

## CFRP 構造部材修理部の引張強さに関する実験的研究

星 光\*, 岩堀 豊\*, 石川 隆司\*\*, 矢島 浩\*\*\*, 渡邊 栄一\*\*\*

Experimental Study on Tensile Strength of Repair Part for CFRP Structural Component of Airplane

HOSHI Hikaru\*, IWAHORI Yutaka\*, ISHIKAWA Takashi\*\*,  
YAJIMA Hiroshi\*\*\*, WATANABE Eiichi\*\*\*

## Summary

Tensile tests were carried out using specimen similar to repair part of the CFRP structural component of airplane. The specimen were made by two different methods, that is, one is "autoclave repair specimen" performed by exclusive equipment of the airplane body maker, and the other is "heat blanket repair specimen" by manual labor at operation spot. In addition, "autoclave repair specimen" with impact damage was also tested.

As a result, the influences of repair method and impact damage on tensile strength of scarf repair part were clarified.

## 1. はじめに

航空機構造に複合材を適用して燃料効率の向上を追求する動きが加速している。航空機複合材構造の増加は、航空機設計に大きな影響を与えているのみならず、航空機修理に対しても重大な影響を与えつつある。

複合材構造の増加に対して、修理に関する研究の現状は十分であるとは言えない状況にある。その理由として、

- ① 現在までの航空機構造は金属製の機体構造が主流であり、複合材修理の機会が少なかったこと。
- ② 修理に関連した研究の多くは機体メーカーで実施されており、成果が公開されていないこと。

などが挙げられる。したがって、航空機複合材構造の修理に関する研究の推進・公開は、航空機運航の安全を確保する上で極めて重要であると考えられる。

複合材構造では、損傷の発見やその後の修理に高度な技術が要求される。

複合材構造の修理には、金属パッチとボルトやファスナを用いた機械継手による修理方法と、後述する接着継手によるスカーフ修理とがある。

スカーフ修理は、機械継手による修理方法と比較して、比強度に優れ、ボルト頭の突出が無いなど重量軽減の面からも空力特性の面からも優れていると考えられる。

スカーフ修理に関する研究としては、スペースシャトルへの複合材適用構想に関連したNASAの研究がある<sup>1)</sup>。この研究は、修理方法の開発に始まり、基礎強度データの取得から構造要素試験まで広い範囲にわたって検討されている。また、スカーフ修理部の引張強度に対するスカーフ角度の影響や、各種スカーフ修理を施した供試体の圧縮強度特性等が示されている。

同様の研究として、Northrop社による複合材構造修理の開発研究が挙げられる<sup>2), 3), 4)</sup>。この研究は、B1爆撃機等の実機修理技術の開発を目的としており、スカーフ修理を中心に各種の修理方法に対する実験的検討が行われている。

また、Soutisら<sup>5)</sup>やMahlerら<sup>6)</sup>は、3次元の有限要素法解析モデルを用いて、修理パッチと母構造間の接着部応力状態を計算している。特に、接着部の応力状態を詳細に取り扱い、接着剤層の複雑な応力分布を明らかにしている。

一方、国内においては、横尾ら<sup>7)</sup>が、スカーフ角を変化させたスカーフ継手引張試験や実物大供試体の引張試験を行っている。

これらの研究に使用された供試体は、修理時の成形にオートクレーブが使用されていたか否か詳細は不明である。また、運航会社で修理する場合に一般的に用いられる、ヒートブランケットを用いた修理部供試体に対する検討例は見当たらない。さらに、航空機複合材構造において重要な衝撃荷重荷後強度に関して取り扱った例は、引抜き成

\* 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 博士 (工学)

\*\* 宇宙航空研究開発機構 研究開発本部長 工学博士

\*\*\* 大学院 工学研究科 教授

形 GFRP 梁に関する研究<sup>8)</sup> 以外には確認できなかった。

実際の航空機複合材構造の修理を考えた場合、ヒートブランケットを用いた修理部に対して、衝撃損傷が修理部強度に与える影響を明らかにすることは、かなり重要であると考えられる。

本研究では、機体メーカーで実施される修理を想定した“オートクレーブ修理部”、運航会社で実施される修理を想定した“ヒートブランケット修理部”、およびオートクレーブ修理部が衝撃損傷を受けたと想定した“衝撃荷重付与後オートクレーブ修理部”の3種類の供試体に対して、引張強度を実験的に明らかにした。

### 2. 供試体の製作

複合材構造のスクーフ修理をほぼ実物大に再現した供試体を供試することにした。

スクーフ修理とは、図1に示すような修理方法である。すなわち、はじめに損傷部をすり鉢状に削り取り、接着剤を介して、母構造と同じ積層構成で成形するのが特徴である。実際の航空機複合材構造の修理部を想定して、以下の3種類の供試体を各1体準備した。

- ① オートクレーブ修理部供試体：機体メーカーの工場内での修理部を再現した供試体で、クリーンルームやオートクレーブなど、複合材を成形する理想的な環境での修理を再現した供試体。
- ② ヒートブランケット修理部供試体：運航会社が整備の現場で行う修理部を再現した供試体で、修理部を機体から取り降ろさずに、そ

場で簡易な機器、例えばヒートブランケットなどを用いて実施する修理を再現した供試体。

- ③ 衝撃荷重付与後オートクレーブ修理部供試体：上述のオートクレーブ修理部供試体に衝撃荷重を付与して、修理部に衝撃損傷を与えた供試体。すなわち、オートクレーブ修理部が異物と衝突して衝撃損傷を受けた場合を想定した供試体。

なお、供試体は、試験時の取り扱い勝手も考慮しつつ、実機の構造修理に出来る限り近似するように製作した。供試体の概要を図2に示す。試験機の負荷容量や実機の複合材構造修理を考慮して、長さ1200mm、幅170mmで、長さ400mmの評定部の中央に直径130mmの円形修理部を設ける構造とした。

供試体を製作するに当り、想定する損傷部の大きさとしては、一次構造で一般的に修理限界直径とされている25mmを採用した。さらに、スクーフ角は十分な強度回復が期待できる2度を採用した<sup>9)</sup>。

図3に供試体修理部の断面を示す。修理部の積層構成は母材と同一の[(±45),(0/90)]sの4pliesとし、ダブルは荷重方向に対して±45度の1plyとした。

3種類の供試体に対しては、以下に示すような処理を行った。

オートクレーブ修理部供試体は、母材をオートクレーブ成形した後、数値制御の機械加工により円錐状のテーパ加工をした。また、加工面はブラスト処理により表面粗度が均一になるよう留意

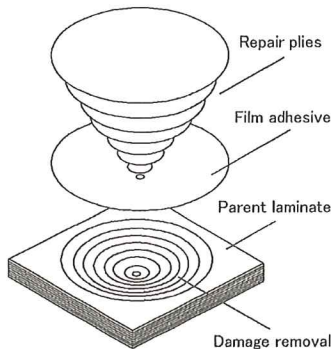


図1 スカーフ修理の概念

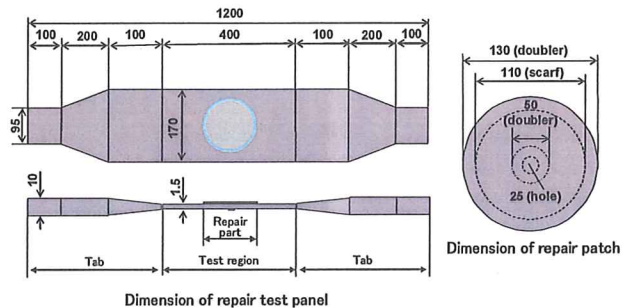


図2 供試体

し、その後レイアップ ルームで前述の積層構成に積層し、オートクレーブを用いて硬化させた。

次に、ヒートブランケット修理部供試体は、著者自らが円錐状の taper sanding を手作業で行い、前述の積層構成に積層してヒートブランケットを用いて硬化させた。

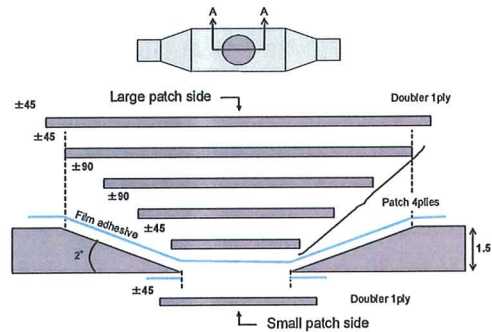
ヒートブランケットとは、フレキシブルな板状ゴム内に熱線を配したものである。被修理部を真空中でバグしつつ硬化成形を行うのに使用した。

また、衝撃荷重付与後オートクレーブ修理部供試体は、上述のオートクレーブ修理部供試体に衝撃損傷を付与して供試することにした。

ヒートブランケット修理部供試体製作中の写真を図4に示す。修理を行う前の供試体は、オートクレーブ修理部供試体と共に外部に製作を依頼し、母材部の製造条件を同一にした。最初の修理作業は、図4(a)に示すように、損傷部を円形に切り取り、2度のスカーフ角ですり鉢状に母材を削り取る作業である。損傷を切り取る作業は、あらかじめ工作機械により加工済みであるが、母材を2度のスカーフ角で削り取る作業は著者が行った。この際、荒い加工は空圧式の回転工具を用いて sanding を行った。また、仕上げ加工は240番の紙やすりを角材に巻いて半径方向に削りつつ周方向に移動させた。削り取り作業は、積層角の違いによる加工面の模様を頼りに、正確な円錐面になるように留意した。また、図4(b)に示すように、ダブラーが接着される面も、繊維を傷つけない程度に sanding を行った。

次に、フィルム接着剤を、ダブラーの直径より6.4 mm 程度大きくして、加工面に貼り付けた。その後、透明フィルムを型紙のように使用して、本をめくるように動かして積層の位置決めを行い、修理プリプレグを順次積層した。この際、修理プリプレグは、スカーフ加工した各層の外形と一致するように裁断した。

積層が終了した後は、離型フィルム、余分な樹脂を吸い取るための peel ply、成形中の平面度を維持するためのステンレス製の薄い caul plate、加熱源であるヒートブランケット(図4(c)参照)の順に重ねて配置した。この際、硬化温度を制御するために制御用の熱電対を修理部の中心と外周の caul plate 上に配置した。また、ヒートブラン



SEC A-A

図3 供試体修理部の断面

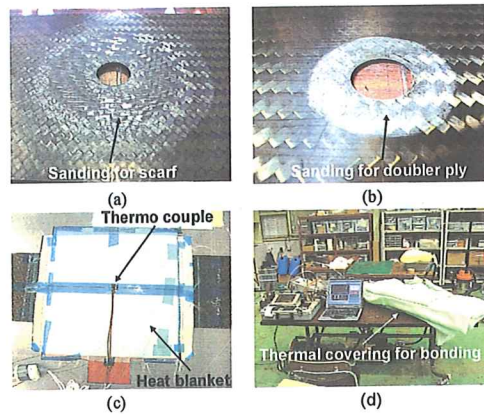


図4 ヒートブランケット修理部供試体の製作

ケットには、熱ムラを極力低減させるために、市販のアルミ箔を巻きつけた。

続いて、真空状態で大気圧により加圧接着を行うために、綿状の breather で供試体全体を覆ってから bagging film で全体を包み込み、真空ポンプに接続して内部を真空状態にした。加熱中は熱の拡散が激しいので、図4(d)に示すように綿で供試体の周囲を覆い断熱を施した。また、ヒートブランケットと熱電対は、図4(d)に示したような携帯型成形制御装置(HEATCON社製、HCS9000B)に接続した。硬化条件としては、0.5 °C/min で昇温させて180 °C で2時間以上保持後に、3 °C/min で降温させるように設定した。また、熱電対の位置は最高温度部と最低温度部に設置して、両者が設定温度の±6 °C の範囲内となるように配慮した。

非破壊検査結果によれば、成形後の供試体に特に異常は見られなかったが、各層の端部に接着剤

の樹脂溜りが観察された。この樹脂溜りは、オートクレーブ修理部供試体では観察されなかった。オートクレーブを用いた場合と比較して、硬化時の圧力が低いヒートブランケット修理部供試体では、接着剤厚さが増加してしまい樹脂溜りが生じたものと考えられる。このような樹脂溜りは、損傷との区別がつきにくいために、非破壊検査に当たっては十分な注意を要する。

なお、参考までにオートクレーブ修理部供試体製作中の写真を、図5に示す。

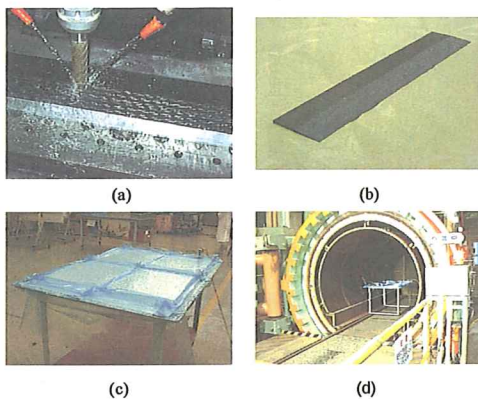


図5 オートクレーブ修理部供試体の製作

### 3. 衝撃荷重付与方法および引張試験方法

3種類3体の供試体は、まず、非定常サーモグラフィにより非破壊検査を行い、修理部やその他の部分に欠陥の無いことを予め確認した。

衝撃荷重を付与するオートクレーブ修理部供試体は、図6に示すように、76.2×127 mmの矩形の窓を有する厚い鋼板に、4個のクランプ（先端が直径10 mm程度のゴム製になっている）で固定して衝撃荷重を付与した。

衝撃荷重の付与には、先端径が15.9 mmの半球形をした鋼製落錘を用いた。単位板厚あたり6.67 J/mmの衝撃エネルギーを落錘型衝撃試験機によって付与した。

衝撃荷重は、供試体の大きなダブルラバーが存在する側から付与し、テーパ加工した傾斜部中央の円周上と供試体の中心線が交差する部分に損傷が発生するように留意した。これは、引張荷重軸に対する損傷の相対位置をなるべく対称とするためである。

衝撃荷重を付与した後、非定常サーモグラフィにて衝撃損傷の非破壊検査を行った。

引張試験は、3種類3体の供試体全てに歪ゲージを貼付し、500 kN電気油圧式疲労試験機を用いて、油圧チャックにより供試体端部を保持し、室温・大気中で変位制御により、0.5 mm/minの速度で、供試体に引張荷重を負荷した。引張試験の様子を図7に示す。

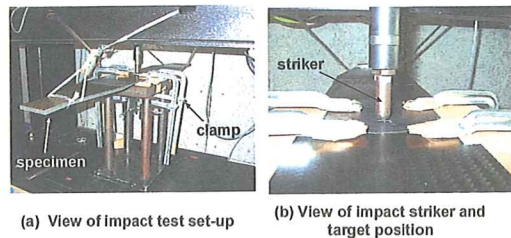


図6 オートクレーブ修理部供試体への衝撃荷重の付与

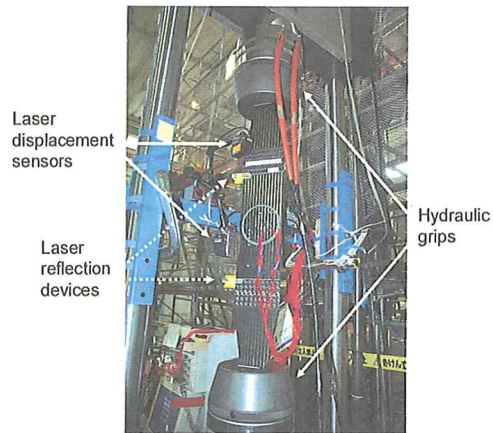


図7 引張試験の様子

## 4. 引張試験およびその結果

### 4.1. オートクレーブ修理部供試体の引張試験およびその結果

オートクレーブ修理部供試体引張試験の荷重と歪との関係を、図8に示す。

図8の歪は、図中右下に示した箇所に貼付した歪ゲージの出力を示したものである。図8より、スカーフ修理がなされた中央部の荷重と歪との関係は、破壊に至るまでほぼ線形の関係を維持していた。また、スカーフ修理がなされた中央部の荷

重と歪との関係は、円周上に沿って 0 度と 270 度の位置で顕著な差が見られなかった。

次に、小さなダブラー端部での荷重と歪との関係は、100 kN 付近で傾きが変化して 140 kN 付近で歪の値が低下していた。その後、破断荷重に達すると一気に破壊が進行していた。

次に、修理部上の歪分布を図 9 と図 10 に示す。図 9 の縦軸は歪の値を表し、横軸は修理部の中心から幅方向の距離を表している。図 10 の縦軸は歪の値を表し、横軸は修理部の中心から荷重軸方向の距離を表している。

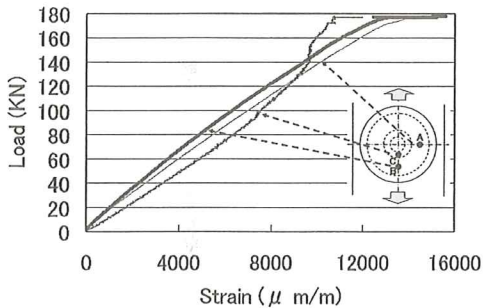


図 8 オートクレーブ修理部供試体の荷重-歪線図

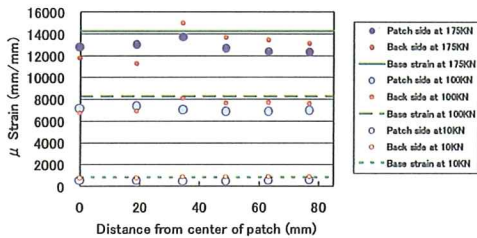


図 9 オートクレーブ修理部供試体の幅方向歪分布

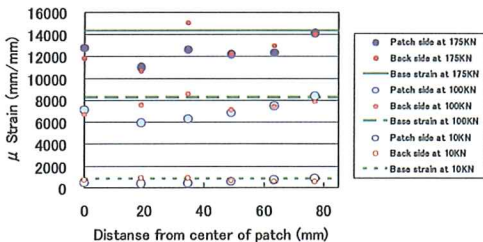


図 10 オートクレーブ修理部供試体の荷重軸方向歪分布

図 9 と図 10 の図中で実線や破線で示した歪の値は、修理部から十分離れた位置で計測された歪の値である。また、大きな丸印で示した値は大きなダブラーがある側の歪、小さな丸印で示した値は小さなダブラーがある側の歪である。ここで、小さなダブラーの端部は横軸上の 25 mm の位置に、大きなダブラーの端部は 65 mm の位置にある。

図 9 より、荷重が 10 kN の時には修理部の幅方向歪分布はほぼ同じ値であるが、荷重が 100 kN になると歪の値が場所により変化していた。この歪の分布の傾向は、破壊直前の 175 kN になってもあまり変化していなかった。さらに、大きなダブラーがある側と小さなダブラーがある側とで、歪の値に若干差が生じていた。

図 10 の荷重方向の歪は、荷重が 100 kN の時と、破壊直前の 175 kN 時とで分布の傾向が若干変化していた。また、大きなダブラーがある側と小さなダブラーがある側とで、歪の値に若干差が生じていた。

図 11 および図 12 にオートクレーブ修理部供試体の引張試験による破壊状況を示す。図 11 に示したように、破壊は修理部で発生しており、中央部が母材部も含めて破壊・飛散している。また、図 12 より、修理部の中央で荷重方向にも破断しており、破断面を観察すると、繊維の引張破断、接着剤の凝集破壊、修理材の層間破壊などが複雑に混ざり合っており、破壊形態は単純ではなかった。

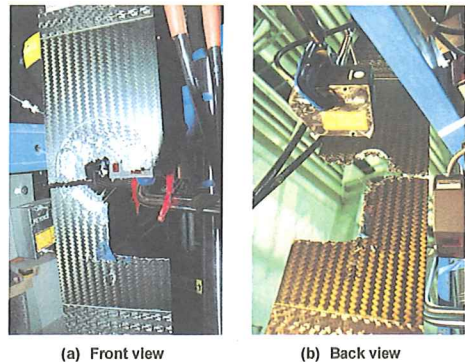
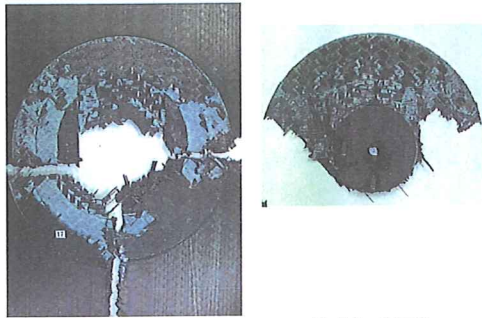


図 11 オートクレーブ修理部供試体の引張試験後の様子



(a) Failed panel (b) Failed patch

図 12 オートクレープ修理部供試体の破壊の様子

4.2. ヒートブランケット修理部供試体の引張試験およびその結果

ヒートブランケット修理部供試体引張試験の荷重と歪との関係を 図 13 に示す。図 13 より、スカーフ修理がなされた中央部の荷重と歪との関係は、破壊に至るまでほぼ線形な関係を維持していた。また、スカーフ修理がなされた中央部の荷重と歪との関係は、円周上に沿って 0 度と 270 度の位置で顕著な差は見られなかった。小さなダブルラバー端部での荷重と歪との関係に、オートクレープ修理部供試体で見られたような初期破壊は発生しなかった。さらに、他の位置の荷重と歪との関係も破壊直前の歪増加はなく、破断荷重に達すると同時に一気に破壊が進行したことがわかる。

続いて、図 14 および 図 15 に、ヒートブランケット修理部供試体の引張試験による破壊状況を示す。図 14 より、供試体の破壊は修理部で発生しており、パッチの飛散を伴うことなく荷重垂直方向に破断していた。図 15 に示したように、主な破断部は接着剤層であり、それ以外は母材部で引張破断していた。また、接着剤層の破壊はダブルラバーやスカーフ修理部も含めて凝集破壊であった。

4.3. 衝撃荷重付与後オートクレープ修理部供試体の引張試験およびその結果

オートクレープ修理部供試体に衝撃荷重付与後のスカーフ修理部の、非定常サーモグラフィによる非破壊検査画像を 図 16 に示す。図 16 (a) は大きなダブルラバー側から検査した画像であり、図 16 (b) は反対側、すなわち小さなダブルラバー側から検

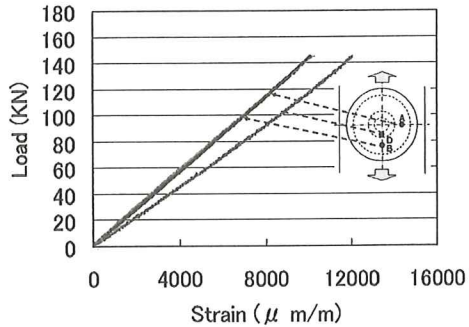
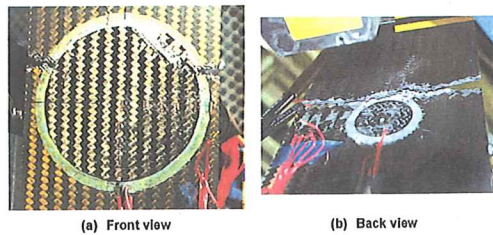
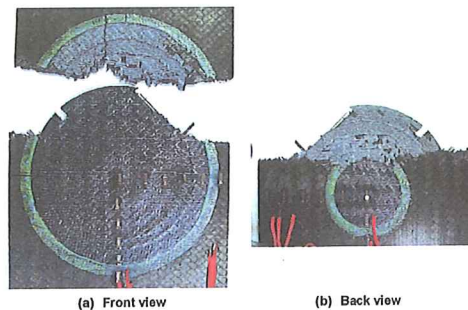


図 13 ヒートブランケット修理部供試体の荷重-歪線図



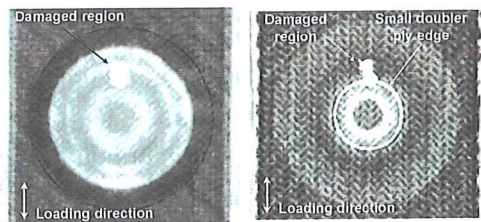
(a) Front view (b) Back view

図 14 ヒートブランケット修理部供試体の引張試験後の様子



(a) Front view (b) Back view

図 15 ヒートブランケット修理部供試体の破壊の様子



(a) Inspection from large patch side (b) Inspection from small patch side

図 16 オートクレープ修理部供試体に衝撃荷重付与後の非破壊検査結果

査した画像である。

衝撃荷重付与による損傷は、衝撃荷重を付与した反対側で顕著に発生しており、損傷面積は約  $200 \text{ mm}^2$  程度であった。また、衝撃荷重を付与した側には打痕が存在し、その反対側では繊維破断が観察された。

図 17 に衝撃荷重付与時に計測した、落錘子接触力の時間履歴を示す。落錘子の接触時間は、約  $9 \text{ ms}$  であり、最大荷重は  $4 \text{ kN}$  であった。図 17 より、供試体の衝撃荷重付与による損傷は、落錘子が接触した後、接触力が  $3 \text{ kN}$  を過ぎたあたりから始まると推測され、損傷を伴う接触力の増減を繰り返しながら、最大荷重に到達した。その後、落錘子の跳ね返りにより荷重は徐々に除荷された。

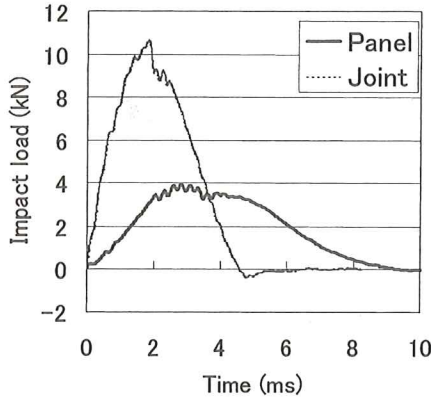


図 17 オートクレーブ修理部供試体に衝撃荷重付与時の荷重履歴

衝撃荷重付与後オートクレーブ修理部供試体引張試験の荷重と歪との関係を 図 18 に示す。図 18 より、各部の荷重と歪との関係は、それぞれの部分が破壊に至るまでほぼ線形の関係を維持していた。また、スカーフ修理がなされた中央部の荷重と歪との関係は、円周上に沿って  $0$  度と  $270$  度の位置で顕著な差は見られなかった。

衝撃荷重によって損傷を受けた部位近くの荷重と歪との関係は、図 18 で明らかなように、 $90 \text{ kN}$  付近で急激に歪の値が低下した後、再び歪の値が増加して破壊直前に歪の値が急増して破壊に至っていた。スカーフ修理がなされた円周上の部分の荷重と歪との関係は、 $100 \text{ kN}$  付近で急激に歪の値が低下し、その後破壊に至るまで増加していた。

図 19 および 図 20 に、衝撃荷重付与後オートクレーブ修理部供試体の引張試験による破壊状況を示す。図 19 から、供試体の破断は衝撃荷重付与による損傷部を包含して発生しており、衝撃荷重を付与した付近のパッチが剥がれて飛散していた。図 20 より、供試体の破壊は、スカーフ修理部におけるパッチの飛散と母材部の引張破壊であることがわかる。また、図 20 に示したように、パッチの破壊は、一部 CFRP の層間で破壊している箇所を除いて、主に接着剤層での凝集破壊であった。

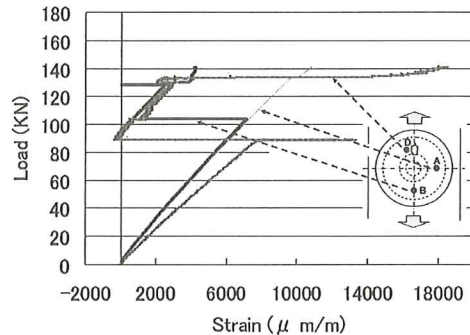


図 18 衝撃荷重付与後 オートクレーブ修理部供試体の荷重-歪線図

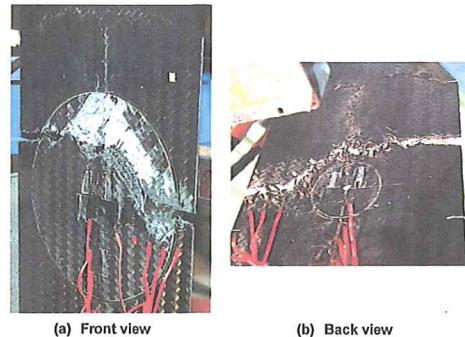


図 19 衝撃荷重付与後 オートクレーブ修理部供試体の引張試験後の様子

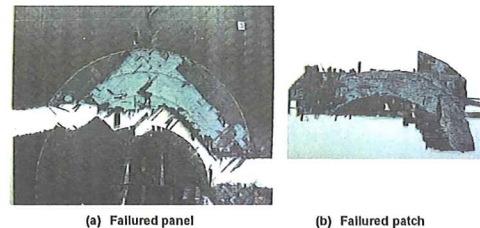


図 20 衝撃荷重付与後 オートクレーブ修理部供試体の破壊の様子

#### 4.4. 3種類の供試体の引張試験結果

上述の3種類の供試体の引張試験結果を、図21に示す。図21の縦軸の値は、破断荷重を評定部の断面積で除した値である。また、母材の値は、同じ材料で同じ積層構成の短冊試験片による引張試験結果である<sup>9)</sup>。

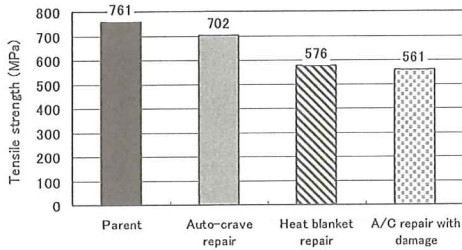


図21 3種類の供試体の引張試験結果

図21より明らかであるが、供試体の引張強さは、修理方法や衝撃荷重付与の有無によって異なっていた。最も高い強度を示した供試体はオートクレーブ修理部供試体であったが、母材強度より8%程度低下していた。また、ヒートブランケット修理部供試体の引張強度は、更に18%程度低い値を示した。

さらに、衝撃荷重を付与したオートクレーブ修理部供試体では、衝撃荷重を付与しないオートクレーブ修理部供試体と比較して、約20%引張強度は低下していた。

#### 5. 試験結果の考察

先に図21に示した結果から、異なる修理方法や衝撃荷重が付与された場合は、スカーフ修理部の強度に大きな影響を与えることが明らかになった。修理方法の違いや衝撃荷重付与がスカーフ修理部の強度に与える影響に関して考察を行う。

##### 5.1. オートクレーブ修理部供試体

先に示した図8より、スカーフ修理がなされた中央部付近の荷重と歪との関係は、破壊直前まで顕著な変化を示さないが、小さなダブル側部の荷重と歪との関係は100kN付近で傾きが変化している。この傾きの変化は、ダブル側部に局所的な初期破壊が生じたために発生したものと考えられる。このような初期破壊は、大きなダブル

側部でも破壊直前において見られた。

この初期破壊の原因は、先に示した図10の歪分布から理解できるものと考えられる。初期破壊が発生したダブル側部付近の歪分布を見ると、大きなダブル側と小さなダブル側で歪の値に差が生じており、局所的に曲げ変形が生じていることがわかる。

この局所的な曲げ変形は、ダブルによる荷重軸のずれや、スカーフ角を持った接着剤層がせん断変形することにより面外変形が生じたことが影響したものと考えられる。すなわち、供試体の板厚方向の非対称性により発生する曲げ変形が、ダブル側部の接着剤層に引剥し応力を発生させ、初期破壊を生じさせたものと推察される。

先に示した図9および図10では、スカーフ修理部から離れた母材部の歪を実線と破線で示しているが、スカーフ修理部の歪のほとんどが母材部の歪より小さくなっている。これは、母材部に比べてスカーフ修理部の板厚が大きいためではないかと考えられる。

図9の幅方向の歪分布と図10の荷重軸方向の歪分布とから供試体の曲げ変形を推定すると、スカーフ修理部の中央部は大きなダブル側に凸に変形しており、中央部から外側では小さなダブル側に凸に変形しているものと考えられる。

ここで、幅方向の歪分布は破壊直前の175kNにおいても100kNでの傾向とほぼ一致しているが、荷重軸方向の歪分布は175kNの傾向と100kNの傾向が若干異なっている。これは、初期破壊による影響を受けたことによるものと考えられる。

したがって、スカーフ修理部で強度的に最も厳しい部分は、スカーフ修理部の半径方向と荷重軸が一致する領域であると言える。このことは、スカーフ修理部を評価する上での第1次近似として、修理部をスカーフ継手に単純化して評価できると推察される。

スカーフ修理部の破壊形態は、供試体の違いにより異なった様相を示したが、オートクレーブ修理部供試体が最も激しい破壊様相を呈した。先に、図11および図12に示したように、供試体はスカーフ修理部だけでなく母材部も飛散した。また、破壊は主にスカーフ修理部で発生していたが、接



着剤層の破壊だけでなく CFRP 部の引張破壊や層間破壊も発生していた。

このように、複数の破壊形態が発生していたことから、各破壊形態に対応するそれぞれの強度が、略等しかったものと推察される。したがって、オートクレーブを用いた修理部では、ダブラーの強度、ダブラーと母材との接着強度、CFRP 部の強度がそれぞれ最も理想的な強度に近くなっていたことにより、スカーフ修理部の破壊としては理想的な形態が出現したものと考えられる。

また、先に示した図 12 より、スカーフ修理部の修理パッチ中央部分は破壊されずに形状を保っており、初期破壊の様子なども考え合わせると、破壊の起点は小さなダブラーの端部であると考えられる。

以上により、オートクレーブ修理部供試体は、以下のような過程を経て、最終的に破壊したものと推察される。

はじめに、小さなダブラー端部に初期破壊が生じた。次に、初期破壊を起点として、破壊が接着剤層およびパッチ内にてスカーフ修理部の内側から外側に向かって急激かつ複雑に進展した。修理パッチが破壊後、母材部の最も断面積が小さくなっている中央部で荷重方向に破断した。なお、スカーフ修理部以外の母材部でも破断が生じたのは、スカーフ修理部の破壊に伴う 2 次破壊と考えられる。

## 5.2. ヒートブランケット修理部供試体

先に示した、図 13 の結果から、ヒートブランケット修理部供試体の荷重と歪との関係は、ほぼ最終破壊まで線形関係を維持することがわかった。また、ダブラー端部の初期破壊も観察されなかったことから、ヒートブランケット修理部供試体の破壊は初期破壊を伴わずに急激に発生したことがわかる。

また、先に示した図 14 および図 15 から、ヒートブランケット修理部供試体の破壊は、明らかに接着剤層の凝集破壊であることがわかる。また、オートクレーブ修理部供試体の破壊と明らかに様相が異なり、激しい飛散も観察されなかった。このことは、接着剤層がヒートブランケット修理部供試体で最も強度が低い部分であったことを示し

ており、母材の層間破壊や引張破壊が生じる前に、接着剤層が最終破壊したものと推察される。したがって、接着剤層の強度特性がオートクレーブ修理部供試体より低下していた可能性が示唆される。

さらに、破壊部が小さなダブラー端部から荷重軸直角方向にスカーフ修理部の端部まで広がっていたことから、スカーフ修理部に生じた曲げ変形が接着剤層に引剥し応力を発生させて、最終破壊に至ったものと考えられる。

以上により、ヒートブランケット修理部供試体の破壊過程の推定を試みると、以下ようになる。

はじめに、曲げ変形が供試体に生じて引剥し応力がダブラー端部に発生した。次に、オートクレーブ成形した場合と比較して接着強度が低下していた接着剤層に、供試体の曲げ変形による引剥し応力が作用し、接着剤層で凝集破壊が生じた。その後、母材部が破断した。

## 5.3. 衝撃荷重付与後オートクレーブ修理部供試体

先に示した図 18 の荷重と歪との関係から、90 kN 付近で衝撃荷重付与によると考えられる損傷が進展して、当該部の歪が急激に低下したものと考えられる。この破壊の進展はスカーフ修理部において段階的に発生し、荷重伝達の再配分を伴いながら最終破壊に至ったものと考えられる。

したがって、今回の試験条件では、衝撃損傷による剥離が接着剤層の全域にわたって不安定破壊を生じさせ、急激な最終破壊をもたらすことはないことを示している。

また、先に示した図 19 および図 20 の破壊の様子から破壊過程を推定すると、以下のような

まず、衝撃荷重付与による損傷から離れた位置での荷重と歪との関係が、破壊直前まではほぼ線形関係を示したことや、ダブラー端部で初期破壊が見られなかったことなどから、破壊の起点は衝撃損傷部であると推察される。

また、図 19 および図 20 から、最終破壊後に飛散した部分は衝撃荷重を付与した部分であり、接着剤層での凝集破壊が顕著に見られたことから、損傷の進展は主に接着剤層で発生していたことが推察される。さらに、供試体は飛散した部分を除き、接着剤層で破壊せずに、衝撃損傷部を包含し

て引張破断している。

以上の観察から、衝撃荷重を付与したオートクレーブ修理部供試体は、以下のような過程を経て最終的に破壊したものと推察される。

はじめに、衝撃損傷が周囲の接着剤層に徐々に進展した。次に、接着剤層の破壊が、周囲の進展可能な全領域に進展した。さらに、接着剤層から発生した破壊の進展が停止した後は、健全部が荷重を負担し、しばらくの間は耐荷した。健全部の引張強度が限界に達し、最終的に引張破断した。

## 6. まとめ

実際の航空機複合材構造の修理部に近い形状の供試体を用いて、スカーフ修理部の引張強度に及ぼす修理手法の影響や衝撃荷重付与の影響について検討した。

具体的には、機体メーカーでオートクレーブ等の専用の設備を用いて修理を行うことを想定した“オートクレーブ修理部供試体”と、運航会社の現場で簡易的な機器を用いて、手作業により修理を行うことを想定した“ヒートブランケット修理部供試体”を供試し、これら修理手法の違いがスカーフ修理部の引張強度に及ぼす影響を検討した。

さらに、オートクレーブ修理部供試体に衝撃荷重を付与した後引張試験を実施し、衝撃損傷のない供試体の引張強度・破壊現象と比較することによって、スカーフ修理部の衝撃損傷の影響を検討した。

以下に、主な結果を示す。

- (1) スカーフ修理部の引張強度を完全に母材強度まで回復させることは、非常に困難であることが明らかになった。
- (2) 工場内での修理を想定したオートクレーブ修理部供試体より、現場での修理を想定したヒートブランケット修理部供試体の方が、引張強度は低下することが明らかになった。また、スカーフ修理部が衝撃荷重を受けると、その引張の残留強度が大きく低下することが明らかになった。
- (3) 各供試体の破断部の観察から、スカーフ修理部の破壊形態はそれぞれの成形条件、衝撃損傷の有無によって大きく異なることが明らかになった。

本研究では、実際の複合材構造修理部をできる限り模擬した供試体により、スカーフ修理部の強度特性を把握した。

試験結果から、スカーフ修理部の強度・剛性を100%回復させることはかなり難問であり、しかも母材が高強度複合材になればなるほど難しくなるものと考えられる。さらに、疲労強度特性も明らかでないことが多く、今後の研究課題は多い。

## 参考文献

- 1) J.S.Jones, S.R.Graves : Repair Techniques for Celion/LARC-160 Graphite/Polyimide Composite Structures, NASA CR 3794, 1984.6.
- 2) S.H.Myhre, C.E.Beck : Repair Concepts for Advanced Composite Structures, J. AIRCRAFT, VOL.16, NO.10, 1979.10, pp.720-728.
- 3) S.H.Myhre, J.D.Laber : Repair of Advanced Composite Structures, J. AIRCRAFT, VOL.18, NO.7, 1981.1, pp.546-551.
- 4) Larry G.Kelly : COMPOSITE REPAIR, AGARD-R-716, 1984.2.
- 5) C.Soutis F.Z.Hu : A 3-D FAILURE ANALYSIS OF SCARF PATCH REPAIRED CFRP PLATES, AIAA-98-1943.
- 6) M.A.Mahler, H.T.Hahn : Parametric Studies of Bonded Repair for Composite Structures, Proc.of ASC 14th Tech. Conf., 1999.9.
- 7) 横尾悟, 佐藤照雄, 廣田和弘 : 複合材の修理とスカーフ継手, 日本航空宇宙学会誌, 第37巻, 第426号, 1989.
- 8) T.J.Chotard, J.Pasquet, M.L.Benzeggagh : Residual performance of scarf patch-repaired pultruded shapes initially impact damaged, Composite Structures, Vol.53, No.3, 2001, pp.317-331.
- 9) H.Hoshi, Y.Iwahori, K.Nakano : TENSILE STRENGTH OF SCARF JOINTED CFRP LAMINATES WITH IMPACT DAMAGE, SAMPE Fall Technical Conference and Exhibition, CD-ROM, 2007.11.