

航空機構造健全性モニタリング技術の開発

Development of Health Monitoring System for Aircraft Structures

藤原 力^{*1} 伊原木 幹成^{*2}
長井 謙宏^{*3} 鎗 孝志^{*4}



1. はじめに

航空機の構造は、綿密な解析と数多くの実証試験に裏付けされた設計と、徹底した品質管理の下での製造により、高度な信頼性が確保されている。しかしながら、その高機能性ゆえに民間機でも適用比率が急速に拡大している複合材構造においては、材料のばらつきが大きいとともに製造過程が複雑なことや非破壊検査が容易でないことから、いかにして構造の信頼性を確保するかが課題となっている。そこで近年注目を集めているのが各種センサを用いて構造の状態を診断する、構造健全性モニタリング技術の開発である。構造健全性モニタリング技術を航空機構造に適用することにより、構造が内包する欠陥を事前に把握したり、運用中に生じた微細な損傷を検知することで破壊を未然に防ぐことが可能となり、機体の安全性を向上させることができる。本報では、複合材航空機構造への適用を目的とした、分布型光ファイバセンサによる構造健全性モニタリング技術について紹介する。

2. 構造健全性モニタリング技術

2.1 計測手法

複合材構造の健全性をモニタするセンサとしては、軽量、高強度、耐久性、無誘導性、材料への埋込みが可能等の特長から、光ファイバが最適と考えられる。中でも光ファイバ長手方向に沿って連続したひず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

(Brillouin Optical Time Domain Reflectometer, 以下BOTDR と略) は、光ファイバ全長がセンサとして働くことや、特別なセンシング部を必要とせず市販の光ファイバが利用できる点で優れている。ひずみ分布の変化から構造全体の健全性が推定できる技術として実用化が期待されている。

BOTDRの計測原理を図1に示す。光ファイバの片端から入射したレーザーパルスは、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るまでの時間差から、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ひずみ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、航空機構造への適用を考えた場合、現状の技術においては、空間分解能(ひずみが計測できる最小の単位長さ)の向上と計測装置の小型軽量化との両立が最も大きな課題となる。そこで当社は、市販の光ファイバひずみアナライザの計測スペクトルを逆解析することで空間分解能を向上させる手法を開発した⁽¹⁾。

2.2 実証試験

開発技術の実証は、航空機胴体を模擬した(図2)、直径1.5m、全長3mのCFRP(炭素繊維強化複合材料)の供試体を製作し、荷重試験を実施することで行った。図3に荷重試験のために供試体をセットした状態を示す。荷重試験では、供試体の片端を試験架構に取り付け、他端に約20トンのせん断荷重を鉛直方向に与えた⁽²⁾。

光ファイバセンサは、供試体のストリング及び外板の長手

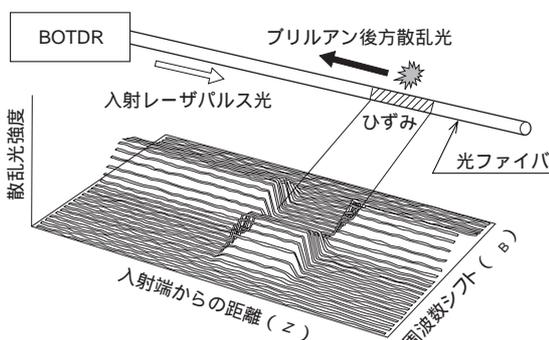


図1 BOTDR計測原理



図2 実証試験供試体イメージ(航空機胴体構造)

^{*1}名古屋航空宇宙システム製作所研究部長
^{*2}名古屋航空宇宙システム製作所研究部主席

^{*3}名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体機器研究課 工博
^{*4}名古屋航空宇宙システム製作所研究部機体機器研究課

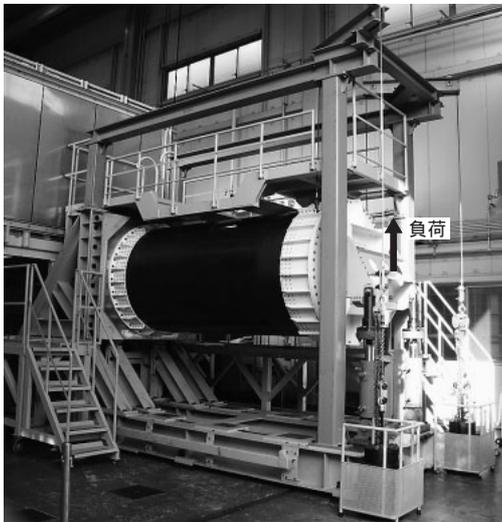


図3 健全性モニタリング技術実証試験（航空機胴体構造荷重試験）

方向に計15本取り付け（埋め込み及び貼付），最終的にはそれらを結合し1本の光ファイバとして計測を行った．同時に適切な個所にひずみゲージを貼付し，比較のためにひずみ計測を実施した．荷重試験における計測結果を，図4に示す．結果を見ると，上面パネル及び側面パネルはひずみの変化の割合が小さかったこともあり，実線で示した市販装置による計測値はひずみゲージ値と比較しておおむね良く一致している．しかしながら，下面パネルに対しては，特に試験架構への支持部近傍においてひずみの変化率が大きく，装置そのものの計測値では空間分解能の問題から精度が出ないことが明らかとなった．これに対し，破線で示した結果は，計測スペクトルの逆解析により空間分解能を市販装置の2倍に向上させたものである．また図5は，図4における下面パネルの比較の一部を拡大したものである．ひずみゲージによる計測値との差異は，市販装置では平均16%であったのに対し逆解析手法では平均7%と，分布ひずみの計測精度が改善されていることが分かる．これにより，開発手法を適用すれば，航空機のような大型構造の健全性を評価することが可能なひずみ計測精度を達成できることが確認された．

また，本供試体複合材パネル（外板及びストリングの一体成形部）のオートクレーブ成形時においても，埋め込み光ファイバによるBOTDR計測を実施した．その結果，構造強度へ影響を及ぼす成形時の残留ひずみの導出に成功するとともに，製造欠陥を防止するための最適な成形条件設定に関する情報を取得することができた．

3. ま と め

航空機構造の健全性モニタリング技術を実用化するためには，本報で紹介した空間分解能の向上技術の開発以外にも，計測精度の向上，温度補正技術の開発，搭載機器の制約（寸法，重量，環境温度及び振動等），機器の信頼性向上，計測データの処理手法及び評価法の確立，センシング部材の選定

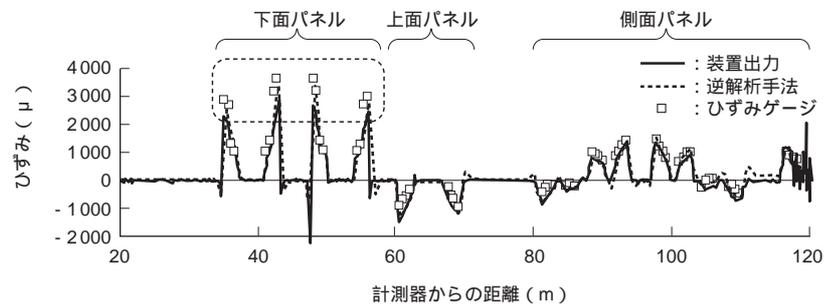


図4 航空機胴体構造分布ひずみ計測結果

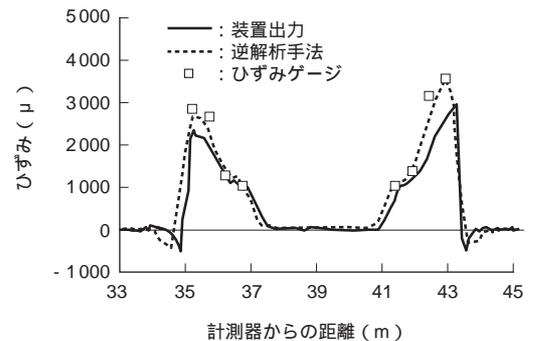


図5 航空機胴体構造分布ひずみ計測結果（下面パネル一部拡大）

等々，克服すべき課題は多い．しかしながら，海外の航空機メーカー等では民間機の複合材構造に健全性モニタリングを適用する動きもあり⁽³⁾，今後ますます実用化が加速化されるものと考えられる．当社でも本研究成果をもとに，航空機の安全性向上を目指した構造健全性モニタリングシステムの開発を進めてゆきたい．

最後に，本内容は，平成10年度から14年度まで新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）より（財）次世代金属・複合材料研究開発協会（RIMCOF）が受託した“知的材料・構造システムの研究開発”において，当社が実施した研究の一部について記載したものである．

参 考 文 献

- (1) Yari, T. et. Al., Strain Distribution Measurement using Distributed BOTDR Sensors, SPIE Vol.5054 (2003) p.175
- (2) 長井謙宏ほか，損傷探知・損傷抑制デモンストラータ試験総括，第4回“知的材料・構造システム”シンポジウム講演集（2003）p.21
- (3) Jenks M.D. et. Al., Materials Technology for the BOEING 7E7, Proceedings of SAMPE 2003 (2003) p.1821



藤原力



伊原木幹成



長井謙宏



鎗孝志