

## 複合材構造のヘルスマニタリング技術について

### 概要

航空宇宙機への複合材構造の適用拡大に伴い、構造健全性・安全性をリアルタイムで、あるいは、メンテナンス時に自己検知・診断を行う、構造ヘルスマニタリング (Structural Health Monitoring, SHM) システム構築の重要性が認識されてきている。本解説は、筆者が関係してきた複合材構造のヘルスマニタリング技術について解説する。

### 1. 緒言

世界的に見て、大型民間航空機の開発は大きな変革点を迎えている。欧州エアバス社が、大陸間を550人以上の旅客を乗せて飛行できる総2階建て超大型旅客機A380を製造しており、また、それに対抗して、米国ボーイング社は200–250人乗り程度の中型高効率旅客機787の開発も進んでいる。A380では、水平尾翼・垂直尾翼はもちろん、主翼の付け根にあたるトルクボックスにも大型機としては初めてCFRP複合材構造が採用されている。また、胴体構造の疲労亀裂がクリティカルである部位にはGLAREと呼ばれるGFRP複合材とアルミ合金の積層板が使用され、構造重量の20数%を先進複合材料が占める。一方、787では、さらに複合材料化が進む計画であり、主翼構造・胴体構造の一部もCFRP化され、構造重量の50%以上を先進複合材料が占めるとされている。

スペースシャトルの事故、H2A ロケットの打ち上げ失敗、などの航空宇宙分野で最近発生している重大事故の例を挙げるまでもなく、長期間使用が期待される構造物の耐久性を評価し、かつ保証する方法の確立が強く求められている。この中で、運用中の構造システムに発生する損傷の種類、位置、サイズを精密に同定し、損傷発生・進展メカニズムとセンサ情報の相関性から、構造健全性をリアルタイムで、あるいは、メンテナンス時に自己検知・診断を行う、SHMシステム構築の重要性が認識されてきた。とくに、先進軽量複合材料構造は、その一次構造部材への適用の要求は高いが、構造システムの安全性・信頼性を確保し、設計・製造からメンテナンス・修理までのライフサイクルコストを低減することを可能とするSHMシステムの確立が不可欠である。

### 2. 『知的材料・構造システムの研究開発』プロジェクトでの構造ヘルスマニタリング技術

平成10–14年度NEDO『知的材料・構造システムの研究開発』プロジェクトの中では、10研究機関の研究者が東京大学の集中研究室に集結し、ヘルスマニタリンググループが作られ、(1)高性能センサシステム技術の開発、(2)構造健全性自己診断・損傷制御技術の開発、(3)モデル構造、部分実構造への適用化技術の開発、と系統的に、大学における基礎技術から実用化を目指した応用技術へと基盤要素技術研究・開発を効率良く進めた。最終的には、航空機胴体を模擬したCFRP損傷検出・損傷抑制デモンストレータにより幾つかの開発技術を実証し、国際的にも高く評価された。とくに、複合材中埋め込み用の世界で初めての、通常の光ファイバ直径の1/3の細径光ファイバとそのファイバ・ブラッグ・グレーティング(FBG)センサの開発、および、CFRP積層構造への埋め込みと衝撃損傷同定技術は評価が高い<sup>1)</sup>。

## 2. 1 細径ファイバセンサの開発と部分構造適用

従来の光ファイバの直径を減少し、複合材プリプレグ中に埋込みやすく、かつ内部欠陥とはなりにくい、クラッド直径 40 $\mu\text{m}$ 、コーティング直径 52 $\mu\text{m}$  の細径光ファイバを開発することとし、これに成功した<sup>1)</sup> (図 1)。通常径光ファイバの周りには樹脂過多の領域が存在するのに対し、細径光ファイバの周りには樹脂過多の領域は見られず、炭素繊維がきれいに取り囲んでいる。細径光ファイバ埋込みによる CFRP の強度低下はほとんどないことが実証されている。また、細径光ファイバセンサにブラッグ格子を書込む技術開発にも成功し、通常径 FBG センサと同等のセンサ特性をもつ細径 FBG センサの作製

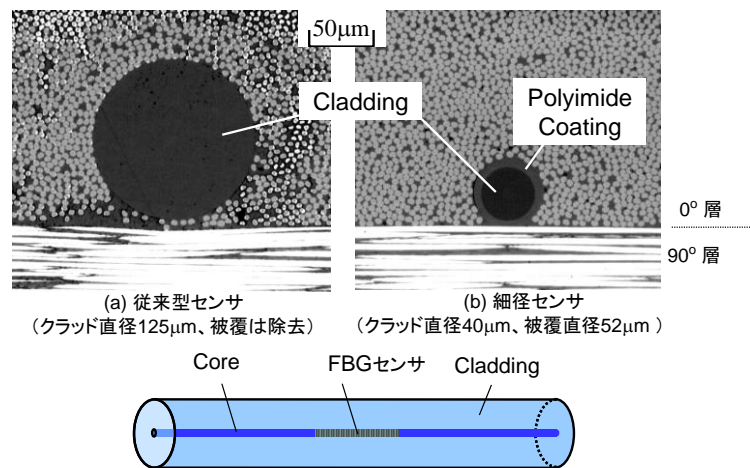


図 1 複合材料積層板中への FBG センサの埋込み

に世界で初めて成功した。FBG センサに広帯域の光が入射すると、ブラッグ格子に対応したブラッグ波長 $\lambda_b$ での狭帯域の光のみが反射する。FBG センサにひずみや温度変化が加わると、ブラッグ格子の格子間隔や屈折率が変化し、 $\lambda_b$ もシフトする。電磁気ノイズの影響を受けない絶対的な測定が可能であり、1本の光ファイバに沿って複数の FBG を形成し、多点での同時計測が容易に可能である。また、最近では、弾性波を測定できる測定装置も開発されている。ポリイミドコーティング層は、エポキシ樹脂や他の耐熱樹脂との接着性にも優れ、製造中や実用時の高温暴露にも耐えることができる。また、異種材料 (CFRP と光ファイバ) 間の応力集中を緩和することも可能である。

また、複合材料中に埋め込まれた細径 FBG センサのゲージ部 (通常 10mm 程度) 近傍に、外部荷重によりクラックや層間剥離などが生じてゲージ部に不均一なひずみが発生すると、反射スペクトルにも乱れが生じる現象を利用した、損傷検出

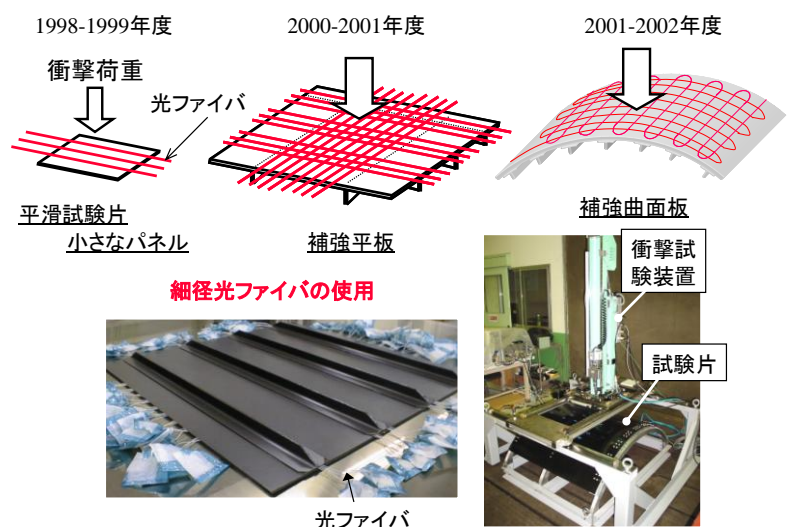


図 2 衝撃負荷同定を目指した細径光ファイバ埋込み CFRP 補強平板、曲面板構造の開発例

システムを構築することにも成功した<sup>1)</sup>。図2には、衝撃負荷同定を目指した細径光ファイバ埋込みCFRP補強平板、曲面板構造の開発例を示す。

## 2.2 損傷検出・損傷抑制デモンストレータ試験

2002年度は、大型複合材料構造への実用化を目指し、各々開発したヘルスマonitoring要素技術を実構造レベルにおいて検証し、かつ大型複合材料構造に組み込むことによる問題点を把握し解決する、損傷検出・損傷抑制デモンストレータ試験の研究開発を集中的に行った。デモンストレータ供試体としては、将来の発展性を考慮して、ボーイング737級旅客機の胴体の約1/3スケール（直径1.5m、長さ3m）の航空機胴体模擬CFRP補強円筒とした。

図3にデモンストレータ試験供試体の完成写真を示す。各種センサやコネクタ、ケーブルなどの埋込み、取付けを考慮し、円筒構造は周方向に4分割して、上面パネル1枚、下面パネル1枚、側面パネル2枚を各々作製し、試験場である三菱重工業株名古屋航空宇宙システム製作所大江工場において組立てを行った。一端が固定された片持ち状態にて、75kPaまでの内圧負荷、または、下面パネル評定部に最大 $3600\mu\epsilon$ のひずみが生じるまでの曲げ荷重（約24tonf）を油圧アクチュエータにより負荷した。曲げ荷重については、試験途中での計測やデータの再現性確認のために、数多くの荷重・除荷試験を繰り返した。上面パネルおよび側面パネルについては衝撃負荷試験も行った。

デモンストレーションを行う基礎要素技術としては、1)技術的に先進性があること、2)胴体構造としてのニーズが現時点で明らかなこと、3)実構造モデル試験により要素技術開発の成果が確認できること、4)研究開発スケジュールの点から妥当である、の観点から次の6つのテーマとした<sup>1)</sup>。図4

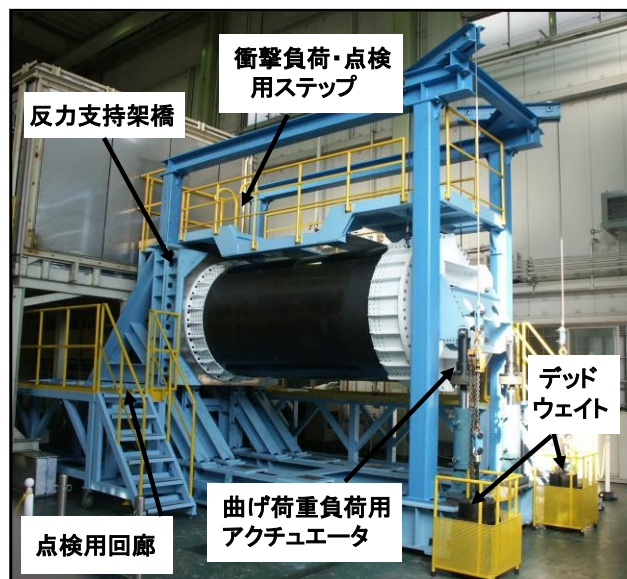


図3 デモンストレータ試験供試体の完成写真

の内圧負荷、または、下面パネル評定部に最大 $3600\mu\epsilon$ のひずみが生じるまでの曲げ荷重（約24tonf）を油圧アクチュエータにより負荷した。曲げ荷重については、試験途中での計測

やデータの再現性確認のために、数多くの荷重・除荷試験を繰り返した。上面パネルおよび側面パネルについては衝撃負荷試験も行った。

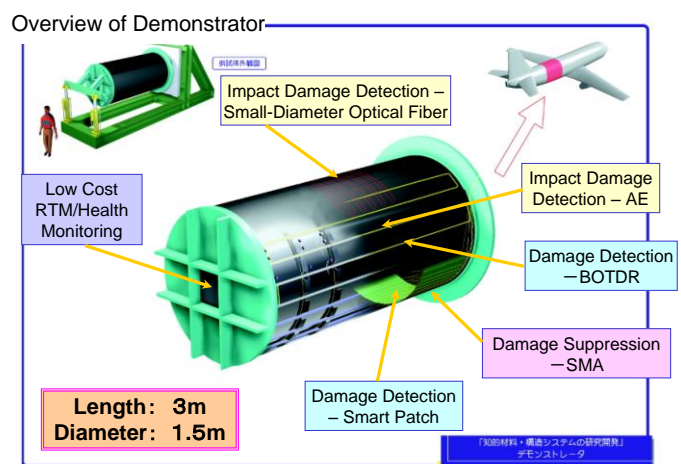


図4 デモンストレータの6つのテーマと試験位置

に、選択された6つのテーマと試験位置を示す。例として、複合材埋込み細径光ファイバセンサによる衝撃損傷検知について述べる。

上面パネルに埋込んだ細径光ファイバセンサにより、衝撃損傷の有無および発生位置の同定を行った。図5に示すような、光透過損失を測定する細径マルチモード光ファイバ、および、動的ひずみを測定する細径シングルモードFBGセンサをCFRP構造の強度低下なく埋込む技術、CFRP部材作製後に端部切断が可能な光ファイバコネクタ技術、などの新規技術を、試験片レベルから平板部分構造、局面板構造レベルまで段階をおって確実な技術として開発した。また、実用化を目指した衝撃損傷発生位置およびその程度をリアルタイムに知らせるシステムの開発にも成功した(図6)。

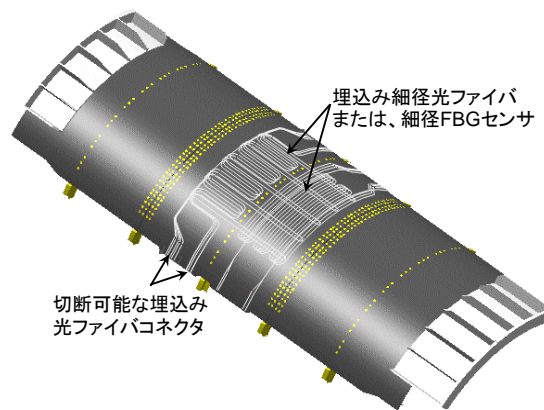


図5 上面パネル埋込み細径光ファイバセンサ

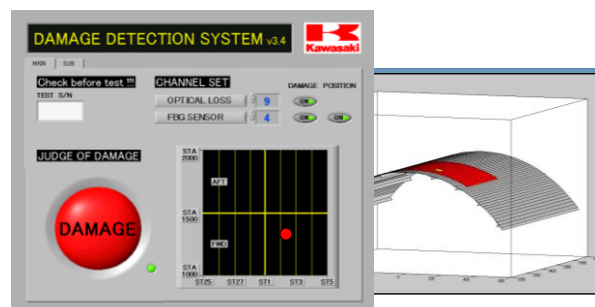


図6 衝撃損傷発生位置・程度リアルタイム表示

### 3. 再使用ロケット CFRP 製 LH<sub>2</sub> 燃料タンクの飛行中リアルタイムひずみ計測

文部科学省宇宙科学研究所(当時、現在は JAXA)によって開発が進められてきた、再使用ロケットの実験機(RVT)の機体には軽量化のために CFRP 製の LH<sub>2</sub> 燃料タンク(製造: IHI エアロスペース)が搭載されている。このタンクは圧力を受け持つ CFRP フィラメントワインディング殻構造の内面にアルミニウムライナを配置し、LH<sub>2</sub> の漏洩を防いでいる。ロケット運用時の使用圧力 4.5MPa と高圧であるうえ、通常のロケットとは異なり繰り返し使用を行うという観点からも、ヘルスマニタリングシステムの構築は重要な開発要素である。筆者らは、三菱電機(株)と共同で RVT 搭載型 FBG 計測装置を開発した<sup>2)</sup>。この計測装置を用いて 2003 年 10 月に能代ロケット実験場で行われた再使用ロケット実験機打ち上げ試験中の LH<sub>2</sub> タンクのひずみ計測を行い、計測データをテレメータによりロケットから離れた計

測室で受信し、リアルタイムひずみ計測に世界で初めて成功した（図7）。

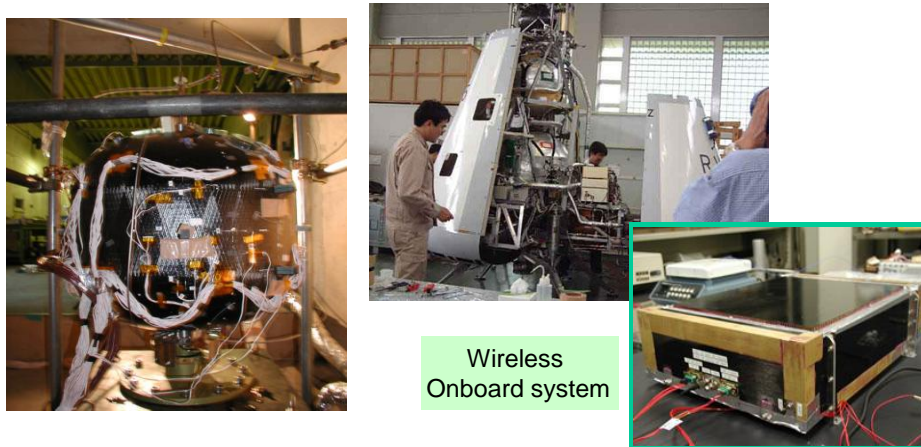


図7 ロケット用CFRP LH。極低温燃料タンクの飛行中ワイアレスひずみモニタリングシステム（宇宙航空研究開発機構（JAXA）、IHI エアロスペースとの共同研究、2003年10月に世界で初めて実験成功）

#### 4. 次世代航空機構造部材のための「構造健全性診断技術」

先進 CFRP 構造ヘルスマニタリング技術の本格的な実用化を実現するためには、最新航空宇宙機構造の特定部位を想定して、これらの基盤要素技術研究・開発を適用するとともに、基礎実験・理論解析へとフィードバックしながら、本格的な実用化技術としてブラッシュアップしていく必要がある。幸い、平成15年度から開始された、経済産業省「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」（通称：次世代部材プロジェクト）の中で、旧プロジェクトのSHM技術を効率的に継承しつつも、本格的な実用化を目指した、筆者がサブグループリーダーであるサブグループ「構造健全性診断技術」の研究開発が進められている。研究課題は以下の3つであり、その概要を述べる。

##### （1）航空機主/尾翼BOX構造の損傷モニタリングシステムの研究開発

軽量先進複合材料化によるメリットが大きい航空機一次構造である主/尾翼BOX構造を対象に、損傷モニタリングシステムの研究開発を行っている（図8）。一体成形の翼BOX

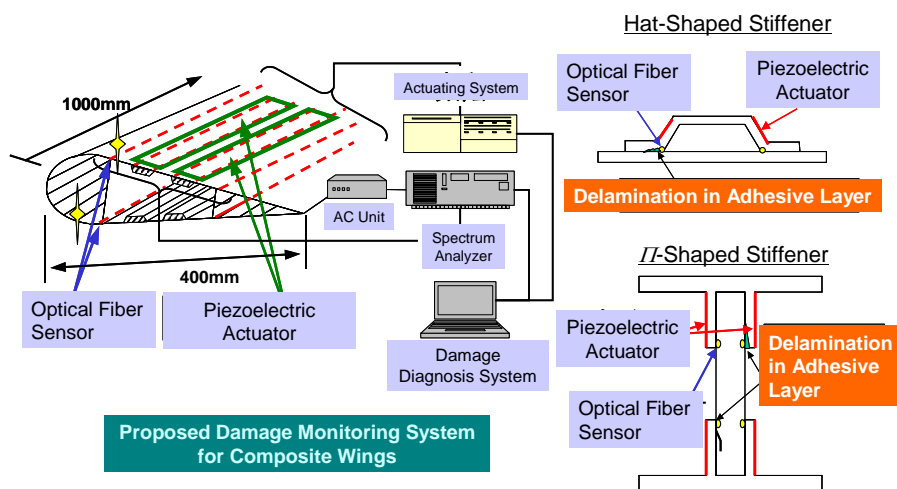


図8 航空機主/尾翼BOX構造の損傷モニタリングシステムの研究開発

構造では、超音波、蛍光探傷などの非破壊検査が困難であるという欠点を克服することを目的に、損傷発生がクリティカルである BOX 構造内部の接着構造部位の剥離モニタリングを行う、アクティブセンシングシステムの開発を行っている。本システムは、 piezoelectric 素子・フィルムを弾性波発信源として、接着構造部位の接着フィルム内に強度劣化なしに埋込み可能な、日本独自の細径 FBG センサにより弾性波ひずみの受信を行い、弾性波伝播経路に発生する剥離などの損傷を検出するものである。独自の AWG 方式フィルタを用いた小型高速 FBG 計測システムの試作により、すでに細径 FBG センサによる弾性波計測に成功しており、実用的な主/尾翼 BOX 構造への適用を目指した個別技術の開発を継続している<sup>3)</sup>。東京大学では、剥離損傷発生を判断し視覚的に表示する損傷診断ソフト、ならびに、高精度損傷同定・余寿命推定診断システムを構築している。

(2) 高信頼性先進グリッド構造(AGS)による航空機一次構造モニタリング技術の開発

CFRP 複合材を補強リブやパネルに用いる効率的な先進グリッド構造をベースに、各補強リブやパネル内に埋め込まれた FBG センサを統合した「高信頼性 AGS」を新たに開発し、多点センサネットワークによるモニタリング技術を構築する。補強リブ中の FBG はひずみセンサとして、グリッド結合部・パネル中の FBG は損傷センサとして用いる (図 9)。AGS

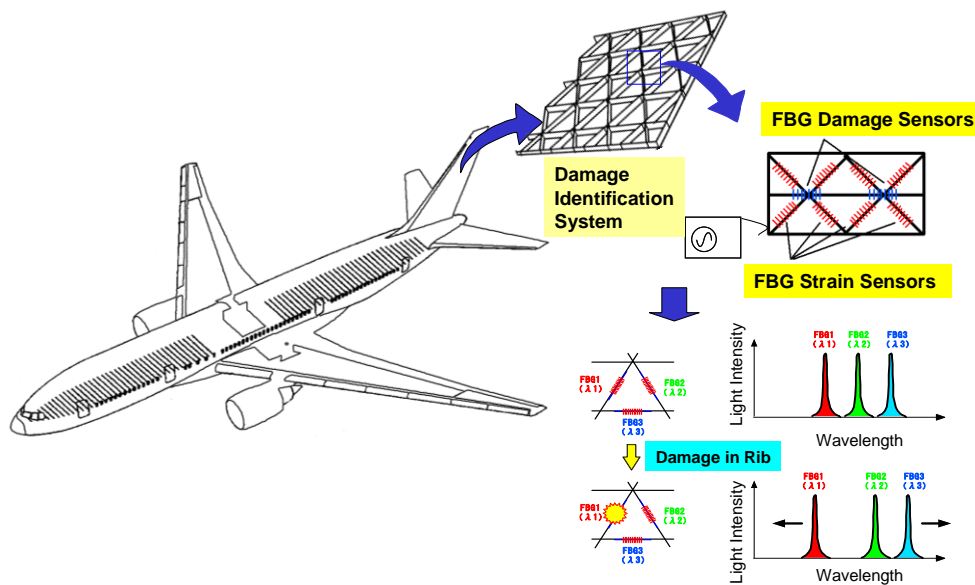


図 9 高信頼性先進グリッド構造(AGS)による航空機一次構造モニタリング技術

の破壊実験および理論破壊モード解析をもとに、損傷を可視化する構造健全性診断システムを構築している。すでに、多点 FBG センサ埋め込み AGS 構造要素の試作に成功するとともに、AGS 自動積層製造技術の開発も進んでいる。AGS は一部に損傷が生じても隣接部に荷重パスが形成できるフェールセーフ構造であるが、多点センサネットワークシステムにより損傷許容性、高信頼性を確保することが可能となり、実用化に寄与する。1m<sup>2</sup>AGS パネルあたり 200 地点、ひずみ検出精度 0.01%で、アルミ構造と比較して 50%軽量化したトルクボックス構造 1/3 スケールモデルによる実証を目指している<sup>4)</sup>。

### (3) 光周波数変調ブリリアン散乱計測法(BOFDA)による構造センシング技術の開発

一本の光ファイバに沿ってのひずみ分布を計測する分布型光ファイバセンサシステムであり、パルス光を利用するブリリアン散乱計測法(BOTDR)の欠点である、距離分解能 1m、計測時間 20-30 分程度、を克服するものである。パルス光の代わりに周波数変調連続光を用い、さらに光ファイバの一端からポンプ光(連続光)を、他端からプローブ光(連続光)を入射し、距離分解能 5cm、計測応答性 1Hz の達成を目指している。ポンプ光とプローブ光を同期させ周波数変調することで、ひずみにより誘起されるブリリアン散乱光の計測区間を選択する。長さ 5cm とは現状の航空機機体構造設計に用いられる有限要素サイズにほぼ等しいことから、実用性が高い<sup>5)</sup>。また、航空機に搭載可能とするために、航空機機体の運用環境・条件を考慮した小型計測システムとした。また、東大保立研究室の技術である BOCDA への拡張、光ファイバ敷設(貼付または埋込)方法の影響解析、機体構造要素・部分構造での検証試験を経て、胴体構造の健全性モニタリングを目的に小型飛行機を用いた飛行実験実証も計画している(図 10)。

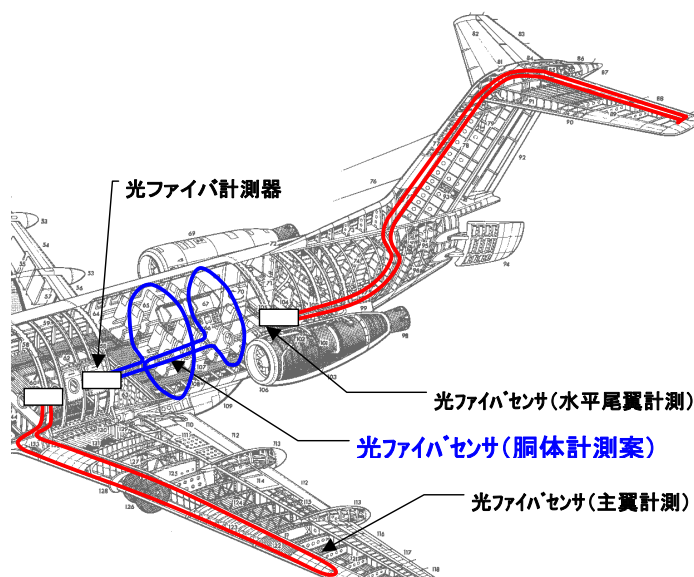


図 10 BOFDA/BOCDA 法による航空機機体分布ひずみ計測

## 5. まとめ

次世代航空宇宙機には先端複合材料の利用が不可欠であり、その信頼性を確保するための構造健全性診断技術の重要性は明らかであり、効果的な産官学の共同研究体制を強力に進めていく必要がある。学術的支援を行う大学の役割も効率的に機能する必要がある。欧米からの関心度から見ても、この分野で我国がトップグループの中にいることは間違いない。CFRP 構造の設計・ものづくりと有機的に組み合わせることにより、欧米にはない技術に到達できるものと考えられる。CFRP 構造化・構造ヘルスマニタリングは、航空宇宙構造システム全体においてキー技術となりつつあり、今後の発展が期待される。

謝辞：本報告の一部は、経済産業省「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」の内容を含む。次世代金属・複合材料研究開発協会等、関係各位に謝意を表す。

文献：

- 1) 武田展雄：日本航空宇宙学会誌, 52, 605 (2004), pp. 142-148.
- 2) 武田展雄, 水谷忠均：高圧ガス, 40 (2003), pp. 50-51.
- 3) T. Ogisu, M. Shimanuki, S. Kiyoshima, Y. Okabe, & N. Takeda: Proc. SPIE 12th Int. Symp. Smart Structures and Materials, (2005), CD-ROM Paper No.5758-12.
- 4) H. Takeya, T. Ozaki, & N. Takeda: *ibid.*, Paper No.5762-28
- 5) T. Yari, M. Ishioka, & K. Nagai: *ibid.*, Paper No.5758-17.