみ精度  $\pm 13 \mu\varepsilon$  である。このスペックは航空機構造以外の大型装置や建造物への適用の可能性がある。試作したBOCDA計測装置は幅 430 mm、高さ 460 mm、奥行き 550 mm、重量 45 kg である（図2）。

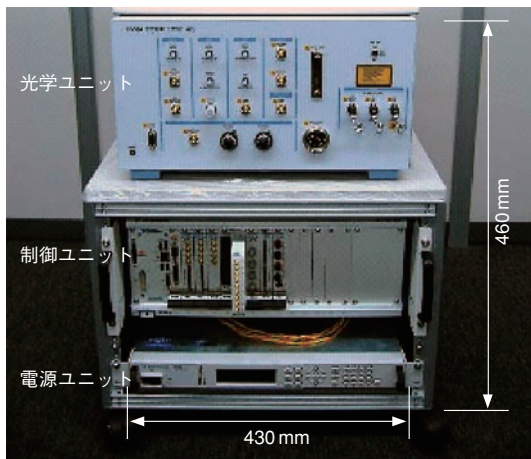


図2 航空機搭載型 BOCDA 計測装置の外観

### 2.2 航空機搭載型計測装置の運用環境性能

開発を進めている航空機構造健全性システムでは飛行中に機体構造に生じるひずみを計測するため、BOCDA計測装置を航空機に搭載する必要がある。航空機に搭載する計測装置には、航空機運航中の温度、振動、衝撃などの環境に対する耐久性、及びこのような環境下で正確に作動することが求められる。そこで、本研究開発で試作したBOCDA計測装置の運用環境性能を確認する試験を実施した（図3）。実施した耐久試験の条件を以下に示す。

#### ●温度環境試験

温度範囲 0 ~ 40 °C の環境下での正常動作を確認する。

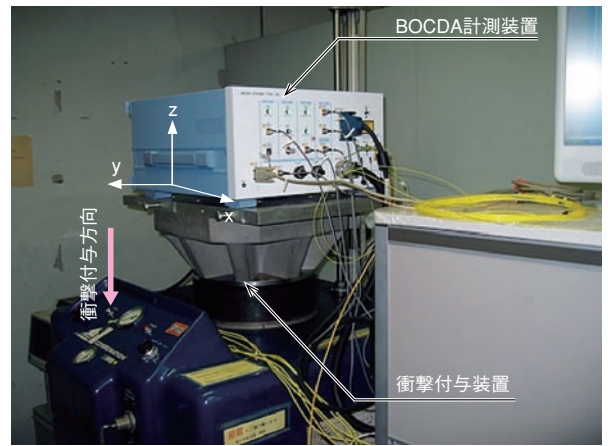


図3 耐環境試験の状況（撃環境試験）

#### ●振動環境試験

周波数範囲 10 ~ 2 kHz、振動パワースペクトル密度  $3.2 \times 10^{-6} \sim 3.4 \times 10^{-4} \text{ G}^2/\text{Hz}$  の環境下での正常動作を確認する。

#### ●衝撃環境試験

強度 6 G 持続時間 20 ms の衝撃に対する耐久性を確認する。

環境試験の結果を表1にまとめる。環境試験の結果、BOCDA計測装置は若干の計測安定度の低下を示す項目があったが、構造健全性を診断するには十分な安定度であり、飛行試験環境に対する耐久性を有していることが分かった。

表1 環境耐久性確認試験結果

環境試験項目	試験条件	試験結果
温度環境試験	T=0 °C	正常動作
	T=40 °C	正常動作
振動環境試験	x方向加振	正常動作
	y方向加振	ひずみ計測精度 $\pm 25 \mu\varepsilon$ に低下
衝撃環境試験	6 G (z方向)	耐荷

## 3. 実証試験

### 3.1 試験方法

BOCDA計測による構造健全性診断システムの有効性を確認するために実飛行環境下における試験を行った。本飛行試験では、全幅 13.7 m、全長 14.7 m の Mitsubishi MU-300 ビジネスジェットを供試機として使用した（図4）。構造ひずみを計測する位置として、胴体上部の外板パネルのストリングを選択した。一般に航空機の機体に生じるひずみによる寿命評価として重要な箇所としては、主翼や尾翼の取付け部、パネルなどの結合部、開口部などの荷重密度が高い部位や応力集中箇所が挙げられる。本研究で目的としている構



図4 飛行実証試験供試機 (MU-300)

造ヘルスマニタリング技術もこのような箇所への適用が効果的であるが、既存の機体構造に対して適用するには、大掛かりな改造や航空局の承認が必要となるため、今回の試験では適用領域を与圧部位である胴体外板パネルのストリングとした。構造ひずみの計測箇所及びセンサ配置を図5に、機体へのセンサ取付け状況を図6に示す。光ファイバセンサは全長約10mである。また、光ファイバセンサの近傍にひずみゲージを貼付し比較用のデータを取得した。BOCDAシステムは飛行試験専用ラックに固定した(タイトル写真)。

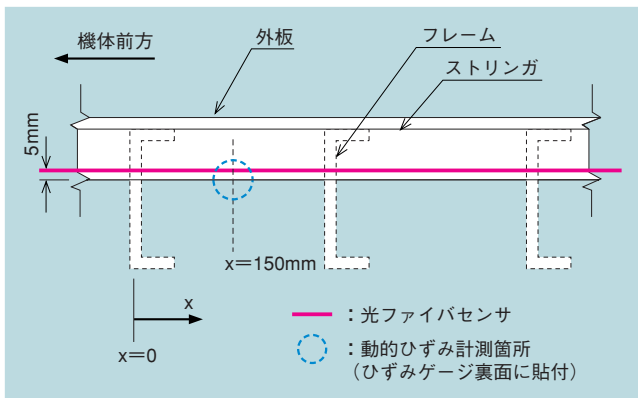


図5 光ファイバセンサ貼付け部概要図

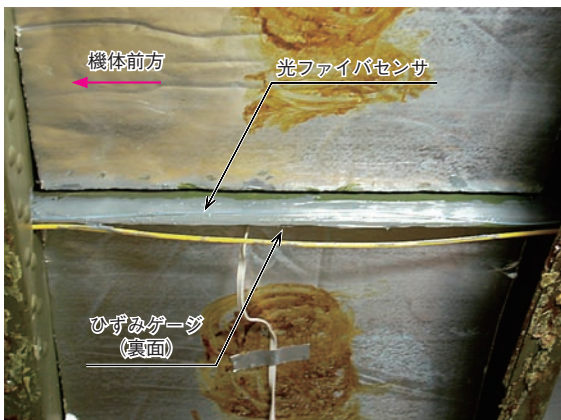


図6 光ファイバセンサ貼付け状況

BOCDA計測装置でのひずみは、供試機の操舵中に動的ひずみ計測を、水平飛行中に分布計測を行った。

### 3.2 試験結果

供試機の上昇及び降下の操舵時、及び着陸時の動的ひずみの計測結果を図7にそれぞれ示す。上昇及び降下の操舵時には、機体運動により上下方向の加速度が変動するため、胴体上面パネルでは曲げによる引張荷重あるいは圧縮荷重が発生する。また、着陸時には、着陸時の機体姿勢変化に加え、機体重量を支える位置が主翼から主脚に移るため、支持点の移動による荷重変動が発生する。図7から分かるように操舵時、着陸時ともBOCDA計測結果とひずみゲージ計測結果とがよく一致している。着陸時の計測結果ではBOCDA計測値のばらつきが見られる。これは、着陸態勢では脚やフラップを下ろすため発生する振動成分がBOCDA計測装置に伝わり計測精度が低下したものと考えられる。しかしながら、機体構造に生じるひずみ履歴を計測できることが示され、航空機構造のモニタリングの有効性を実証することができた。

次に、水平飛行時の分布ひずみ計測結果を図8に示す。航空機の巡航高度における与圧圧力による面外変形を分布ひずみとして検出できた。また、与圧圧力から算出した解析結果とほぼ一致したことから、航空機搭載型BOCDA計測装置は飛行環境下においても機体の分布ひずみ計測を行えることが実証できた。このことから、BOCDA計測装置による分布ひずみ計測を、

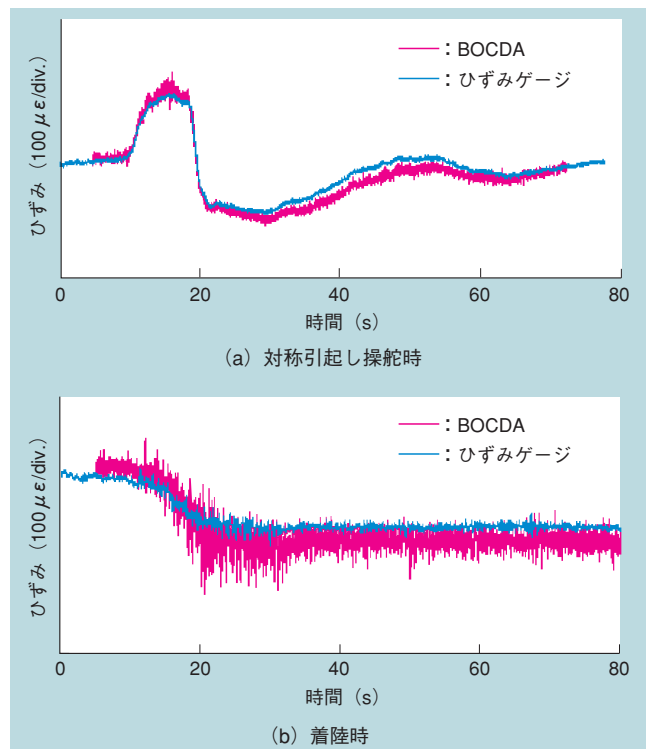


図7 胴体パネルのBOCDA計測によるひずみ履歴測定結果とひずみゲージ測定結果の比較

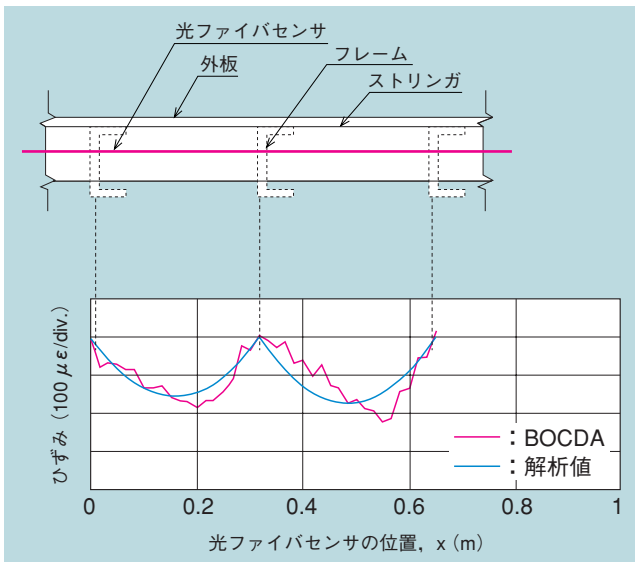


図8 胴体パネル分布ひずみのBOCDA計測結果

圧力隔壁の取付け部などの機体構造の重要箇所へ適用することで、その変動から損傷を検知できる可能性を確認した。

#### 4. ま と め

本研究開発では航空機構造全体の健全性診断に必要な計測スペックを有したBOCDA計測装置を試作し、環境耐久性確認試験を行い飛行試験機に搭載可能な耐久性を有していることを確認した。また、飛行実証試験を通じて航空機構造健全性診断システムとして、離陸から飛行中、着陸までの機体構造に生じる荷重履歴(ひずみ履歴)を計測できることを実証した。また、フライト時の分布ひずみ計測により機体の荷重分布状況を計測し、その変動から損傷を検出できる可能性を示した。

今後、本開発の成果を基に、航空機構造健全性診断システムとしての耐久性、安定性、信頼性に優れたシ

ステム開発を行うとともに、損傷評価法の確立、温度補正技術などの開発を行う予定である。

最後に、本研究は、経済産業省“民間航空機基盤技術プログラム”のうち、中核的要素技術研究として位置付けられた“次世代航空機用構造部材創製・加工技術開発”プロジェクトの1テーマである“構造健全性診断技術開発”の一環として経済産業省の委託を受けた(財)次世代金属・複合材料研究開発協会(RIMCOF)との契約に基づき実施したものである。

#### 参 考 文 献

- (1) Hotate K., Fiber Optic Nerve Systems for Structures and Materials That Can Feel Pain, IEEE Newsletter Feb. 2006, pp. 5-10 (2006)
- (2) Hotate K., et al., BOCDA Fiber Optic Distributed Strain Sensing System with a Polarization Diversity Scheme for Enlargement of Measurement Range, Proc. of SPIE vol. 5855, pp591-594 (2005)
- (3) Kannou K., et al., Temporal Gating Scheme for Enlargement of Measurement Range of Brillouin Optical Correlation Domain Analysis for Optical Fiber Distributed Strain Measurement, Proc. in OFS-16 (2003)



鎗孝志



石岡昌人



長井謙宏



伊原木幹成



保立和夫



越岡康弘