

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成 24 年 6 月 4 日現在

機関番号：12601

研究種目：若手研究（B）

研究期間：2010～2011

課題番号：22760621

研究課題名（和文）

複合材航空機の革新的損傷許容設計法の確立に向けた簡易補修技術の提案と実証

研究課題名（英文）

Rapid repair of CFRP structures monitored by structural health monitoring systems

研究代表者

水口 周（MINAKUCHI SHU）

東京大学・大学院新領域創成科学研究科・助教

研究者番号：70512359

研究成果の概要（和文）：SHM 技術との融合に向けた急速簡易補修技術の基礎的検討のため、パッチ補修部の引張試験を実施した。模擬損傷の位置、種類を変化させることで、SHM 技術の有する損傷検知の不確実性が補修強度に与える影響を評価した。損傷情報にあいまいさがある場合の補修パッチサイズ決定指針を提案するとともに、SHM 技術によって検知すべきパラメータは貫通損傷の有無および剥離の最大領域であることを示した。

研究成果の概要（英文）：This study experimentally and numerically investigated effects of the uncertainty about detected-damage information on the strength of repaired parts. Simulated impact or lightning damage was introduced in specimens, and tensile tests were conducted using them after repairing. It was shown that the strength requirement of the repaired part can be fulfilled by deciding the size of the CFRP repair patch in consideration of the uncertainty about the damage information. Furthermore, required capability of an impact damage detection system combined with the rapid repair method was identified.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2010 年度	1,900,000	570,000	2,470,000
2011 年度	1,300,000	390,000	1,690,000
総計	3,200,000	960,000	4,160,000

研究分野：航空宇宙工学

科研費の分科・細目：構造・材料

キーワード：航空機・複合材料・衝撃損傷・構造ヘルスマモニタリング・補修・設計法

## 1. 研究開始当初の背景

優れた機械特性を有する炭素繊維強化プラスチック（CFRP）の航空機構造への適用が拡大しているが、耐損傷性等の課題により十分な軽量化には至っていないのが現状である。こうしたなか、センサを構造と一体化させることで構造の健全性を常時モニタリングし、損傷を自動的に検知する構造健全性診断（SHM）技術に注目が集まっている。これまでに、構造内を伝播する弾性波をピエゾ素子で計測する方法、材料内のひずみや温度の分布を計測する光ファイバセンサ技術、

CFRP の電気抵抗変化を用いる手法、亀裂による真空の破れを利用した Comparative Vacuum Monitoring(CVM)など、様々な手法が提案・実証されてきている。これらの SHM システムは従来メンテナンスでの非破壊検査(NDI)に代わる損傷検知技術として実際の航空機への適用が始まりつつあるとともに、将来的にはより軽量の CFRP 航空機構造設計を実現するためのキーテクノロジーとしても期待されている。

## 2. 研究の目的

そこで本研究は、SHM 技術と新たな簡易急速補修技術の融合を提案する。損傷の発生を SHM 技術で自動的に検知したのち、即座に補修し構造強度を回復することを目指したものである。構造健全性診断技術と急速補修技術を併せて用いることで、より大きな損傷の発生を許容することが可能になり、将来航空機のさらなる薄肉・軽量化（設計ひずみレベルの向上）、より柔軟な運用へとつながると考えられる。

提案する簡易急速補修法を用いた CFRP 航空機設計・運用の概要を Fig.1 に示す。薄肉設計された構造には SHM のためのセンサが取り付けられており、各フライト後（あるいはフライト中）に自動検査が行われる。損傷が検出された場合にはその部分に即座に簡易的な補修をほどこし、あるレベル（例えば、終局荷重の 8 割程度）まで構造強度を回復させ安全な継続運用を可能にする。その際には、超音波・X 線探傷など高コストの NDI は行わず、SHM システムから得られる損傷情報のみを用いて補修を行う。その後、定期検査の際等に詳細な NDI を実施し、より精密な補修を行うことで強度を完全に回復させる。

以上のような運用を想定した場合に、簡易急速補修技術としては可視光硬化プリプレグ等の非加熱成形 CFRP を用いてパッチ補修を行うことが有効であると考えられる。急速硬化可能な非加熱成形プリプレグを用いることで曲面構造を含めた部位に対して飛行前の短時間で補修を完了可能であり、またパッチ補修であるため損傷部の加工が最小限で済み、機材・装置が十分でない空港においても実施可能である。しかしながら、一般に SHM 技術で損傷の位置、種類およびサイズを誤差なく特定することは困難である。つまり、これら SHM システムから得られる損傷情報にあいまいさがあっても、構造強度を要求値以上に回復可能な補修技術を構築する必要がある(Fig.2)。

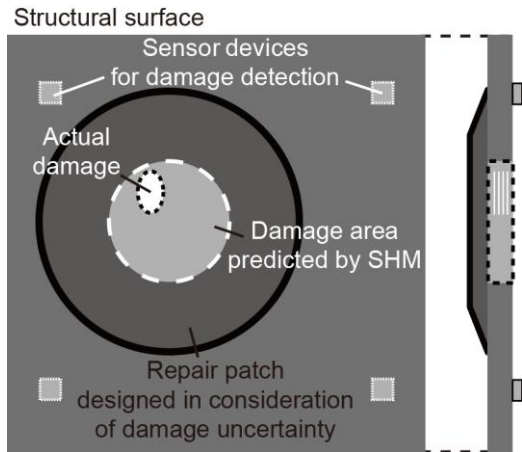


Fig. 2 Schematic of rapid repair concept.

## 3. 研究の方法

以上をふまえ、本研究では損傷検知の不確実性がパッチ補修部の引張強度に与える影響を調べた。衝撃負荷や落雷により CFRP に発生する損傷をまず貫通損傷で簡易的に模擬し、補修パッチと損傷の位置関係を変化させた試験を行った。また衝撃や落雷による損傷は複数の損傷モードが組み合わさって生じるため、模擬損傷形態を変化させた試験についても実施した。また、実験で得られる強度変化要因を定性的に明らかにするために、有限要素解析を行った。

## 4. 研究成果

まず貫通損傷を導入した試験についてだが、すべての試験片で接着層の亀裂が進展して最終破壊に至った。同じパッチサイズを持つ試験片では、損傷の位置がパッチ端部に近づき、一部の接着長さが短くなるにしたがって強度が大幅に低下した。すなわち本研究で提案する急速補修法では、SHM 技術による損傷領域推定の不確実性を十分考慮にいたした補修部設計を行う必要があることがわかる。一方で接着長さが同じ試験片の結果から、損傷の位置の偏りのあるほうが偏りのない

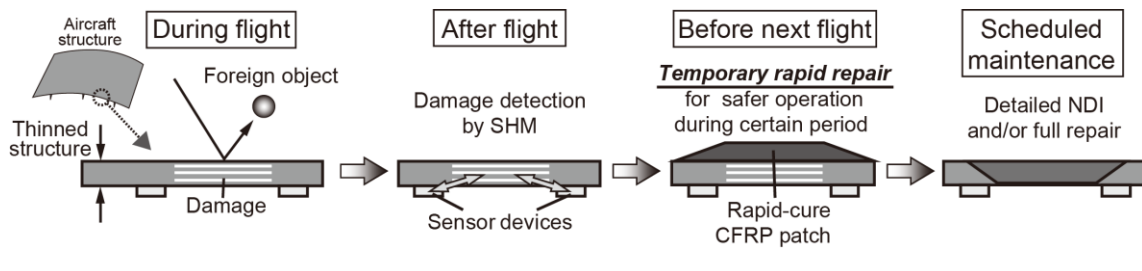
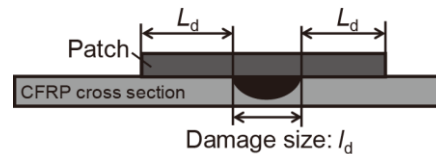


Fig. 1 Design and operation of CFRP aircraft structure employing SHM system and proposed rapid repair technique.

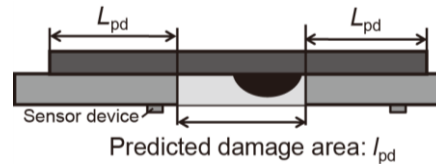
ものに比べて高い強度を示すことがわかった。これは、損傷位置に偏りが生じることで損傷部での局所変形が抑制されることに起因する。以上の結果は、補修パッチの設計を行う際に、パッチ接着部の長さが、損傷位置に偏りのない標準的な接着強度試験から得られる必要接着長さ以上になるようにすることで、パッチに対する損傷位置の偏りを考慮する必要がなくなることを示している。

次に損傷形態がパッチ補修部の強度に与える影響を明らかにするために、層間剥離あるいは層間剥離と貫通損傷の複合損傷を与えた試験片 2 種類の試験を実施した。強度は（層間剥離）>（貫通損傷）>（貫通損傷と層間剥離の複合損傷）となった。剥離損傷のみの場合には接着層に顕著な応力集中部が発生せず強度が低下しなかったが、複合損傷を導入した試験片では剥離先端を起点とした被着材内部の亀裂進展によって最終破壊に至り、貫通損傷のみと比べて強度が低くなる傾向が見られた。

以上の結果から、損傷の補修に必要な CFRP パッチのサイズを決定することが出来る (Fig.3)。まず従来の補修方法では、NDI 等で損傷サイズ  $l_d$  および損傷形態・位置を決定することが出来るので、 $l_d$  の損傷に対して強度回復に必要な接着長さ  $L_d$  を決定し、合計で  $2L_d + l_d$  以上の長さの CFRP パッチを用いることになる。一方で SHM システムでの損傷検知に基づく急速補修法では、まず損傷が発生している可能性のある領域  $l_{pd} (\geq l_d)$  が同定される。この際、損傷の種類およびサイズがある範囲内で不確定であるため、可能性のあるもののなかで最も強度低下が大きい損傷を想定して必要な接着長さ  $L_{pd} (\geq L_d)$  を決定し、 $2L_{pd} + l_{pd}$  以上の長さの CFRP パッチを用いる。実際の損傷  $l_d$  が損傷推定領域  $l_{pd}$  の中央に位置した場合には接着長さが  $L_{pd} + (l_{pd} - l_d)/2 (\geq L_{pd})$  となり、また万が一損傷が推定領域の端部に存在した場合にも  $L_{pd}$  以上の接着長さを確保することができ、損傷位置の偏りに関係なく強度を回復することが可能である。上記検証において強度低下が最も大きかったのは剥離損傷と貫通損傷の複合損傷であり、損傷を検知する SMH 技術は、貫通損傷の有無とともに剥離が生じている可能性がある最大領域を同定可能な必要があると言える。



(a) Conventional repair employing NDI.



(b) Rapid repair employing SHM.

Fig. 3 Design of CFRP patch repair.

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 1 件)

- ① 水口周, 高井元, 大嶽晴佳, 武田展雄  
“構造健全性診断技術との融合に向けた CFRP 構造の簡易急速補修技術に関する検討 - 損傷検知の不確定性の影響評価 -,” 材料システム 30, 47-51 (2012) 査読有り

[学会発表] (計 4 件)

- ① 水口周, 高井元, 大嶽晴佳, 武田展雄,  
“構造健全性診断技術との融合に向けた先進複合材構造簡易補修技術に関する基礎的検討,” The Seventh Japan Conference on Structural Safety and Reliability, 2011/10/14, 日本学術会議 (東京都)
- ② 水口周, 高井元, 大嶽晴佳, 武田展雄,  
“構造健全性診断技術との融合に向けた CFRP 構造簡易補修技術に関する基礎的検討,” 第 53 回構造強度に関する講演会, 2011/7/28, ジョイナス (秋田県)
- ③ 高井元, 大嶽晴佳, 水口周, 武田展雄,  
“損傷領域の不確定性がパッチ補修部の強度に与える影響,” 第 18 回機械材料・材料加工技術講演会, 2010/11/28, 東京大学 (東京都)
- ④ M. Takai, S. Minakuchi, N. Takeda,  
Patch repair of CFRP panels with impact damage detected by structural health monitoring technology, The 7th

Asian-Australasian Conference on  
Composite Materials, 2010/11/17,  
Taipei (Taiwan)

6. 研究組織

(1) 研究代表者

水口 周 (MINAKUCHI SHU)

東京大学・大学院新領域創成科学研究科・  
助教

研究者番号 : 70512359