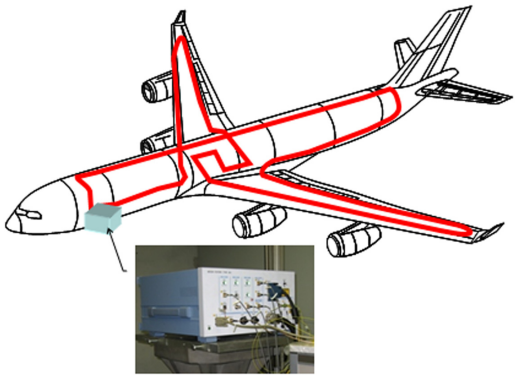
航空機運航コストを低減させる構造健全性診断システムの開発

The Development of BOCDA-SHM System for Reduction of Airplane Operation Costs



鎗 孝志*1 Takashi Yari
齋藤 望*2 Nozomi Saito
長井 謙宏*3 Kanehiro Nagai
保立 和夫*4 Kazuo Hotate
榎本 清志*5 Kiyoshi Enomoto

筆者らは光相関ブリルアン散乱光計測(BOCDA)システムを用いた航空機構造の健全性診断(SHM)システムの開発を行っており，これまでに，航空機に搭載可能な BOCDA 計測器の開発，フライトテストでの計測可能性を確認してきた．この論文では，BOCDA-SHM システムの高信頼性への取組みとして行ったセンサ貼付部の耐久性，損傷診断信頼性の評価，開発状況の概要について報告する．

1. はじめに

近年，航空機の運航コストの低減から，エアラインなどでは構造健全性を診断する要求が高まり，Structural Health Monitoring (SHM)システムの適用が期待されている．SHM システムは航空機構造点検期間を削減することで運航コスト低減へ寄与することができる．SHM システムの候補の内，光相関ブリルアン散乱光を用いた計測(Brillouin Optical Correlation Domain Analysis: BOCDA)は航空機構造全体の歪み分布変動あるいは運航中の荷重履歴を記録し[1]，構造損傷検知や構造寿命評価を行うことが可能である．

BOCDA 計測の航空機構造ヘルスモニタリングへの適用構想概念図を図1に示す．

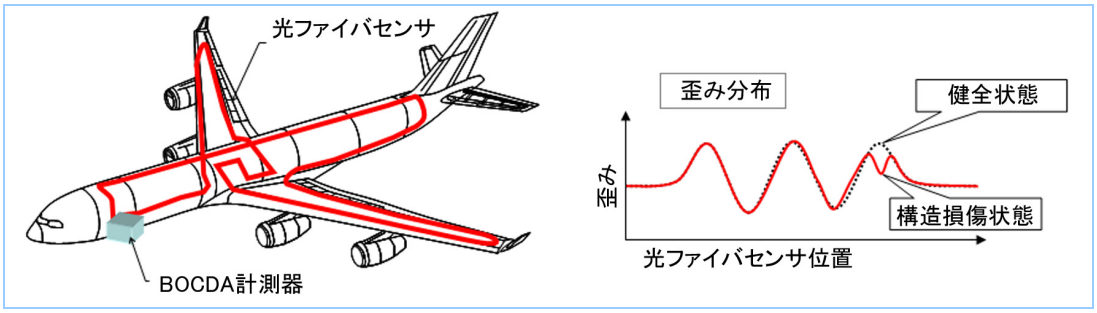


図1 BOCDA-SHM システムの適用構想

BOCDA は光ファイバ全長における歪み分布計測と任意箇所における動的歪みを計測できるといった特長を有している．そのため，航空機構造全体に光ファイバセンサを配置し，構造損傷に伴い発生した歪み分布変動から損傷を診断する方法や，構造に負荷された荷重履歴から構造寿命を評価することができる．筆者らはこれまでに，航空機搭載可能な BOCDA 計測装置の試作，及びビジネスジェットにおける運用環境下での計測可能性を示してきた[2]．運航中にモニタを

*1 航空宇宙事業本部研究部主席チーム統括
*2 航空宇宙事業本部研究部
*3 航空宇宙事業本部研究部次長 工博
*4 (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
*5 (財)素形材センター主幹研究員

行う SHM システムを航空機へ適用するには，システム全体の信頼性及び診断の信頼性が求められる．本報では，航空機構造健全性システムにおけるセンサ貼付部の信頼性評価状況，構造損傷診断技術開発状況について紹介する．

2. BOCDA-SHM システムの開発

2.1 センサシステム耐久性評価

航空機構造 SHM システムの耐久性を確保するためには，運航中の計測器の耐久性はもとよりセンサ貼付部の耐久性が確保されることが必要である．そこで，構造表面に貼り付けた光ファイバセンサ貼付部が航空機運航環境に対する耐久性の有無を評価した．運航中に光ファイバセンサ貼付部が受ける主な環境条件として，温度，圧力，湿度，油脂類が考えられ，これらに対する耐久性の評価を行った．センサシステム耐久性を評価した際の環境条件の一覧を表1に示す．

光ファイバセンサ貼付部評価試験片には，航空機構造にも使用される CFRP 板にエポキシ接着剤で光ファイバセンサを貼り付け，燃料タンクシーラントで保護を行った．光ファイバセンサは直径 125μm の光ファイバにポリイミド樹脂で被覆したものである．この光ファイバセンサに引張り荷重を負荷して光ファイバセンサ貼付部の評価を行った．引張り荷重は 8000μstrain のステップ状の歪み変動に相当する 4N とした．試験方法概要を図2に示す．表1に示した運航を模擬した各種環境を光ファイバセンサ貼付部に負荷した後，光ファイバ接着強度を評価した．この結果，表1で示した環境に対して十分な接着強度を有しており，光ファイバセンサ貼付部は運航に対する耐久性を有していることを確認できた．

表1 環境耐久性評価条件

試験項目	環境条件
高温環境	+110±5℃, air
低温環境	-65±2℃, air
温度サイクル	-65～110℃, air
高圧環境	200±10kPa
低圧環境	11.6±10kPa
作動油環境	+70±2℃, skydrol immersion
燃料環境	+50±2℃, JET-A immersion
湿度環境	+70±2℃, 90±5%R. H.

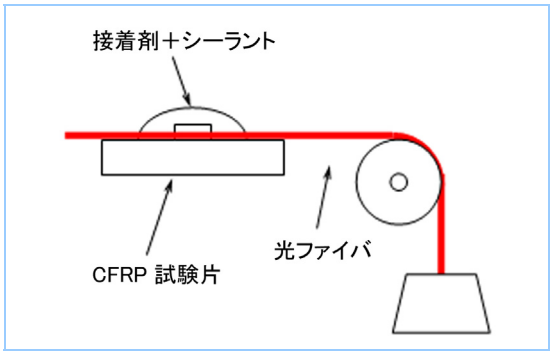


図2 光ファイバ接着性評価試験方法

2.2 接着剥離損傷検出アルゴリズム開発

BOCDA-SHM は，航空機構造に貼り付けた数 100m にわたる光ファイバセンサ全長の歪み分布を，高い空間分解能で計測し損傷検知を行うため，非常に多くのデータを評価対象としなければならない．このため，構造損傷に伴う歪み変動箇所を自動的に検知する診断アルゴリズムの開発が必要である．

そこで，BOCDA 計測システムの出力から接着部材の剥離進展を診断するアルゴリズムの開発を行った．BOCDA 計測で扱う大量の多次元データから異常を診断するためのアルゴリズムとして，マハラノビス・タグチ(Mahalanobis Taguchi : MT)法を採用した．MT 法は，評価基準となる状態と診断対象の計測データとの相関距離をマハラノビス距離（Mahalanobis Distance : MD）と定義し，MD を一元評価することにより標準状態からの逸脱，すなわち異常を評価する手法である．まず，“正常”と定義したデータの集まりである“単位空間”を設定する．次に，運航中の計測データの各種パラメータから，単位空間からの距離“MD”を算出する．この MD の大きさにより，構造の異常を診断する．このため，事前に予想した多変数量のモデル化（式）を必要とせず，診断対象とする様々な状態に対して広範な状態判別監視に対応可能である[(3)]．

開発した接着剥離損傷診断アルゴリズムは，歪み分布とそれを距離方向へウエーブレット変換した結果などを診断パラメータとして採用した．健全な状態の診断パラメータで単位空間を設定

し，運航中の診断パラメータからMDを算出して構造の状態を評価する．

このアルゴリズムによる損傷検知特性を評価するために，複合材補強パネルを模擬した供試体に対する接着剥離試験を行った．供試体は長さ1000mm，幅400mm，板厚は約1.5mm(8ply)で，中央に長さ400mm，幅50mm，板厚約1.5mm(8ply)のストリンガを模したストラップを二次接着したものである．光ファイバセンサはストラップから5mm の距離の位置にストラップと平行に 700mm にわたり貼り付けてある(図3)．

パネルへ引張り荷重を負荷してBOCDA計測を行い，歪み変動を評価した．BOCDA計測は空間分解能 30mm で行った．引張り荷重 130kN 付近で接着剥離が進展し，計測位置 0.2m 付近で歪み分布に変動が見られた(図4)．この歪み分布変動に対し，開発した MT 診断アルゴリズムを適用してMD分布を算出した．算出したMD分布を図5に示す．剥離損傷の進展した部位においてMD値が増加し，その変動を検出可能であることがわかった．

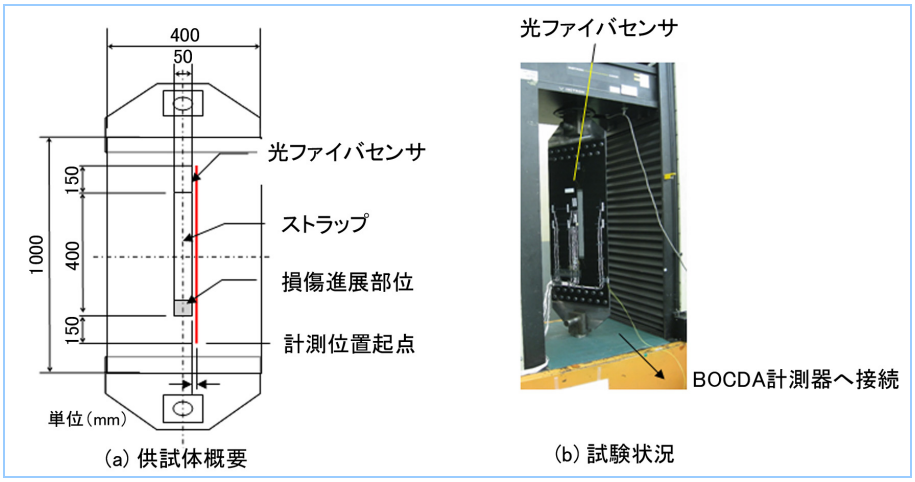


図3 接着剥離損傷検知評価供試体概要

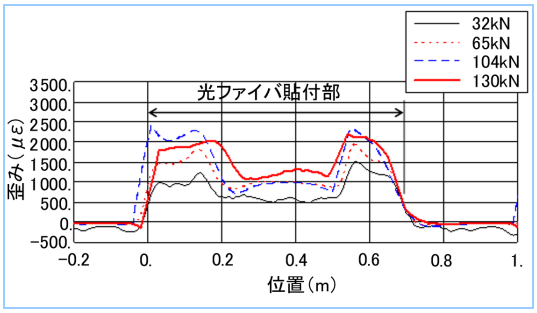


図4 接着剥離損傷に伴う歪み分布変動

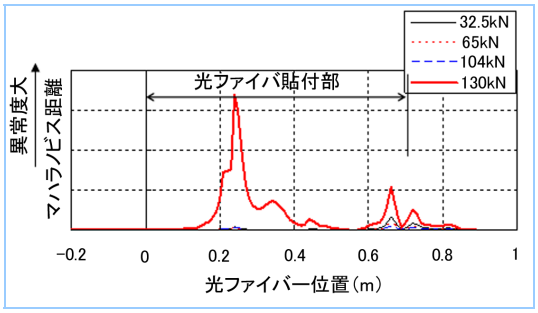


図5 接着剥離損傷検出アルゴリズム適用結果

2.3 損傷検出アルゴリズムの開発

BOCDA-SHM システムで用いる光ファイバセンサは，航空機に用いられる CFRP 材への埋込みが可能で，CFRP 内部で発生する損傷を検出できる可能性を有している．そこで，CFRP 材へ光ファイバセンサを埋込み層間剥離損傷検知可能性について評価した．

CFRP 層間剥離損傷検知供試体概要を図6に示す．供試体は長さ 350mm，幅 200mm，厚さ約 1.5mm(8ply)で，板厚中央に人工層間剥離損傷を入れた．光ファイバセンサは人工層間剥離と同層間に約 600mm の長さで埋め込み，CFRP 端部から取り出した．

人工層間剥離に厚み1mm の金属製のブレードを差し込み，段階的に剥離を進展させ，空間分解能 30mm で BOCDA 計測を行った．段階的に進展させた剥離の先端 A，B，C を破線で図6に示す．この計測では歪み分布と対応するブリルアン散乱光周波数シフト(Brillouin Frequency Shift : BFS)と，各計測点でのブリルアン散乱光スペクトル(Brillouin Gain Spectrum : BGS)を計測し評価した．BGS は計測する点の状態を示しており，空間分解能内での歪み分布が一様な場合はスペクトルの幅が狭く(ピーク形状が急峻)，空間分解能内で歪み分布変動がある場合はスペク

トルが広がる(ピーク形状が緩慢)特徴がある. BOCDA 計測結果を図7に示す. 層間剥離損傷の進展に伴う 0.2m 付近の BFS の変動を図7(a)に示す. 対応する位置の箇所の BGS を図7(b)に示す. BGS でも層間剥離損傷の進展に伴い, その形状が変化している. 図7(b)から, 層間剥離損傷の先端付近では, CFRP 硬化時の残留歪みが開放され歪み分布が一様でなくなり, 層間剥離損傷が通過した後に歪み分布が一様に戻っていることがわかる. CFRP 材内部の損傷進展では残留歪みの開放を伴い, 埋め込まれた光ファイバには不均一な歪み分布が生じる結果となる.

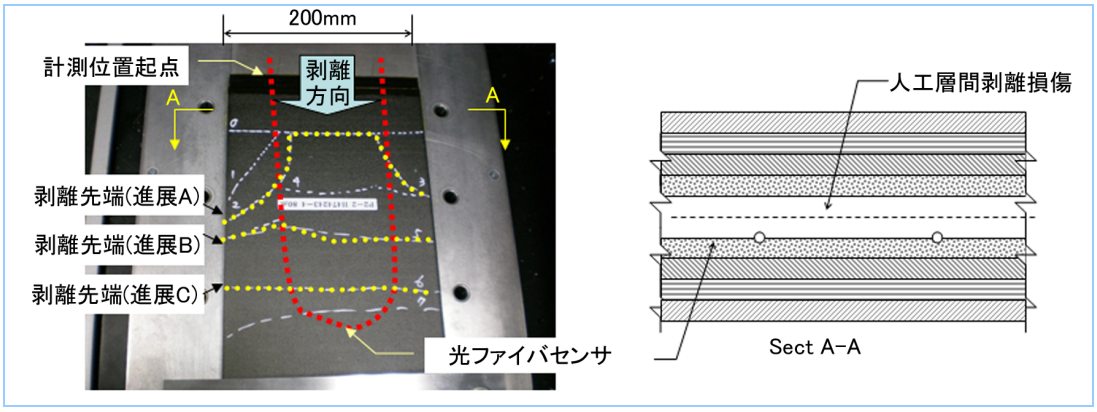


図6 層間剥離損傷検知評価試験供試体概要

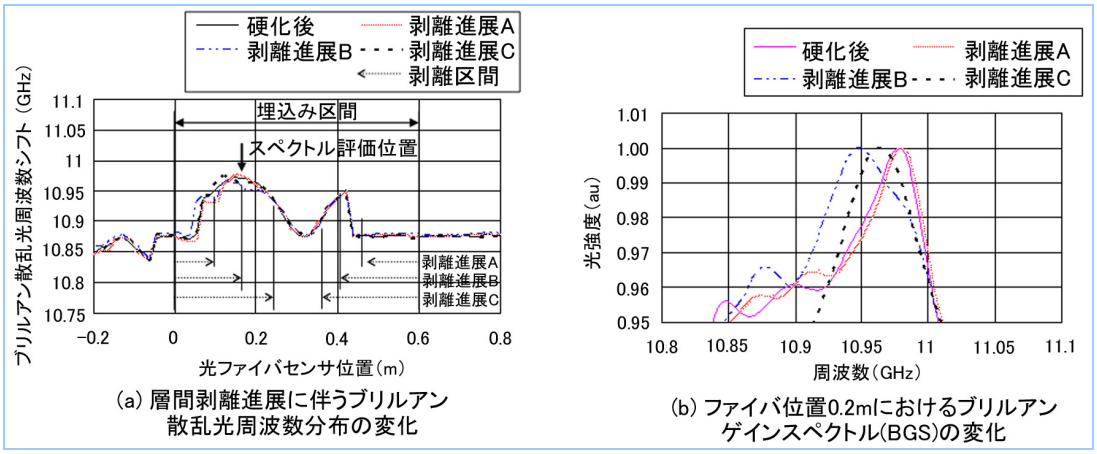


図7 層間剥離損傷検知試験計測結果

このような層間剥離の状態を定量的に評価するために, BGS 形状をパラメータとした MT 法による診断アルゴリズムの開発を行った. 層間剥離損傷診断アルゴリズムには, BGS の半値幅, 半値の中央周波数, 3/4 値幅, 及び 3/4 値の中央周波数などを評価パラメータとして採用した. MT 診断アルゴリズムにより算出した亀裂先端 A 及び C の MD 分布を図8に示す. 層間剥離の進展に伴い層間剥離部あるいは層間剥離先端で MD 値が増加し, 異常すなわち構造損傷の発生を検出できることがわかる. しかし, 計測時の外乱により埋め込まれていない箇所で MD が増加している, また, 層間剥離発生箇所と MD 増加箇所との検出距離誤差が 60mm 程度あるなど, 損傷検出の安定性向上及び位置精度の向上が今後の課題である.

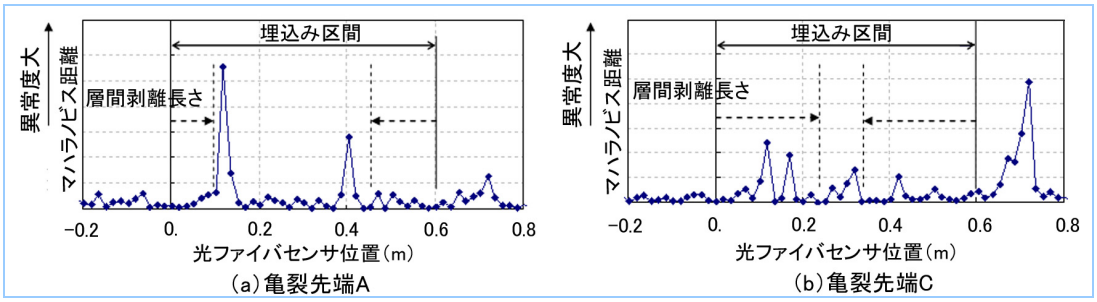


図8 層間剥離損傷検知アルゴリズム適用結果

3. まとめ

本報では航空機構造全体の健全性診断システムの実機適用に向けた取組みの一部として光ファイバセンサ耐久性評価結果，診断アルゴリズム開発の状況についてまとめた．センサ貼付部は航空機の運用環境に対する耐久性を有していることを確認し，航空機構造における典型的な損傷状態である層間剥離や接着剥離を，MT システムにより診断できるアルゴリズムを開発した．今後，本開発の成果を基に，航空機構造健全性診断デバイスの小型化，損傷診断確率の定量的評価，センサシステム適用コスト低減などを行う予定である．

最後に，本研究は，経済産業省“航空機・宇宙産業イノベーションプログラム”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（又は次世代チタン合金構造部材創製・加工技術開発）”の一環として，（財）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．

参考文献

(1) Hotate K. et al., Distributed fiber Brillouin strain sensing by correlation-based continuous-wave technique -cm-order spatial resolution and dynamic strain measurement, SPIE Photonics Asia, Shanghai, Vol. 4920-51 (2002) p.299～310
(2) 鎗孝志ほか, 光ファイバセンサシステムによる航空機構造健全性診断システムの開発, 三菱重工技報 Vol. 45 No.4 (2008)
(3) 竹下鉄夫ほか, マハラノビス距離の推定値の確率分布に関する一性質, 電子情報通信学会論文誌, J76-D-II 1(1993) p.59～64