

# 航空機用複合材構造の高速修理法の開発

Development of Quick Repair Method for Aircraft Composite Structures



<http://www.flythemrj.com/j/media/>

須原 正好<sup>\*1</sup>  
Masayoshi Suhara

清水 隆之<sup>\*2</sup>  
Takayuki Shimizu

長谷川 剛一<sup>\*3</sup>  
Koichi Hasegawa

重富 利和<sup>\*4</sup>  
Toshikazu Shigetomi

上林 正和<sup>\*5</sup>  
Masakazu Kamibayashi

佐藤 幸宏<sup>\*6</sup>  
Yukihiro Sato

主に航空機向けに開発した複合材構造の高速修理法を紹介する。従来の修理では修理パッチとして未硬化のプリプレグを用いるが、修理パッチを成形・硬化させるために長い時間がかかる。本手法は、予め硬化させた薄い修理パッチを複数枚用いて間に接着剤を挟んだ構成であり、これを被修理部の形状に合わせて設置してから大気圧によって加圧し、接着剤をヒーターマットで加熱硬化させるものである。本手法の検証のため、接着品質確認試験・検査性確認試験及び強度試験を実施し、成立性を確認した。本技術により、複合材構造の修理時間が従来比約 70% 低減し、航空機損傷時に早期運航復帰が可能となる。

## 1. はじめに

比強度が大きく疲労特性や耐腐食性に優れる複合材は航空機構造などへの適用が進んでいる。複合材構造は落雷や衝撃損傷を受けると強度低下を生じるために修理が必要になる場合があるが、適用拡大に伴い今後こうした機会は増加すると予想される。航空機運用時に損傷が発生した場合、必要な品質を確保した上で、できるだけ早急に運航復帰させることが望まれるが、現状の修理法では以下のような課題がある<sup>(1)</sup>。

複合材構造における典型的な修理であるプリプレグスカーフ修理は損傷部を取り除き、未硬化のプリプレグを当該部の形状にカット・積層し、真空圧下で加熱硬化させるものであるが、被修理部加工・修理パッチ製作・加熱硬化に時間がかかる。

また適用頻度の高いウェットレイアップ修理は、現場で樹脂を含浸した繊維を積層するため空隙ができやすいなど、作業によって品質にバラつきが出やすく、品質管理が難しい点が課題である。

また、予め硬化させたプリキュア修理パッチを用いた修理も行われている。本修理においては、一般に良好な接着品質を得るために修理パッチの形状が被修理部の形状に一致している必要がある。しかし、被修理部の形状は様々であり、これらすべてに一致する修理パッチを予め準備しておくことは困難である。

そこで、本稿では修理品質と修理時間を両立させるよう、薄いプリキュア修理パッチを複数枚用いた修理法を立案し、その品質や強度を確認して成立性を検証した結果を紹介する。

\*1 総合研究所強度・構造研究部 技術士(航空・宇宙部門)

\*2 総合研究所強度・構造研究部 主席

\*3 総合研究所製造研究部

\*4 総合研究所材料研究部

\*5 総合研究所材料研究部 工博

\*6 総合研究所強度・構造研究部

## 2. 提案する修理法

提案する修理法の概要を図1に示す。まず、硬化させた薄い修理パッチを予め準備しておく。

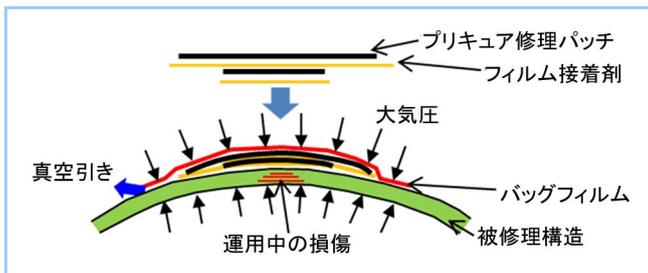


図1 提案する修理法の概要

修理が必要になった際には、これらの修理パッチとフィルム接着剤を重ねて損傷部に設置する。これらをバッグフィルムで覆い、真空ポンプでバッグ内の空気を抜いて修理部を大気圧で加圧する。その後、接着剤を硬化させるためにヒーターマット等を用いて加熱する。

本手法では、修理が必要になった際に修理パッチを製作する時間及び加熱硬化に必要な時間を短縮できるため、同一の損傷を修理する場合でも図2に示す通り従来手法であるプリプレグスカーフ修理に比べて複合材構造の修理時間が約70%低減する。また、薄い複数の修理パッチは被修理部との形状差があっても大気圧により容易にその形状に追従する一方、接着剤を硬化させたのちには一体化し、座屈などに抵抗できる十分な曲げ剛性を持つようになる。さらに、修理パッチは設備の整った工場などで製作できるため、修理パッチ自体にも高い品質が期待できる。

なお、本手法の修理時間は修理対象となる損傷の除去が不要となる前提で算出したが、このためには運用中に当該損傷が進展しないこと等が示され、損傷残置が許容されていることが必要である。

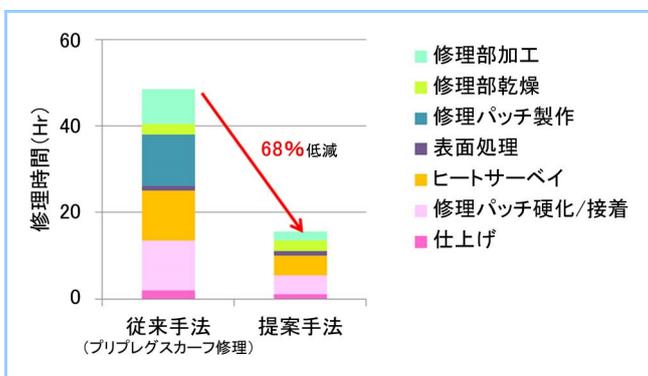


図2 修理時間の比較

## 3. 品質確認試験

修理接着部の品質を確認するため、本修理を施した CFRP パネルの断面を顕微鏡観察した。

### 3.1 試験条件

修理パッチに用いた材料は TR6821H106FMA(三菱レイヨン社製)で、これは中弾性炭素繊維を5枚縺子(しゅす)織りにした繊維にエポキシ樹脂を含浸して半硬化させたプリプレグである。当該プリプレグを平らな成形ツール上でそれぞれ4層積層した2枚の積層体をオートクレーブを用いて硬化させ、プリキュア修理パッチを製作した。また接着剤はフィルム接着剤 FM300-2M(Cytec社製)を用い、2枚のプリキュア修理パッチ間及び被修理構造との間に配置した。

被修理構造としては、曲率半径 1600mm を持つ CFRP パネルを用いた。図3の通り、修理部をバッグフィルムで覆い、真空ポンプでバッグ内の空気を抜いて修理部を大気圧で加圧した。その後、接着剤を硬化させるためにヒーターマット等を用いて加熱した。

接着剤の硬化後、パネルを切断・研磨し、その断面を顕微鏡観察した。

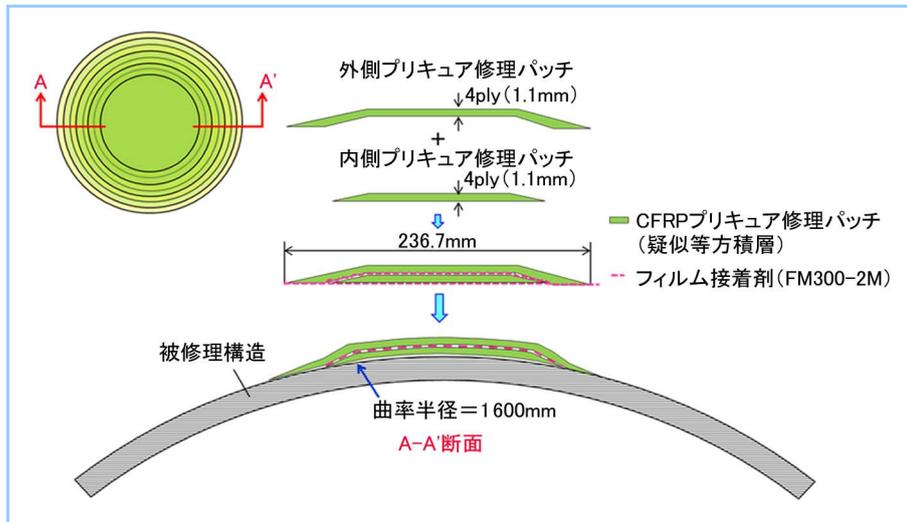


図3 品質確認試験条件

### 3.2 試験結果

最小の曲率半径となる断面を含む2断面を観察した。その結果、接着層の空隙率は0.3%以下であり、これは一般にせん断強度低下の閾値(しきいち)とされる1~2%に比べて十分に低く、接着部が良好な品質を有することが確認された(図4)。

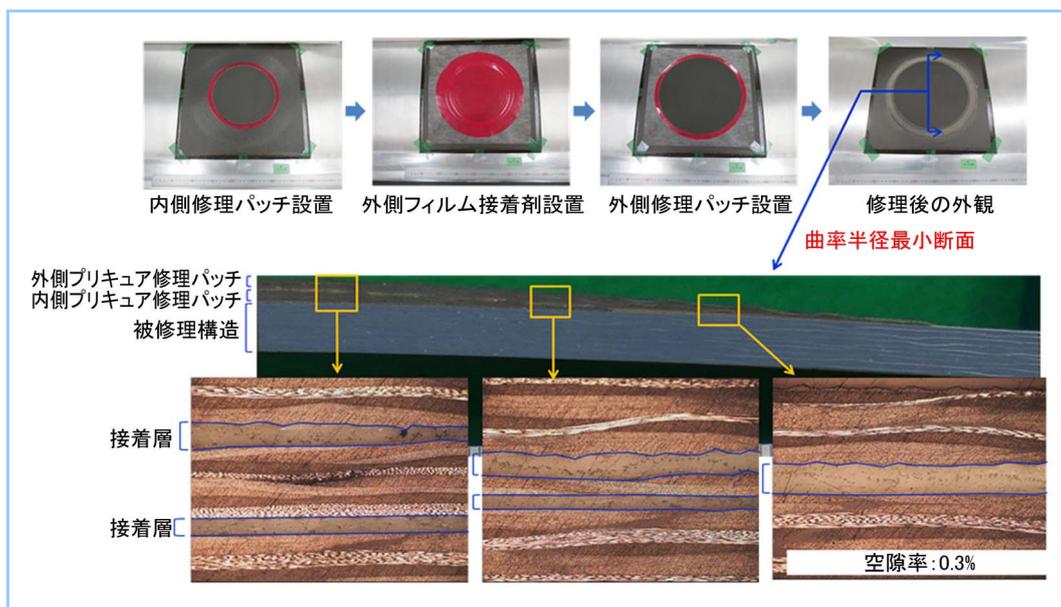


図4 品質確認試験結果

## 4. 検査性確認試験

提案手法の接着部に対してはその検査に用いる信頼性の高い非破壊検査が必要とされる。

本稿では、一般的な超音波探傷法の適用可否について確認した。

### 4.1 試験条件

本試験には、品質確認試験で用いた供試体と同じ形状を持つパネルの修理接着部に図5のように剥離を模擬するための合計8個の人工欠陥を挿入した供試体を用いた。当該パネルの人工欠陥に対して一般に用いられている超音波探傷装置 UI-23 (菱電湘南エレクトロニクス社製) 及び探触子を用いた反射法を試行し、検出性を確認した。試験条件を表1に示す。

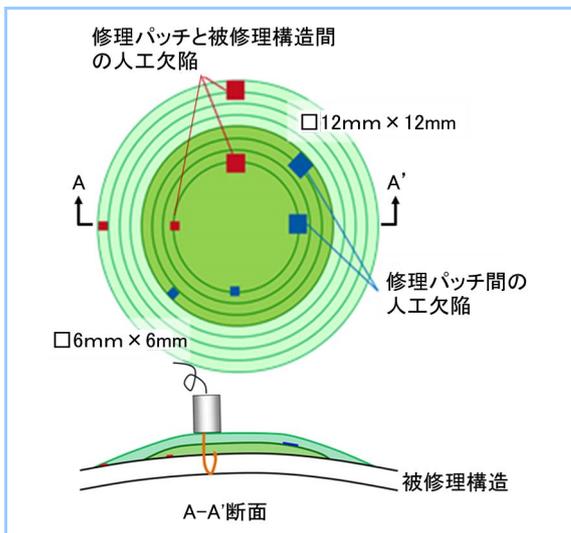


図5 検査性確認試験供試体

表1 検査性確認試験条件

超音波探傷法		反射法
接触媒質		水
探触子	周波数	5MHz
	プローブ径	0.25"

### 4.2 試験結果

図6に試験状況を、図7に試験結果(得られた波形のサンプル)を示す。これらによると、一般部では底面波が明確に判別できる一方、人工欠陥上では底面波の反射波高が一般部の半分以下となり、欠陥の存在を検知できた。他の欠陥上でも同様の結果が得られ、一般的な装置を用いた超音波探傷法の適用により本修理接着部の欠陥を検出できることが確認された。



図6 検査性確認試験状況

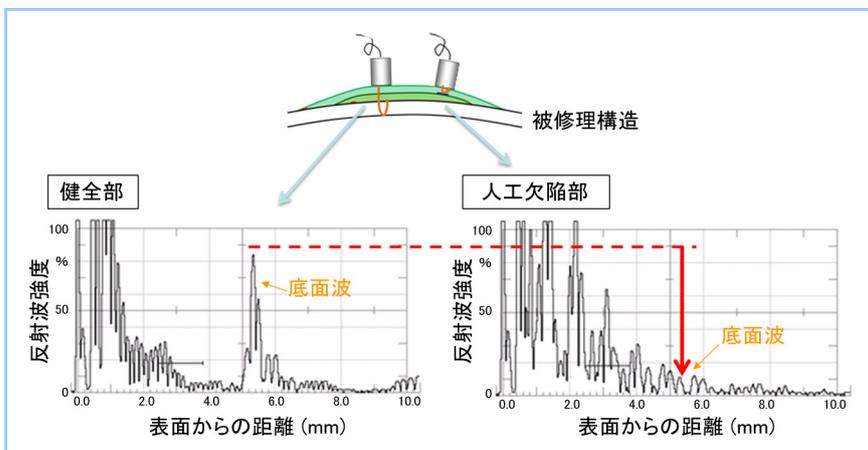


図7 検査性確認試験結果

## 5. 強度試験

修理接着部が十分な強度を有するか確認するため、引張り試験を実施した。

### 5.1 試験供試体

本試験で用いた供試体形状を図8に示す。実際には曲率を持った被修理部に平らな修理パッチを貼り付けることを想定しているが、曲率を持った構造の強度試験を行うことは難しい。そこで、図9のように予め想定する被修理部の形状と反対に曲がった修理パッチを成型し、平らな被修理パネルの両側に2項と同様のプロセスで貼り付けた。これにより、強度試験を容易に行うことが可能な真直な供試体に、修理パッチと被修理部が形状差を持つ場合に本修理特有に生じる修理部の残留応力を導入した。

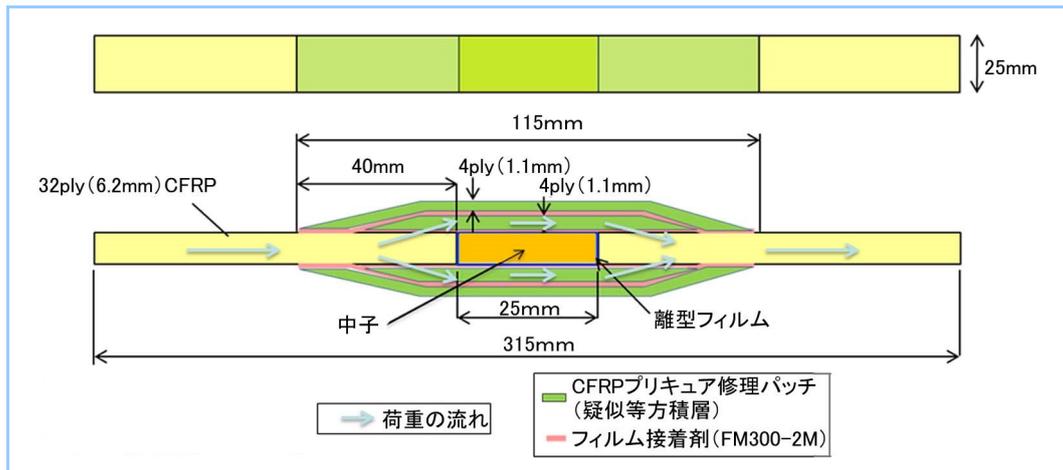


図8 強度確認試験供試体

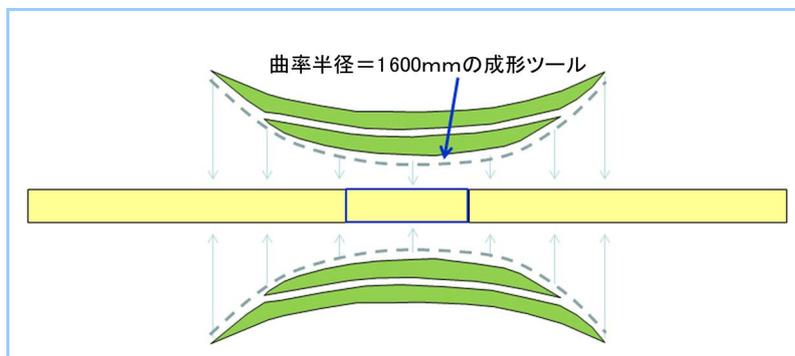


図9 強度確認試験供試体の製造

### 5.2 試験条件

試験状況を図10に示す。試験は INSTRON5889 型試験機を用いて変位制御で行い、常温常湿の試験環境において一軸の引張り荷重を 2mm/min の速度で破断するまで付与した。同一の条件下において3体の試験を行った。



図10 強度確認試験状況

### 5.3 試験結果

表2に試験結果を示す。また、破壊後の供試体写真を図 11 に示す。破壊は、被修理構造-修理パッチの接着部に沿って主に修理パッチ、又は被修理材の層間せん断の破壊モードであった。界面破壊を生じなかったことから、本修理プロセスによって製造された接着部は十分な接着強度を有することが確認できた。

表2 強度確認試験結果

No.	破壊時の修理パッチ応力 (MPa)
1	455
2	478
3	458
平均	464

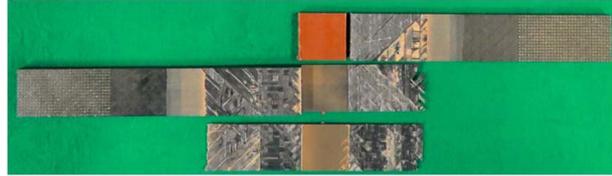


図 11 強度確認試験 供試体破壊状況

## 6. まとめ

本稿では、複数の薄いプリキュア修理パッチを用いた新しい修理法を提案し、本手法の成立性を品質確認試験・検査性確認試験・強度試験で確認した。今後、航空機構造へ適用するに当たって必要となる温度や湿度などの環境影響や損傷許容性を確認していく。本手法の実用化により、航空機運用時に生じた損傷を迅速に修理し、これまでより早く運航復帰させることが可能となる。

## 参考文献

- (1) Y. Yoshida. 2016. "CFRP Repair after 787 Delivery," presented at the 7th JCCM, March 16-17.