

複合材料構造の修理法

中村, 俊一郎
九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

<https://doi.org/10.15017/26637>

出版情報：九州大学, 2012, 博士（工学）, 課程博士
バージョン：
権利関係：

九州大学大学院博士論文

複合材料構造の修理法

2013 年 1 月

九州大学大学院工学研究科

航空宇宙工学専攻

中村俊一郎

目次

第1章 序論	1
1. 1 本研究の背景	1
1. 1. 1 先進複合材料の航空機への適用	1
1. 1. 2 航空機の事故等と修理	3
1. 2 複合材料構造の修理に於ける課題	5
1. 2. 1 修理方法の分類	5
1. 2. 1. 1 航空機の運航ができない期間を短くする修理方法	5
1. 2. 1. 2 修理した構造に適用する静強度	6
1. 2. 2 構造の違いによる修理方法	7
1. 2. 3 修理時期	8
1. 2. 4 修理作業	8
1. 2. 4. 1 損傷部検査	8
1. 2. 4. 2 修理構造の設計	9
1. 2. 4. 3 修理の実施	10
1. 3 修理に関する従来の研究	12
1. 3. 1 継手の研究	12
1. 3. 2 修理法の研究	15
1. 4 本研究の目的と意義	17
1. 5 本論文の構成	19
第2章 修理構造の設計手法	20
2. 1 緒言	20
2. 2 設計制限荷重および設計終極荷重における設計応力	20
2. 3 修理供試体の設計	20
2. 3. 1 CFRP 積層板の板厚	21
2. 3. 2 ファスナ継手	23
2. 3. 3 チタニウムパッチとアルミニウムパッチの板厚	24
2. 3. 4 接着継手	25
2. 3. 5 修理供試体	25
2. 4 結言	26

第3章	CFRP 修理供試体の製作プロセスに関する考察	31
3.1	修理供試体概要	31
3.2	CFRP 積層板の製作	31
3.2.1	CFRP 積層板の層構成	31
3.2.2	製作手順および作業時間	32
3.2.3	板厚計測結果	38
3.2.4	製作に要する作業時間	38
3.3	修理供試体の製作	39
3.3.1	修理供試体	39
3.3.2	製作手順および作業時間	40
3.3.3	修理に要する作業時間	47
3.4	結言	48
第4章	CFRP積層板および矩形孔を有する母材の引張試験と破壊のメカニズム	50
4.1	緒言	50
4.2	CFRP積層板の引張強度	50
4.2.1	試験片の製作	50
4.2.2	引張試験	51
4.2.3	試験結果	52
4.2.4	考察	57
4.3	コーナRのある矩形切欠孔を有する母材の強度	58
4.3.1	試験供試体	58
4.3.2	引張試験	58
4.3.3	応力集中部の FEM 解析	61
4.3.4	考察	62
4.4	修理供試体の強度推算法	65
4.4.1	ファスナ修理供試体の強度	65
4.4.2	接着修理供試体の強度	67
4.4.3	考察	68
4.5	結言	69

第5章 修理供試体の引張試験と破壊のメカニズム	70
5.1 緒言	70
5.2 修理供試体の強度	70
5.2.1 引張試験	70
5.2.2 強度	71
5.3 ひずみ計測結果	78
5.3.1 ファスナ修理供試体	78
5.3.2 接着修理供試体	78
5.3.3 考察	81
5.4 修理供試体の破損モード	87
5.4.1 破損モード	87
5.4.2 考察	92
5.5 緒言	93
第6章 結論	106
Appendix A 構造の分類	109
Appendix B 航空機の強度要件	110
Appendix C 旅客機の定期整備	112
Appendix D 非破壊検査法	113
Appendix E 使用設備	115
参考文献	116
謝辞	119

第1章 序論

1.1 本研究の背景

本研究の背景である先進複合材料の航空機への適用および事故等により受けた損傷の修理について述べる。

1.1.1 先進複合材料の航空機への適用

航空機の機体重量を軽減することは、有効搭載量を増大させ、また飛行性能を向上させる上で不可欠である。構造設計をはじめとする機体設計の歴史は、安全性を確保しつつ如何に軽量化を達成するかの歴史といってもよい。このため航空機に長年にわたり広範囲に使われたアルミニウム合金、あるいは軽量化に貢献すると期待されるチタニウム合金に比べ、引張強さ／比重（比強度）および縦弾性率／比重（比弾性率）に優れる先進複合材料が注目され、一層の軽量化が期待されるようになった。

先進複合材料¹⁾は強化材とマトリックス材の二種類の基材で構成され、それぞれの基材よりも優れた特性を持つ材料である。強化材としての繊維にはガラス繊維、ボロン繊維、アラミド繊維および炭素繊維があり、マトリックス材としてのプラスチックには熱硬化性のエポキシ系樹脂および不飽和ポリエステル系樹脂、熱可塑性のポリエーテルエーテルケトン（PEEK）などがある。熱硬化性複合材料として代表的なものは炭素長繊維強化エポキシ樹脂系複合材料（CFRP）である。

航空機に使われる CFRP 製品は積層したプリプレグを加圧・加熱により硬化し成型したものが現在では大半を占めている。プリプレグは一方向または織物にした繊維にエポキシ樹脂を含浸させ、半硬化状態でシート状にした中間材料である。

航空機への複合材料の適用は¹⁾、ガラス繊維強化不飽和ポリエステル樹脂（GFRP）が1940年代に開発され、レドームに使われたのが始まりとの説などがある。1959年にアクリル繊維を出発原料とする「軽くて強い炭素繊維」が大坂工業試験場の新藤昭男氏により発明され²⁾、いわゆる先進複合材料としての CFRP

が開発されたことにより構造部材へ適用されるようになった。CFRP の構造部材への適用は、軽量化が機体性能に大きく寄与するヘリコプターに始まり、軍用機、民間旅客機へと拡大されてきた。民間旅客機への CFRP 適用は航空会社で運航している飛行機に CFRP 製部品を取り付けて評価することから始まった。

米国では 1972 年からアメリカ航空宇宙局 (NASA) がスポンサーとなったプログラムの中で Boeing 727 のエレベータ、Boeing 737-200 の水平安定板、ロッキード社 L-1011 のエルロンおよびダグラス社 DC-10 のラダーと垂直安定板に CFRP を適用して評価が行なわれた³⁾。これらの成果としてボーイング社にあっては Boeing 737-300/-400 のエルロン、エレベータ、ラダーといった舵面、およびエンジンカウルドアといった飛行安全に大きな影響を与えない二次構造に適用された。Boeing 757 ではこれらの適用部位に加え、舵面ではスポイラと後縁フラップ、二次構造ではエンジンカウリングに適用され、Boeing 767 でも舵面ではスポイラ、二次構造では脚扉およびエンジンカウリングに適用されてきた。Boeing 777 ではこれらの舵面および二次構造に加え、飛行安全に大きな影響を与える一次構造である水平尾翼、垂直尾翼および胴体客室床ビームに適用を広げ¹⁾、Boeing 787 ではさらに一次構造の主翼桁間、胴体パネルへと拡大していった。Boeing 787 では一次構造、舵面および二次構造を合わせると複合材料の適用率は構造重量の 50%⁴⁾ にも及ぶようになった。

欧州では³⁾ 1980 年にエアバス社が A300 のエアブレーキとスポイラに一方向材および織物材 CFRP を適用して評価を行っている。この評価プログラムではラダー、脚扉、主翼後縁についても CFRP が適用された。これらの成果を踏まえ、エアロスペース社/アレニア社が国際共同開発した ATR72 では、主翼桁間の厚板構造といった一次構造に適用され、1989 年に運航を始めた。エアバス社 A310 では一次構造としては垂直尾翼に、舵面としてはラダー、エレベータ、スポイラに、二次構造としては脚扉、主翼前縁、後縁、エンジンナセルに適用された。A300-600 では A310 の技術がそのまま受け継がれた。A320 ではこれらの機体の適用部位に加え、一次構造としては水平尾翼に、舵面としてはフラップに適用された。A330/A340 ではこれまでの技術が引き継がれた。A380 では一次構造としては中央翼、外翼桁間のリブ、二階客室床ビーム、胴体尾部および後部隔壁

まで適用を広げ¹⁾、複合材料の適用率は構造重量の 22%となった。さらに A380 ではアルミニウム合金板とアラミド繊維複合材料とを積層したハイブリッド材 GLARE を構造重量の 3%適用している。開発中の A350XWB ではさらに主翼、胴体パネルへと拡大し、複合材料の適用率は構造重量の 52%となる。

このように CFRP の適用は、各種扉およびエンジンナセルなどの二次構造から、ラダー、エレベータおよびスポイラなどの舵面、さらには尾翼、主翼および胴体などの一次構造へと着実に範囲を拡大していった。この適用範囲の拡大は、比強度・比弾性率に優れていることを生かし、かつ使用部位に要求される強度・剛性が得られるような積層構成に設計すること、および繰り返し荷重による損傷発生の可能性が低いことから応力レベルを高めに行うことができるなどにより軽量化が可能となるためである。さらに耐腐食性の良さを生かして、腐蝕環境の悪い部位に適用して整備コストを低減できること、および大型一体成型が可能であり、組立コストを低減できることなども期待できる。しかし、衝撃圧縮に対する強度の向上、高温・吸湿対策、耐雷対策および製造コストのさらなる低減のみならず、運航時に損傷を受けた時の整備コスト低減といった課題がある。運航時の整備コストとは、定期的に行う検査および整備に加え、事故等により受けた損傷に対する修理などにかかるものである。

1. 1. 2 航空機の事故等と修理

航空機構造が運航中に受ける損傷は次のように大別できる。

- (1) 設計および製造に起因する損傷
- (2) 経年劣化による損傷（疲労損傷、腐食、応力腐食、非金属材料の環境による劣化）
- (3) 開発時点では想定し得ない気象環境および荷重による損傷
- (4) 事故等による損傷

このうち(1)および(2)については、損傷許容設計と運航時点検との組み合わせにより、飛行安全にかかわるような重大な損傷へ進展する以前に発見し修理する方策が取られている。

(3)については想定することが難しく、事故等が生じ、原因を究明して初めてわ

かることである。過去の事例からは自然現象、操縦する人間と機械とのインターフェイス、新技術の適用等に起因しており、これらへの対応は耐空性審査要領⁵⁾に随時反映されている。

(4)の事故等とは、事故として取り扱われる (ア)航空機の墜落・衝突または火災、(イ)航空機との接触またはエンジン給排気などによる人の死傷または物件の損壊、(ウ)航空機内にある者の死亡または行方不明、(エ)運航中の航空機が損傷を受けた事態、および重大インシデントと取り扱われる事故が発生する恐れがあると認められる事態を示す⁶⁾。

日本における旅客機（輸送機 T 類）の事故は⁶⁾ 1994 年から 19 年間で 61 件発生し、機体が損傷を受けた 20 件のうち、修理可能な胴体の損傷は 14 件である。一方、重大インシデントは⁶⁾ 2001 年から 12 年間で 63 件発生し、機体が損傷を受けた 8 件のうち修理可能な胴体の損傷は 2 件である。いずれも 1 機単独で起きている。

米国エアラインにおいて、1987 年から 2003 年の 17 年間で空港ランプエリアでの事故等が 727 件発生している^{7),8)}。空港ランプエリアが非常に混雑し、限られたスペースに種々雑多な車両や機材あるいは作業者が集中して頻繁に動いていることに起因するものである。このうち航空機と地上車両との衝突、航空機同士の衝突、航空機とボーディングブリッジとの衝突などにより航空機にかなりの損傷を与えたものが 41 件、軽い損傷を与えたものが 245 件あり、航空機の修理が必要となっている。

これらの事故等は、修理に要する費用や修理期間中の代替え航空機の費用等、エアラインにとっては多大な出費を強いられることになり、事故等を起こさない対策を十分に行うとともに、修理期間の短縮を図り航空機が運航できない期間を最短にしなければならない⁹⁾。

従って、航空機構造の修理、とりわけ近年 CFRP の適用が始まった薄板の胴体構造にとって修理期間をいかに短縮するかが課題であり、その修理法の研究が重要となる。

1. 2 複合材料構造の修理に於ける課題

航空機構造は Appendix A に示すように、一次構造、舵面、二次構造に分類される。複合材料を適用した構造が運航中に損傷を受け、これを修理するとの観点から見ると、二次構造および舵面に適用している間は部品交換等が可能なため修理により運航に重大な支障を及ぼすこともなかった。しかし、主翼や胴体などの一次構造に適用されるようになると、修理期間が長くなり、運航に支障を及ぼすことが問題となってきた。そのため修理期間を短縮するために修理方法と修理時期を決めることが重要となってきた。

修理作業は修理要領に従って行われる。修理要領の作成にあたっては次のことを考慮して修理方法および修理時期が決められる。

(1) 運航中に損傷を受けた構造（被損傷構造）の類別

- ・ 一次構造、舵面、二次構造のいずれか。
- ・ 構造を構成する部品が厚板、薄板、ハニカムサンドイッチのいずれに該当するか。
- ・ 損傷範囲が単一部材か複数の部材にわたるか。

(2) 修理した構造の強度要件

(3) 運航できない時間を極力短縮した修理時期と修理方法

1. 2. 1 修理方法の分類

修理方法を決めるにあたって、まず被損傷構造に要求される新造機の強度要件を把握しなければならない。被損傷構造は修理後も同じ強度要件を満足することが求められる。強度要件には Appendix B に示す静強度、耐久性、損傷許容性、剛性がある。すべての構造に静強度および剛性が要求される。さらに一次構造および舵面には損傷許容性または耐久性が要求される⁵⁾。

1. 2. 1. 1 運航ができない期間を短くする修理方法

航空機メーカーであるボーイング社の修理マニュアル¹⁰⁾ (SRM : Structure Repair Manual) によると、損傷を受けた構造を構成する部品が損傷許容性を要

求されているか否かにより下記の(1)または(2)に分類される。

(1) 損傷許容性が要求されている場合

対象となるのは Appendix A に示す一次構造および舵面を構成する、静強度および損傷許容性で設計された部品である。修理方法は以下の a. ~c. となる。

- a. 新造時の構造と同等の強度・剛性を有する恒久的な修理（恒久修理）を行う。修理後は検査マニュアル（MPD : Maintenance Planning Document）による定期検査を行い、運航中に新たな傷が生じていないことを確認する。
- b. 恒久修理を行う。修理後は MPD による定期検査に加え、修理部の損傷許容性を保持するための追加検査を行う。追加検査要領は恒久修理をした部品に新たな損傷が生じていないこと、および損傷があっても破壊にいたる大きさに進展していないことを確認できる検査方法および検査間隔からなる。
- c. 限定された強度・剛性を有する一時的な修理（一時修理）を行う。修理後は MPD に加え修理部の特別な検査を行って運航し、24 ヶ月以内には恒久修理を行う。特別検査要領は一時修理した部品に許容されない損傷が生じていないかを確認できる検査方法および検査間隔からなる。

(2) 損傷を受けた構造に損傷許容性が要求されていない場合

この構造は静強度、耐久性または剛性で設計された部品から構成されている。修理は恒久修理、一時修理に分類される。いずれも新造時または修理後に損傷の存在を想定していない。

一時修理は修理期間を短縮し航空機が運航できない日数を極力短くするために考え出された修理方法である。本論文では一時修理の有効性を課題として取り上げることとし、(1) a. の恒久修理と (1) c. の一時修理を対象とする。

1. 2. 1. 2 修理した構造に適用する静強度

ボーイング社の SRM では恒久修理または一時修理をした部位は共に設計終極荷重（DUL : Design Ultimate Load）に耐えることと記載されている。一方、参考文献 3) の第 8 章に複合材構造の恒久修理と一時修理についての記述があり、

恒久修理では DUL に耐荷すること、および一時修理は設計制限荷重 (DLL : Design Limit Load) に耐荷することとある。

これらを踏まえ、修理した構造への静強度要求は次のようにする。

恒久修理した構造は修理後も MPD による定期検査が行われることから、新造時と同じく DUL に耐荷するものとする。一方、一時修理した構造は修理後の MPD による定期検査に加え、特別な検査を追加することにより許容されない損傷が容易に発見できるようにすること、および 24 ヶ月以内に恒久修理されることを考慮し、DLL に耐荷するものとする。これは Appendix B の図 B1 に示す傷のサイズと強度との関係から、容易に発見できる傷のある構造は DLL に耐えること、および DLL は航空機が運航中に予想される最大荷重と定義されることを応用したものである。

1. 2. 2 構造の違いによる修理方法

修理方法は CFRP 構造が厚板積層板、薄板積層板あるいはハニカムサンドイッチかにより異なってくる。各構造の修理例は参考文献 3) の第 8 章および参考文献 9) などに示されている。

厚板積層板構造の場合、損傷をステップまたはスカーフの形状に切り取り、この部分に CFRP 積層板を埋め込んで接着し、さらに表面に薄い CFRP 積層板パッチを接着して修理する。

薄板積層板構造の場合、損傷を切り取り、その部分に金属パッチをファスナで結合して当てるか、または CFRP 積層板パッチを接着で当てる修理する。

ハニカムサンドイッチ構造の場合は、損傷した薄い CFRP 積層板表皮およびハニカムを切除し、切除部分を樹脂等で埋め、さらに表皮に薄い CFRP 積層板パッチを接着で当てる修理する。

1. 1 項で示したように、本論文では薄板の CFRP 積層板で作られた胴体構造が損傷を受けることを想定している。従って、修理はパッチを被修理構造にファスナで結合する (ファスナ継手) または接着して当てる (接着継手) のいずれかの方法とする。

1. 2. 3 修理時期

修理をする時期は、飛行安全を第一に考えた上で、損傷の大きさおよび修理に費やすことのできる時間により決まる。すなわち損傷部をそのままにして日常点検で損傷の進展の有無をモニターするか、直ちに新造時の構造と同等の強度・剛性を有する恒久修理を行うか、限定された強度・剛性を有する一時修理を行った上で定められた飛行時間以内に恒久修理を行うかのいずれかになる。いずれの修理を行うにしても航空機が運航できない期間を極力短くすることが求められる。

一時修理または恒久修理を Appendix C に示す機体定期整備の間に行うことができれば、航空機が運航できない時間を極力短くできる。また、整備工場での修理することにより複合材料の取り扱いに精通した作業員および設備を使えることになる。

従って、修理時期は一時修理を A または B 整備時に行い、恒久修理は日数を取れる C または SI 整備時に行うこととする。

1. 2. 4 修理作業

一次構造が損傷を受け、損傷した部位を特定し修理方法と修理時期を決めたら、次の流れで修理が行われる。

- (1) 修理する部位の検査を行い、損傷範囲を把握する。
- (2) 修理構造の設計を行う。
- (3) 修理を実施し、修理後の検査を行い、正しく修理されていることを確認する。

1. 2. 4. 1 損傷部検査

修理にあたって、まず損傷範囲の正確な把握が必要となる。検査は以下の手順で行う。

- (1) 変形および破損部分を目視検査し、部品の表面に現れた損傷の範囲および大きさを概略把握する。目視検査は拡大鏡等を使って行う。
- (2) 複合材料の損傷は部品の表面に現れないことも多く、まずはタッピング・ハンマにより内部損傷の把握を行う。
- (3) 損傷の範囲および大きさを詳細に把握するには超音波検査法などの非破壊検

査（NDI： Non-Destructive Inspection）により行う。各種の非破壊検査法の検査方法、欠陥検出法および特長を Appendix D に示す。NDI については例えば N.P.Avidelidis 等¹¹⁾のサーモグラフィを使用して欠陥を検出するなどの多くの研究が続けられており、D.K.Hsu 等¹²⁾はタッピングや超音波による NDI の研究を紹介している。いずれも複合材料構造の製造および修理には簡便で精度のよい検査法の開発が不可欠である。

1. 2. 4. 2 修理構造の設計^{9),13)}

被損傷構造の修理方法が SRM に記載されていない場合、航空機の運航会社は、機体会社の協力を得て修理のための設計を行い、関係機関の承認を得て修理する。設計は新造時の構造に要求される強度要件、1. 2. 1. 2 項の静強度要求および下記の修理部に対する構造要求ならびに作業環境を考慮して行う。

(1) 構造要求

修理する複合材構造の修理条件を把握した設計を行うこと。

- a. 修理部分および周辺構造のコンター。
- b. 装備品取り付け部または点検扉周りの補強状況。
- c. 修理する部位の耐雷性および導電性要求。
- d. 修理する場所の近くに修理履歴がある場合、これが今回の修理範囲と干渉するか。
- e. 外表面平滑度を保ち、空気抵抗を増大させないこと。
- f. 航空機の全重量および重心位置が大きく変化しないこと。

(2) 作業環境

修理は実際に運航している航空機に対して行われるため、下記の作業環境を考慮した修理作業が行える設計とする。

- a. 損傷部への接近性。
- b. 修理する部品の塗装、吸湿および汚染の状態。特に繊維を傷めない塗装の剥離、吸湿した部品の乾燥および除染は修理した接着継手が十分な強度を有するためには重要である。

1. 2. 4. 3 修理の実施

1. 2. 2項に示したように、損傷を受けた薄板の CFRP 積層板は、金属パッチをファスナ継手で当てる修理（ファスナ修理）、または CFRP パッチを接着継手で当てる修理（接着修理）がなされる。

(1) ファスナ修理³⁾

ファスナ修理は修理する部品の片側または両側にパッチを当てファスナで結合する方法である。金属パッチにはアルミニウム合金またはチタニウム合金を使用する。アルミニウム合金が CFRP と接触した状態で水分があると電池の陽極反応を生じ、アルミニウム合金側に電界腐食を生じる。その防止策として両者の間にガラス繊維強化エポキシ樹脂複合材料（GFRP）を挟まなければならない。チタニウム合金と CFRP が接触しても電界腐蝕を生じない。作用する荷重が大きい部品を修理する場合はチタニウムまたは CFRP パッチを使用する。ファスナの材料についても CFRP との電界腐食を生じないチタニウム合金、ステンレス鋼またはモネルを使用する⁹⁾。修理する CFRP 積層板の板厚はファスナ結合を想定していないので、ファスナ孔の強度を確保するためには必要なファスナ本数の確保または孔部の補強が必要となる。

(2) 接着修理³⁾

接着修理は CFRP パッチを修理する部品の両面に当てる二面せん断継手または片面に当てる一面せん断継手で行う。接着が確実に行われるには CFRP パッチと修理する部品が密着することが必要となる。そのため修理する部品のコンターに合わせたパッチの製作が求められる。複合材料は修理する構造と同じ材料および層構成が望ましい。CFRP パッチの製作は材料の調達・保管および保有設備により、下記の 3 種類が考えられる。

- a. **Wet lay-up patch** : 修理する現場で炭素繊維基材に樹脂を含浸させて積層し、真空圧を加え、ヒーティングブランケットで加熱し硬化する。真空圧での加圧および含浸作業に技量を要するため、パッチ内にボイドが残りやすいため、後述の **Prepreg patch** または **Pre-cured patch** ほどの強度が得

られない。繊維と樹脂は個別に保管しておけるが、繊維はクロス材となる。

- b. **Prepreg patch** : 材料メーカーから供給されるプリプレグを積層し、真空圧で加圧し、ヒーティングブランケットで加熱し硬化する。真空圧の場合は加圧力が 1 気圧までであり **Pre-cured patch** より強度が落ちる。修理に備えたプリクレグの調達が必要である。
- c. **Pre-cured patch** : 機体の CFRP 外板と同じオートクレーブにより加圧・加熱硬化して成型する。機体修理工場で製作する。平板およびそれに近い損傷部位の修理にはあらかじめ積層板を用意しておく。しかし、損傷が想定されない部位のパッチは新たに製作が必要であり、パッチが曲面を持つ場合は成型治具が必要となる。

修理するパッチの接着は次の方法により行われる。

- a. **Wet lay-up patch** はパッチ製作と同時にパッチの樹脂により修理する部品と接着される。
- b. **Prepreg patch** はパッチ製作と同時に修理する部品と接着される。接着はパッチの樹脂で行う場合と修理する部品とパッチの間にフィルム接着剤を挟んで行う場合がある。
- c. **Pre-cured patch** の場合は製作したパッチをフィルム接着剤で接着する。

パッチの製作と接着法により得られる強度レベルが異なることが想定されるが、本論文では損傷がある程度大きい修理を想定し、パッチ製作と接着作業が明確に分離できる **Pre-cured patch** をフィルム接着剤で当てる方法をとる。

1. 3 修理に関する従来の研究

損傷を受けた構造はパッチなどの部材を当てて修理される。本論文では薄板の CFRP 積層板の修理を対象にしており、これに関係する継手の研究および修理法の研究について現状を調査する。

1. 3. 1 継手の研究

CFRP で作られた部材同士を接合する方法にはファスナ継手と接着継手がある。ここではこれらに関する研究について調査する。

(1) ファスナ継手

M.C.Y. Niu⁹⁾は複合材料を用いた航空機構造の設計をする際のデータをまとめており、その中でファスナ継手設計の目安として、ファスナ径 D に対して行間隔 s/D 、ピッチ p/D 、端距離 e/D 、縁距離 b/D の最小値を示している。J.M.Zhang¹⁴⁾はファスナ孔周りの詳細な解析を行い破損荷重の予測を行っている。G.Kelly 等¹⁵⁾はボルトを孔にはめ込む際の孔とボルト径の隙間が孔の面圧強度におよぼす影響を研究しており、孔径が 4%変形する時の面圧強度は大きく低下するが、終極の面圧強度には影響しないと述べている。さらにボルト結合により締め付け力がある場合の効果も研究している。A.Aktas 等¹⁶⁾は異なる積層順のピン結合が面圧強度に及ぼす影響を研究しており、表層に 90° 層のある積層が 0° 層がある積層より面圧強度が 20%高いとの結果を得ている。J.Ekh 等¹⁷⁾は CFRP 積層板とアルミニウム板を多数のファスナで結合した一面せん断継手の荷重伝達について研究している。各ファスナの伝達荷重はボルト径と孔径の隙間が最も重要なファクタであると述べている。T.Yılmaz 等¹⁸⁾はピン結合の破損について研究している。引張破損またはせん断破損の破損モードは急激に生じ、面圧破損は徐々に起こると述べている。S.D.Thoppul 等¹⁹⁾はファスナによる機械的継手の研究をレビューしている。これまではファスナ継手に関する幾何学的寸度をパラメータとした応力解析や強度予測が主であったが、近年は損傷モード、繰り返し荷重による損傷、ファスナによる締め付け力の影響、高温・吸湿環境の影響などさまざまな面から

研究されていると述べている。さらに、多数のファスナをしまりばめで装着した継手および湿度・熱環境の繰り返しによる影響などに研究課題があることを示している。F.X.Irisarri 等²⁰⁾は一本のファスナ継手による面圧強度について研究しており、ファスナ継手の強度に影響する要因を取り込んだ有限要素法解析を行っている。A.Ataş 等²¹⁾はボルト結合などの継手における締め付け力が面圧強度に与える効果を研究している。この中で剥離の発生や成長について調べている。O.Limam 等²²⁾はピン結合の継手について終極破損荷重の予測を研究している。J.Wang 等²³⁾は単層板／積層板の多くの試験データとボルト結合の少ない試験データから統計処理された設計許容値の設定法を提案している。この研究は参考文献 3) の第 4 章に示す許容値設定の統計処理では数百点におよぶ実験データが必要になることに対応したものである。

ここに示すいずれの研究も、一本のファスナによる継手の研究が主体であり、多数のファスナで結合した構造の研究は少ない。

(2) 接着継手

R.D.S.G.Campilho 等^{24),25),26)}は一面または二面せん断接着継手の引張荷重下での接着強度を研究している。その中で接着強度がそれ以上は増えない接着長さの限度があること、接着剤の強度が損傷モードに重要な役割を果たしていることなどの成果を得ている。更に、接着層の解析モデルを提案して評価し、パッチの接着端を薄くしたり、接着端の接着剤層を厚くしたり、孔をプラグインすることによる引張強度への影響を研究している。M.D.Fitton 等²⁷⁾は二次接着した一面せん断継手において接着端での伝達荷重の集中が継手強度を支配することに注目し、接着面の端部と中央とでせん断剛性の異なる接着剤を用いることにより継手強度を最適化する研究を行っている。K.S.Kim 等^{28),29)}は一方向積層板の一面せん断接着継手について接着方法の違いによる破損の過程、モードおよび強度について研究している。強度に関しては接着剤を使用しないでプリプレグをコキュアした継手が最も強く、次が二次接着継手であり、最も弱いのは接着剤を挟んでプリプレグをコキュアした継手である。コキュア継手は接着面に接着剤を使用しているか否かにかかわらず壊滅的な剥離破損を生じているが、二次接着継手では接

着剤層に沿った進行性の破損を生じ、剥離破損を遅らすことにより強度を増すと結論づけている。また、接着面の表面粗さや接着層の厚さが強度に与える効果も研究している。更に、接着剤の弾塑性モデルと剥離破損基準を用いた有権要素法による解析で破損を予測する研究を行っている。K.Shahin 等³⁰⁾は帯板の両端にそれぞれ別の帯板を一面せん断で接着した継手組立に引張荷重を加え、得られる面外変形から接着端における曲げモーメントとせん断力を求める研究をしている。Z.Y.Wang 等³¹⁾は一面せん断継手の接着端近傍におけるひずみ/応力分布に関する研究を行っている。この中で接着端のフィレットに積層の一部を張り出させることにより、接着端における応力集中が緩和すると述べている。M.G.Song 等³²⁾は接着方法が異なる4種類の一面せん断接着継手に関し、強度にどのような差を生じるかを研究している。強度は積層したプリプレグ同士を接着剤なしでコキュアした継手が最も強く、続いて積層したプリプレグ同士に接着材を挟んでコキュアした継手と積層板同士を接着剤で二次接着した継手となり、積層板と積層したプリプレグに接着剤を挟んでコボンドした継手が一番弱かった。更に、それぞれの接着方法について接着長さ、接着剤厚さ、積層構成の違いによる強度への影響を調べている。Y.B.Park 等³³⁾は M.G.Song 等が研究した4種類の接着方法による一面せん断接着継手について、3つの異なる環境条件で試験を行い、いずれの環境条件でも積層したプリプレグ同士を接着剤なしでコキュアした継手が最も強いことを示している。温度・湿度環境の違いによる継手強度への影響は、室温条件に比べ高温・吸湿条件が高くなり、低温・乾燥条件では低くなることを示し、この原因として積層板の剥離強度と接着剤のせん断強度が関与していると述べている。ただし、積層板と積層したプリプレグに接着剤を挟んでコボンドした継手は異なる傾向を示すと述べている。C.V.Katsiropoulos 等³⁴⁾は新しく開発された航空宇宙構造用接着剤の熱サイクルの繰り返しなどの機械的性能について研究している。X.He³⁵⁾はこれまでの接着継手に関する研究を調査し、今後の接着継手の設計や製造にとって有限要素法解析によるシミュレーションが有効であると述べている。更に、解析の有効性や動的解析の取り組みを行うこと、および解析に時間を要することが課題であると述べている。G.Kelly³⁶⁾は接着継手とファスナ継手を併用した一面せん断継手の荷重伝達について研究している。有限要素法で接

着面のピール応力とせん断応力を求めており、せん断応力が大幅に減少する結果を得ている。

これらの研究はいずれも試験片レベルに留まっており、大きさのある開口を修理する構造レベルの研究は見られない。

1. 3. 2 修理法の研究

Boeing777の尾翼にCFRPを適用するにあたり、アメリカ連邦航空局（FAA：Federal Aviation Administration）とBoeingは安全性を実証するための様々な構造試験を実施している³⁷⁾。修理に関しては尾翼桁間構造を構成するストリングと外板の一体成型CFRPパネルについて実施しており、ストリングを修理するために外板に矩形のアクセス孔をあけ、ストリングと外板アクセス孔を修理し、静強度および疲労強度を確認している。修理方法はチタニウムダブラをボルト結合するもの、およびスカーフ状にしたプリプレグを接着継手で結合するものである。また、複合材料の適用範囲が増えることにより金属材料構造と比較して修理に時間とコストがかかるとの懸念から、複合材料構造の修理方法などを標準化することを目的として、欧米の運航会社を中心に機体製造メーカ、FAAおよび材料メーカなどの協力を得て委員会（CACRC: Commercial Aircraft Composite Repair Committee）が結成され、研究が行なわれている。その成果は機体メーカから提供される修理マニュアルに反映されている³⁸⁾。しかし、これらの研究成果の詳細は公開されていない。

P.J.Gray等³⁹⁾は円孔のある一面せん断または二面せん断継手積層板に円孔をあけ、その周囲をボルト20本で結合し、ボルトの伝達荷重分布に関する研究をしている。R.D.S.G.Campilho等⁴⁰⁾は円孔のある積層板に積層構成や大きさの異なる円形のパッチを片面または両面に当てて修理し、強度を予測する研究を行っている。P.Cheng等⁴¹⁾も円孔のある積層板の片面にパッチを当てて修理し、最適なパッチの積層構成を求める研究をしている。参考文献9)では円孔をアルミニウムパッチでファスナ修理をする例、および円孔または細長いスリットにパッチを当てて接着修理する例を示している。接着修理の例はオートクレーブで加圧・加熱硬化する場合より低い圧力と温度で硬化させる方法があることを述べている。

これらの研究はいずれも円孔のある積層板についての研究が主であるが、一つの試験供試体で一面せん断継手によりパッチに100%荷重伝達する部分と半分程度伝達する部分が組み合わされているような構造レベルの研究には至っていない。

修理を行うには時間、作業環境および設備などの制約によりいつでもすぐに恒久修理ができないことがあり、その為の対策として一時修理があることは1.2項で述べた。この考えは参考文献3) および10) のほかに F.Z.Hu 等⁴²⁾の論文がある。

以上に述べた研究は修理した構造の強度を評価する上で必要となる試験片レベルの研究が中心である。また、これらの研究は恒久修理とか一時修理とかを目的にした修理法や強度評価は入っていない。

1. 4 本研究の目的と意義

航空機は運航中に様々な理由で損傷を受ける。運航会社にとっては航空機が運航できないことによる損失は大きい。このことから CFRP が航空機構造に大幅に使われるようになると、受けた損傷をいかに安全かつ短期間に修理するかが重要となってくる。

航空機構造の修理要領は修理マニュアル (SRM) に記載されている。しかし、どのような損傷を想定し修理するかの特定は難しく、一般的な修理の記載に留まっている。また SRM に従って修理することは、修理した部位も新造時に要求される強度と同様であることが保証されることになる。SRM に記載されていない修理を行うには、当該航空機を製造したメーカーの技術者と運航会社の技術者が協議して修理要領で決め、新造機と同等の強度があることを保証しなければならない。従って修理要領を作成するに当たっては、類似構造の修理、強度計算および構造試験などのデータを用いて要求される強度を保証することになる。しかしながら、修理を行うにあたり、いつも十分な時間をかけて恒久修理を行えるとは限らない。そこに限られた時間で修理を行う一時修理の必要性が出てくる。しかし一時修理の考え方はあっても、具体的にどのような修理を行い、どのように強度評価を行えばよいのかを研究し公表された論文はない。そこで一時修理について具体的な修理法を示し強度評価を行うことは意義のある研究と考えられる。

具体的には以下のように進めることとする。

これまでの項で述べたように、修理の対象は薄板の CFRP 積層板を適用したフレームとストリングで囲まれた胴体外板とする。この胴体外板が事故等により損傷を受け、これを矩形に切り取り、この切欠孔にパッチを当てて修理することとする。修理法として一時修理または恒久修理を行うこととし、パッチ当てはこれまでに研究されてきた試験片レベルのファスナ継手または接着継手の成果を参考とすることにする。

強度は静強度評価で行うこととする。損傷許容性の評価については、修理した構造と損傷を受ける以前の構造 (原構造) とを比較し、応力分布および構造様式が異なる部分について試験片レベルの評価を行うものと考えており、これは今後

の課題とする。静強度の評価基準は損傷許容性における非破壊検査で検出される損傷サイズと静強度レベルから決めることにする。即ち、一時修理を行った部位は短い間隔での検査を要求することから損傷の発見は容易と考え、設計制限荷重（DLL）に耐えることとする。恒久修理を行う部位は、原構造と同様に検査マニュアルに要求される点検を行うので、設計終極荷重（DUL）に耐えなければならない。

一時修理および恒久修理の方法として下記を提案する。

(1) 一時修理

- a. チタニウムパッチをファスナ継手で当てる修理（Ti パッチファスナ修理）
- b. アルミニウムパッチをファスナ継手で当てる修理（Al パッチファスナ修理）
- c. CFRP 小型パッチを二次接着継手で当てる修理（CFRP 小パッチ接着修理）

(2) 恒久修理

- a. CFRP 大型パッチを二次接着継手で当てる修理（CFRP 大パッチ接着修理）

これらの修理を行った供試体を製作し、製作時間を計測する。製作した修理供試体に引張荷重を加え、破断荷重と破断までのひずみデータを得る。また、破断部および破損部の観察、さらに破損部を切断して、光学顕微鏡により切断面を詳細に観察する。なお、修理供試体の引張試験に先立ち、使用する CFRP の材料データ取得および損傷を切り取った切欠孔のある供試体の引張試験を実施する。

研究の目的は、以上の成果から一時修理および恒久修理が有効であること、およびそれぞれの修理法で破壊のメカニズムに差異があることを明らかにすることである。

1. 5 本論文の構成

本論文は次のように構成される。

第1章 序論では航空機の CFRP 構造を修理する方法を研究する背景、および意義と目的を明らかにし、一時修理と恒久修理の方法を提案する。

第2章では CFRP 構造の修理供試体設計および簡易な強度推算法を示す。

第3章では CFRP 積層板の製作に要する作業時間を示す。さらに、提案した4種類の製作と製作に要する作業時間を示す。

第4章では CFRP 積層板試験片および矩形孔のある積層板の引張試験データを示し、試験結果を考察する。

第5章では提案した4種類の CFRP 構造修理供試体の引張試験データおよび供試体の観察結果を示し、これらを考察する。

第6章では、第5章までの結果および考察より得られる成果を総合し、本研究の目的が達成されたことを示し、かつ今後の課題に言及する。

2. 1 緒言

損傷を受け修理を行う中型旅客機胴体外板の修理部設計を行う。まず胴体外板の CFRP 積層板の板厚を決める。次に損傷部分を切り取り、パッチを当てる修理設計を行う。設計は 1. 4 項で示した一時修理 3 案と恒久修理 1 案について行う。設計の成果として、これらの修理案を評価するための修理供試体を示す。

2. 2 設計制限荷重および設計終極荷重における設計応力

修理部設計の評価は 1. 2. 1. 2 項で示したように設計制限荷重 (DLL) および設計終極荷重 (DUL) で行う。DLL と DUL の定義は Appendix B に示す。中型旅客機の胴体の主要な設計荷重は与圧である。胴体を薄肉円筒と見なすと、与圧による円周方向応力 σ_H および長手方向応力 σ_x は次式で計算される。座標系は図 2.1 に示す。

$$\sigma_H = p_{max} r / t$$

$$\sigma_x = \sigma_H / 2$$

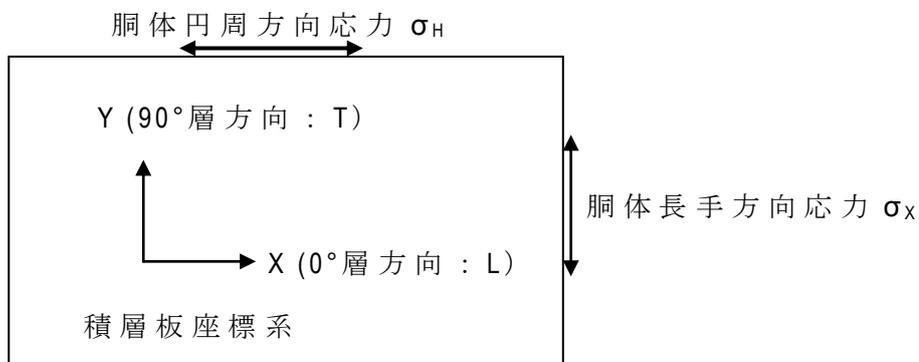


図 2.1 積層板の座標系

ここで、 p_{max} は最大与圧荷重を表し、Appendix B の B3 項に示すように $p_{max}=68.3\text{kPa}$ である。 r は胴体半径であり $r=2.77\text{m}$ とする。 t は胴体外板の板厚であり、2.3.1 項の設計で決まる。DUL における設計応力 σ_{HULT} は下記となる。

$$\sigma_{HULT}=1.5\sigma_{HLMT}=1.5\times 68.3\times 10^3\times 2.77\times 1.33/t=1.5\times 251.7\times 10^3/t \text{ (Pa)}$$

ここで、添え字 LMT は DLL を、 ULT は DUL を示す。1.33 は与圧荷重に対する割増係数である 5)。

2.3 修理供試体の設計

CFRP 積層板の板厚を決める。次にファスナ継手の寸度、チタニウムパッチとアルミニウムパッチの板厚、および接着継手の接着長さを決め、最後に修理供試体の設計をする。

2.3.1 CFRP 積層板の板厚

CFRP 積層材製胴体外板（母材）の板厚を決める。母材は擬似等方性とする。積層板の強度則は最大応力説、最大ひずみ説および Hoffman 則などの相互作用説がある 44)。本論文では最大応力説で板厚を決める。古典積層理論により DUL における各層の応力を計算する 45)。使用する単層板の弾性率 E 、ポアソン比 ν および強さ F は JAXA-ACDB⁴⁶⁾ に記載されている東レ T800/EP:#3633 の値を用いる。添え字は弾性主軸を L、T で表し、繊維方向 0° が L、 90° が T、せん断方向が LT とする。材料特性値にばらつきはあるが、これを統計処理したデータは公表されていない。参考文献 3) には一般的に設計許容値は試験データの最小値とあるが、ここでは強さを 1.5 で割った値を強度の設計基準値（強度基準値 F_a ）とし、L 方向、T 方向、LT 方向をそれぞれ F_{La} 、 F_{Ta} 、 τ_{LTa} で表す。表 2.1 および表 2.2 に材料特性値および強度基準値を示す。

表 2.1 Material properties: Toray T800 / EP : #3633⁴⁶⁾

	modulus of elasticity			poisson's ratio	
unit	E_L	E_T	G_{LT}	ν_L	ν_T
GPa	156	8.87	4.67	0.34	0.02

表 2.2 Strength data of lamina : Toray T800 / EP : #3633⁴⁶⁾

	strength of lamina			(allowable strength) =(strength of lamina)/1.5		
unit	F_L	F_T	τ_{LT}	F_{La}	F_{Ta}	τ_{LTa}
MPa	2700	81	120	1800	54	80

参考文献 45)の式より、擬似等方性積層板の各層毎の応力 $[\sigma_L, \sigma_T, \tau_{LT}]^T$ と平均応力 $[\sigma_{xm}, \sigma_{ym}, \tau_{xym}]^T$ の関係は下記のように表される。ここで、 $S(\theta)$ の成分は $\theta = 0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ$ の各層毎に値が計算される応力係数であり、次式で表される。

$$\begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{LT} \end{bmatrix} = S(\theta) \begin{bmatrix} \sigma_{xm} \\ \sigma_{ym} \\ \tau_{xym} \end{bmatrix}, \quad S(\theta) = \begin{bmatrix} S_{Lx} & S_{Ly} & S_{L\tau} \\ S_{Tx} & S_{Ty} & S_{T\tau} \\ S_{\tau x} & S_{\tau y} & S_{\tau\tau} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} 0^\circ \text{層} : S_{Lx} &= (E_L - \nu_L E_T \nu_x) / (1 - \nu_L \nu_T) E_x, \quad S_{Ly} = (\nu_L E_T - E_L \nu_x) / (1 - \nu_L \nu_T) E_x, \\ S_{Tx} &= (\nu_L E_T - E_T \nu_x) / (1 - \nu_L \nu_T) E_x, \quad S_{Ty} = (E_T - \nu_L E_T \nu_x) / (1 - \nu_L \nu_T) E_x, \\ S_{\tau\tau} &= G_{LT} / G_{xy}, \quad S_{L\tau} = S_{T\tau} = S_{\tau x} = S_{\tau y} = 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 90^\circ \text{層} : S_{Lx} &= (S_{Ly})_{0^\circ}, \quad S_{Ly} = (S_{Lx})_{0^\circ}, \quad S_{Tx} = (S_{Ty})_{0^\circ}, \quad S_{Ty} = (S_{Tx})_{0^\circ}, \quad S_{\tau\tau} = -(S_{\tau\tau})_{0^\circ}, \\ S_{L\tau} &= S_{T\tau} = S_{\tau x} = S_{\tau y} = 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \pm 45^\circ \text{層} : S_{Lx} &= S_{Ly} = (E_a + E_c)(1 - \nu_x) / E_x, \quad S_{Tx} = S_{Ty} = (E_a - E_c)(1 - \nu_x) / E_x, \\ S_{L\tau} &= \mp(E_c + E_s) / G_{xy}, \quad S_{T\tau} = \mp(E_c - E_s) / G_{xy}, \quad S_{\tau x} = \pm G_{LT} / 2G_{xy}, \quad S_{\tau y} = \mp G_{LT} / 2G_{xy}, \\ S_{\tau\tau} &= 0 \end{aligned}$$

ここで、 $E_x = E_y = 4E_a(E_s + G_{LT}) / (2E_a + E_s + G_{LT})$,

$$\nu_x = \nu_y = \{2E_a - (E_s + G_{LT})\} / (2E_a + E_s + G_{LT}), \quad G_{xy} = (E_s + G_{LT}) / 2$$

$$\text{また、 } E_a = (E_L + E_T + 2\nu_{LT}E_T)/4(1 - \nu_{LT}\nu_T), E_s = (E_T + E_T - 2\nu_{LT}E_T)/4(1 - \nu_{LT}\nu_T),$$

$$E_c = (E_L - 2E_T)/4(1 - \nu_{LT}\nu_T), 2G_{xy}(1 + \nu_x) = 4(E_s + G_{LT})E_a/(2E_a + E_s + G_{LT}) = E_x$$

最大応力説では各層に作用する応力がそれぞれの強度基準値を一つでも超えると破壊するという考え方である。胴体に働く応力は $\sigma_{xm} = \sigma_{HULT}$ 、 $\sigma_{ym} = \sigma_{XULT} = \sigma_{HULT}/2$ 、 $\tau_{xym} = 0$ となる。そこで、下式を用い各層の応力が強度基準値を超えないための母材板厚 t_{req} を計算する。計算結果は表 2.3 に示す。この中の最大値が母材の設計板厚 t_{CFRP} となる。

$$\sigma_L : t_{req} > (S_{Lx} + S_{Ly}/2) \sigma_{HULT} / F_{La}$$

$$\sigma_T : t_{req} > (S_{Tx} + S_{Ty}/2) \sigma_{HULT} / F_{Ta}$$

$$\tau_{LT} : t_{req} > (S_{\tau_x} + S_{\tau_y}/2) \sigma_{HULT} / \tau_{LTa}$$

表 2.3 Skin thickness for each lamina strength

	maximum stress theory		
	t_{req} (mm)		
strength	F_{La}	F_{Ta}	τ_{LTa}
0°ply	0.47	0.49	—
90°ply	0.11	0.95	—
±45°ply	0.29	0.72	0.25

計算された t_{req} の最大値は 0.95mm となる。これに近い擬似等方性積層板はプリプレグを $[-45^\circ/0^\circ/+45^\circ/90^\circ]_s$ の順に積層し、1層あたりの厚さを 0.125mm とする⁴⁵⁾と積層板の厚さ 1.00mm となり、これを母材の板厚 t とする。

2.3.2 ファスナ継手

チタニウムパッチ (Ti パッチ) およびアルミニウムパッチ (Al パッチ) をファスナ継手で当てて修理を行うためのファスナピッチおよびファスナ径を決める。

ファスナピッチは母材の面圧破損を起こす限界から決め、ファスナ径はせん断破断を起こさない限界から決める。設計荷重は DLL とする。

ファスナピッチは $n D_f$ で表される。ここで、 D_f はファスナ径、 n はファスナピッチを表すための D_f の倍数である。

まず n を決める。

母材のファスナ孔許容面圧荷重 P_{bra} は次式で求める。

$$P_{bra} = F_{brCFRP} D_f t_{CFRP}$$

F_{brCFRP} は母材の一面せん断継手面圧強さであり 723MPa ⁴⁶⁾ となる。多列多行のファスナで荷重を伝達する継手では、1 本当たりが分担する荷重 P_{fLMT} を次式で求める。

$$P_{fLMT} = n D_f \sigma_{HLMT} t_{CFRP} / m$$

ここで m はファスナ行数であり、ファスナが均等な荷重を伝達するように $m = 2$ ⁹⁾ とする。 n は DLL に対して面圧破損しないよう、 $P_{bra} > P_{fLMT}$ の条件で求めると次式となる。

$$n < m F_{brCFRP} / \sigma_{HLMT} = 5.75$$

数値は安全側に $n = 5.7$ とする。この値は設計の目安である n の最小値 5 ⁹⁾ を満足する。

次に D_f を決める。 D_f はファスナ 1 本あたりの分担荷重が次式で計算される許容せん断荷重 P_{sa} より小さくなるよう計算する。

$$P_{sa} = F_{suTi} \pi D_f^2 / 4$$

ファスナの材料は CFRP と接触することにより電界腐蝕を生じないように

Ti-6Al-4V Bar⁴⁷⁾とすると、許容せん断応力は $F_{suTi}=665\text{MPa}$ である⁴⁸⁾。DLL に対しせん断破壊を起こさないよう $P_{sa} > P_{fLMT}$ より D_f を求めると次式となる。

$$D_f > 4 n \sigma_{HLMT} t_{CFRP} / (m \pi F_{suTi}) = 1.4\text{mm}$$

この D_f を満足するファスナ径は製造される最小径の $D_f = 4\text{mm}(5/32\text{inch})$ とする。

2. 3. 3 Ti パッチと Al パッチの板厚

Ti パッチと Al パッチの板厚も面圧破損を起こさないよう決める。設計荷重は DLL とする。Ti パッチの板厚を決める。ファスナ孔 1 個あたりの分担荷重 P_{fLMT} が次式で求まる許容面圧荷重 P_{braTi} より小さくなるよう計算する。

$$P_{braTi} = F_{bruTi} D_f t_{Ti}$$

材料は Ti-6Al-4V sheet とすると、許容面圧応力 $F_{bruTi}=1951\text{MPa}$ で与えられる⁴⁸⁾。 $P_{bra} > P_{fLMT}$ より t_{Ti} を求めると次式となる。

$$t_{Ti} > n \sigma_{HLMT} t_{CFRP} / (m F_{bruTi}) = 0.37\text{mm}$$

この t_{Ti} 満足するチタニウム板の厚さは製造される規格を考慮して、 $t_{Ti} = 0.635\text{mm}(0.025\text{inch})$ とする。

Al パッチの板厚を決める。材料は 2024-T42 clad sheet とすると、許容面圧応力 $F_{bruAl}=496\text{MPa}$ で与えられる⁴⁸⁾。Ti パッチの場合と同様に次式で求める。

$$t_{Al} > n \sigma_{HLMT} t_{CFRP} / (m F_{bruAl}) = 1.46\text{mm}$$

この t_{Al} 満足するアルミニウム板の厚さは製造される規格を考慮して、 $t_{Al} = 1.60\text{mm}(0.063\text{inch})$ とする。

2.3.4 接着継手

CFRP パッチを二次接着で当てて修理を行う一面せん断継手の接着長さを決める。接着長さ (L: Overlap length) と接着面平均せん断応力 (τ : Shear stress) との関係を図 2.2⁴⁹⁾に示す。図中の allowable 線図は試験で得られる τ と L との関係に、データのばらつきを考慮して 2/3 に低減¹⁾している。limit load 線図は $\tau_{LMT} = \sigma_{HLMT} t_{CFRP} / L$ を図示しており、allowable との交点が DLL に対する L となる。設計では製作に対する余裕を取り CFRP 小パッチの接着長さを $L_{LMT} = 10\text{mm}$ とする。ultimate load 線図も同様に σ_{HULT} を用いて τ_{ULT} を図示し、allowable との交点が DUL に対する L となる。製造に対する余裕を取り CFRP 大パッチの接着長さを $L_{ULT} = 21\text{mm}$ とする。

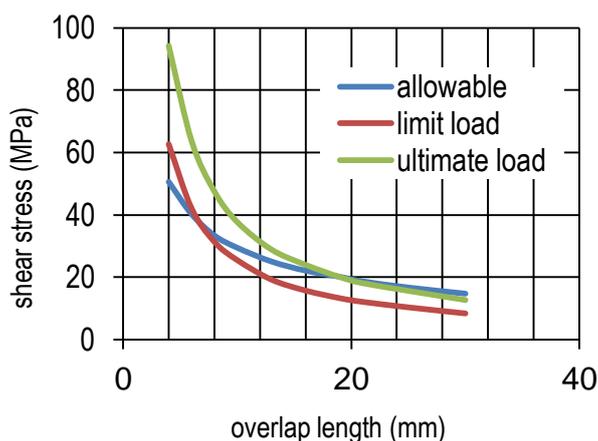


図 2.2 Overlap length vs. shear stress of single-lap bonding joint

2.3.5 修理供試体

修理供試体の母材の長さおよび幅を決める。母材は使用するプリプレグ (三菱レイヨン製; 東レ T800/EP: #3633 相当品) の幅 300mm から裁断することを考慮し、長さ 280mm とする。幅は以下に述べる Ti および Al パッチの幅と同じにする。損傷部除去を模擬した切欠孔の大きさは、孔上下に各 3 列のファスナを打てること、孔左右に各 2 本のファスナを打てることとすると幅 68mm、長さ 42mm となる。コーナ R は 5mm とする。

パッチ幅は切欠孔上下で 3 列、孔を外れた側帯部で左右各 1 列の計 5 列のファスナが 1 行に打てるように決める。外側のファスナからパッチ縁までの距離を $2.5 D_f^{9)}=10\text{mm}$ とし、ファスナピッチを 2. 3. 2 項に示すように $5.7 D_f=22\text{mm}$ とするとパッチ幅は 108mm となる。パッチ長さは切欠孔上下で各 2 行のファスナが打て、側帯部の 2 本を加え計 6 本のファスナが打てるよう決める。端のファスナからパッチ端までの距離を $2 D_f^{9)}=8\text{mm}$ 、1 行目と 2 行目の距離を $4 D_f^{9)}=16\text{mm}$ とし、側帯部のファスナ間を 22mm とするとパッチ長さは 114mm となる。

CFRP パッチは母材と同じ層構成とし、長さは 2. 3. 4 項に示す切欠孔上下の L より決めた。CFRP パッチを接着する母材の切欠孔が加工時に長さ 44.5mm となったので CFRP 小パッチは長さ $44.5+10\times 2=64.5\text{mm}$ 、CFRP 大パッチは長さ 86.5mm となる。

さらに、大まかな破断荷重の予測値が試験機の推奨する引張荷重 100kN 以下になるような供試体幅であることを確認する。CFRP 積層板の板厚は 1.0mm とし、強さを $875\text{MPa}^{46)}$ とすると試験可能な供試体幅の最大は 114mm となる。従って、幅 108mm の供試体は試験可能である。

図 2.3 に Ti パッチファスナ修理および Al パッチファスナ修理の供試体概要図を示す。図 2.4 および図 2.5 に小パッチ接着修理および CFRP 大パッチ接着修理の供試体概要図を示す。

2. 4 結言

中型旅客機の CFRP 胴体外板の板厚を古典積層理論により設計した。これが損傷を受けたと想定し、損傷部を切り取り、パッチを当てて修理する。一時修理の場合は設計制限荷重 (DLL) に耐える設計とし、Ti パッチおよび Al パッチをファスナ継手で当てる修理または小型 CFRP パッチを二次接着で当てる修理とした。また恒久修理用の場合は設計終極荷重 (DUL) に耐える設計とし、大型 CFRP パッチを二次接着で当てる修理とした。これらの修理を模擬した 4 種類の修理供試体を設計した。

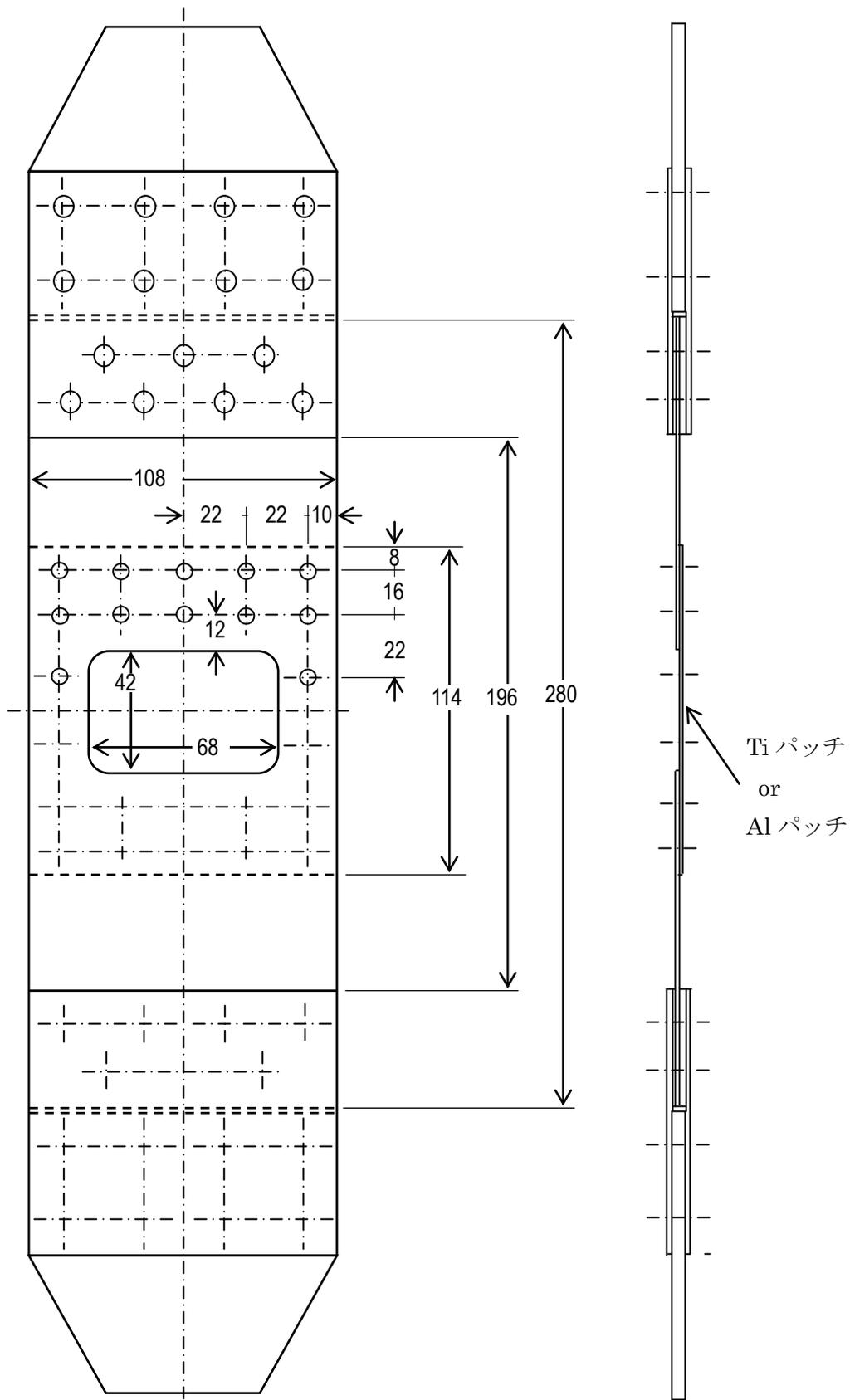


図 2.3 Ti パッチまたは Al パッチファスナ修理供試体

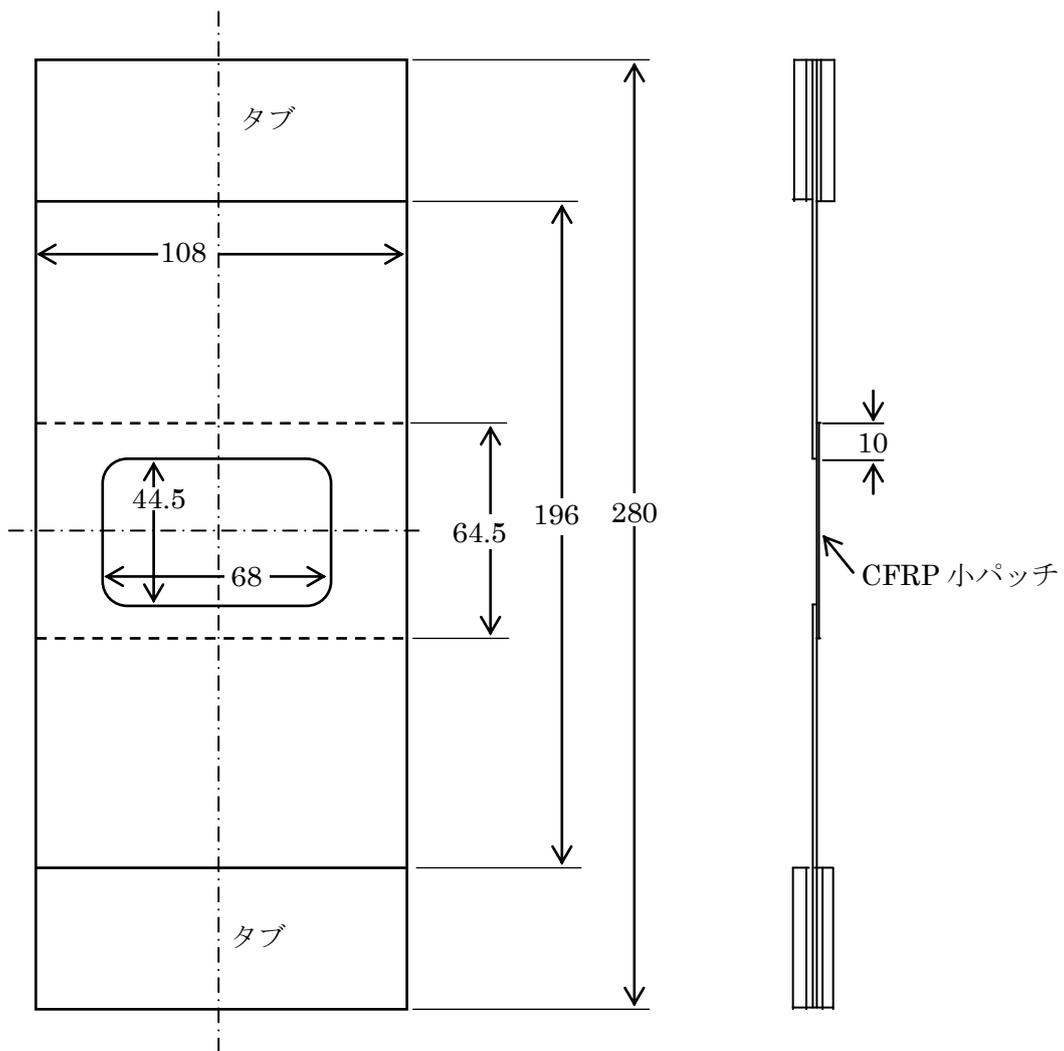


図 2.4 CFRP 小パッチ接着修理供試体

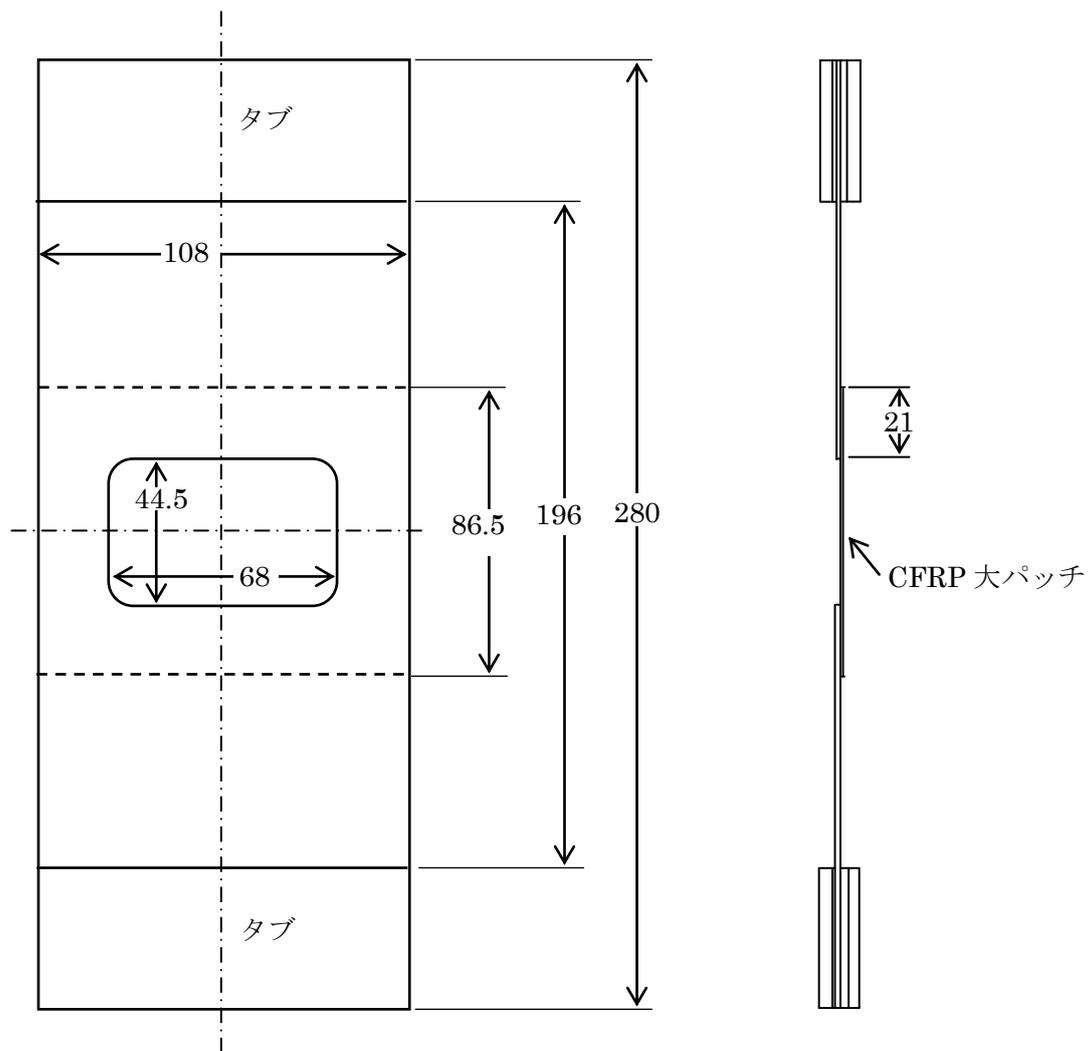


図 2.5 CFRP 大パッチ接着修理供試体

第3章 CFRP修理供試体の製作プロセスに関する考察

中型民間旅客機のCFRP製胴体外板について、1.4項で提案した4種類の修理法を具現化する。本章ではCFRP積層板の製作および修理供試体の製作について述べる。更に、製作に要する作業時間を比較することにより各修理法の優位性を検証する。

3.1 修理供試体概要

修理供試体は第2章で設計したように、矩形の切欠孔をあけた母材に一時修理用または恒久修理用のパッチを当てたものである。

母材は一方向材プリプレグを積層してオートクレーブ⁵⁰⁾で加熱・加圧硬化し、これに損傷除去を模擬した切欠孔をあけた後、試験供試体の長さおよび幅に切断したものである。一時修理用のTiパッチおよびAlパッチはファスナ継手で、CFRP小パッチは二次接着継手でそれぞれ母材に当てる。恒久修理用のCFRP大パッチは二次接着継手で母材に当てる。製作はAppendix Eに示す九州大学応用力学研究所新エネルギー力学部門が所有する設備を使用して行う。

3.2 CFRP積層板の製作⁵¹⁾

CFRP積層板は15枚製作した。その製作手順および作業時間を示す。

3.2.1 CFRP積層板の層構成

ロールにしたシート状の一方向材プリプレグ（三菱レイヨン製：東レT800/#3633相当品）から、図3.1に示すように繊維方向が -45° 、 0° 、 $+45^\circ$ 、 90° になるように短冊状にプリプレグを裁断する。プリプレグは幅300mmであり、各短冊状プリプレグは幅130mm、長さ280mmとなる。これらを図3.2に示す擬似等方性 $[-45^\circ/0^\circ/+45^\circ/90^\circ]_s$ の層構成に積層する。

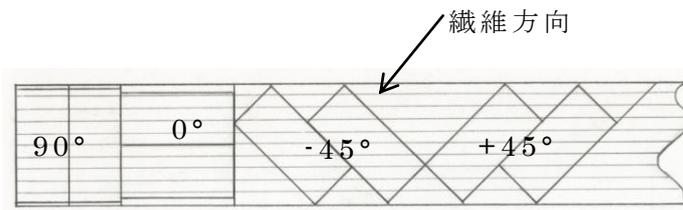


図 3.1 プリプレグの裁断

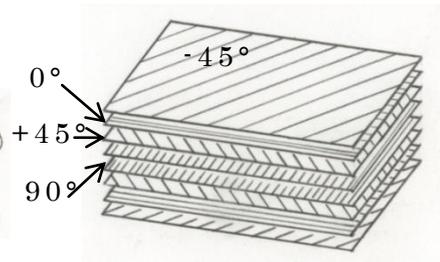


図 3.2 層構成

3. 2. 2 製作手順および作業時間

積層したプリプレグからオートクレーブで加熱・加圧して硬化し、CFRP積層板に製作する手順およびその作業時間を示す。作業具、補助具、副資材はあらかじめ準備されているものとする。

(1) プリプレグの裁断 (図 3.3)

: 150 分 / 12 体分 x 8 層 (合計 96 層) x 2 人

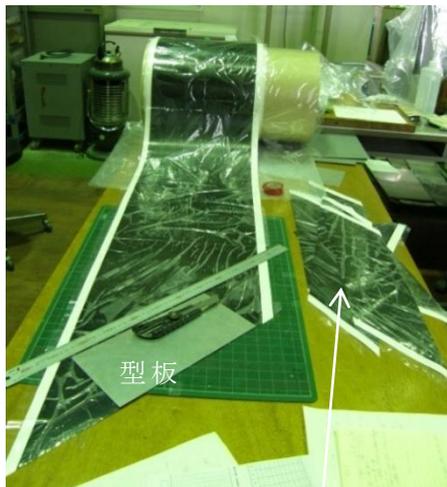
- a. 冷凍庫 (-18℃以下) からプリプレグのロールを取り出し、保護シートのある面を下にして升目付き敷板の上に広げる。
- b. プリプレグの上にビニールシートをかぶせ、図 3.3 に示すように 90°、0°、-45°、+45°の方向の層が切り出せるよう金尺を当て、カッターナイフでそれぞれの方向に切断する。
- c. 切断したプリプレグの上に切出用型板を当て大きさ 130mm x 280mm の短冊状プリプレグを裁断する。

(2) プリプレグの積層 (図 3.4) : 33 分 / 1 体 (8 層)

- a. [-45°/0°/+45°/90°]_s 順にビニールシートおよび保護シートを剥がしながら短冊状プリプレグを積層する。積層した状態のプリプレグ (プリプレグ積層品) を図 3.4 に示す。この際、積層順のメモを取りながら間違いを防ぎ、層間に気泡が残らないように鉛筆等でしごく。
- b. 8 層を積層したプリプレグ積層品は冷凍庫で保管する。

(3) バギング (図 3.5 から図 3.9) : 79 分 / 1 組 (3 体)

- a. オートクレーブからアルミニウム製の硬化用治具盤を取り出し、アセトンを浸み込ませたペーパータオルで表面の脱脂と汚染除去を行う。



切断したプリプレグ

図 3.3 プリプレグの裁断



短冊状プリプレグ

図 3.4 プリプレグ積層品

- b. テフロンシート A を 3 体分のプリプレグ積層品より縦横共 100mm ずつ大きい 380mm x 490mm に切り、4 隅を少し落として図 3.5 に示すように治具盤の中央に敷く。テフロンシート A はしわがよらないよう治具盤上に静電気を利用して貼り付ける。
- c. テフロンシート B を 1 体分のプリプレグ積層品より縦横共 20mm ずつ大きい 150mm x 300mm サイズに切り出し、3 体のプリプレグ積層品を片面ずつ包み、図 3.5 に示すように治具上のテフロンシート A の中央に並べる。テフロンシート B にしわがないこと。

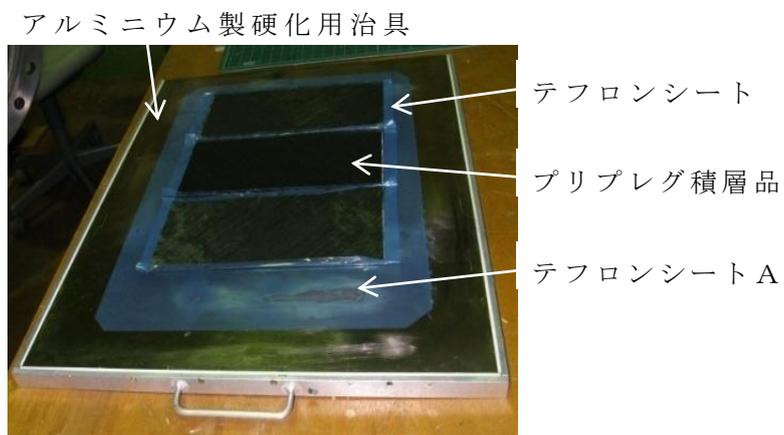
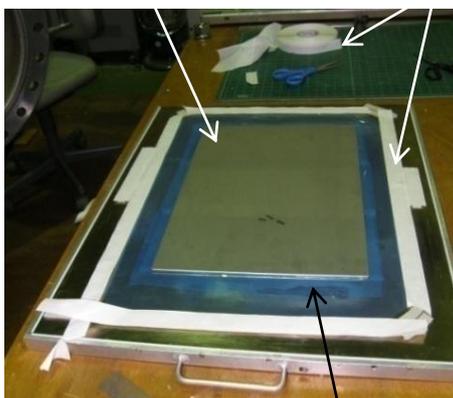


図 3.5 プリプレグ積層品の治具板へのセット

- d. テフロンシートCを3体分のプリプレグ積層品より縦横で40mm づつ大きい320mmx430mm サイズに切り、3体並べたプリプレグ積層板上にかぶせる。テフロンシートCにしわがないこと。
- e. プレッシュャープレートの片面をテフロンシートDで包み、3体並べたプリプレグ積層品の上に置く。
- f. テフロンシートAの外周を囲むよう、治具盤に真空バッグ用シーラントテープをダム状に貼り付ける。テープの継ぎ目に隙間のないこと。図3.6に示すように継目部、コーナ部および長手方向中央のオートクレーブ加圧用空気吹出口近くと、その向かい側は真空引きの際に空気が漏れやすいので、シーラントテープを2列に貼り付ける。片面のテープ保護紙は取らないこと。
- g. ブリーザークロスを三つ折りにし、プレッシュャープレート上に置く。大きさはプレッシュャープレートより少し大きめにとる。
- h. バッグフィルムを硬化用治具盤とほぼ同じ500mmx600mm に切り、ブリーザークロス上に載せる。

プレッシュャープレート シールテープ



テフロンシートC

バッグフィルム ブリーザークロス



真空引きプラグ

図 3.6 真空引きのためのシール

図 3.7 バギング

- i. 真空引きプラグのワッシャをブリーザークロス上の左手前に置く。プラグ外径をバッグフィルム上にマジックペンでマークし、マークに沿ってハサミで切り、円形の孔をあける。

- j. 真空引きプラグの台座上面に真空バッグ用シーラントテープを貼り付け、ブリーザークロス上に置いたバッグフィルムの孔に差し込み、テープ保護紙を取りワッシャおよびナットを締め、孔部をシールする。
- k. 硬化用治具盤上のシーラントテープの保護紙を取り、その上にふんわりとバッグフィルムをかぶせ、図 3.7 に示すように上からしっかりと押さえバギングする。バッグフィルムとシーラントテープの間に生じたしわおよび気泡はシーラントをしっかりと伸ばして取り除き、真空漏れの原因となることを防ぐ。治具からはみ出したバッグフィルムは切り取る。バッグフィルムに傷がないことを確認する。



図 3.8 オートクレーブへの装着、真空引き

- l. 硬化用治具盤にバギングされたプリプレグ積層品を図 3.8 に示すように、オートクレーブ内に装着し、真空引きプラグにホースを結合する。
- m. 治具盤内に温度制御用センサーおよび温度検出用センサーを差し込む。
- n. 真空ポンプを作動させ、大気解放バルブを閉じ、真空引きバルブを開にし、真空引きを開始する。
- o. 圧力計の目盛りが真空圧 (-0.1MPa) になったら真空引きバルブを閉にし、真空ポンプを作動停止し、真空漏れのないことを確認する。

真空引きプラグのナットは緩みのないようにさらに閉め込むこと。圧力計の目盛り変化が3分以内で0.01MPa以下のこと。

- p. 真空漏れがないことを確認したら、再度真空ポンプを作動させ、真空引きバルブを開にし、真空引きを継続する。

(4) オートクレーブ硬化サイクル：5.5時間(330分)

温度設定は自動制御、圧力設定は手動で行う。硬化中は作業に空き時間が生じるため、この間にプリプレグの切り出し、積層および硬化したCFRP板の板厚計測等を行う。

- a. オートクレーブ制御盤の電源をONにする。オートクレーブ制御盤のコンプレッサSW、ヒータSWおよびクレープSWをONにし、図3.9に示す加熱・加圧硬化サイクルプログラムを開始する。

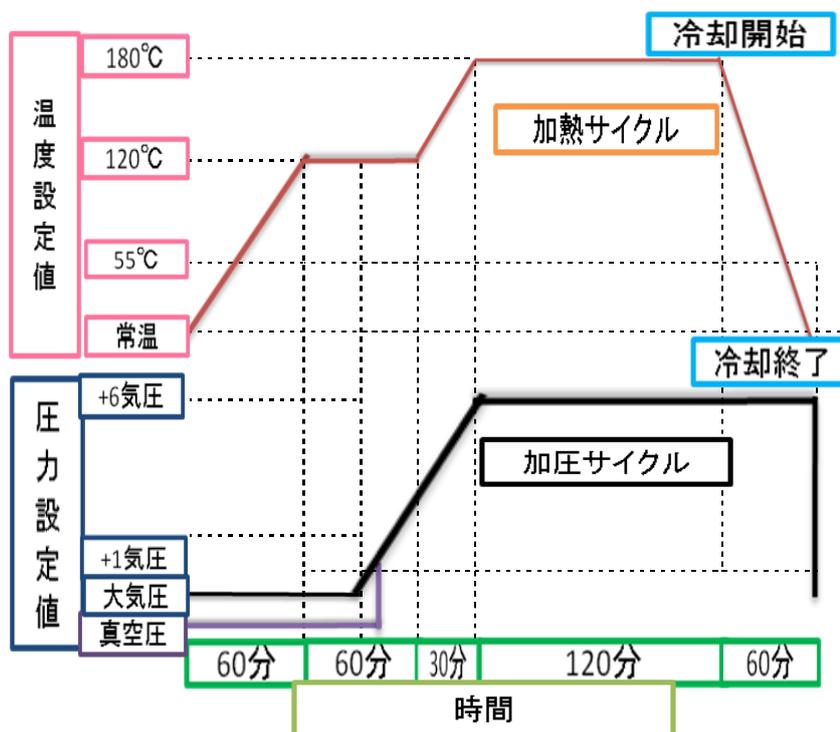


図 3.9 加熱・加圧硬化サイクルプログラム

- b. オートクレーブの蓋を閉じ、蓋周りをボルトでしっかり締め密閉する。
c. プログラム開始後60分で罐内温度が120°Cに移行することを確認する。

- d. 罐内温度が 120℃に移行後、30 分経過したら、罐下部にある罐圧解放バルブを閉め、罐加圧バルブが閉であることを確認した上でコンプレッサの加圧ホースを罐につなぎ、コンプレッサ元栓コックを開き、続いて罐加圧用バルブを少しづつ開く。罐内圧力が 30 分程度で 6 気圧になるようバルブの開き具合を調整する。
- e. 罐内圧力が 1 気圧を超えたら、真空ポンプを OFF にし、大気解放バルブを開き、真空引き用ホースを外す。真空引きバルブと大気解放バルブは、硬化サイクルの間は開のままにして樹脂から発生するガスを大気へ逃がす。
- f. 罐内圧力が 5.5 気圧を超えたら罐加圧用バルブを閉じ、コンプレッサの元栓コックを閉にする。
- g. プログラム開始後 150 分で罐内温度が 180℃に移行することを確認する。その後罐内圧力が徐々に増加しても 6 気圧以下であることを確認する。
- h. 180℃に移行後、120 分経過し加熱プログラムが終了したことを確認する。
- i. 罐内を水道水で冷却するために、送水ホースを罐の水注入口につなぎ、水道栓を開にする。排水ホースから高温水が出てくることを確認する。
- j. 約 60 分後（夏季は水道水の温度が高く時間がかかる）、罐内温度が 55℃になったら罐圧解放バルブを開け、罐内圧力が大気圧になることを確認する。
- k. オートクレーブ制御盤のヒータ SW およびクレープ SW を OFF にし、冷却用水道水を止め、罐内冷却水を排出した後、コンプレッサ SW を OFF にし、電源を OFF にすることによりオートクレーブ硬化サイクルを終了する。

(5) 罐解放・CFRP 積層板取出・保管：24 分（3 体）

- a. オートクレーブの蓋を締め付けているボルトを取り外し、蓋を開ける。
- b. 真空引きプラグに結合したホースを外し、温度制御用センサーおよび温度検出用センサーを外し、硬化した CFRP 積層板が乗っている治

具盤を罐内から取り出す。

- c. バックフィルム、テフロンシートを剥がし、積層板を取り出す。
- d. CFRP 積層板に割れ等がないことを確認し、識別番号を付け、板厚を計測した後、保管棚に入れる。
- e. 治具盤および真空引きプラグからシーラントテープ等を剥がし、傷や汚染等のないことを確認し、CFRP 積層板製作の作業を終了する。

3. 2. 3 板厚計測結果

図 3.10 に示すように CFRP 積層板のほぼ中央 2 ヶ所の板厚をマイクロメータで計測した。製作した 15 体のすべてを計測した。合計 28 計測点の平均値は 0.89mm、標準偏差 0.02mm であった。ただし、明らかに製品不具合のある 2 点のデータは除いた。

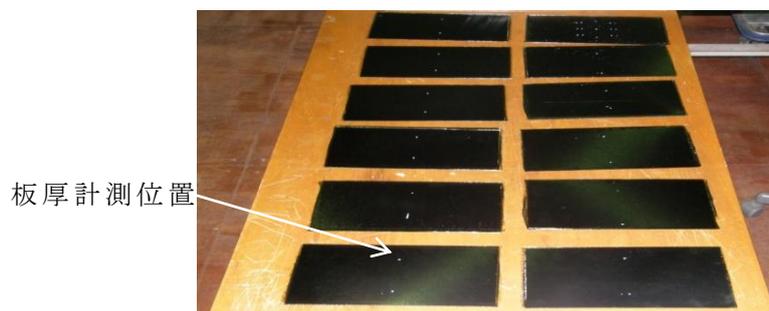


図 3.10 板厚計測

3. 2. 4 製作に要する作業時間

表 3.1 に示す作業時間の実績は CFRP 積層板の製作に要した時間である。ただし、作業にあたっての必要な準備が整った状態での作業である。作業者は作業指導を受けた新人である。CFRP 積層板 1 体を硬化するのに要する作業時間は 1 人あたり約 8 時間 11 分であった。このうちの硬化サイクルの約 5 時間は他作業との並行が実施可能であり、実拘束時間は 3.5 時間と見積もられる。

表 3.1 作業時間実績

作業項目	作業時間実績	製作に要する時間/1体(8層)・1人	
		一連作業	並行作業
プリプレグ裁断	150分/12体分 x 8層 (合計96層) x 2人	25分	25分**
プリプレグ積層	33分/1体(8層)	33分	33分**
バギング	79分/1組(3体)	79分*	79分**
硬化サイクル (罐密閉から減圧 /水冷却終了迄)	5.5時間(330分)	330分	45分 (内訳は罐密閉** : 18分、 加圧&真空圧解放 : 17 分、水冷却開始 : 5分、 減圧/水冷却終了 : 5分) 285分は非拘束時間
罐解放・取出・保管	24分/1組(3体)	24分*	24分**
合計	—	491分 (8時間11分)	206分 (3時間26分)

* 製作する CFRP 積層板が 1 体と 3 体とでは作業時間に大差ないとする。

** 複数の人数での作業は可能。

3. 3 修理供試体の製作⁵²⁾

前項で製作した CFRP 積層板に損傷除去を模擬した切欠孔をあけ、母材の大きさに切断した。この切欠孔に Al パッチをファスナで結合して当てた Al パッチファスナ修理供試体、および Ti パッチを当てた Ti パッチファスナ修理供試体を製作する。また、切欠孔に CFRP 小型パッチを接着した CFRP 小パッチ接着修理供試体、および CFRP 大型パッチを接着した CFRP 大パッチ接着修理供試体を製作する。

3. 3. 1 修理供試体

供試体サイズは 2 項で示したように幅 108mm、長さ 280mm である。切欠孔は長さが 42mm または 44.5mm、幅は 68mm である。ファスナ修理に用いるパッチの大きさは幅 108mm、長さ 114mm (切欠孔上下の接合長さは 36mm) であり、厚さは Al パッチが 1.6mm(0.063in.)、Ti パッチが 0.64mm(0.025in.) である。ファスナは 4.0mm(5/32in.) 径のチタニウムファスナ/アルミニウムカラーを用いる。接着修理に用いる CFRP パッチは母材と同じ CFRP 積層板から製作した。母材と CFRP パッチとの接着は、フィ

ルム接着剤FM300Mを間に挟み、オートクレーブで加圧・加熱して硬化させて行う。FM300Mによる接着は航空機メーカー（川重岐阜エンジニアリング（株））に依頼した。

3. 3. 2 製作手順および作業時間

修理供試体の製作手順に従って作業を行い、作業に要した時間を計測した。

(1) 切欠孔の加工：335分（10枚同時加工）；準備285分＋孔加工50分

CFRP積層板の両側面をマシンバイスで固定できるよう複合板精密切断機MC-453（コンポジットカッター）で真っすぐに切断する。

- a. CFRP積層板と同じ幅および長さにアルミニウム板（厚さ3mm）を切り出し、この板に切欠孔の位置を卦書く。
- b. CFRP積層板と同寸にアクリル板（厚さ15mm）を切り出す。
- c. アルミニウム板、CFRP積層板10枚およびアクリル板の順で計12枚の板を重ね、マシンバイスに固定する。
- d. マシンバイスをボール盤にセットし、重ねた板の4ヶ所に超硬ドリルでΦ5mm孔をあけ、ボルト／ナットで共締めする。共締めした板の組み合せをマシンバイスに固定してフライス盤にセットし、切欠孔位置の4隅にΦ10mmの下穴を超硬ドリル(OSG製D-GDN)であける。下穴はCFRP積層板を突き抜ける深さとする。続いて4隅にあけた下穴を結ぶ直線加工をΦ10mmのエンドミル(OSG製ヘリボーンカッターD-HBC)で行い、コーナR5mmのついた矩形の切欠孔をあける。図3.11にフライス盤にセットし切欠孔を加工した状態を、図3.12に切欠孔の加工面を示す。加工面にはバリやささくれはない。図3.12は加工したCFRP積層板10枚をばらして並べた状態を示す。
- e. 矩形の切欠孔をあけたCFRP積層板の4辺をコンポジットカッターで幅108mm、長さ280mmの正寸に切断し、母材の加工を完了する。

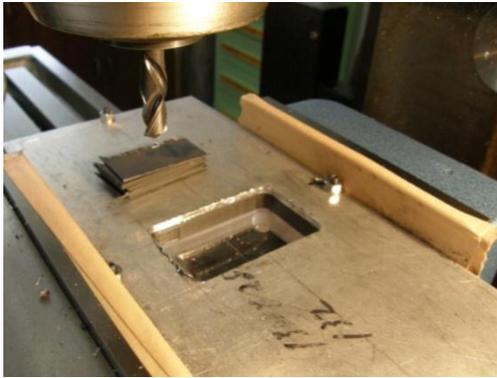


図 3.11 切欠孔の加工

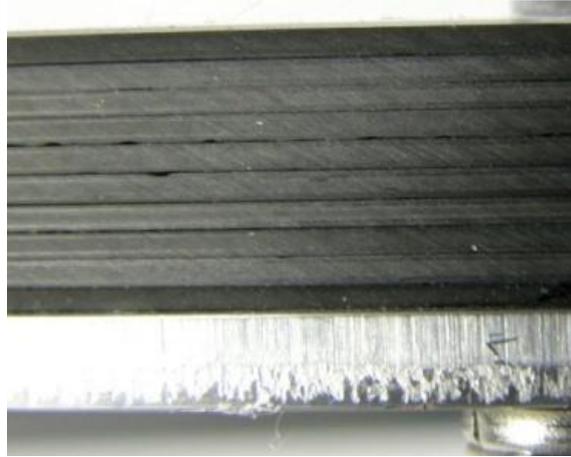


図 3.12 切欠孔加工面

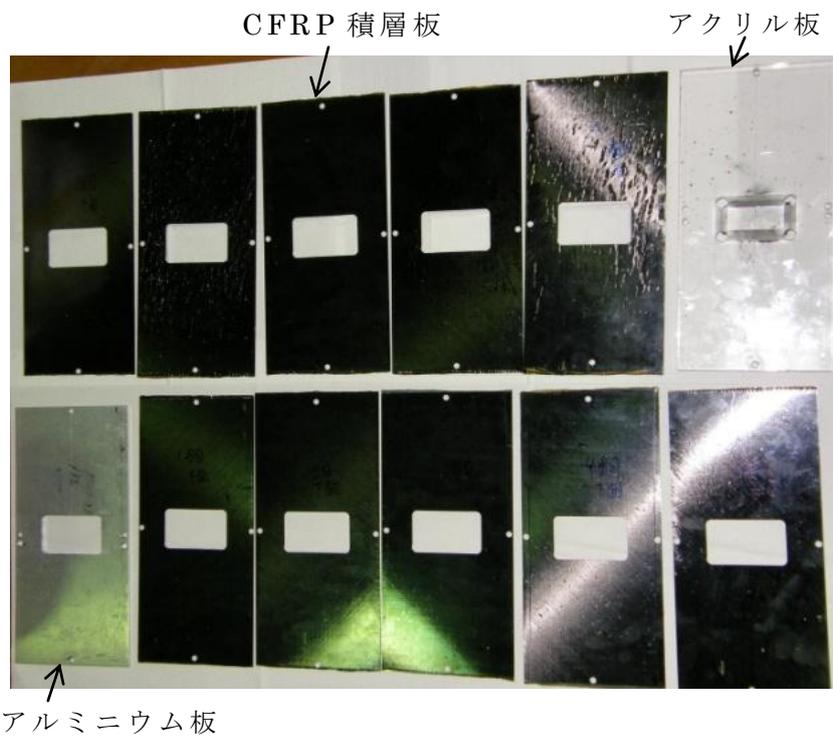


図3.13 切欠孔加工後のCFRP積層板

(2) Al パッチ修理供試体および Ti パッチ修理供試体

a. Al パッチおよび Ti パッチの加工：160 分／（4 枚同時）

ア. Al パッチ（2024-T3 Sheet 厚さ 1.6mm）2 枚、および Ti パッチ（ASTM-T-9046A Sheet 厚さ 0.64mm）2 枚をシアリングで

正寸 (108mm×114mm) に切断する。サンドペーパーで端面のバリ取りを行う。

イ. Al パッチ 1 枚にファスナ孔位置を卦書く。このパッチの下に Al パッチ 1 枚および Ti パッチ 2 枚を重ね、マシンバイスに固定する。

ウ. マシンバイスをフライス盤にセットし、24ヶ所のファスナ用の下孔 $\Phi 3.95\text{mm}$ を超硬ドリル(OSG 製 VPH-GDN)であける。

b. Al パッチ修理供試体および Ti パッチ修理供試体

: 212 分 / 1 体 (下記 a.b.c.の合計)

ア. 母材のファスナ用下孔加工 : 127 分 / (4 枚同時)

(ア) 塩化ビニール板(厚さ 1mm)の上にファスナ修理を行う母材 4 枚を重ね、その上に Al パッチ 1 枚を修理位置(切欠孔上下の重なり部分が 36mm になる位置)に置き、マシンバイスで固定しする。

(イ) マシンバイスをフライス盤にセットし、Al パッチのファスナ用下穴をガイドに、母材 4 枚にドリル(OSG 製 TDR)で 24ヶ所の下孔 $\Phi 3.95\text{mm}$ をあける。

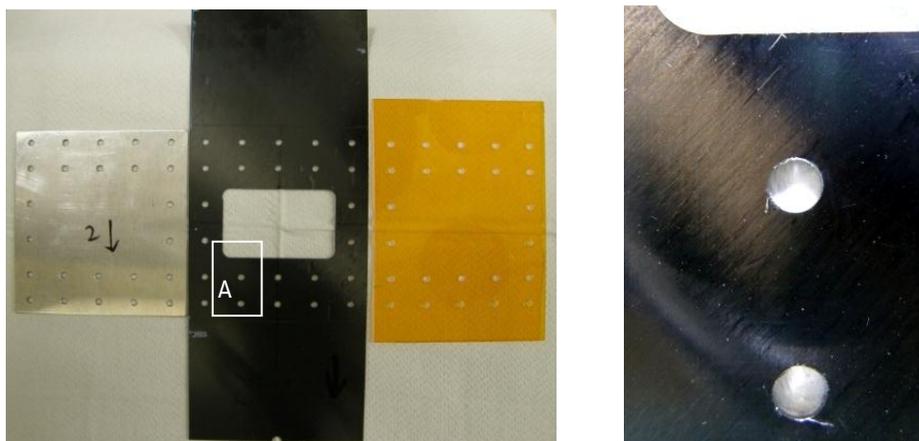


図 3.14 ファスナ孔の加工

イ. 母材のファスナ用本孔加工 : 43 分 / 1 体

(ア) 下孔をあけた母材に、同じく下孔をあけた Al パッチを孔位置を合わせて重ね、剥離防止用塩化ビニール板の上に置き、マシンバイスで固定する。

(イ) マシンバイスをボール盤にセットし、ファスナ本孔 24ヶ所をリーマ (OSG 製 CRM) で孔加工する。図 3.14 にボール盤にセットした状態を示す。図 3.15 にリーマ孔加工後、Al パッチ、母材、ビニール板に分解した状態および加工したリーマ孔を示す。加工した孔にはバリなど見られない。



(a) Al パッチ、母材、ビニール板 (b) A 部詳細

図 3.15 ファスナ孔の加工

ウ. 修理供試体組立 : 42 分 / 1 体

(ア) ファスナを母材側から挿入し、パッチ側からワッシャおよびアルミカラーを取り付ける。六角レンチ HLD2509B でファスナ頭を保持し、スパナ S2-5/15x3/8 でカラーのナット頭が切断するまでトルクを加え締め付ける。

(イ) ファスナ 24 本が回ることなく装着されていることを確認し、Al パッチファスナ修理供試体の製作を完了する。図 3.16 にファスナ装着の作業状況および装着後のファスナ頭側およびナット側の状況を示す。ファスナは確実に装着されている。

(ウ) 同様の作業手順で Al パッチファスナ修理供試体をもう 1 体、Ti パッチファスナ修理供試体を 2 体製作する。図 3.17 に Al パッチファスナ修理供試体を、図 3.18 に Ti パッチファスナ修理供試体を示す。



(a)ナット締め付け (b)ナット頭切断 (c)ファスナ頭側 (d)ナット側

図 3.16 ファスナ装着作業

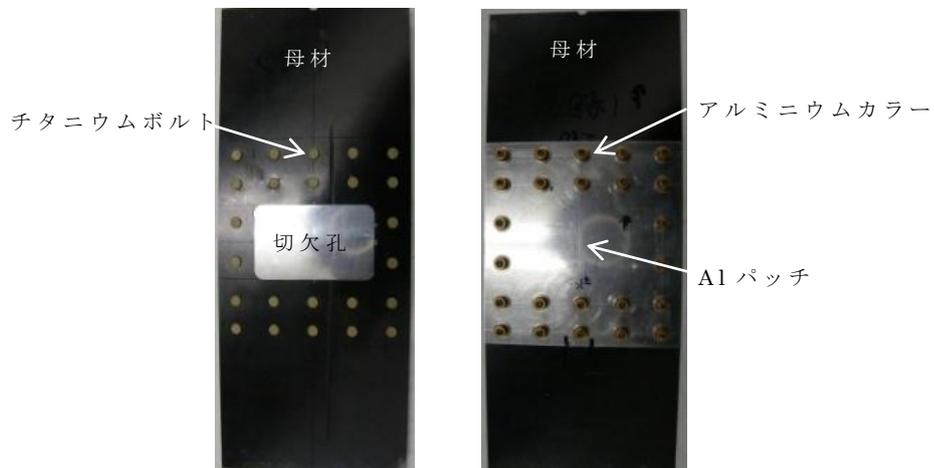


図 3.17 Al パッチファスナ修理供試体

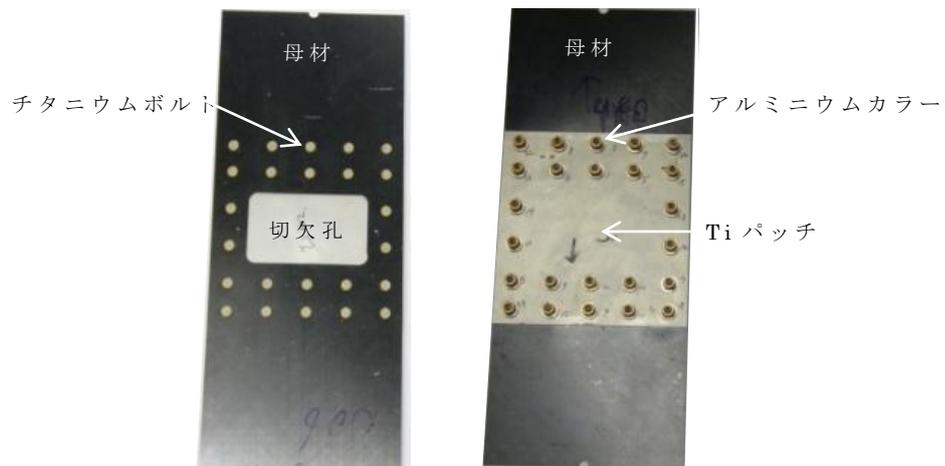


図 3.18 Ti パッチファスナ修理供試体

(3) CFRP パッチ接着修理供試体

a. CFRP パッチの加工：546 分／1 枚

(オートクレーブ加熱・加圧硬化時の非拘束時間 285 分を含む)

製作した CFRP 積層板から CFRP 小パッチ (108mm×64.5mm) と CFRP 大パッチ (108mm×86.5mm) を加工する。

ア. 母材と同じ作業行程でパッチ用の積層板を製作する。：491 分

イ. 積層板をパッチサイズへ切り出し、CFRP パッチとする。：55 分

b. CFRP パッチ接着修理供試体の製作：303 分／1 体

(オートクレーブ加熱・加圧硬化時間 210 分には非拘束時間 165 分を含む)

加工した CFRP パッチをフィルム接着剤で二次接着する。接着修理は次の工程で行う。

ア. 母材とパッチの被接着面を十分にサンディングし、溶剤で洗浄する。

このことにより表面の脱脂と活性化および接着面積の増加を行う。

イ. 厚さ 0.13mm の Cytec 製 FM300M フィルム接着剤 (接着剤) を接着面の大きさに切断し、母材とパッチの間に挟んでバグフィルムで包み、真空引きすることによりパッチを母材の組立位置に固定し、オートクレーブに入れる。

ウ. オートクレーブで 2 気圧を加え、175℃で 1 時間加熱することにより接着剤を硬化させる。

エ. 加圧・加熱工程でパッチの接着面の端には接着剤がはみ出し、三角形のフィレットが形成される。その形状は特に後加工することなく出来たままとする。

オ. 供試体の両端両面は補強用の GFRP 板およびアルミニウム板のタブをエポキシ樹脂 EP-34B で常温接着する。この部分を試験機のチャックで掴むことにより母材全幅に均等な引張荷重が加わるようにする。

カ. 供試体は各 3 体製作した。CFRP 小パッチ接着修理供試体を図 3.19 に、CFRP 大パッチ接着修理供試体を図 3.20 に示す。図 3.19(a-p) には母材およびパッチの積層方向を示す。

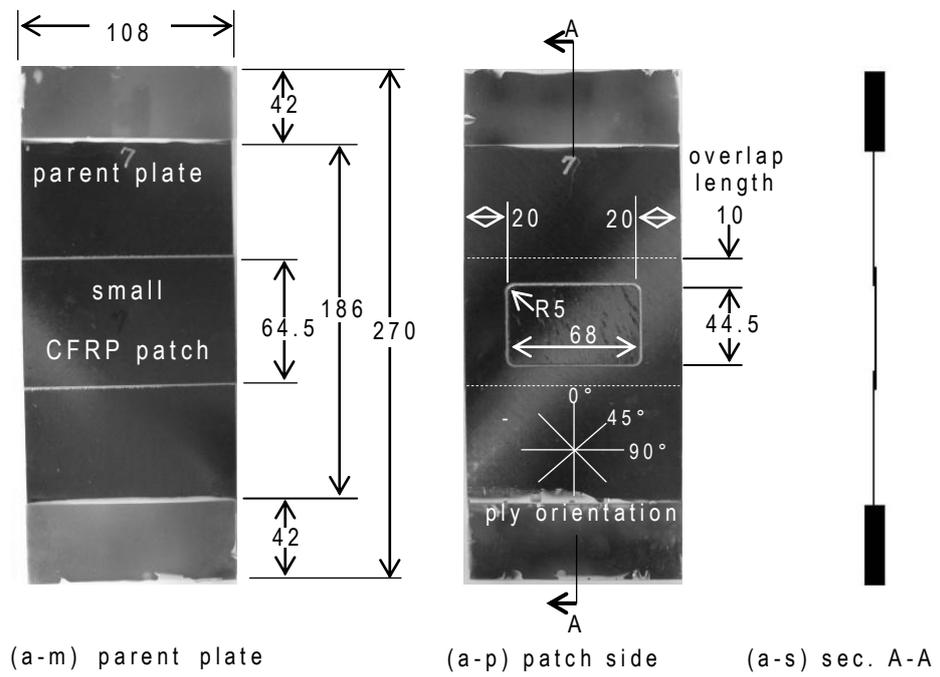


図3.19 CFRP小パッチ接着修理供試体

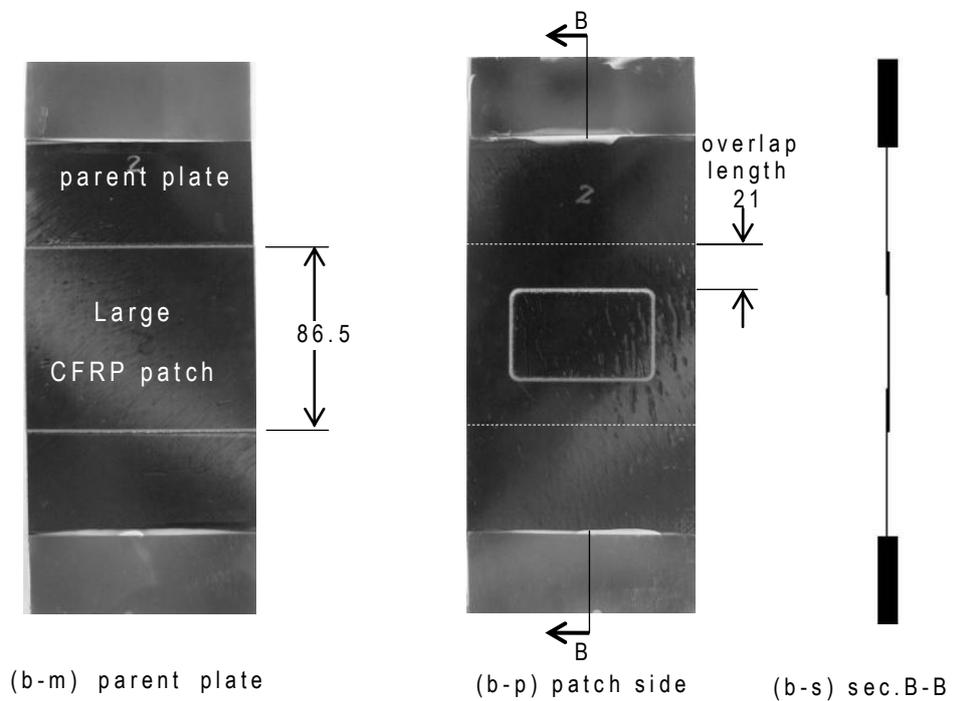


図3.20 CFRP大パッチ接着修理供試体

3.3.3 修理作業時間

修理供試体の製作に要する時間を計測し、供試体毎にまとめる。表 3.2 はファスナ修理供試体の製作時間を、表 3.3 は接着修理供試体の製作時間を示す。時間は新人が作業指導を受けながら要した時間である。また、作業にあたっての必要な資材および設備は整った状態である。

表 3.2 ファスナ修理供試体製作時間 (単位：分)

ファスナ修理 供試体	損傷部の除去	パッチ	ファスナ修理	合計 (1体当たり)
	除去孔加工用 治具の製作 損傷除去孔の 加工	パッチの加工 ファスナ用下孔 穿孔	ファスナ用下孔 穿孔 ファスナ用本孔 穿孔 ファスナ装着	
Alパッチ ファスナ修理	335	160	212	707 (11.8時間)
Tiパッチ ファスナ修理				

表 3.3 接着修理供試体製作時間 (単位：分)

接着修理供試体	損傷部の除去	パッチの加工	接着修理	合計 (1体当たり)
	切欠孔加工用 治具製作 切欠孔の加工	CFRP 積層板 製作 パッチに切断	接着前処理 加熱加圧硬化	
CFRP 小パッチ 接着修理	335	546 ^{a)} (261)	303 ^{b)} (138)	1184 ^{c)} (734) [19.7時間 (12.2時間)]
CFRP 大パッチ 接着修理				

a) : オートクレーブ硬化の非拘束時間 285分を含む

b) : オートクレーブ硬化の非拘束時間 165分を含む

c) : 非拘束時間を含む

- (1) AlパッチもしくはTiパッチによるファスナ修理は損傷除去、パッチ製作およびファスナ修理に要する時間が707分(11.8時間)となる。
- (2) CFRPパッチを二次接着する修理は損傷除去、CFRP積層板の製作とパッチサイズへの切断加工および接着に要する時間が734分(12.2時間)となる。接着修理はこのほかに作業者の非拘束時間としてCFRP積層板の製作におけるオートクレーブ加圧・加熱硬化時の285分(4.8時間)および

接着剤の硬化時の 165 分(2.8 時間)を必要とし、これらを合わせると 1184 分(19.7 時間)となる。

3. 4 結言

航空機に使われる複合材料構造が運航中に損傷を受け、これを修理した供試体を製作した。修理案は一時修理として Al パッチファスナ修理、Ti パッチファスナ修理および CFRP 小パッチ接着修理の 3 種類、恒久修理として CFRP 大パッチ接着修理である。

CFRP 積層板を製作した。板厚は計画より薄く、厚さ 0.89mm、標準偏差 0.02mm である。これは一層あたり厚さ 0.111mm となり、三菱レイヨン製プリプレグを使用した場合、参考文献 45)にある一層あたりの厚さ 0.125mm より薄い製品である。

サイズ 130mmx280mm の CFRP 積層板を製作する時間は 491 分であった。この時間はオートクレーブでプリプレグを硬化する時間 330 分を含んでいる。硬化サイクルは自動運転で行われるため、そのうちの 285 分は他作業も実施可能である。従って作業者の拘束時間は 206 分となる。このような作業時間に関するデータは公表されたことがなく、貴重なデータが得られた。

製作した CFRP 積層板に損傷除去を模擬した切欠孔をエンドミルで加工した。板 10 枚を同時に加工したが、どの板も加工面にバリや剥離は見られなかった。切欠孔をあけた CFRP 積層板は上下左右の 4 面を切断加工し試験供試体の母材とした。

修理を行う母板とパッチは同時にファスナ孔加工した。ドリルで下孔をあけ、リーマで本孔を穿孔した。母材の孔面にバリや剥離は観察されなかった。ファスナは指で押し込んで挿入した。

ファスナ孔の規定値は 4.153~4.229mm (平均 4.191mm)、

ファスナ径の規定値は 4.140~4.153mm (平均 4.146mm)

であり、挿入の感覚からジャストフィットに近いファスナ軸と孔とのはめあいである。

修理供試体の作業時間は A1 パッチファスナ修理および Ti パッチファスナ修理が 707 分(11.8 時間)、CFRP 小パッチ接着修理および CFRP 大パッチ接着修理が 1184 分(19.7 時間)である。供試体サイズではファスナ修理におけるパッチ材料の違いおよび接着修理におけるパッチサイズの違いによる作業時間の差は認められない。ファスナ修理は 2 日で修理可能である。しかし、接着修理を 2 日で修理するにはオートクレーブを自動運転している時間に他の作業を並行して行い、全体としての作業時間の短縮が必要となる。自動運転での非拘束時間は CFRP 積層板硬化の 285 分、フィルム接着硬化の非拘束時間 165 分である。並行作業を行うことにより作業者の拘束時間は 734 分(12.2 時間)となり 2 日の修理作業となる。修理を実行するにあたっては修理前後の検査などがあり、これらを含めた作業が必要である。

以上により、一時修理として提案した A1 パッチファスナ修理、Ti パッチファスナ修理および CFRP 小パッチ接着修理は修理可能であり、修理期間は 2 日程度であるとの結果が得られた。恒久修理として提案した CFRP 大パッチ接着修理も修理可能であり、修理期間は 2 日程度であるとの結果が得られた。いずれの修理法も作業者の熟練度、検査期間などを含めた作業全体を検証する必要があり、これらは今後の課題である。

第4章 CFRP積層板および矩形孔を有する母材の引張試験と破壊のメカニズム

4.1 緒言

修理供試体の強度試験に先立ち、CFRP積層板の引張試験を実施し、強度を確認する。また破損状況を調査する。

続いて、矩形孔を有する母材の引張試験を実施し、強度を確認するとともに、切欠孔の応力集中が強度に及ぼす効果について言及する。また破損状況も明らかにする。

最後に、修理供試体の強度推算法を提案し、強度を推算する。

4.2 CFRP積層板の引張強度⁵³⁾

製作したCFRP積層板から標準試験片⁵⁴⁾を製作し、静的引張荷重試験を行う。破断応力はJAXA-ACDB⁴⁶⁾に公表されている東レ T800/#3633 で作られた擬似等方性積層板の値と比較し、同等の材料特性を有することを確認する。

また、荷重-ストローク線図、応力-ひずみ線図および破面観察より損傷状況を明らかにする。

4.2.1 試験片の製作

3.2項に示すCFRP積層板1体から3体の標準試験片を製作する。試験片のサイズは幅25.4mm、評定部ゲージ長さは153mm以上⁴⁶⁾、両端のチャック部長さは38mmである⁵⁶⁾。試験片の製作手順は以下の通りである。

(1) 試験片の切り出し

CFRP積層板に試験片形状（幅25.4mm、長さ229mm）の卦書線を入れ切断した。切断はコンポジットカッターを使用した。

(2) 試験片タブの接着

板厚1mmのクロス材GFRPをタブ形状（幅25.4mm、長さ38mm）に

切断し、試験片の掴み部となる両端両面に接着した。接着剤はエポキシ系 2液混合タイプ接着剤 EP34B（共和電業）を使用し、タブをクリップで加圧し、常温で約 15 時間放置することにより硬化させた。

4. 2. 2 引張試験

MTS 電気油圧サーボ万能試験機で引張試験を行う。試験手順は以下の通りである。

(1) ひずみゲージの貼付

試験片の評定部中央の裏表に 1 軸ひずみゲージ KFG-5-120-C1-11L1M2R（GF 2.10±1.0%）を貼付した。接着は常温硬化型瞬間接着剤 CC-33A（共和電業）を用い、指で加圧して行った。試験片を図 4.1 に示す。

(2) 試験片形状の計測

試験片形状は 4ヶ所の厚さ t をマイクロメーターで、3ヶ所の幅 b をノギスで計測した。評定部長さは鋼製スケールで裏表各 1ヶ所計測し 153mm 以上であることを確認した。計測位置を図 4.2 に、計測結果を表 4.1 に示す。

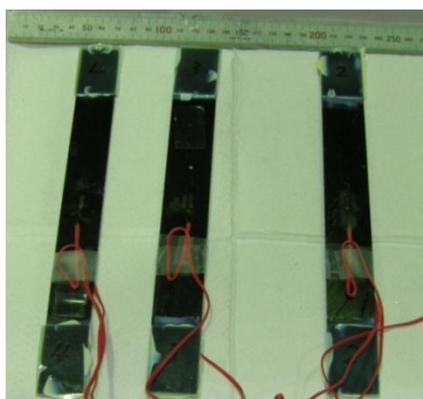


図 4.1 試験片

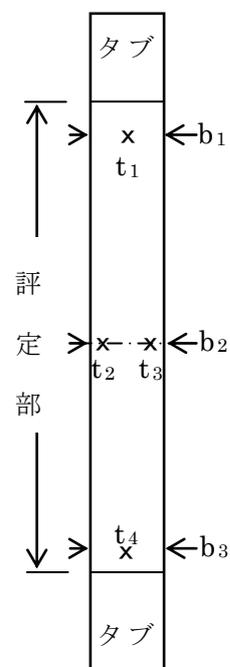


図 4.2 試験片形状計測位置

(3) 試験準備

試験片を MTS 電気油圧サーボ万能試験機の上部クロスヘッドの油圧チャックで掴み、ひずみゲージのゼロバランスを取り、続いて下部クロスヘッドの油圧チャックで掴む。図 4.3 に試験片の取り付けを示す。

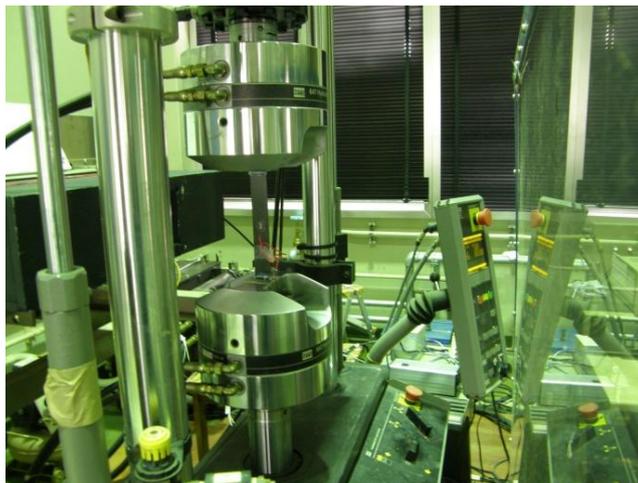


図 4.3 試験片の取り付け

(4) 試験実施

クロスヘッド速度 $0.5\text{mm}/\text{min}$ の変位制御により引張荷重を負荷した。室温環境で実施し、試験開始から破断までの間はクロスベッド変位、荷重および、ひずみを連続してコンピュータに記録した。試験片評定部の状況および試験片破断部を光学カメラに記録した。

4. 2. 3 試験結果

(1) 試験片が破断するまでの状況

負荷初期から、ピチッと異音が発生し、荷重を増やすにしたがって異音の発生頻度が多くなる。やや大きめの異音発生とともに、試験片の評定部中央付近の板幅両端に自由縁剥離が観察され、剥離は荷重の増加と共に板幅中央へ範囲を拡大する。図 4.4 に剥離の発生および拡大状況を示す。積層板の自由縁中央から発生する層間および層内の自由縁剥離が板幅中央付近まで拡大すると試験片は破断する。

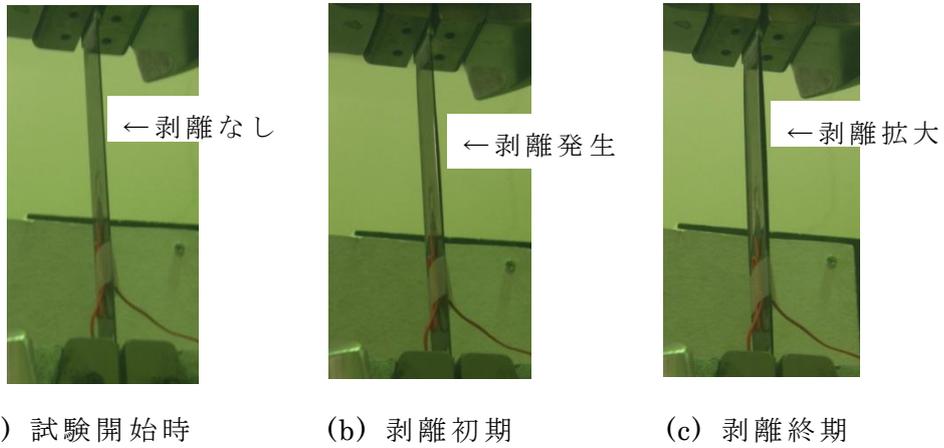


図 4.4 自由縁剥離

(2) 破面観察

試験片の破面詳細を図 4.5 に示す。90°層の破面および 45°層の破面が見られる。破断面には 0°層の繊維破断、45°層の繊維破断および繊維方向破断、90°層の繊維方向破断が見られる。図 4.6 に自由縁剥離の詳細を示す。90°/90°層間または 90°層内剥離、90°層トランスバースクラックおよび 90°/45°層間剥離が見られる。

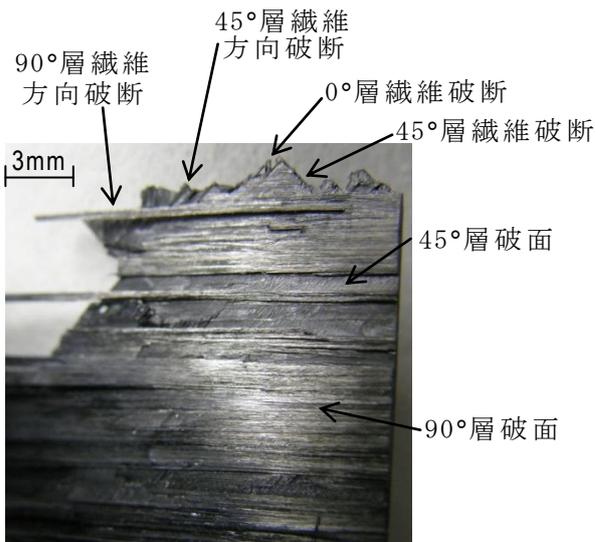


図 4.5 破断状況 - 試験片 No. 2

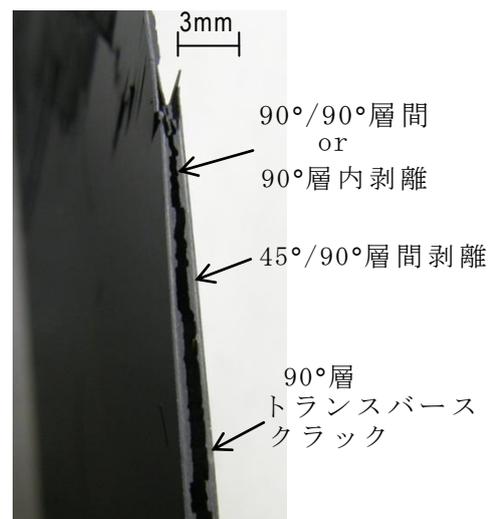


図 4.6 自由縁剥離 - 試験片 No. 3

(3) 荷重－ストローク線図

引張試験で得られた試験片 No. 1 の荷重とクロスヘッド変位との関係を図 4.7 に示す。同図より、第一段階ではストローク増加(ΔL)に従い、ほぼ線形の荷重増加(ΔP)が見られ、破断荷重のほぼ 48%で荷重は変わらずストロークが増加する点ポイント 1 がある。第二段階ではストローク増に対し第一段階より $\Delta P/\Delta L$ が小さい傾きでほぼ線形に荷重増が続き、破断荷重のほぼ 78%で再び荷重は変わらずストロークが増加する点ポイント 2 がある。第三段階ではストローク増に対し第二段階よりさらに $\Delta P/\Delta L$ が小さい傾きでほぼ線形に荷重増が続き、最終破断ポイント 3 に至っている。試験片 No. 2 および No. 3 の試験結果も同様の傾向が見られた。

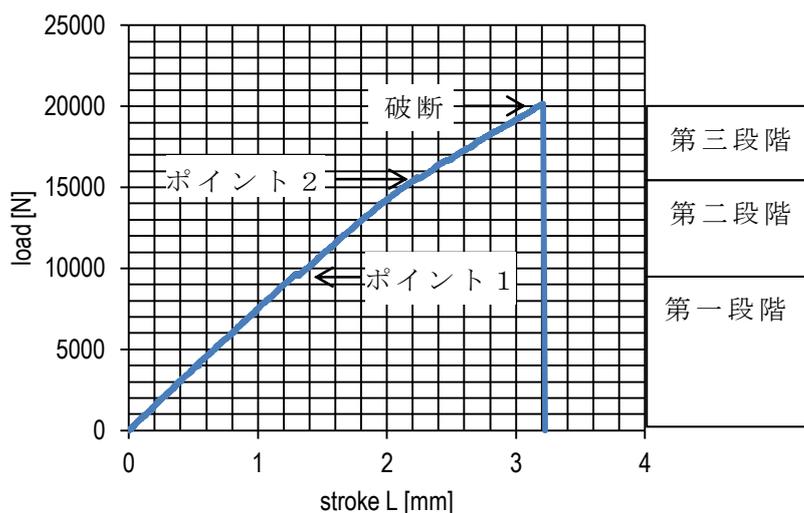


図 4.7 荷重－変位線図(試験片 No. 1)

(4) 応力－ひずみ線図

引張試験で得られた試験片 No. 1 の応力－ひずみ線図を図 4.8 に示す。ひずみ値は $\sigma=0$ のとき $\epsilon=0$ となるようゼロ点補正をした。同図よりひずみ増加 $\Delta\epsilon$ に従いほぼ線形に応力増加 $\Delta\sigma$ が見られ、これは荷重－ストローク線図の第一段階及び第二段階に相当する。破断応力のほぼ 78%で応力は同じでひずみが増加する点があり、これは荷重－ストローク線図のポイント 2 に相当する。そ

の後ひずみ増に対し第一／二段階より小さい傾きでほぼ線形に応力増が続き最終破断に至り、これは荷重－ストローク線図の破断に相当する。応力－ひずみ線図上では荷重－ストローク線図で見られた第一段階と第二段階の傾きの差およびポイント1のひずみの急増は明確に現れず、荷重－ストローク線図上でのストロークの急増は、ひずみゲージが感知できない位置で生じたものと推定される。以上の結果は試験片 No. 2 および No. 3 の引張試験でも見られた。

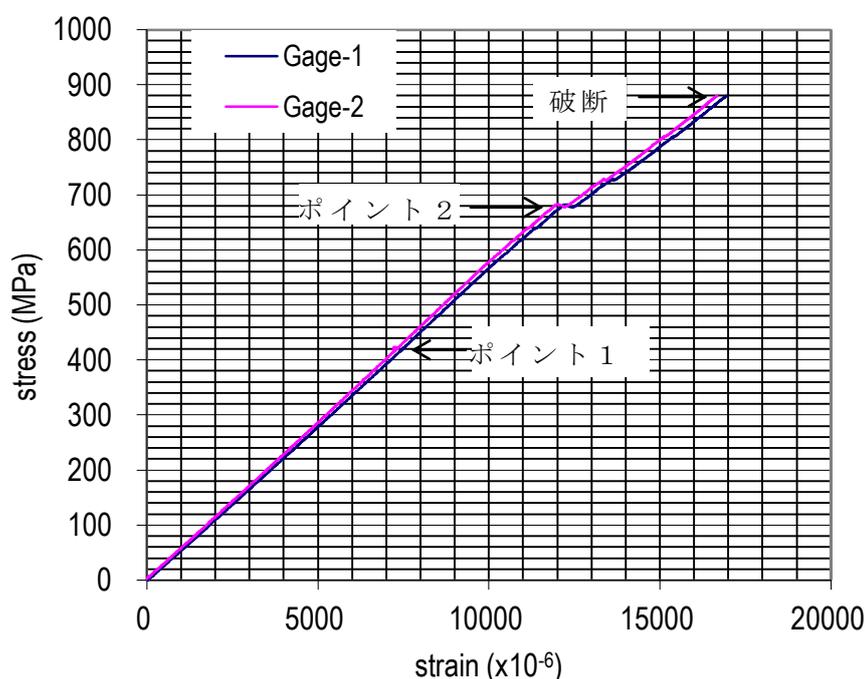


図 4.8 応力－ひずみ線図（試験片 No. 1）

(5) 応力－セカント弾性係数線図

試験片 No. 1 の応力－ひずみ線図の原点と線図上の任意点を直線で結んだセカント弾性係数 E_s を図 4.9 に示す。 E_s は応力増と共に 58GPa から 60GPa まで徐々に増加し、最大値は $E_{s_{max}}=60.2\text{GPa}$ となった。破断応力のほぼ 65% から徐々に減少に転じ、破断応力のほぼ 78% でステップ状に減少する。この応力は荷重－ストローク線図のポイント 2 に相当する。その後はさらに減少を続け、最終破断に至っている。

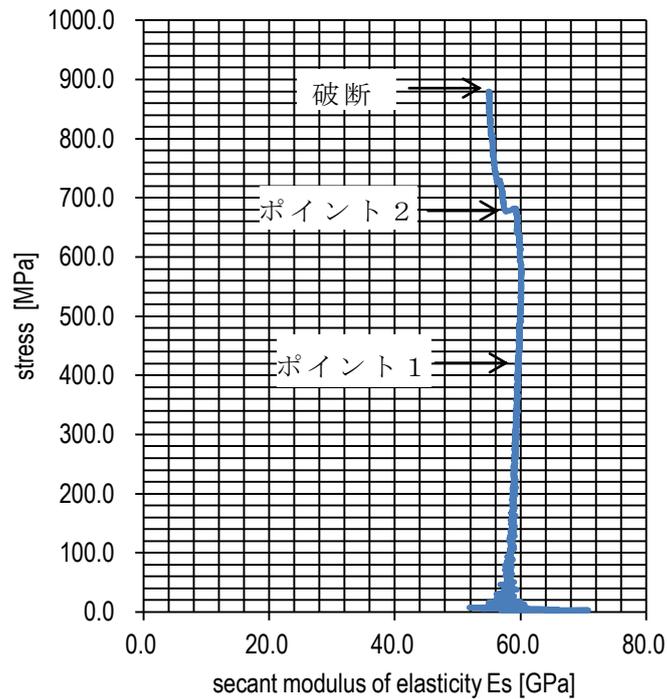


図 4.9 応力-セカント弾性係数線図（試験片 No. 1）

(6) 試験結果

表 4.1 に引張破断時の応力およびひずみ、自由縁剥離時のおおよその応力を示す。

表 4.1 CFRP 試験片 - 引張試験結果

No.	試験片		引張破断		弾性係数	試験結果-自由縁剥離	
	幅 b	板厚 t	応力 σ_{tu}	ひずみ ϵ_{tu}	E	応力	破断応力 に対する 割合 (%)
	mm	mm	MPa	%	GPa	MPa	
1	25.4	0.91	880	1.60	59.2	682	78
2	26.5	0.92	883	1.61	58.4	666	75
3	26.6	0.89	898	1.65	59.6	657	73
平均値	-	-	887	1.62	59.1	669	75
標準偏差	-	-	10	0.02	0.6	13	-

自由縁剥離時の値は負荷時の試験片観察において剥離が容易に目視できるようになった時点および図 4.7～図 4.9 に示す線図がステップ状に変化したポイント 2 から求めた。3 本の試験片の平均値は破断時の応力 $\sigma_{tu}=887\text{MPa}$ 、ひずみ $\varepsilon_{tu}=0.0162$ 、弾性係数 $E=59.1\text{GPa}$ 、自由縁剥離時の応力 $\sigma=669\text{MPa}$ 、破断応力に対する割合は 75%である。弾性係数 E はひずみが約 $1000\mu\varepsilon$ と約 $3000\mu\varepsilon$ の 2 点間の傾き⁴⁶⁾として求めた。

4. 2. 4 考察

(1) 公開データとの比較

本実験で得られた破断応力 $\sigma_{tu}=887\text{MPa}$ および弾性係数 $E=59.1\text{GPa}$ は JAXA-ACDB⁴⁶⁾に示す東レ T800H/EP:#3633 の強度特性値 $\sigma=875\text{MPa}$ および $E=57.5\text{GPa}$ とほぼ同等である。

(2) 応力-ひずみ線図と試験片の損傷挙動

参考文献 55)の室温環境における自由縁の損傷進展の様子によると、90°層トランスバースクラック、45°層トランスバースクラック、90°/90°層間剥離および 45°/90°層間剥離が発生することにより損傷が進展するとある。45°層内では層構成 $[0^\circ/+45^\circ/-45^\circ/90^\circ]_s$ に引張荷重を加えると 90°層に垂直伸び、45°層に垂直伸びとせん断変形、-45°層に垂直伸びと 45°層とは逆方向のせん断変形が生じようとすることにより、45°層内の厚さ方向にせん断応力が発生し、この応力により 45°層トランスバースクラックが生じたと記されている。

今回の層構成 $[-45^\circ/0^\circ/+45^\circ/90^\circ]_s$ では-45°/+45°間に 0°層があり、45°層負荷方向断面内のせん断応力は半減していることにより 45°層トランスバースクラックの発生は減じると推測される。

以上を踏まえ、今回の実験における応力-ひずみ線図から損傷挙動を推測する。荷重の増加に対しほぼ線形にひずみは増加しているが、90°層のトランスバースクラック、層内または層間剥離の発生と思われるピッチと異音が聞かれるものの、線形関係を大きく乱すようなひずみの変動は見られない。応力が増加するに従って、90°層トランスバースクラックおよび 90°/90°層間または 90°

層内剥離に加え 45°/90°層間剥離も発生したと推測される。

応力が 682MPa（破断応力の 78%）付近で異音の発生とともに応力は若干減少し、ひずみが数百 μ 増加する現象が現れ、応力-ひずみ関係線図にもステップ状の変化が見られる。このころから試験片の評定部中央付近の両方の自由縁に図 4.4 に示すような層間剥離が観察されるようになる。この時、評定部中央の自由縁において 90°層トランスバースクラック、90°/90°層間または 90°層内剥離および 45°/90°層間剥離が大きく生じたと推定され、図 4.5 および図 4.6 に示す破断後の試験片破断面写真にも現れている。自由縁の剥離は荷重の増加と共に範囲が広がり、板幅方向の両方の自由縁から発生した層間剥離が板幅中央へ進み、試験片の破断に至ったと考えられる。

4. 3 コーナ R のある矩形切欠孔を有する母材の強度⁵⁶⁾

第 3 章で製作した CFRP 修理供試体の引張試験を実施するに先立ち、損傷除去を模擬した状態のコーナ R のある矩形切欠孔を持つ母材の強度試験を実施する。この試験値はパッチ当て修理により、どれだけ強度が回復するか的基础データとなる。また、破断部を詳細に観察することにより切欠きのある積層板の破損モードを明らかにする。また、切欠孔の応力集中率を用いた簡便な強度推算を試みる。

4. 3. 1 試験供試体

図 4.10 に示す母材を試験供試体⁵²⁾とする。積層構成は擬似等方性 $[-45°/0°/+45°/90°]_s$ であり、ply orientation は図 4.10 に示す。厚さは 0.89mm⁵¹⁾、幅は 108mm、長さは 280mm である。切欠孔の大きさは幅 68mm、長さ 42mm、コーナ R は 5mm である。試験供試体両端の試験機掴み部はガラス繊維強化プラスチック (GFRP) のタブで補強してある。

4. 3. 2 引張試験

試験供試体を MTS 電気油圧サーボ万能試験機にセットして、クロスヘッド

速度 0.5mm/min で変位制御により引張試験を実施した。図 4.11 にひずみゲージ貼付位置および引張荷重の方向を示す。

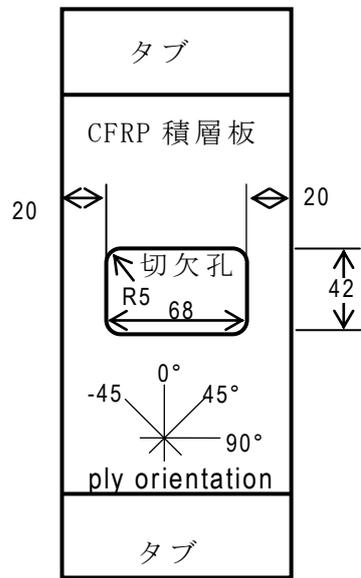


図 4.10 試験供試体

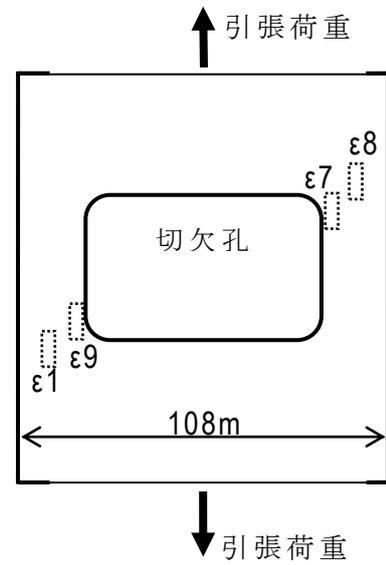
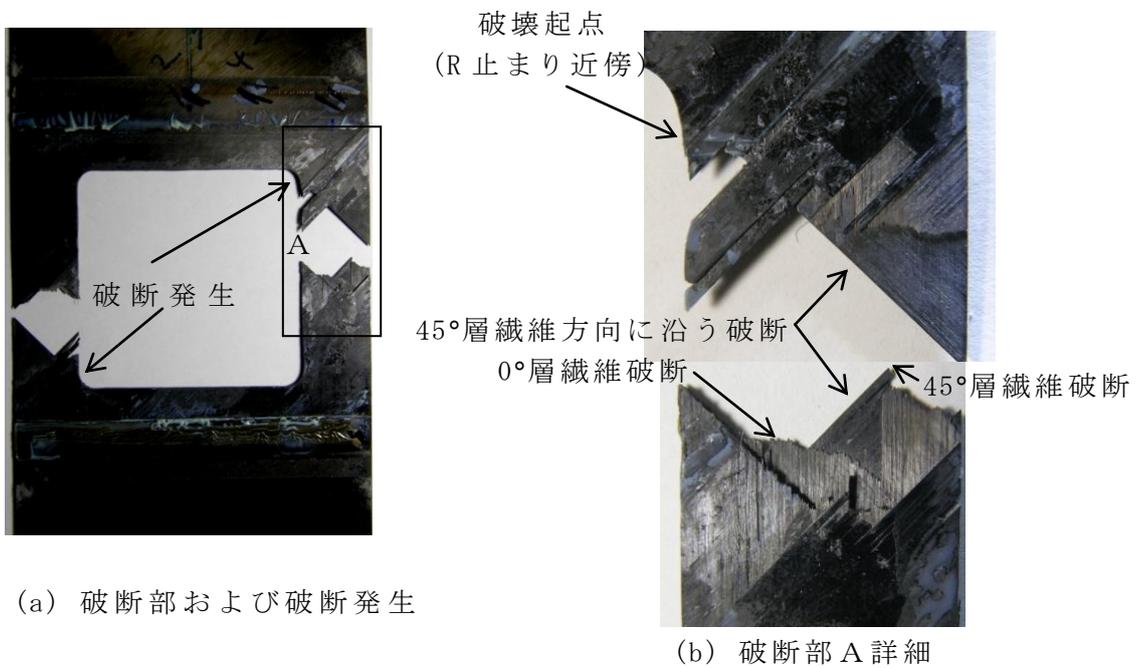


図 4.11 ひずみゲージ貼付位置
(裏面に貼付)



(a) 破断部および破断発生

(b) 破断部 A 詳細

図 4.12 母材の破断状況

試験の結果、図 4.12 に示すように切欠孔コーナ R 止まりを含む断面で破断した。破断荷重は $P_{\text{test}}=15.5\text{kN}$ である。コーナ R 止まりの部分には切欠孔による応力集中⁵⁷⁾があることは知られている。図 4.12(a)の破断部 A を拡大し(b)に示す。破断面には① 0° 層の繊維破断、② 45° 層の繊維方向破断および繊維破断、③ 90° 層の繊維方向破断が見られ、これらが混在している。しかし 4.2 項の試験片引張試験で見られた端面剥離は生じなかった。破断荷重を切欠孔側帯部の断面積で割ると破断応力は 436 MPa となり、図 4.8 のポイント 1 を超えたあたりに相当しており、自由縁剥離は生じていないと考えられる。ひずみゲージのデータを図 4.13 に示す。ひずみは引張荷重の増加に応じてほぼ一直線に増加し、R 止まり近傍の ϵ_7 および左側側帯部の ϵ_8 は破断荷重の 95% でステップ状に増加している。 ϵ_1 および ϵ_9 にはステップ状の変化は見られない。95% から破断まではいずれのひずみも荷重増加に対する傾きが少し減少している。従って、95% 近傍で破断の兆候となる破損が生じたことが判る。

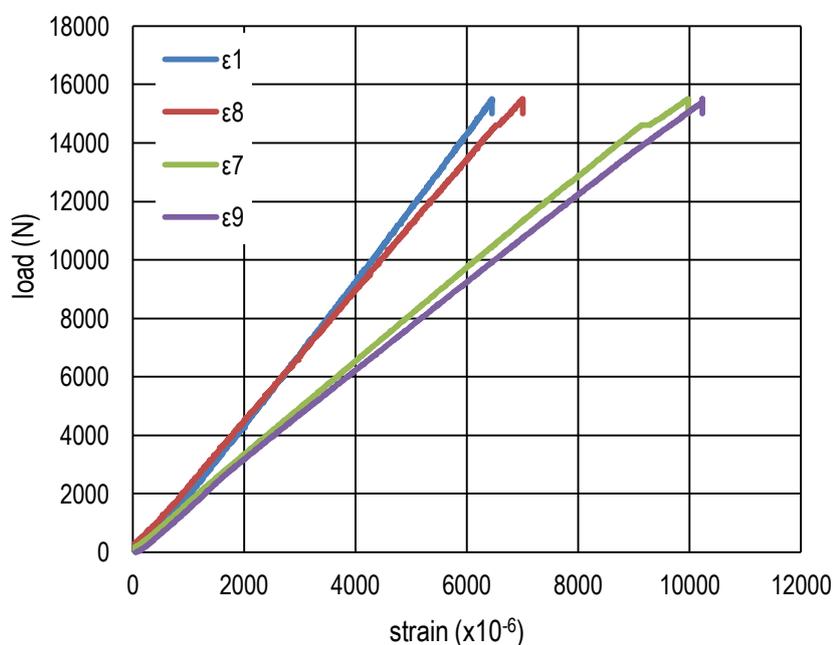


図 4.13 矩形切欠孔近傍のひずみ

4. 3. 3 応力集中部の FEM 解析

コーナー R のある長方形切欠孔を持つ積層板の応力分布の把握を目的として、有限要素法による応力解析(FEM 解析)を行った。モデル化は積層毎では行わず、厚さは $t=0.89\text{mm}$ 、材料定数は $E=59.1\text{GPa}$ 、 $\nu=0.32$ の擬似等方性板として行った。図 4.15 に FEM 解析モデルを示す。

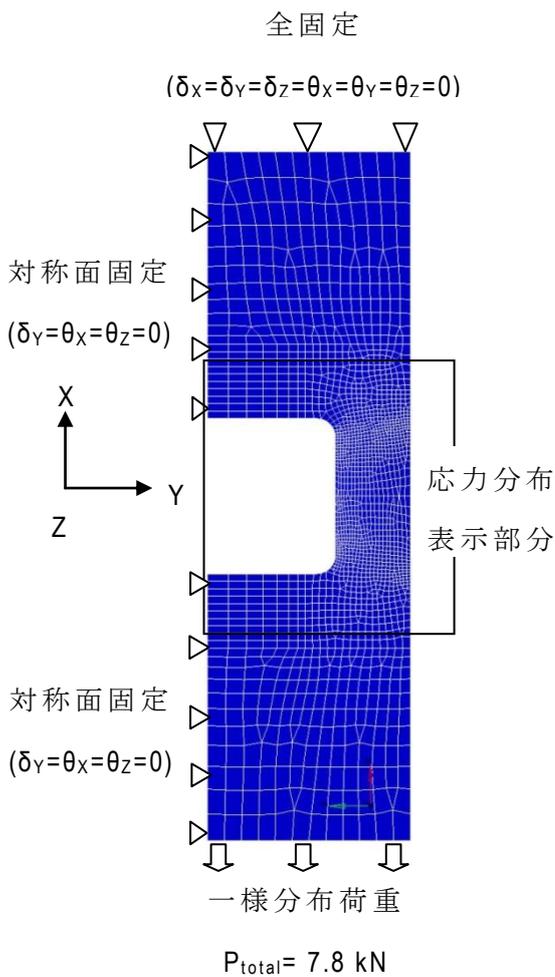


図 4.15 FEM 解析モデル

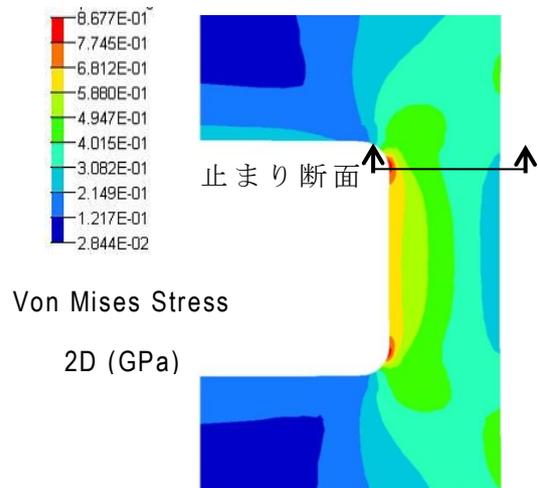


図 4.16 切欠孔を持つ板の応力

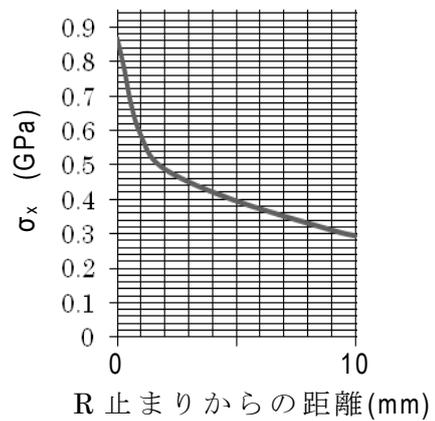


図 4.17 R 止まり断面応力

要素分割は試験供試体の板幅方向の対称性を考慮して板半幅について行った。要素は 2 次元板要素を用いた。対称面と上面は図示のように変位 δ および角変位 θ を拘束し、下面に引張荷重(破断荷重の半分: $P_{\text{total}}=7.8\text{ kN}$)を加えた。

破断面の平均応力は $\sigma_{\text{mean}}=436 \text{ MPa}$ である。計算はAltair社提供のソフト(プリ処理：HyperMesh、FEAソルバー：RADIOSS、ポスト処理：HyperView)を使用した。解析の結果から図4.16に示すように矩形切欠孔のR止まり近傍に応力集中があることが判る。R止まり近傍の破断面の応力分布を図4.17に示す。参考文献57)によりR止まり近傍の応力集中率 $\alpha_A=2.05$ と計算される。

4. 3. 4 考察

コーナ R のある矩形切欠孔を持つ有限幅 CFRP 積層板の引張試験を行った。破断は切欠孔 R 止まり部の断面で生じている。破断部には 0° 層の繊維破断、 45° 層の繊維方向破断と繊維破断、および 90° 層の繊維方向破断が混在している。参考文献 58)の円孔切欠き付き帯板の試験結果でも同様に3つの破断モードの混在が示されている。また、平滑または切欠きのある積層板の損傷について、 90° 層に早い段階で亀裂が発生し、 45° 層の亀裂発生が 0° 層の亀裂発生の前に生じ、そして 0° 層の破断が積層板の破断につながると述べている。参考文献 56)では平滑な積層板の自由縁の損傷について、負荷荷重が増大するに従って 90° 層に亀裂が発生し、続いて 45° 層の繊維に沿う亀裂および $90^\circ/90^\circ$ 層間剥離を生じ、さらに $90^\circ/45^\circ$ 層間剥離が生じると述べている。また、 $90^\circ/90^\circ$ 層間と $90^\circ/45^\circ$ 層間の大規模な剥離が応力ひずみ関係の非線形に表れていると述べている。したがって、図 4.13 のひずみ ϵ_7 で計測された破断する手前でのステップ状の変化は $90^\circ/90^\circ$ 層間と $90^\circ/45^\circ$ 層間の大規模な剥離によるものと推定される。

コーナ R のある矩形切欠孔を持つ有限幅板の強度(断面平均破断応力 σ_{mean})が、切欠きのない平滑な積層板の破断応力 $\sigma_t=887\text{MPa}$ ⁵³⁾を応力集中率 $\alpha_A=2.05$ で除した値として簡便に推算できないか試みた。表 4.2 に示すように推算値 $\sigma_{\text{estimate}}=433\text{MPa}$ となり試験値 $\sigma_{\text{mean}}=436\text{MPa}$ とほぼ同じ値になる。また、図 4.17 に示す FEM 解析の結果は、応力集中のある R 止まりの応力が 867.7MPa になり、平滑な積層板の破断応力 $\sigma_t=887\text{MPa}$ とほぼ一致した。従って、応力集中率が 2 程度の切欠きのある積層板の強度は、平滑な積層板の破断応力(たとえば JAXA-ACDB⁴⁶⁾を使用する)と応力集中率⁵⁷⁾から簡便に求められる。

この簡便な方法を参考文献 58)に示す、板中央に円孔サイズの異なる 4 種類の円孔切欠きを持つ有限幅 CFRP 積層板に適用してみた。CFRP 積層板は、板幅 38.1mm 板厚 $t=2.08\text{mm}$ であり、プリプレグは AS4/3501-6、積層構成は $[+45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{2S}$ である。平滑な積層板の破断応力は $\sigma_t=822\text{MPa}$ である。表 4.2 に示すように、4 種類の円孔切欠きのある試験片について引張試験を実施して得た強度と簡便な方法で推算した強度とを比較する。また、円孔を持つ有限幅積層板について $(W-d)/W=0.83$ を例に FEM 解析（計算は Altair 社提供のソフトを使用）を行い、図 4.18 から図 4.20 に示すように円孔縁に応力集中があることを把握した。表 4.2 より円孔切欠きを持つ有限幅積層板の強度は推算値と試験値に差異があり、かつ応力集中率が大きくなるほどその差異は大きくなる。従って、応力集中率 α_A が 2.4 から 2.9 の円孔切り欠きを持つ有限幅積層板の強度推算には、この簡便な方法は適用できない。

表 4.2 切欠き材の強度推算

切欠き材		強度-試験値	応力集中率	積層板強度	強度-推算値
		σ_{mean}	$\alpha_A^{57)}$	σ_t	σ_{estimate}
		MPa	—	MPa	MPa
矩形切欠孔		436	2.05	887	433
円孔 (W-d)/W d : 孔径 W : 板幅	0.95	558	2.85	822	288
	0.90	495	2.73		301
	0.83	472	2.58		318
	0.75	448	2.42		340

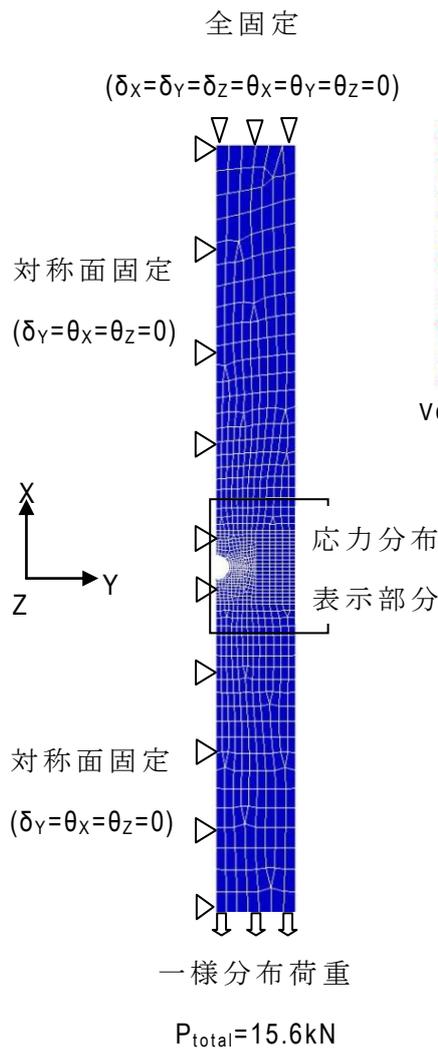


図 4.18 FEM 解析モデル

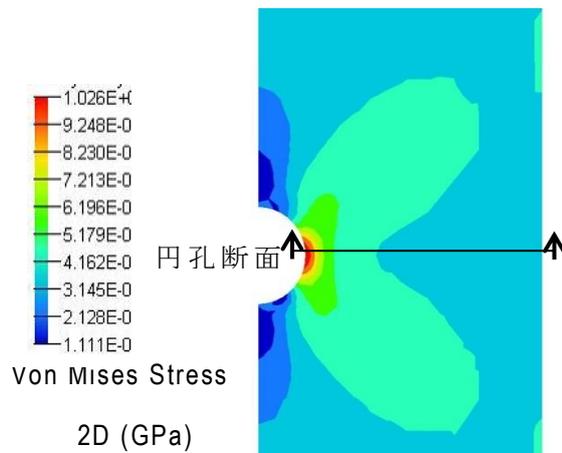


図 4.19 円孔を持つ板の応力分布

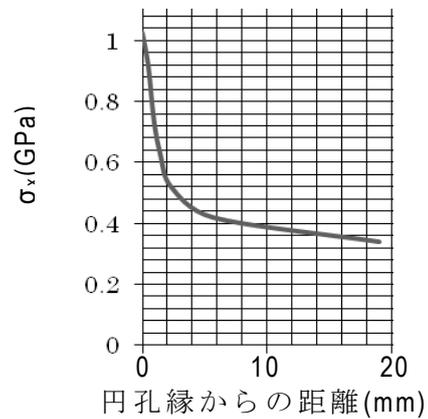


図 4.20 円孔断面応力分

なお、切欠きのある部材の精度のある強度の推算方法は参考文献 58)に示されている。この方法は Whitney と Nuismer により提案されており、切欠きを有する積層板について characteristic distance(d_0)を point-stress criterion として、試験および FEM 解析で求めておき、この基準をもとに類似の切欠きを持つ積層板の強度を推算するものである。これを円孔切欠きのある CFRP 擬似等方性積層板について、FEM 解析と試験により検証している。また、参考文献 59)では円孔切欠きのある CFRP 擬似等方性積層帯板について試験を行い、同じ応力集中度でも、孔径/板幅または積層板厚さが異なることにより強度が変化することを述べている。このことは積層板を構成する 1 層厚さに対し、

板厚および孔径の比が変わることにあると説明しており、積層板の強度に及ぼすパラメータについて課題のあることを示している。

4. 4 修理供試体の強度推算法

本項では、前項の検討なども踏まえ、ファスナ修理供試体および接着修理供試体の強度推算法を提案し、各修理供試体の強度推算を行う。

4. 4. 1 ファスナ修理供試体の強度

多数のファスナによる継手強度は F.X.Irisarri 等²⁰⁾が研究しており、 $K_t(\sigma_n + K_b\sigma_b) \geq \sigma_r$ を強度算定の基準として提案している。ここで σ_n は正味断面引張応力、 σ_b は平均面圧応力、 σ_r は平滑材の許容応力である。 K_t および K_b は円孔係数および面圧係数であり、実験から得られると記載されている。

本研究ではこの考え方を応用し、ファスナ孔の応力集中率 α_A を次の式により、円孔断面の正味引張応力 σ_n を基準応力にした値として求める。

$$\alpha_A = (\alpha_t \sigma_g / \sigma_n)(P_{bypass} / P_{load}) + (\alpha_{br} \sigma_{br} / \sigma_n)(P_{br} / P_{load})$$

ここで、 $\alpha_t^{57)}$ はプラグされた円孔が引張応力を受ける場合の形状係数であり、孔周りの応力集中率を板全体に作用する応力 σ_g に対し求めたものである。

$\alpha_{br}^{57)}$ は板の円孔にピンによる伝達荷重が作用する場合の円孔周りの形状係数であり、円孔に作用する平均面圧応力 σ_{br} に対して求めたものである。

$$\sigma_g = P_{bypass} / W_{bypass}、\sigma_{br} = 4P_{br} / (\pi t D_f)、\sigma_n = P / (W - D_f) \text{である。}$$

σ_n 基準で換算したそれぞれの応力集中率 ($\alpha_t \sigma_g / \sigma_n$) および ($\alpha_{br} \sigma_{br} / \sigma_n$) に継手の全荷重 P_{load} に対するバイパス荷重 P_{bypass} 、および面圧荷重 P_{br} の割合を乗じて加算することにより α_A を求める。切欠孔部における P_{br} の割合は、全荷重が母材からパッチに伝達される、そのうちの 1/2 が 1 行目のファスナで伝達されるものとした。側帯部における P_{br} の割合は全荷重の 1/2 が母材からパッチに伝達される、そのうちの 1/2 が 1 行目のファスナで伝達されるものとした。し

たがって 1 行目のファスナで伝達される荷重は全荷重の 1 / 4 となる。

表 4.3 に側帯部および切欠孔部について求めた $\alpha_{A \text{ liga}}$ および $\alpha_{A \text{ hole}}$ を示す。添え字 *liga* は側帯部、*hole* は切欠孔部を示す。

一方、表 4.2 から文献等で得られる円孔または矩形孔を有する切欠材の応力集中率 α_A と破断荷重比 $R_{\text{load}} = \sigma_{\text{mean}} / \sigma_t$ との関係を求め、図 4.21 に示す。ここで、破断荷重比は切欠材と平滑材との割合である。

Al パッチファスナ修理供試体および Ti パッチファスナ修理供試体は第 5 章の試験結果に示すように、両方とも母材の 1 行目ファスナ結合部断面で引張破断している。1 行目のファスナ本数は側帯部で左右各 1 本、切欠孔部に 3 本である。従って、引張破断に対するこの断面の強度 P_u を次の式で推算する。

$$P_u = \sigma_{tu} t_{\text{test}} \{ 2x(W_{\text{liga}} - D_f) R_{\text{liga}} + 3x(W_{\text{hole}} - D_f) R_{\text{hole}} \}$$

ここで、 σ_{tu} および t_{test} はそれぞれ CFRP 積層板の引張破断応力および板厚である。 W_{liga} および W_{hole} は母材の側帯部および切欠孔部のそれぞれにおいてファスナ 1 本あたりが分担する幅である。 R_{liga} および R_{hole} は側帯部および孔部のそれぞれについて図 4.21 から求めた α_A にたいする破断荷重比である。

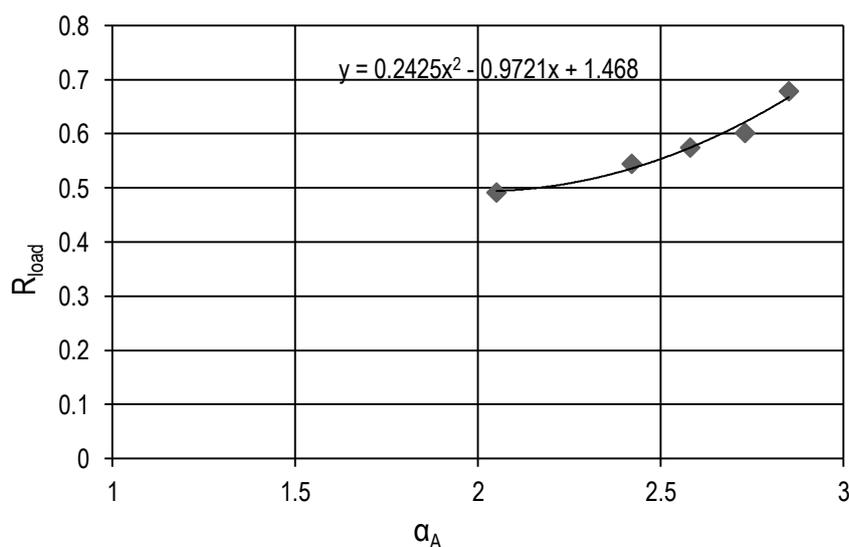


図 4.21 応力集中率 α_A vs 破断荷重比 R_{load}

表 4.3 には図 4.21 の $\alpha_{A\ lig a}$ および $\alpha_{A\ hole}$ から計算される $R_{\lig a}$ および R_{hole} を示す。

第 2 章より $D_f=4.19\text{mm}$ 、 $W_{\lig a}=21\text{mm}$ 、 $W_{hole}=22\text{mm}$ であり、第 3 章より $t_{test}=0.89\text{mm}$ 、4.2 項より $\sigma_{tu}=887\text{MPa}$ と与えられるので、それぞれを代入するとファスナ修理供試体の強度推算値は下記となる。

$$P_u = 887 \times 0.89 \{2 \times (21-4.19) \times 0.496 + 3 \times (22-4.19) \times 0.627\} = 39.6 \times 10^3 \text{ N}$$

表 4.3 ファスナ修理供試体の強度推算

G: shear modulus	CFRP panel	G_{CF}	25.2GPa	ref.46	
	Ti 64 fastener	G_{ti}	42.7GPa	ref.48	
$G_{ratio}=G_{ti}/G_{CF}=42.7/25.2=1.69$					
$e(\text{edge distance})/r(\text{fastener radius})=28/(4.15/2)=13.5$					
stress concentration factor	plugged hole at $G_{ratio}=1.69$	α_t	σ_g basis	1.51	ref.57 § 15
			$\sigma_{n\ lig a}$ basis	1.21	
			$\sigma_{n\ hole}$ basis	1.22	
	loaded hole at $e/r=13.5$	α_{br}	σ_{br} basis	0.78	ref.57 § 26
			$\sigma_{n\ lig a}$ basis	4.03	
			$\sigma_{n\ hole}$ basis	4.27	
$\alpha_{A\ lig a}=\alpha_t \times 3/4+\alpha_{br} \times 1/4=1.21 \times 3/4+4.03 \times 1/4=1.91$					
$\alpha_{A\ hole}=\alpha_t \times 1/2+\alpha_{br} \times 1/2=1.22/2+4.27/2=2.74$					
$R_{\lig a}=0.496$	ref. 図 4.21				
$R_{hole}=0.627$					

4. 4. 2 接着修理供試体の強度

参考文献 1)の図 B2.214 に示す single lap joint の線図から切欠孔部および側帯部の接着強度 τ_a を求める。この値を下式に代入し、矩形孔を接着修理した構造の強度 P_u を計算する。

$$P_u = (\tau_a L W)_{\text{hole}} + 2 \times (\tau_a L W)_{\text{liga}}$$

ここで、母材とパッチは同じ CFRP 積層板から製作することから、側帯部は母材とパッチが全荷重の 1/2 ずつを分担するとする。さらに、パッチが分担する荷重はパッチ長さの半分ですべて伝達されるものとする。このとき、接着長さ L はパッチ長さの 1/2 となる。切欠孔部は全荷重が母材からパッチに伝達される。CFRP 小パッチ接着修理および CFRP 大パッチ接着修理について切欠孔部および側帯部の接着強度 $P = \tau_a L W$ の推算を表 4.4 に示す。これらの値から各接着修理供試体の強度推算値は下記となる。

$$\text{CFRP 小パッチ接着修理 : } P_{u \text{ small}} = 19.2 + 2 \times 16.8 = 52.8 \text{ kN}$$

$$\text{CFRP 大パッチ接着修理 : } P_{u \text{ large}} = 26.0 + 2 \times 17.3 = 60.6 \text{ kN}$$

表 4.4 接着修理供試体の強度推算

area	patch	bonding length	width	thickness	$\sqrt{t/L}$	$\tau_a^{1)}$	$P = \tau_a L W$
		L (mm)	W (mm)	t (mm)	$\sqrt{\text{mm}}$	MPa	kN
square hole	small	10	68	0.89	0.094	28.2	19.2
	large	21	68	0.89	0.045	18.2	26.0
ligament	small	32.25	40	0.89	0.029	13.0	16.8
	large	43.25	40	0.89	0.022	10.0	17.3

4. 4. 3 考察

修理供試体の強度推算を行った。ファスナ修理供試体については4. 3項および参考文献 20)の研究成果を踏まえた強度推算法を示した。これは同じ積層構成の矩形孔または円孔のある切欠材の試験結果から、切欠材と平滑材の引張破断荷重比 R_{load} と正味断面応力基準の応力集中率 α_A との関係を求めておき、ファスナ孔などの異なる α_A の引張破断荷重を推算する方法である。この方法で矩形孔をファスナ修理した構造の強度推算に適用した。接着修理供試体の強度推算は参考文献 1)から得られる一面せん断継手の接着強度をもとに推算した。

強度推算結果は第5章で行う修理供試体の引張試験結果と比較し評価する。

4. 5 結言

修理供試体に使用する CFRP 積層板の引張試験を行い、JAXA-ACDB⁴⁶⁾の東レ T800H/EP:#3633 で製作された擬似等方性積層板と同等の材料であることが確認できた。さらに短冊形引張試験片の破壊のメカニズムを明らかにした。

また、母材の引張試験より強度確認を行い、破壊のメカニズムを明らかにした。さらに、切欠孔のある積層板の強度推算を平滑材の強度を応力集中率で除することにより求めたが、応力集中が2程度までしか適用できなかった。

最後に、設計した修理供試体の簡便な破断荷重推算法を示し、それらの値を推算した。

第5章 修理供試体の引張試験と破壊のメカニズム 49),60)

5.1 緒言

第2項で設計し、第3項で製作した修理供試体の引張試験を実施する。本章では引張試験の結果から、提案する一時修理が有効であることを示し、かつ恒久修理についても所要の強度を有することを示す。更に、それぞれの供試体について、計測したひずみデータの変化より破損の起点および破壊に至るメカニズムを明らかにするとともに、破断部詳細および破損部切断面を観察より破損モードを明らかにし、破壊に至るメカニズムを検証する。

5.2 修理供試体の強度

一時修理を行う Ti パッチファスナ修理供試体(Ti-PP)、Al パッチファスナ修理供試体(Al-PP)、CFRP 小パッチ接着修理供試体(CFRP small-PP)、および恒久修理を行う CFRP 大パッチ接着修理供試体(CFRP large-PP)について引張試験を実施する。

5.2.1 引張試験

各供試体を電気油圧式サーボ万能試験機にセットし、ヘッドスピード 0.5mm/min の変位制御で引張荷重を加えた。試験は室温下で供試体が破断するまで負荷し、この間ひずみ計測を行った。

(1) Ti-PP

2体の Ti-PP を引張試験した。Ti-PP-2 の破断状況を図 5.1(a)に示す。いずれの供試体もパッチと結合するファスナ継手1行目で母材が引張破断している。破断荷重を表 5.1 に示す。試験値のばらつきはほとんどない。図 5.1(b)にファスナを取り外して分解した後の供試体および計測したひずみゲージの貼付位置を示す。

(2) Al-PP

2体のAl-PPを引張試験した。Al-PP-2の破断状況を図5.2(a)に示す。いずれの供試体もTi-PPと同様にファスナ継手1行目で母材が引張破断している。破断荷重を表5.1に示す。試験結果にばらつきはない。図5.2(b)に分解した供試体およびひずみゲージ貼付位置を示す。

(3) CFRP small-PP

3体のCFRP small-PPを引張試験した。CFRP small-PP-2の破断状況およびひずみゲージ貼付位置を図5.3に示す。切欠孔上部から側帯上部にわたる接着面剥離および切欠孔コーナーRから約20°斜め上方へ伸びる母材側帯部の破断が生じている。CFRP small-PP-1はチャック掴み部の母材が破断したが、CFRP small-PP-2と同じ位置に貼付したひずみゲージの値の挙動はCFRP small-PP-2の場合と類似しており、チャック掴み部の破断時にはCFRP small-PP-2と同様の破損がCFRP small-PP-1でも生じていたと判断した。CFRP small-PP-3はパッチを二次接着する際に供試体に振れが生じたことにより、他の2体より低い荷重で破断した。CFRP small-PP-1、-2の破断荷重を表5.1に示す。

(4) CFRP large-PP

CFRP large-PPは3体の引張試験を行った。CFRP large-PP-3の破断状況およびひずみゲージ貼付位置を図5.4に示す。CFRP large-PP-1とCFRP large-PP-3はCFRP small-PP-2と類似の接着面剥離を生じ破断した。異なる点は母材側帯部の破断が切欠孔コーナーRから約45°斜め上方に伸びていること、および側帯上部右側の接着部に45°層と0°層の層内剥離と45°/0°の層間剥離が生じていることである。CFRP large-PP-2は試験中にチャック掴み部ですべりが生じ、他の2体より低い荷重で破断した。CFRP large-PP-1とCFRP large-PP-3の破断荷重を表5.1に示す。試験値には少しばらつきがある。

5.2.2 強度

表5.1に4種類の供試体および損傷のないCFRP積層板（平滑積層板）⁵³⁾の破

断荷重を示し、以下の評価を行う。平滑積層板の破断荷重 P は 4. 2. 3 項で得られた積層板の破断応力に母材の幅と板厚を乗じて次のように求めた。

$$P = 887 \times 108 \times 0.89 = 85.3 \times 10^3 \text{ N} = 85.3 \text{ kN}$$

平均破断荷重 (mean fracture load (%)) は平滑積層板を 100% としたとき修理供試体の強度が何% になるかを示す。恒久修理の CFRP large-PP の強度は 75% までの回復に留まっている。完全に回復しない原因として、パッチと母材を一面せん断継手で接着することにより、母材からパッチへ荷重伝達が始まる接着端にせん断応力およびピール応力の集中が起こり、この応力が図 5.4 に示す接着面剥離および母材の層間または層内剥離を生じさせることによると考えられる。ファスナ継手で修理した Ti-PP と Al-PP の強度は 45% までの回復に留まり、接着継手で修理した CFRP small-PP の強度は 60% まで回復している。一時修理としては接着継手がファスナ継手より優位にある。

破断荷重の設計荷重要求値 (design load requirements) に対する達成率 (achievement(%)) を示す。設計荷重要求値は 2. 2 項に示す設計応力に供試体の板厚と幅を乗じた制限荷重 P_{LMT} および終極荷重 P_{ULT} である。中型旅客機の胴体与圧の設計応力は次式で求まる。いずれの修理供試体もそれぞれの設計荷重要求値に対し 100% 以上の達成率となる。

$$\sigma_{HULT} = 1.5\sigma_{HLMT} = 1.5 \times 251.5 \times 10^3 / t$$

母材は板厚 $t=0.89\text{mm}$ 、幅 $b=108\text{mm}$ である。従って、 P_{LMT} は下記となる。

$$P_{LMT} = 251.5 \times 10^3 / 0.89 \times 0.89 \times 108 = 27.2 \times 10^3 \text{ N} = 27.2 \text{ kN}$$

P_{ULT} は P_{LMT} を 1.5 倍した値となる。

$$P_{ULT} = 1.5 \times 27.2 = 40.8 \text{ kN}$$

破断荷重から得られる許容荷重の設計荷重要求に対する安全余裕 (margin of safety) を評価する。安全余裕は (許容荷重) / (設計荷重要求値) - 1 より求める。許容荷重は試験値に対し、試験データのばらつきおよび高温・吸湿状態などの影響を考慮して決められる。本論文ではどの供試体も試験データ数が少ないためデータのばらつきを表す標準偏差は求められない。また高温・吸湿条件の試験は実施していないので、これらについては参考文献をもとに検討する。

接着継手については、参考文献 1) に SAAB 社のデータを引用し試験結果の平均値に対し低減係数 2 / 3 を乗じた曲線を設計値として示している。参考文献 33) では高温・吸湿状態 (71°C、重量比 0.64% の飽和吸湿) における一面せん断継手の引張試験を行い、継手強度が室温・乾燥状態より 14% 高いと報告している。試験片は CFRP (CYCOM5276-1 / G40-800-24K) 擬似等方性積層板を接着剤 FM300K (硬化後の接着層厚さ 0.092mm) で二次接着したものであり、使用している CFRP と接着剤は本論文で使用した三菱レイヨン材擬似等方性積層および FM300M (硬化後の接着層厚さ 0.062mm) と類似している。この結果は高温・吸湿状態では室温・乾燥状態に対して強度低下が起こると一般的に言われていることと反対だが、使用する CFRP や接着剤によっては起こりえると説明している。また、試験値のばらつきは平均値の +7 ~ -9% となっている。本論文での試験結果は CFRP small-PP のばらつきが少なく、CFRP large-PP は少しばらついているが、参考文献の記載を考慮し、平均破断荷重に 2 / 3 を乗じた値を許容荷重とすると、設計荷重に対しそれぞれ余裕安全率が 0.25 および 0.04 である。

ファスナ継手のばらつきを公表した研究は見かけないが、両面せん断ピン継手については清家⁶²⁾が $[90^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ]_{3s}$ の引張試験を行い、標準偏差 (SD 値) が 4.3% となる結果を示している。Ti-PP および Al-PP は共に試験結果にばらつきは少なく、参考文献 3) では少ない試験データ数の場合はその最小値を用いるとしている。引用文献 19) では高温・吸湿状態 (100°C、重量比 1.25 - 1.6% の飽和吸湿) における CFRP 積層板 (T300/914C) ファスナ継手の面圧強度試験を行い、常温での面圧強度に 0.7 ~ 0.75 の低減係数を乗じることを推奨している。本論文では中型旅客機構造の設計環境温度が 71°C³⁾ であることを勘案し、高温・吸湿状態での低減

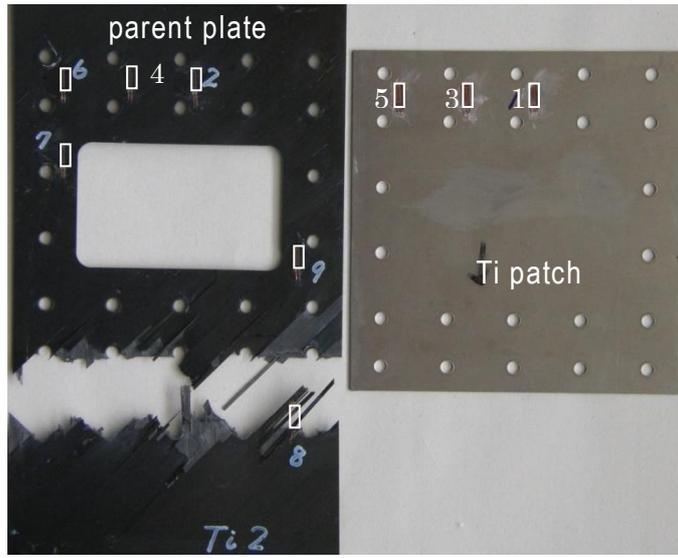
係数を 0.75 とする。この係数を破断荷重の最小値に乗じた値を許容荷重とすると、設計荷重に対する余裕安全率は 0.04 である。

本論文では試験データに対するばらつきおよび高温・吸湿状態を考慮した低減係数を参考文献により決めて許容荷重を算出した。しかし、評価の精度を上げるには対象とする構造での試験データの積み重ねが必要であり、今後の課題と考えられる。

表 5.1 に 4.4 項で求めた強度推算値と試験結果の平均を比較して示す。両者は agreement(%) に示すように +3% ~ -5% の範囲で一致しており、本論文で示す簡便な破断荷重推算方法は有用と思われる。しかし、ファスナ修理の破断荷重推算に用いる類似層構成の切欠材試験片のデータ量が少なく、有効な推算法を議論するには、対象とする構造と類似した CFRP 積層板の切欠材試験片のデータを積み重ねることが必要である。また接着修理においても接着継手試験片のデータを積み重ねることが必要である。



(a) fractured specimen

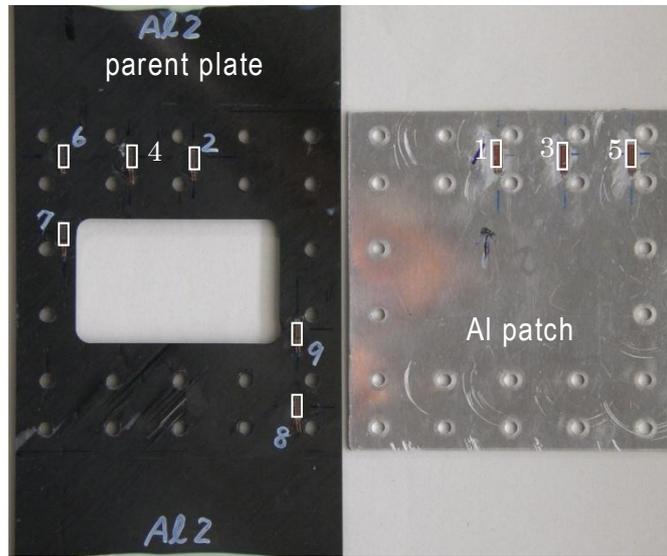


(b) positions of strain gauge

☒ 5.1 Fracture test of Ti-PP-2



(a) fractured specimen



(b) positions of strain gauge

☒ 5.2 Fracture test of Al-PP-2

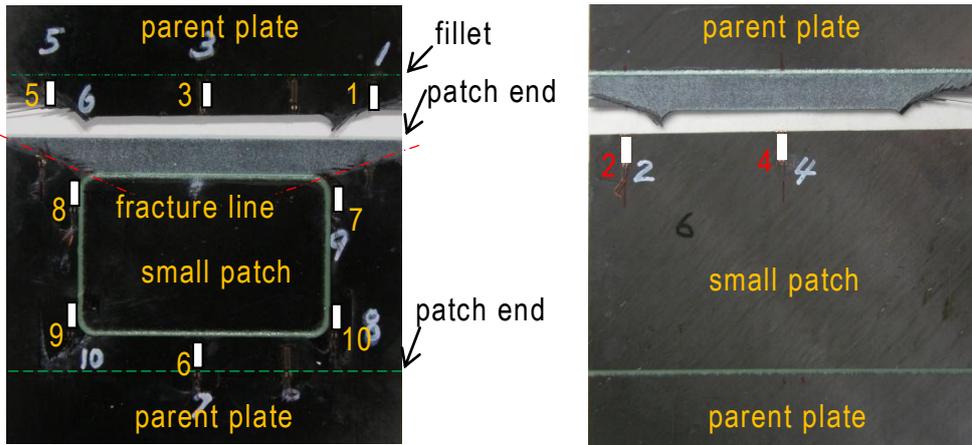


图 5.3 Fractured specimen and positions of strain gauge of CFRP small-PP-2

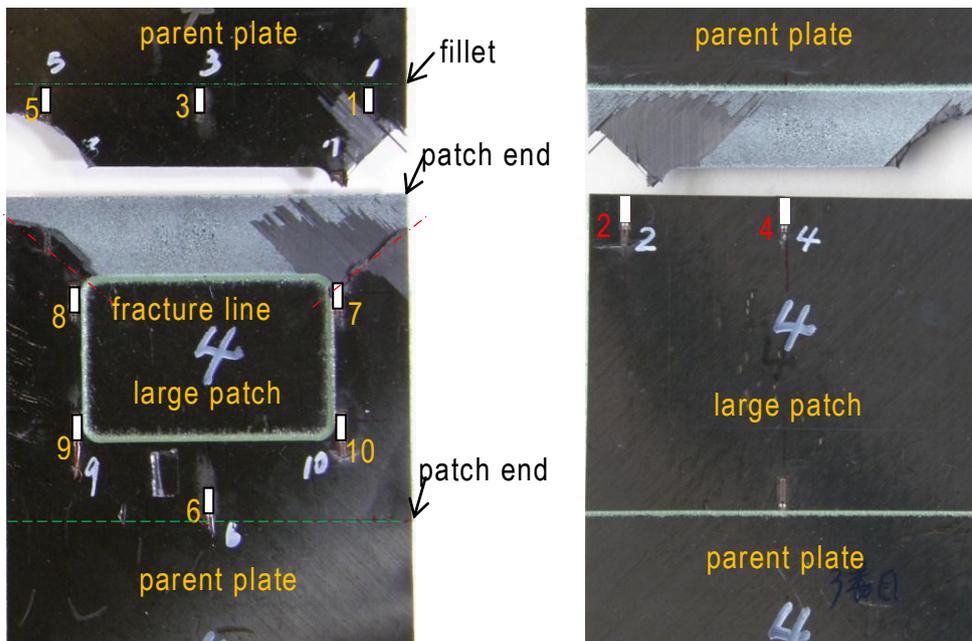


图 5.4 Fractured specimen and positions of strain gauge of CFRP large-PP-3

表 5.1 引張試験結果

plate or panel	CFRP plate	CFRP panel			
	no damage	repaired by fastening		repaired by secondary bonding	
patches	—	Ti-patch	Al-patch	small CFRP patch	large CFRP patch
fracture loads (kN)	84.7	(1)38.3	(1) 38.1	(1) 51.3**	(1) 61.6
		(2)37.8	(2) 38.1	(2) 50.7	(3) 65.5
mean fracture load (%)	100	45	45	60	75
design load requirements*** (kN)	ultimate load	limit load	limit load	limit load	ultimate load
	40.8	27.2	27.2	27.2	40.8
achievement (%)	208	140	140	186	156
allowable loads (kN)*	—	28.4	28.6	34.0	42.4
margin of safety ****	—	0.04	0.05	0.25	0.04
predicted loads -4.4 項	—	39.6		52.7	60.6
agreement (%)	—	104	104	103	95

* ばらつきおよび高温・吸湿を考慮した軽減係数を接着継手の場合は試験結果の平均値に 2/3¹⁾を乗じ、ファスナ継手の場合は試験結果の最小値³⁾に 0.75¹⁴⁾を乗じる。

** Small-PP-1 のひずみデータの変化は Small-PP-2 と類似しており、Small-PP-1 はつかみ部破断時にはほぼ Small-PP-2 と同様の破損をしていたと判断した。

*** 5. 2. 2 項に示す中型旅客機の与圧胴体の強度要求値。

**** margin of safety= (allowable load) / (design load) - 1

5.3 ひずみ計測結果

引張試験中に計測したひずみデータの変化を詳細に考察し、各供試体についてどのような破損が生じて破壊に至るメカニズムを明らかにする。

5.3.1 ファスナ修理供試体⁴⁹⁾

Ti-PP および Al-PP のひずみ計測結果について考察する。

(1) Ti-PP

図 5.1(b)にひずみゲージ貼付位置を示す。切欠孔上部中央では母材の ϵ_2 とパッチの ϵ_1 が対になる。同様に切欠孔上部左側は母材の ϵ_4 とパッチの ϵ_3 が対になり、側帯上部では母材の ϵ_6 とパッチの ϵ_5 が対になる。母材コーナ R 部の ϵ_7 と ϵ_9 は切欠孔を挟んで左上と右下の対角位置であり、母材側帯部の ϵ_8 と ϵ_6 も同様の対角位置になる。

図 5.5 に計測したひずみ ϵ_1 、 ϵ_2 および $\epsilon_6 \sim \epsilon_9$ と荷重との関係を示す。図 5.6(a) は ϵ_1 と ϵ_2 から得られる軸ひずみ $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ と曲げひずみ $(\epsilon_2 - \epsilon_1)/2$ を示す。

引張試験に先立って、ひずみサーベイ試験として破断荷重の約 43%まで負荷し、ひずみ ϵ_1 から ϵ_6 を計測した。これらの計測値から、対となるひずみ値から軸力成分として $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ 、 $(\epsilon_3 + \epsilon_4)/2$ および $(\epsilon_5 + \epsilon_6)/2$ を、曲げ成分として $(\epsilon_2 - \epsilon_1)/2$ 、 $(\epsilon_4 - \epsilon_3)/2$ および $(\epsilon_6 - \epsilon_5)/2$ を求め、図 5.6(b)に示す。同図より切欠孔上部では軸応力 $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ と $(\epsilon_3 + \epsilon_4)/2$ 、曲げ応力 $(\epsilon_2 - \epsilon_1)/2$ と $(\epsilon_4 - \epsilon_3)/2$ はほぼ同じであり、切欠孔上部であれば母材からパッチへの荷重伝達はほぼ均等に行われていることが判る。切欠孔側帯部の軸応力 $(\epsilon_5 + \epsilon_6)/2$ は切欠孔上部の軸応力 $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ または $(\epsilon_3 + \epsilon_4)/2$ より 2割多いことを示している。

図 5.6(a)に示すように切欠孔上部の軸応力 $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ および曲げ応力 $(\epsilon_2 - \epsilon_1)/2$ は破断荷重の 45%近傍から傾きが増大し、65%近傍から傾きが減少する傾向にあるが、破壊荷重までほぼ線形に増加している。

図 5.5 では破断荷重の 45%付近から母材側帯部のひずみ $\epsilon_6 \sim \epsilon_9$ の傾きが大きくなり、切欠孔上部 ϵ_2 の傾きが小さくなっている。図 5.6(a)の切欠孔上部の曲げ応力 $(\epsilon_2 - \epsilon_1)/2$ は減少傾向を示していることから、逆に母材側帯部では曲げ応力が大きくなったことが考えられる。また、65%近傍と 85%近傍にも傾きの変化が見

られる。側帯部のひずみ ϵ_6 と ϵ_8 はほぼ同じ動きをしているが、 ϵ_8 は破断した断面に近く、破断荷重の 84% から ϵ_6 よりひずみの変化が大きくなっており、破損の兆候をとらえている。また、 ϵ_6 は破断荷重の 97% あたりで傾きが減少しており、 ϵ_6 近傍で荷重の流れを変化させる損傷が生じたと考えられる。

(2) Al-PP

図 5.2(b) にひずみゲージ貼付位置を示す。貼付位置は Ti-PP と同じにした。図 5.7 および図 5.8(a) に Al-PP-2 の引張試験のひずみ計測結果を示す。図 5.8(b) にひずみサーベイ試験でのひずみ計測結果を示す。

供試体が破断するまでひずみの変化は Ti-PP-2 とほぼ同じである。異なるのは図 5.8(a) に示す曲げ応力が Ti-PP-2 より 3 割ほど大きいことである。これは Al パッチが厚さ 1.60mm に対し、Ti パッチが厚さ 0.64mm と薄いことにより、一面せん断継手で母材にパッチを当てた場合、荷重中心と断面の図心とのずれが生じることによる。このずれによる偏心量は Al-PP が 1.25mm に対し Ti-PP は 0.76mm と少なく、この差による曲げモーメントの差が曲げひずみの違いとして表れたと考えられる。

母材側帯部のひずみ ϵ_8 は破断荷重の 81% 近傍でステップ状の荷重増加が見られ、破断した部分に近いことから、この部分の破損の兆候をとらえたものと考えられる。 ϵ_6 は破断荷重の 99% 近傍でステップ状のひずみ増加が見られる。

(3) 破壊に至るメカニズム

ひずみデータの変化から、母材とパッチを多くのファスナで結合した Ti-PP および Al-PP では、荷重の増大とともに母材側帯部が軸応力および曲げ応力の分担を増大したことにより 1 行目のファスナ孔部に損傷を生じ、続いてファスナ継手 1 行目の断面で母材の引張破断が生じたと考えられる。

5. 3. 2 接着修理供試体

CFRP small-PP および CFRP large-PP のひずみ計測結果について考察する。

(1) CFRP small-PP

図 5.3 に CFRP small-PP-2 のひずみゲージ貼付位置を示す。ひずみゲージはゲージ長 5mm である。右側帯上部では母材の ϵ_1 とパッチの ϵ_2 が対になる。切欠

孔上部中央では母材の ϵ_3 とパッチの ϵ_4 が対になる。 ϵ_5 は ϵ_1 と左右対称の左側帯上部である。 ϵ_6 は ϵ_3 と上下対称の切欠孔下部中央である。 $\epsilon_1 \sim \epsilon_6$ は切欠孔上下の接着長さ 10mm に入る位置に貼付した。 $\epsilon_7 \sim \epsilon_{10}$ は切欠孔コーナ R 部である。

図 5.9 に計測したひずみ $\epsilon_1 \sim \epsilon_{10}$ と荷重との関係を示す。図 5.10 の(a)は ϵ_1 と ϵ_2 および ϵ_3 と ϵ_4 から得られる軸ひずみ $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ と $(\epsilon_3 + \epsilon_4)/2$ を示し、(b)は曲げひずみ $(\epsilon_1 - \epsilon_2)/2$ と $(\epsilon_3 - \epsilon_4)/2$ を示す。

側帯部では ϵ_1 と ϵ_2 は荷重増加と共に増大しているが、 ϵ_1 の増加割合は少しずつ減り、 ϵ_2 の増加割合は少しずつ増している。 ϵ_1 は ϵ_2 の 5.1 倍と差は大きい。これは母材からパッチに荷重が伝達される割合、および母材にパッチを当てることにより荷重中心と断面図心とが偏心していることにより生ずる曲げモーメントが大きく影響していると考えられる。引張荷重が 30kN における軸ひずみ $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ が 3200×10^{-6} に対し、曲げひずみ $(\epsilon_1 - \epsilon_2)/2$ は 2100×10^{-6} である。 ϵ_1 、 ϵ_2 および $(\epsilon_1 + \epsilon_2)/2$ は破断荷重の 97% でステップ状のひずみ増加がわずかに見られ、 ϵ_1 と左右対称位置の ϵ_5 は同じ荷重でステップ状のひずみ減少がわずかに見られる。

切欠孔上部では ϵ_3 と ϵ_4 は荷重増加と共にひずみは増加しており、その差は ϵ_3 が ϵ_4 の 1.2 倍と少ない。引張荷重 30kN では軸ひずみ $(\epsilon_3 + \epsilon_4)/2$ が 2600×10^{-6} に対し、曲げひずみ $(\epsilon_3 - \epsilon_4)/2$ は 250×10^{-6} である。 ϵ_3 と ϵ_4 は 30kN 程度からその差は減少し、破断荷重の 97% で差がなくなり、破断前の 99% でひずみの減少が明確になり、続いて大きく減少しており、この位置で破損が発生したことを示している。 ϵ_6 は 30kN 付近までは ϵ_3 と同じひずみを示しており、その後の荷重増加に対し傾きが少しずつ大きくなるものの、 ϵ_3 よりはその割合が少なく、この部分の破損の兆候は表れていない。

切欠孔コーナ R 部近傍の ϵ_7 と ϵ_{10} は破断荷重まで ϵ_1 とほぼ同じ傾きで増加し、 ϵ_8 と ϵ_9 は破断荷重の 97% で ϵ_5 と同じステップ状の変化をしている。

(2) CFRP large-PP

図 5.4 に示す CFRP large-PP のひずみゲージ貼付位置は CFRP small-PP と同じである。切欠孔上下の接着長さは 21mm あり、 $\epsilon_1 \sim \epsilon_6$ はパッチ端に近い位置に貼付した。図 5.11 に計測したひずみ $\epsilon_1 \sim \epsilon_{10}$ と荷重との関係を示す。図 5.12(a)

は ϵ_1 と ϵ_2 および ϵ_3 と ϵ_4 から得られる軸ひずみ $(\epsilon_1+\epsilon_2)/2$ と $(\epsilon_3+\epsilon_4)/2$ を示し、(b)は曲げひずみ $(\epsilon_1-\epsilon_2)/2$ と $(\epsilon_3-\epsilon_4)/2$ を示す。

側帯部の ϵ_1 と ϵ_2 は荷重増加と共に増加している。 ϵ_1 はほぼ線形に増加し、 ϵ_2 は傾きが少しずつ増加し、破断荷重の 98%からは減少に転じ、破断直前には大きく減少しており、この位置で破損が発生したことを示している。 ϵ_1 は ϵ_2 の 5.8 倍と CFRP small-PP と同様に大きな差がある。引張荷重 30kN では軸ひずみ $(\epsilon_1+\epsilon_2)/2$ が 3000×10^{-6} に対し曲げひずみ $(\epsilon_1-\epsilon_2)/2$ は 2100×10^{-6} であり、軸ひずみは CFRP small-PP より 6%小さい。 ϵ_1 と左右対称位置の ϵ_5 は破断荷重の 97% でステップ状の荷重増加が見られる。

切欠孔上部の ϵ_4 と ϵ_3 は CFRP small-PP と異なり曲げひずみ $(\epsilon_3-\epsilon_4)/2$ が大きい。引張荷重 30kN での軸ひずみ $(\epsilon_3+\epsilon_4)/2$ が 2700×10^{-6} に対し曲げひずみ $(\epsilon_3-\epsilon_4)/2$ は 1000×10^{-6} あり、軸ひずみは CFRP small-PP より 4%大きい。これは側帯部の軸ひずみが小さくなっているのと呼応している。 ϵ_3 は荷重増加とともに傾きが少しずつ減少し、 ϵ_4 は少しずつ増加している。 ϵ_3 と上下対称位置の ϵ_6 は ϵ_3 より 10%ほど少ないが、破断荷重まで線形に増加している。

切欠孔コーナ R 部近傍の ϵ_7 は破断荷重まで ϵ_1 に呼応してほぼ同じ傾きで増加しており、 ϵ_9 は破断荷重まで ϵ_5 に呼応している。 ϵ_8 は ϵ_5 に、 ϵ_{10} は ϵ_1 に呼応しているが、ひずみが 10204×10^{-6} に達したところで計測不能となった。

(3) 破壊に至るメカニズム

ひずみ計測結果から CFRP small-PP の破壊に至るメカニズムは、まず切欠孔上部の接着部の損傷が生じ、これにより切欠孔左右の側帯部の伝達荷重に変化が生じ、続いて左右側帯部の接着部の損傷と母材側帯部のコーナ R を含む断面が損傷を起こし、供試体の破断に至ったと考えられる。これに対し CFRP large-PP は、まず左右側帯部の接着部に損傷が生じ、供試体の破断に至ったと考えられる。

5. 3. 3 考察

ひずみデータの変化から、ファスナ修理供試体および接着修理供試体について破断に至る損傷を明らかにした。

ファスナ修理供試体については Ti-PP、Al-PP とともに、母材側帯部の 1 行目フ

ファスナ継手部に損傷を生じ、続いてファスナ継手部 1 行目の断面で母材の引張破断が生じている。母材とパッチは多くのファスナで結合されており、ファスナ径と孔径の隙間¹⁷⁾、母材からパッチへ伝達する荷重の偏心などにより、負荷荷重が小さい間はどのファスナがどのような荷重を伝達するかにばらつきがある。これらが各ファスナ孔の面圧損傷の程度および分担荷重にどのような影響があるのか、最終破断および破損モードに影響するのかなどは今後の課題と考えられる。

接着修理供試体については損傷を生じた起点が異なっている。CFRP small-PP の損傷はまず切欠孔上部の接着部に生じ、CFRP large-PP では、まず側帯部の接着部で生じ、それぞれの破断に至ったと述べた。しかし、切欠孔上部の軸ひずみ $(\varepsilon_3 + \varepsilon_4)/2$ を比較すると、同じ引張荷重 30kN で CFRP small-PP が CFRP large-PP より 4%小さい。しかし、CFRP small-PP の軸ひずみが 4500×10^{-6} になると接着部の損傷が生じ、試験供試体の破断に至っている。一方、CFRP large-PP では軸ひずみが 5800×10^{-6} まで耐荷しており、CFRP small-PP の 29%増になっても損傷は生じていないことになる。一方、破断荷重は CFRP large-PP が CFRP small-PP より 25%大きい。M.G.Song 等³²⁾は接着長さをパラメーターにして一面せん断継手の破断強度の研究をしている。この研究によると、接着継手の破断は接着端に生ずる応力集中部から必ず生じ、この部分では接着長さが 12.7mm の場合は接着長さが 2 倍の 25.4mm の場合より von-Mises stress は 31%大きいと述べている。切欠孔上部の接着長さは CFRP large-PP が CFRP small-PP より 2 倍長いので、CFRP large-PP は CFRP small-PP より 25%大きい荷重になっても、切欠孔上部接着端の応力は破損に至る値に達していないと言える。従って CFRP large-PP の破損開始は切欠孔上部ではなくひずみ値に兆候が現れた側帯部であることが判る。

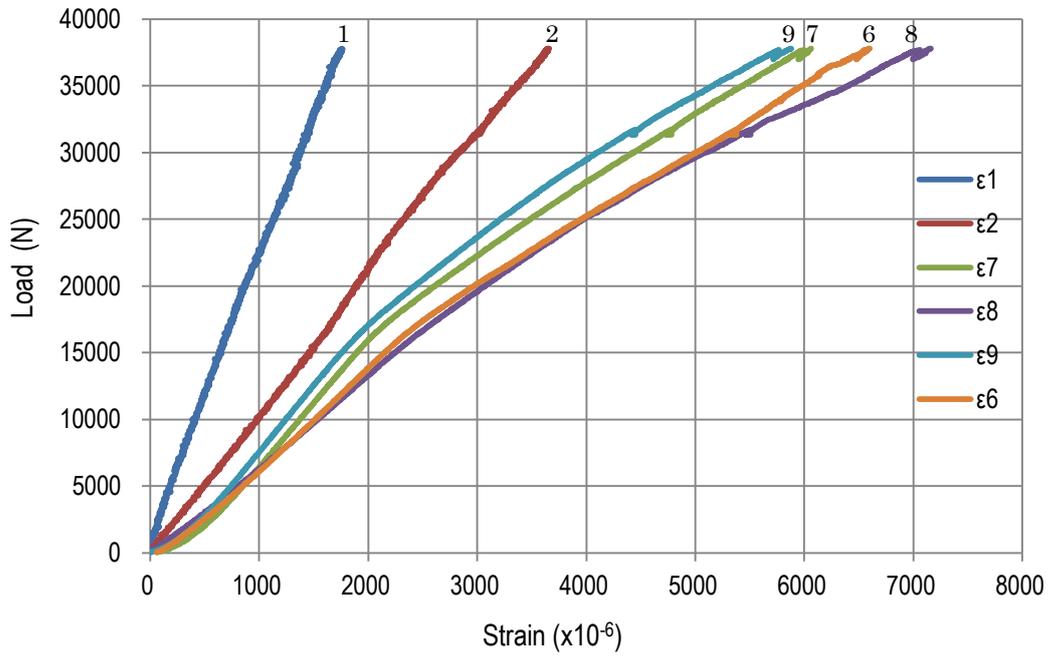
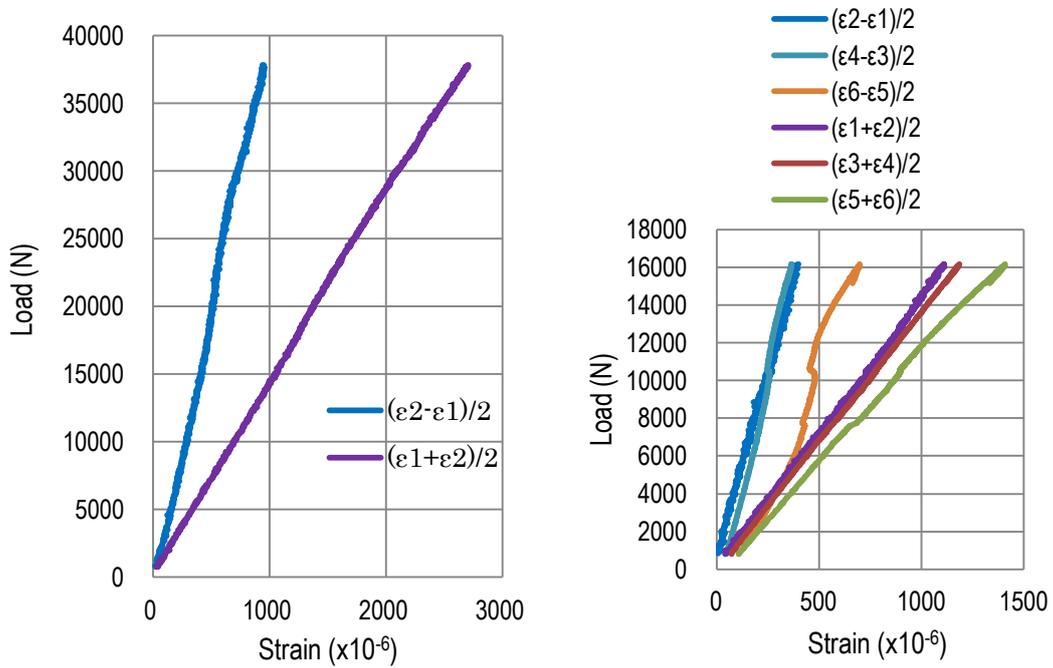


図5.5 Ti-PP-2 引張試験のひずみ計測結果



(a) 図5.5 の ϵ_1 と ϵ_2

(b) ひずみサーベイ試験

図5.6 Ti-PP-2 の軸ひずみと曲げひずみ

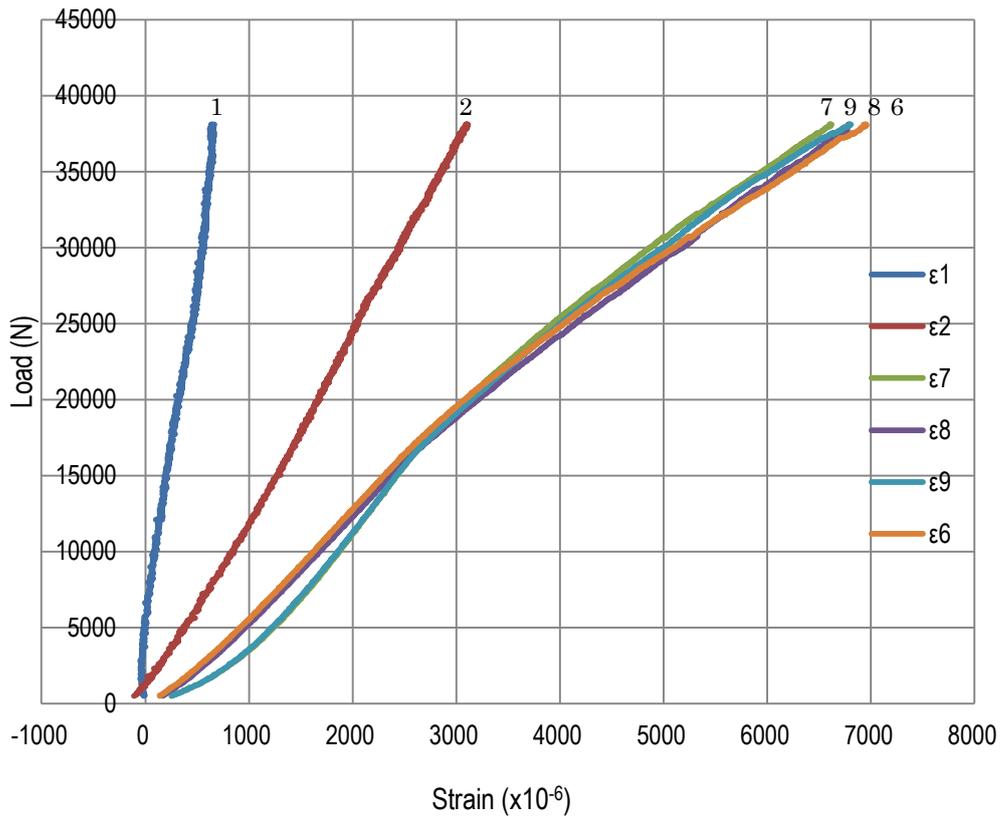
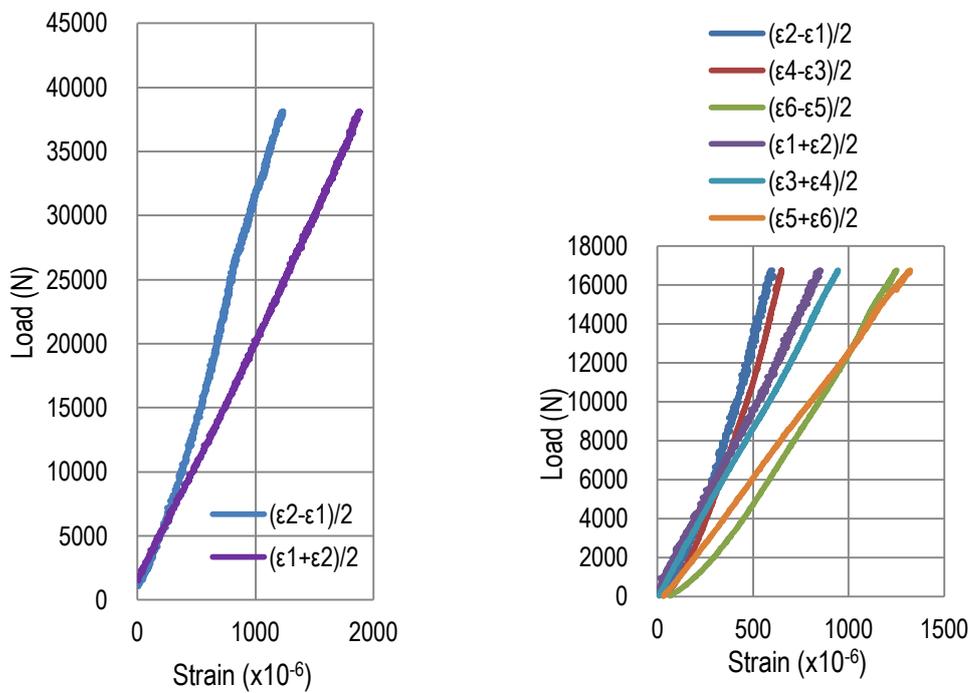


図 5.7 AI-PP-2 引張試験のひずみ計測結果



(a) 図5.7 の ϵ_1 と ϵ_2

(b) ひずみサーベイ試験

図5.8 AI-PP-2の軸ひずみと曲げひずみ

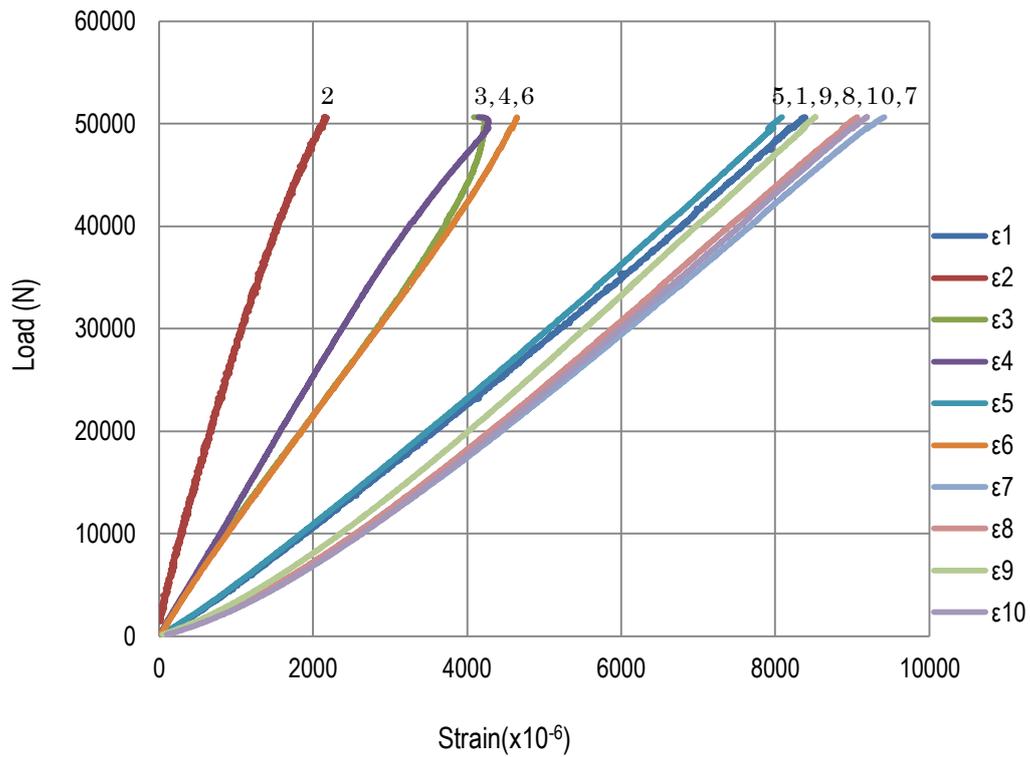
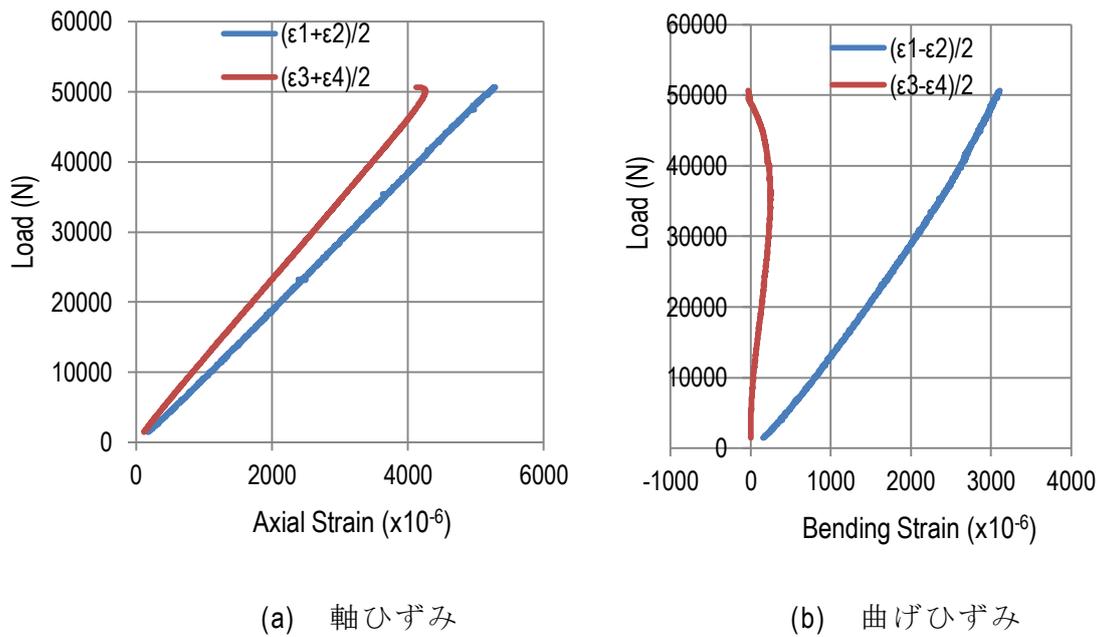


図 5.9 CFRP small-PP -2 引張試験のひずみ計測結果



(a) 軸ひずみ

(b) 曲げひずみ

図 5.10 CFRP small-PP -2 の軸ひずみと曲げひずみ

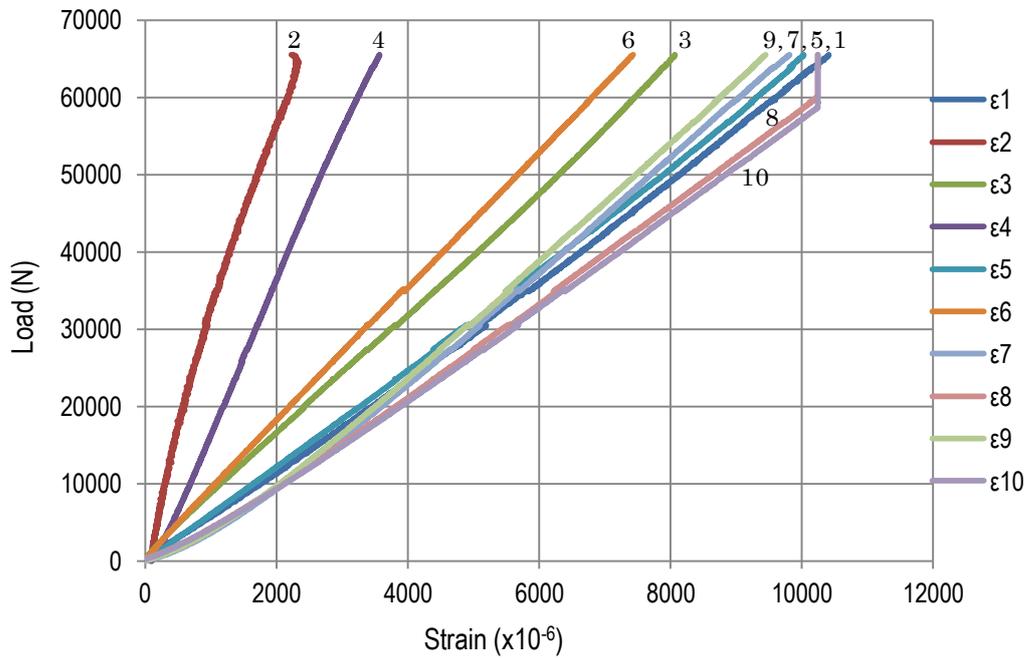
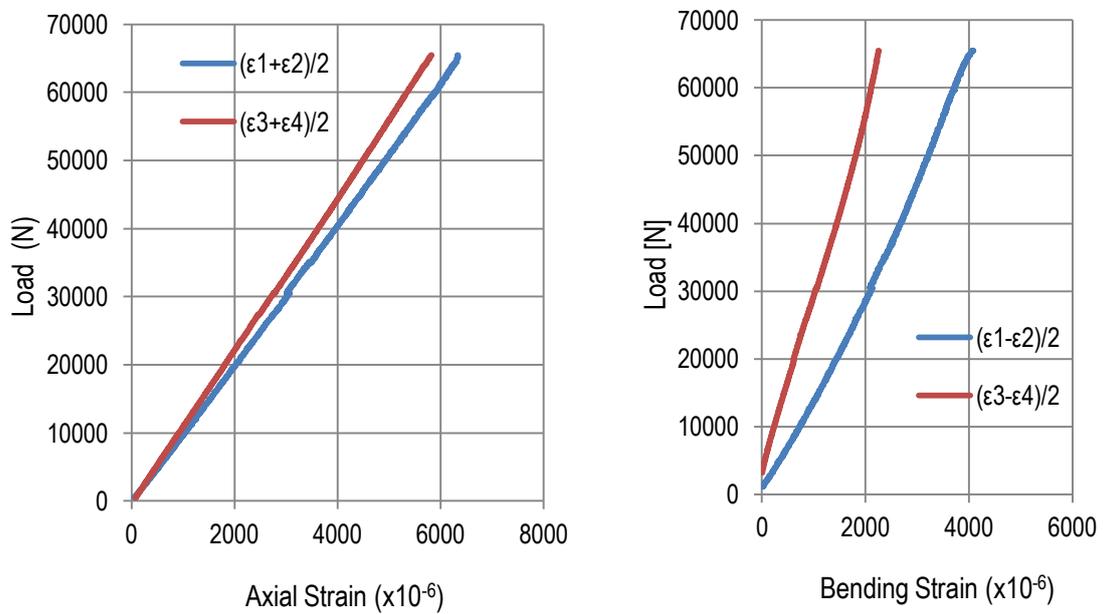


図 5.11 CFRP large-PP-2 引張試験のひずみ計測結果



(a) 軸ひずみ

(b) 曲げひずみ

図 5.12 CFRP large-PP-2 の軸ひずみと曲げひずみ

5. 4 修理供試体の破損モード^{43),49),61)}

引張試験を実施した修理供試体について、破断部および破損部を詳細に観察し、破損モードを明らかにする。まず、拡大鏡で外観および表面に現れた損傷を観察する。続いて、破損部断面を切り出し、エポキシ樹脂に埋め込んで研磨し、光学顕微鏡で 30 倍から 200 倍に拡大して観察する。

5. 4. 1 破損モード

Ti-PP および Al-PP はファスナ継手により金属パッチと母材とを結合したものである。ファスナ継手による母材の破損モードは(a) せん断破損、(b) 引張破損、(c) 面圧破損、(d) 裂け・引張破損、(e) ファスナ頭引抜け破損、(f) ファスナせん断破損⁹⁾がある。また、母材自身の応力集中部断面での引張破損モードもあり、ファスナ修理供試体はいずれかの破損モードを伴って破断に至っていると考えられる。

CFRP small-PP および CFRP large-PP は接着継手により CFRP パッチと母材を結合したものである。破損モードとしては 5. 2 項に示すように、接着剤と積層材の接着界面剥離、接着剤層内剥離がある。また、母材およびパッチ積層板の破損モードもあり、接着修理供試体はいずれかの破損モードを伴い破断に至っていると考えられる。

(1) Ti-PP

Ti-PP-2 の破断状況を拡大して図 5.13 に示す。(a)に破断後の全容を示す。Ti パッチと母材を結合しているファスナ 1 行目で母材が引張破断している。(b)から(d)は破断した供試体を母材とパッチに分解したものである。分解はナットを回転して取り外し、ファスナを抜いて行った。ファスナは容易に抜けた。(b)は母材のファスナ頭側、(c)はパッチの母材との接触面、(d)は母材のナット側を示す。(b)の線で囲んだ損傷部分を拡大して(e)に示す。また(d)の線で囲んだ損傷部分を拡大して(f)に示す。(e)および(f)より母材は 45°層の繊維方向破断および繊維破断、0°層の繊維破断、90°層の繊維方向破断を伴っている。また、(e)の切欠孔下部中央の上下ファスナ孔 No.17 と 22 の間には 45°層が縦に繊維破断しており、せん断

破損のモードを示している。(c)の Ti パッチには損傷は見られない。

Ti-PP-1 の破断状況を図 5.14 に示す。(a)~(f)までの図は Ti-PP-2 の場合と同じである。母材は完全には分離していない。45°層の繊維方向破断および繊維破断、切欠孔下部中央の上下二つのファスナ孔間にある 45°層繊維破断は Ti-PP-2 と同じである。Ti-PP-2 と異なって観察されるのは、(e)および(f)のファスナ孔が荷重負荷方向へ長孔になっており、面圧損傷を生じていることである。また、(f)の線で囲んだコーナ R 部は 45°層の繊維方向破断および繊維破断を生じている。(c)の Ti パッチには損傷は見られない。

Ti-PP-2 はファスナ 1 行目で完全に破断しており、Ti-PP-1 はファスナ孔の面圧破損と母材の破損にとどまっている。この差は変位制御で負荷したため、破損のどの時点で負荷を終了したかにかかわっている。

(2) Al-PP

Al-PP-2 の破断状況を拡大して図 5.15 に示す。(a)~(f)までの図の説明は図 5.13 の場合と同じである。母材は完全には破断していない。45°層の繊維方向破断および繊維破断、切欠孔下部中央の上下 2 個のファスナ孔間にある 45°層の繊維破断は Ti-PP-2 と同じ破損モードを示している。(e)の線で囲んだ母材のファスナ孔は面圧破損を生じ、荷重負荷方向に少し長孔になっている。また、(f)の線で囲んだコーナ R 部は 45°層の繊維方向破断および繊維破断している。(c)の線で囲んだ Al パッチのファスナ孔は荷重負荷方向に少し長孔になっている。

Al-PP-1 の破断状況を図 5.16 に示す。(a)~(f)までの図は Al-PP-2 の場合と同じである。(g)は(f)の線で囲んだ部分の母材側帯部の拡大図を示す。母材の 45°層にコーナ R 部から真横に伸びる損傷が観察される。(h)は(c)の線で囲んだ Al パッチのファスナ孔を拡大して示す。矢印で示すファスナ孔が荷重負荷方向に長孔になっている。

Al-PP-2 と Al-PP-1 との破断状況の差は Ti-PP の場合と同じく、変位制御のどの時点で負荷を終えたかにかかっている。Al-PP の破損モードは Ti-PP と同じである。異なるのは Al パッチのファスナ孔が荷重負荷方向に長孔になっている点である。この原因を考察する。Al-PP はパッチが 2024-T3 sheet、厚さ $t_{Al}=1.6\text{mm}$ 、降伏面圧応力 $F_{bryAl}=606\text{MPa}$ ⁴⁸⁾であり、一面せん断継手による偏心は $z_{Al}=1.25\text{mm}$

である。Ti-PP はパッチが Ti-6Al-4V sheet、厚さ $t_{Ti}=0.635\text{mm}$ 、降伏面圧応力 $F_{bryTi}=1496\text{MPa}$ ⁴⁸⁾であり、一面せん断継手の偏心が $z_{Ti}=0.76\text{mm}$ である。ここで、 F_{bry} はファスナ孔から板端までの距離 e がファスナ孔径 D に対し $e/D=2$ の場合 n の値である。降伏面圧応力は B 値（母集団の 90%の値が 95%の信頼水準で規格に入る値）⁴⁸⁾で統計処理している。両者の面圧降伏荷重 $t F_{bry} D$ の比を計算すると下記となり、Al-PP と Ti-PP でほとんど変わらない。

$$(t_{Al} F_{bryAl} D) / (t_{Ti} F_{bryTi} D) = (1.6 \times 606 \times D) / (0.635 \times 1496 \times D) = 0.98$$

一方、一面せん断継手の偏心による板厚パッチ中央面の降伏荷重を偏心による曲げ応力 F_{bry}/z に板厚 t を乗じその比を計算すると下記となる。

$$\{F_{bryAl} / (z_{Al}/t_{Al})\} / \{F_{bryTi} / (z_{Ti}/t_{Ti})\} = \{606 / (1.25/1.6)\} / \{1496 / (0.86/0.635)\} = 0.7$$

従って、Al-PP が Ti-PP の 7 割の荷重でファスナ孔周り面圧降伏を生じることが判る。このことから、母材からパッチへの伝達荷重が同じでも Al パッチのファスナ孔は面圧降伏して長孔になり、Ti パッチのファスナ孔は面圧降伏しなかったと考えられる。

(3) CFRP small-PP

CFRP small-PP-2の破断状況を拡大して図5.17に示す。(b)は(a)の破断部Aを見上げた図であり、A1をさらに拡大して(b-1)に示す。(c)は(a)の破断部Bを見上げた図であり、B1をさらに拡大して(c-1)に示す。(b-1)、(c-1)は① 45°、② 0° および ③ 90°層の層間剥離、繊維方向破断および繊維破断を示している。(a)のAB1およびAB2を拡大して (d)および(e)に示す。(d)のパッチ側AB1とその相手である(e)の母材側AB2は両方に接着層が残る④ 接着層内剥離を示している。

図 5.18 に示す CFRP small-PP-2 についても破損部詳細調査を行った。(a-1)および(a-2)に示す母材とパッチの下部接着端を、フィレットを含む断面 A~D で小片に切断し、樹脂に埋め込んだ切断面を研磨し、光学顕微鏡で 200 倍に拡大して観察した。(b)は左縁から 2.8mm の断面 A、(c)は 51.1mm の断面 B、(d)は右縁から 7.4mm の断面 C を示す。パッチ端にできたフィレットがパッチと母材の接着

層に楔型に入り込む角（パッチ端角）に接着剤樹脂亀裂が観察される。亀裂長さはパッチ端中央部分が $200 \times 10^{-6} \text{m}$ 、中央部から離れるに従って $100 \times 10^{-6} \text{m}$ 程度あるいは観察されなかったりする。(e)は切欠孔端の断面 D を示す。断面 B と左縁からほぼ同じ距離にある。切欠孔端中央のフィレットには孔端面に沿う $100 \times 10^{-6} \text{m}$ の接着剤樹脂亀裂が観察される。この亀裂は中央部分を離れると観察されない。(f)、(g)は破損した母材切欠孔コーナ R 部のフィレット部を(a-2)の E または F に示す斜め上方から見た拡大図である。パッチに残留したフィレット破断面に母材 90° 層が残留しているのが観察される。これらの観察結果から CFRP small-PP-2 では母材切欠孔のフィレットは切欠孔端面に沿うように接着剤樹脂割れが生じることが判る。また、この割れは切欠孔中央部分から生じることが判る。パッチ端角の接着剤樹脂亀裂はパッチ端中央部分が大きく、中央部から離れると小さいか観察されなくなる。パッチ端中央部分と切欠孔中央部分とは一面せん断接着継手における各々の接着端であり、この部分に接着剤樹脂亀裂があり、中央部分を離れると観察されなくなることは、ひずみゲージの挙動から判断した CFRP small-PP-2 は、まず切欠孔上部に接着面剥離が生じたという破壊のメカニズムを裏付けている。

CFRP small-PP-1の破損部詳細調査を図5.19に示す。(b)は母材とパッチ接着層のパッチ端中央を切断した研磨面を示し、(c)は(b)のC2を200倍に拡大した断面を示す。パッチ端角に $200 \times 10^{-6} \text{m}$ の接着剤樹脂亀裂が生じているのが観察される。この亀裂は図5.18(c)と同様である。従ってCFRP small-PP-1の破壊のメカニズムもCFRP small-PP-2 と同じである。

(4) CFRP large-PP

CFRP large-PP-3 の破断状況を図 5.20 に示す。破断は(a)に示す部位で生じ、その状況は 5. 2 項で説明したように接着部と母材の破断である。(a)の D1 とその相手である D2 を(b)および(c)にそれぞれ示す。また、(a)の E1 とその相手である E2 を(d)および(e)にそれぞれ示す。(d)は破断部を見下ろした図であり、(e)は見上げた図である。D1 および D2 には図 5.17 の CFRP small-PP-2 の観察で示した①～④の損傷モードと同じものが見られる。さらに、E1 および E2 には⑤接着面から外れる位置まで達する 45° 層の繊維方向剥離、⑥ 45° または 0° 層の層内

剥離および $45^\circ/0^\circ$ 層間剥離が見られる。これらは接着剤の強度が積層板の層内および層間剥離強度より強いことを示している。

CFRP large-PP-3 のコーナ R 周り破損部を拡大鏡により詳細に調査し、図 5.21 に示す。(b)、(c)に示すように切欠孔コーナ R 近傍のフィレット破断面に CFRP small-PP-2 と同様に母材の 90° 層が残留している。(d)に示すコーナ R 側方部のフィレットには割れが観察され、これを(e)に示すように 30 倍に拡大すると、母材切欠孔淵から $500 \times 10^{-6} \text{m}$ 離れた位置に割れがあることが判る。また(f)に示すようにコーナ R 下方部の断面を切断し、研磨して 30 倍に拡大し、さらに(g)に示すように断面を 50 倍に拡大すると、母材の切欠孔端面に沿うフィレットの接着剤樹脂亀裂が観察される。

CFRP large-PP-3 のパッチ端破損部の詳細調査した部分を図 5.22 に示す。(b)に示すようにパッチ端から $200 \sim 300 \times 10^{-6} \text{m}$ 離れた位置にフィレットの割れが観察される。この割れはパッチ端の左右の縁から中央の方へ伸びており、母材側帯部につながる、左縁から 10mm、右縁から 16mm の位置まで観察される。(c)から(i)まではパッチ端を短冊状に切断し、切断面を研磨して拡大した図を示す。(c)に示すように、右縁から 51mm のパッチ端中央付近を研磨した断面を 200 倍に拡大すると、パッチ端角のフィレットに $100 \times 10^{-6} \text{m}$ の接着剤樹脂亀裂が観察される。(d)に右縁から 6mm の切断面を研磨し、30 倍に拡大した図を示す。フィレット表面からパッチ端角を経てパッチと母材の接着層に至る接着剤樹脂亀裂が観察される。この亀裂は(g)の左縁から 3mm の断面も同様に観察される。右縁から 17mm の断面を(e)に示すように 30 倍に拡大し、さらに(f)にパッチ端右角を 200 倍に拡大し図示すると $200 \times 10^{-6} \text{m}$ の接着剤樹脂亀裂が観察される。この亀裂は(a)の左縁から 13mm の断面 K2 の(h)をさらに拡大した(i)のも同様である。

図 5.21 と図 5.22 の観察結果から CFRP large-PP では母材切欠孔コーナ R の側方はフィレットの割れが生じ、R 部下方は切欠孔端面に沿うように接着剤樹脂亀裂が生じることが判る。パッチ端では左右の縁から中央方向に伸びるフィレット割れが観察されるが中央部分では見られない。パッチ端角の接着剤樹脂亀裂はパッチ端中央部分では小さく、母材側帯部につながる縁から一定の距離までは、フィレット表面からパッチ端角を経てパッチと母材の接着層に至る接着剤樹脂亀

裂であり、それより内方ではパッチ端角接着剤樹脂亀裂になる。この樹脂亀裂はパッチ端中央部でも観察されるが $100 \times 10^{-6} \text{m}$ 程度と小さい。母材切欠孔コーナ R のフィレット割れと樹脂亀裂、およびパッチ端側帯部のフィレット表面につながる樹脂亀裂は、ひずみゲージの挙動から判断した CFRP large-PP の母材側帯部の接着面剥離がまず生じたという破壊のメカニズムを裏付けている。

5. 4. 2 考察

本項では 5. 2 項で引張試験を実施した試験供試体の破損部を詳細に調査した。Ti-PP および Al-PP の破壊のメカニズムは母材側ファスナ孔の面圧破損を伴う、母材とパッチを結合するファスナ 1 行目で引張破断である。母材には面圧破損による孔周りの変形および破断時に生じた 45° 層の繊維方向破断および繊維破断が生じている。完全に破断した試験供試体は 0° 層の繊維破断、 90° 層の繊維方向破断も生じている。金属パッチは Al パッチのみにファスナ孔が面圧降伏して長孔になっている。

CFRP small-PP および CFRP large-PP では破断部でパッチと母材の接着面剥離が生じている。破断していない側の接着部を切断し破断面を観察すると、パッチ端または母材切欠孔端にできたフィレットがパッチと母材の接着層に楔型に入り込む角（パッチ端角）に接着剤樹脂亀裂が観察される。接着剤樹脂亀裂は CFRP small-PP では切欠孔上部の接着部端が大きく、CFRP large-PP では切欠孔側帯部の接着部端が大きい。このことから CFRP small-PP では切欠孔上部の接着面剥離が初めに生じ、CFRP large-PP では切欠孔側帯部の接着面剥離が初めに生じており、これらを起点にそれぞれの修理供試体の破断に至っている事は破損部の詳細調査からも判る。

母材は切欠孔コーナ R を含む断面で破断されており、 45° 層の繊維方向破断および繊維破断、 0° 層の繊維破断および 90° 層の繊維方向破断を生じている。母材の破断は、接着長さが 10mm の CFRP small-PP ではコーナ R から斜め 20 度上方へ、接着長さが 21mm の CFRP large-PP ではコーナ R から斜め 45 度上方へ生じており、母材とパッチの接着力が破断方向に影響していることが判る。CFRP large-PP では母材切欠孔側帯部のパッチ側に母材の 45° 層が残っており、接着剤

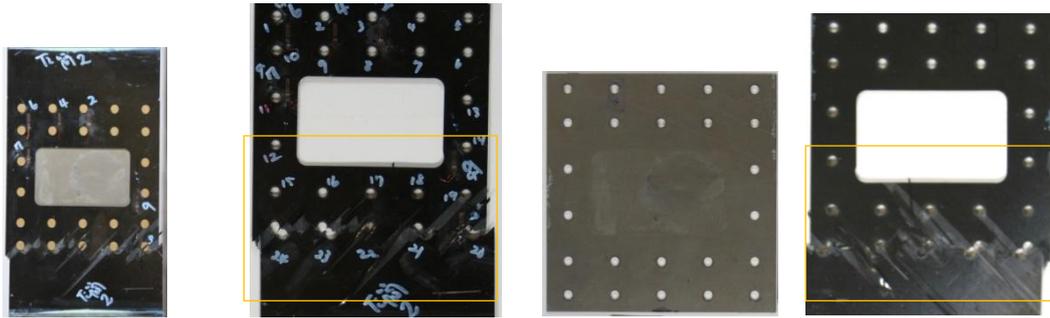
の接着強度が母材の 45°/0°層間剝離強度より強いことを示している。

5. 5 緒言

一時修理案として Ti-PP、Al-PP および CFRP small-PP、恒久修理案として CFRP large-PP の引張試験を実施した。その結果、Ti-PP、Al-PP および CFRP small-PP は設計基準とした設計制限荷重 (DLL) を上回る強度を有しており、一時修理として有効であることが判った。また CFRP large-PP については設計終極荷重 (DUL) を上回る強度を有しており、恒久修理として有効であることが判った。

強度を評価するに当たっての今後の課題は試験データのばらつきおよび高温・吸湿条件の影響などである。

試験供試体が破断するまで計測したひずみの値を考察し、各試験供試体の破損の起点および破断に至る損傷を明らかにし、さらに破断部および破損部分を詳細に観察した。その結果、Ti-PP および Al-PP はファスナ孔に面圧破損を生じ、その後ファスナ継手 1 行目で母材の引張破断に至っている。CFRP small-PP は切欠孔上部の接着部分の損傷が起こり、切欠孔左右の側帯部で伝達荷重に変化が生じ、続いて左右側帯部の接着部分の損傷と母材側帯部がコーナ R を含む断面で損傷を起こし、供試体全体の破断に至っている。CFRP large-PP は CFRP small-PP とは初めに破損の生じる部位が異なり、切欠孔左右の側帯部で接着部分の損傷が起こり、続いて切欠孔上部の接着部分の損傷と母材側帯部がコーナ R を含む断面で損傷を起こし、試験供試体の破断に至っている。今後の課題としては、接着継手の接着端に生ずる樹脂亀裂の発生と負荷荷重との関連を得ることにより破断荷重の向上へ結び付けることなどがある。



(a) fractured specimen (b) fastener head side of (a) (c) Ti-patch-nut side (d) nut side of (a)

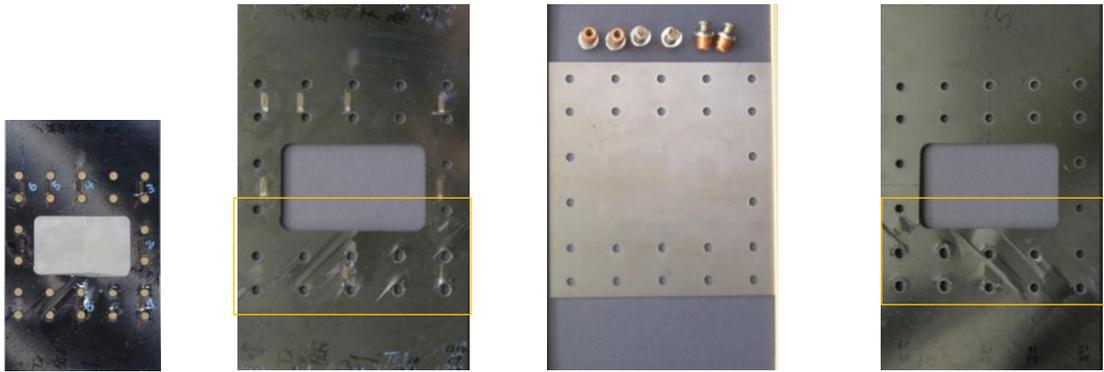


(e) enlarged view of (b)



(f) enlarged view of (d)

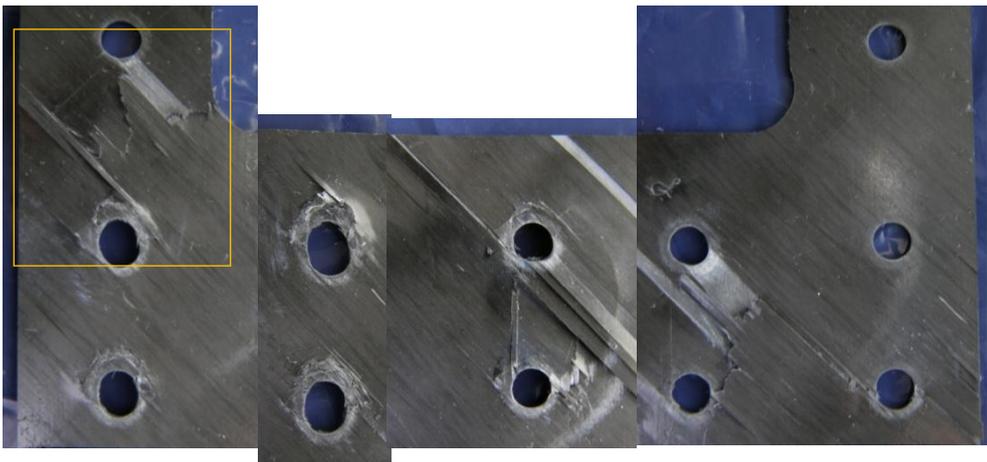
☒ 5.13 Fracture test of Ti-PP-2



(a) tested specimen (b) fastener head side of (a) (c) Ti-patch-nut side (d) nut side of (a)

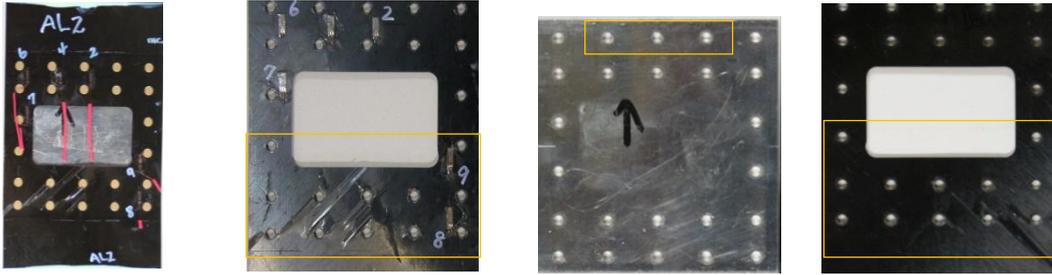


(e) enlarged view of (b)



(f) enlarged view of (d)

☒ 5.14 Fracture test of Ti-PP-1



(a) tested specimen (b) fastener head side of (a) (c) Al-patch-nut side (d) nut side of (a)

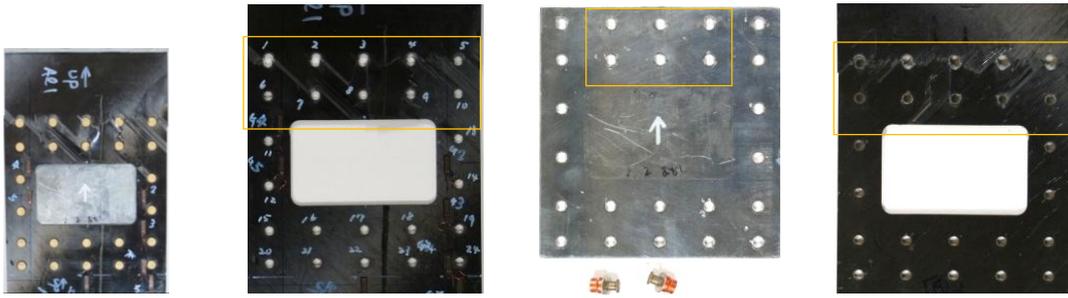


(e) enlarged view of (b)



(f) enlarged view of (d)

☒ 5.15 Fracture test of Al-PP-2



(a) tested specimen (b) fastener head side of (a) (c) Al-patch-nut side (d) nut side of (a)



(e) enlarged view of (b)



(f) enlarged view of (d)

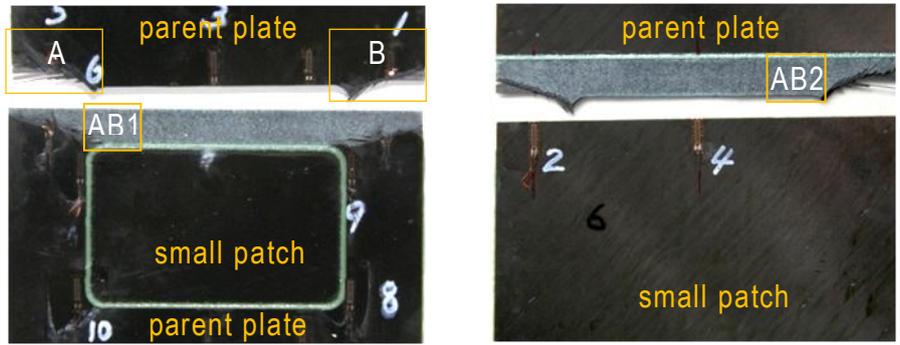


(g) enlarged view of (f) at corner-R of square hole

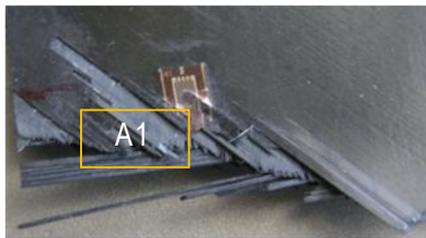


(h) bearing deformation of Al-patch fastener holes (c)

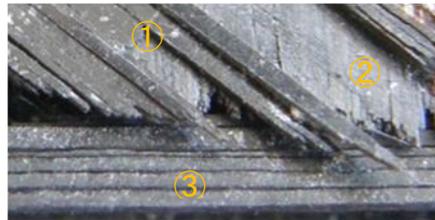
☒ 5.16 Fracture test of Al-PP-1



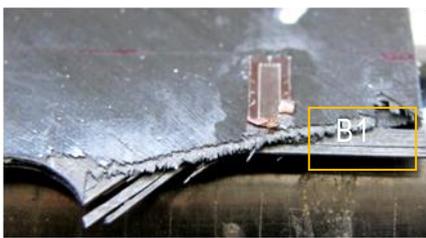
(a) overview of fractured specimen with A, B, AB1 and AB2



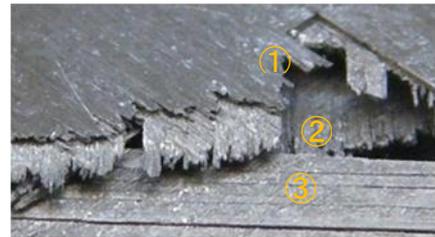
(b) A in (a) | 5mm



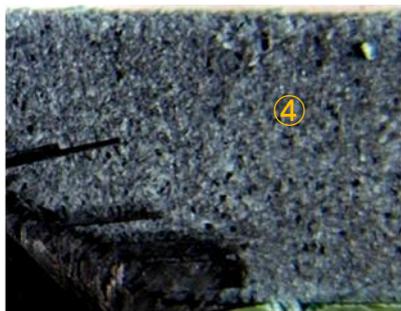
(b-1) A1 in (b) | 1mm



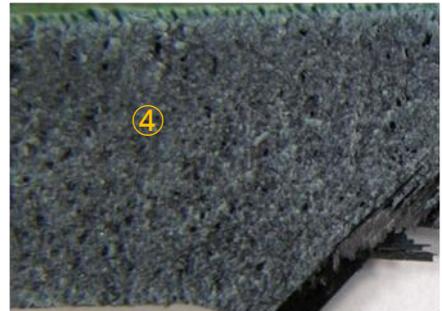
(c) B in (a) | 5mm



(c-1) B1 in (c) | 1mm

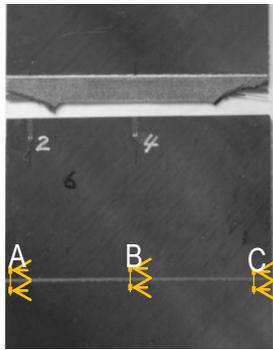


(d) AB1 in (a) | 2mm

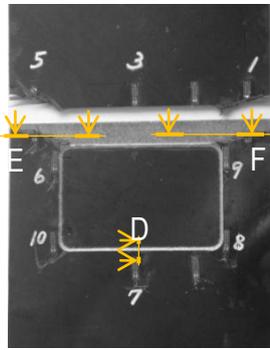


(e) AB2 in (a) | 2mm

图 5.17 Enlarged failure modes at A, B and ABs of CFRP-small-PP-2



(a-1)



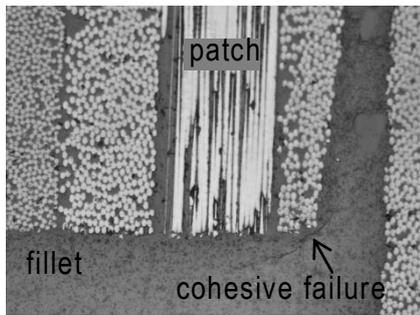
(a-2)



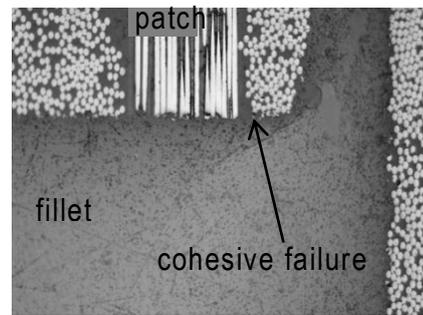
(f) look-down view E in (a-2)



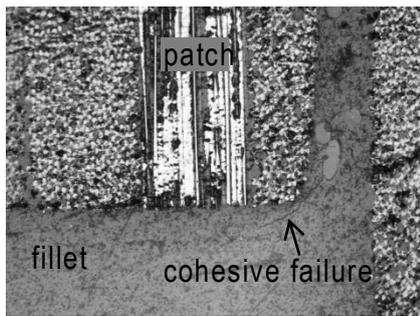
(d) look-down view F in (a-2)



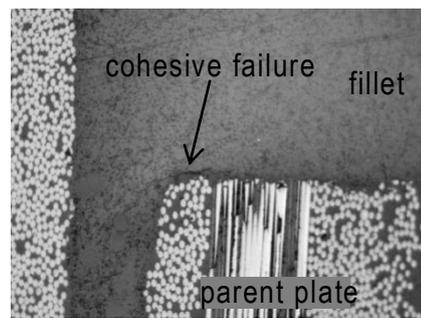
(b) section A in (a-1)



(c) section B in (a-1)

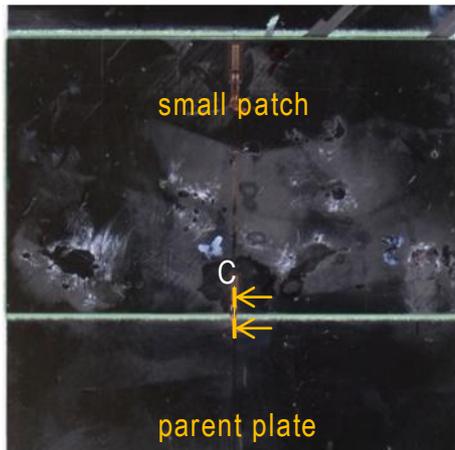


(d) section C in (a-1)

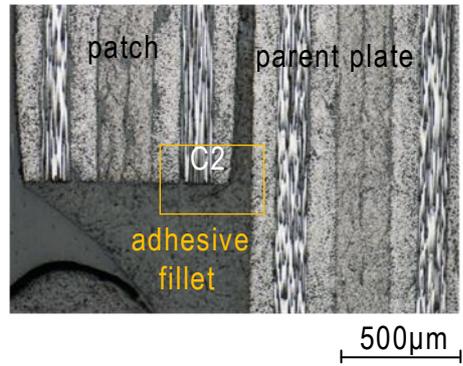


(e) section D in (a-2)

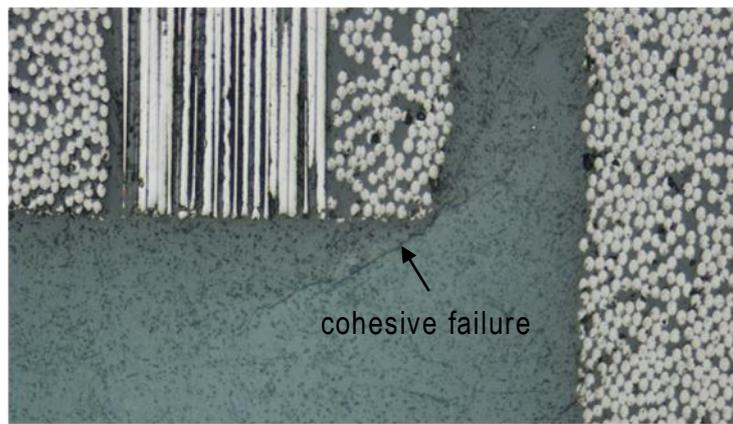
☒ 5.18 Magnifying glass and microscope observations at patch end sections and lookdown view of fracture specimen of CFRP-small-PP-2



(a) overview of failed specimen with cutting plane C1

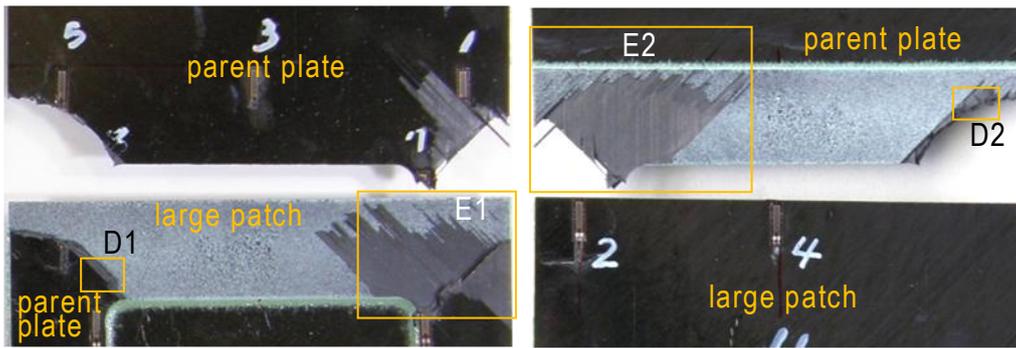


(b) cross-section at C1

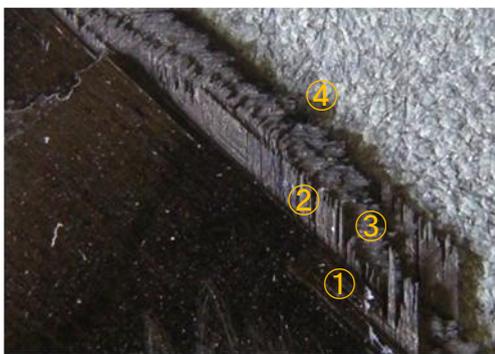


(c) C2 in (b)

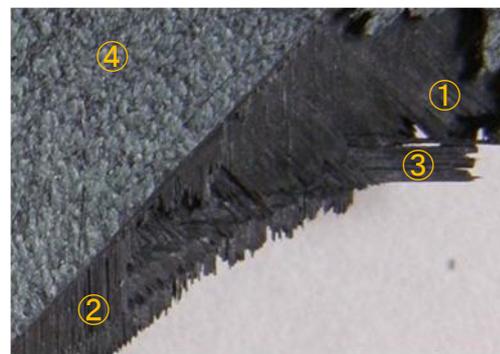
☒ 5.19 Cross section of patch edge fillet of Small-PP-1



(a) overview of fractured specimen with D1, D2, E1,



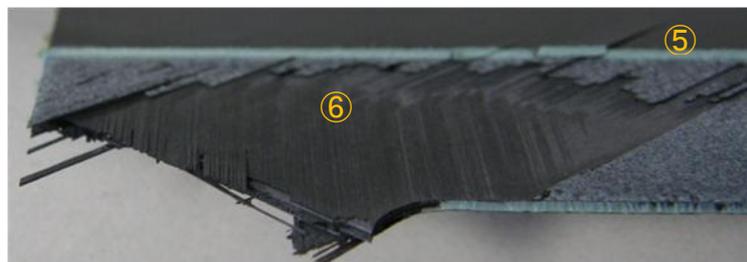
(b) D1 in (a) | 2mm



(c) D2 in (a) | 2mm

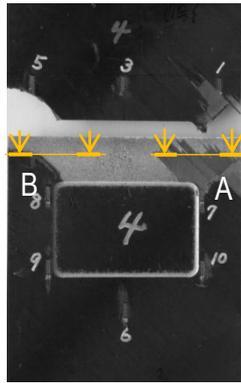


(d) look-down view of E1 in (a) | 5mm

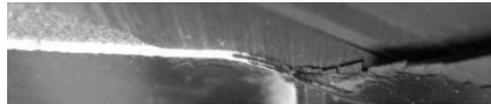


(e) look-up view of E2 in (a) | 5mm

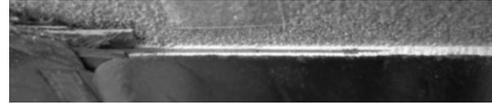
☒ 5.20 Enlarged failure modes at A, B and ABs of CFRP-large-PP-3



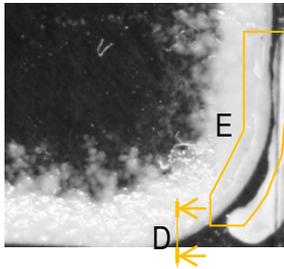
(a) overview of failed specimen with A,B,C



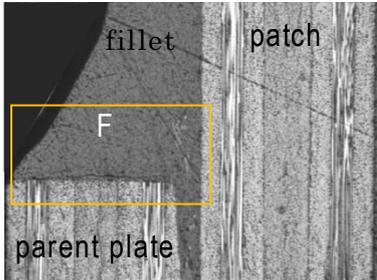
(b) view A in (a)



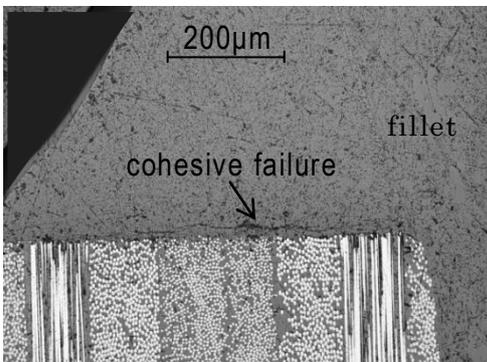
(c) view B in (a)



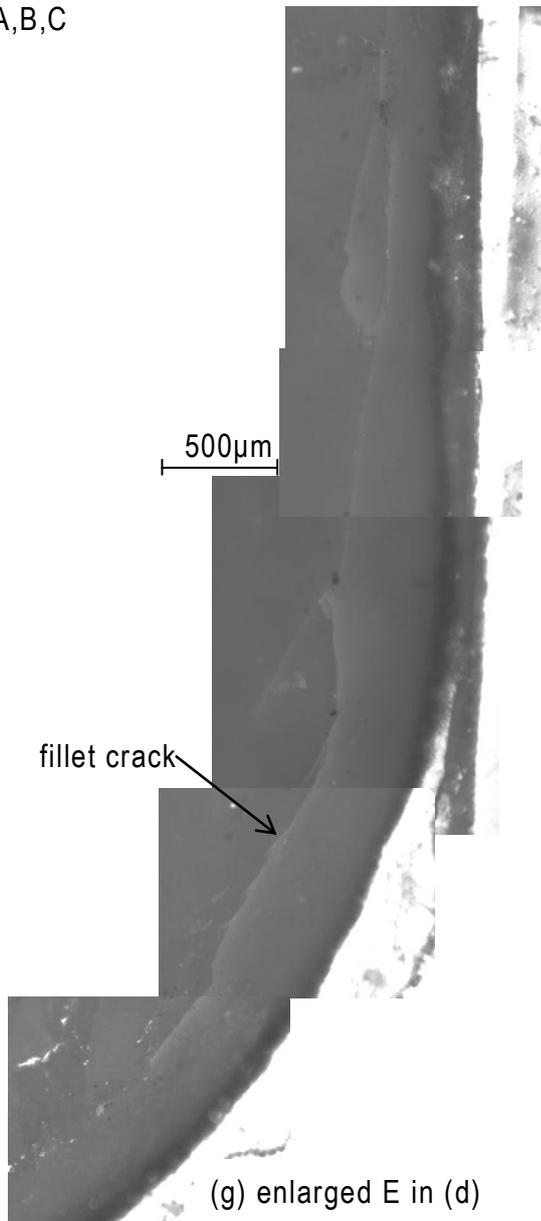
(d) area C in (a)



(e) section D in (a)

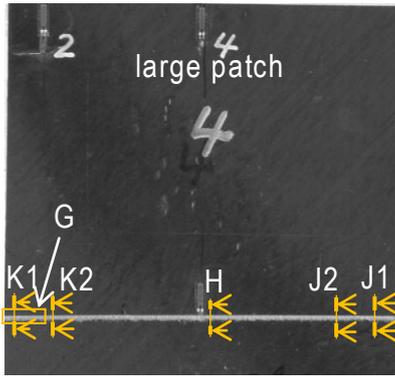


(f) enlarged F in (e)

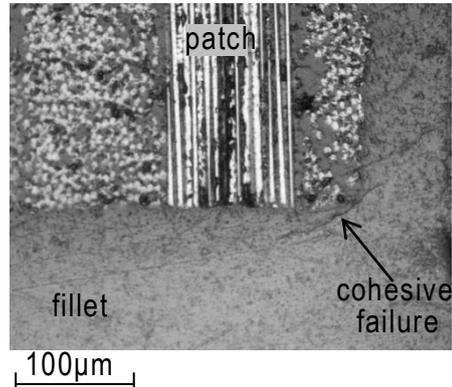


(g) enlarged E in (d)

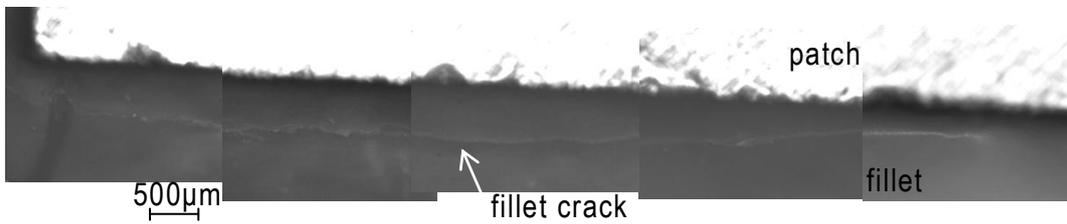
☒ 5.21 Cross section of a squared hole edge fillet near R-corner of CFRP large-PP-3



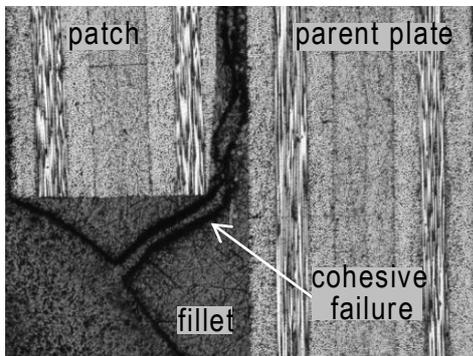
(a) overview of fractured specimen with G, H, J, K



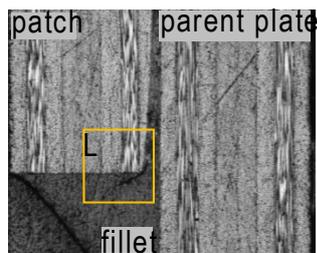
(c) H in (a)



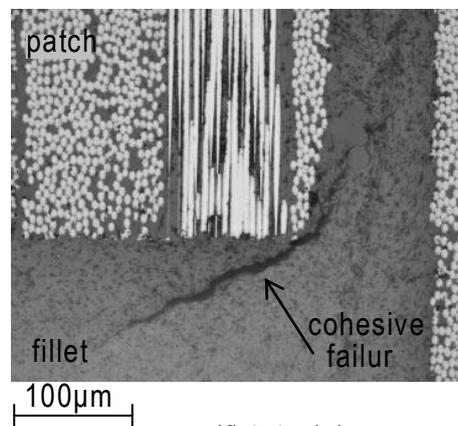
(b) G in (a)



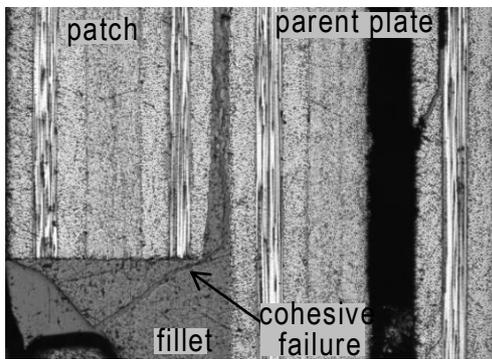
(d) J1 in (a)



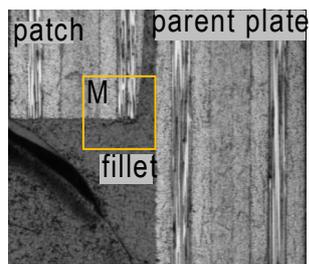
(e) J2 in (a)



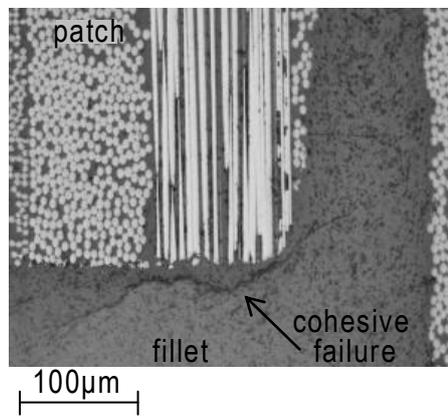
(f) L in (e)



(g) K1 in (a)



(h) K2 in (a)



(i) M in (h)

☒ 5.22 Magnifying glass and microscope observations at patch end sections of CFRP large-PP-3

第6章 結論

航空機に CFRP の適用が拡大されるに従って修理法の研究についても多く行われてきた。薄板の胴体構造が修理可能な損傷を受けた場合の修理はファスナ継手または接着継手でパッチを当てるのが一般的である。CFRP 構造の修理を目的にした試験片レベルの継手の研究は多くなされている。また、構造レベルでは円孔を修理する研究がなされているが、矩形孔を修理する構想は見られるものの、研究し発表されたものは見られない。更に、一時修理とか恒久修理とかの概念はあるものの、これらを念頭に置いた修理法の研究は見当たらない。

そこで、本論文では矩形孔を一時修理または恒久修理する修理法を研究する。まず、修理期間をどれくらい費やせるかにより一時修理と恒久修理があることを述べ、それぞれの修理法を提案する。静強度設計基準を一時修理は設計制限荷重に耐えること、恒久修理は設計終極荷重に耐えることと定める。修理対象は CFRP 積層板で製造された中型旅客機の胴体外板とした。続いて、この胴体外板を古典積層理論により設計する。この外板が損傷を受けたと想定し、この損傷を矩形に切り取り、パッチを当てて修理する。一時修理としてはチタニウムパッチをファスナ継手で当てる修理 (Ti-PP)、アルミニウムパッチをファスナ継手で当てる修理 (Al-PP) および小型 CFRP パッチを二次接着継手で当てる修理 (CFRP small-PP) とする。恒久修理としては大型 CFRP パッチを二次接着継手で当てる修理 (CFRP large-PP) とする。

それぞれの修理法を評価するために以下の内容を実施し、それぞれの成果を得た。

(1) CFRP 積層板の製作を行い、製作した CFRP 積層板から試験片を切り出して引張試験を実施した。引張強さおよび縦弾性係数の値は JAXA-ACDB⁴⁶⁾の東レ材とほぼ同等であり、妥当な結果が得られた。また、自由縁剥離が試験片全幅に達すると試験片が破断すること、および破断部には 90°層の繊維方向破断、45°層の繊維方向破断と繊維破断、0°層の繊維破断が生じることを明らかにした。更に、応力-ひずみ線図に傾きが変わる点があることを明らかにした。自由縁剥離が破断を起こす前に生ずることは CFRP を使用した航空機の運航中の検査作業の

一助となると考えられる。

(2) 修理供試体と同じ矩形孔のある切欠材の引張試験を行った。その結果、切欠材は矩形孔のコーナ R を含む断面で破断した。破断部には 0°層の繊維破断、45°層の繊維方向破断および繊維破断、90°層の繊維方向破断が観察され、破断モードは参考文献 59)の示す円孔切欠きのある帯板と同じである。また応力集中のある切欠材の引張強度の予測を応力集中率と切欠きのない積層板破断応力を用いた簡便な方法で試みた。しかし、簡便な方法は、応力集中率が 2 程度のコーナ R のある矩形切欠孔を持つ有限幅 CFRP 積層板には適用できるものの、応力集中率が 2 よりも大きい円孔切欠材では適用できない結果となった。

(3) 修理供試体を製作し、その手順の取得と修理時間を得た。修理供試体の製作は CFRP パッチ二次接着修理が 12.2 時間、金属パッチファスナ修理が 11.8 時間と、ほぼ同じ時間だけ作業者が従事する。しかし、接着修理には作業者が拘束されない時間として、CFRP パッチの加圧・加熱硬化に 285 分(4.8 時間)、および接着剤の硬化に 165 分(2.8 時間)が修理に要する時間として更に必要となる。従って、修理日数を短くするためには一日のうちで作業者が拘束される時間とそうでない時間との配分を工夫する必要があることがわかった。なお、本論文で得た修理時間のほかに修理前後の検査等の時間を加えて修理期間が決まるため、修理期間の判定は今後の課題となる。

(4) 試験供試体の引張試験を実施した。その結果 Ti-PP、Al-PP および CFRP small-PP は設計制限荷重以上の強度を有し、一時修理法として有効であることが明らかとなった。また、CFRP large-PP は設計終極荷重以上の強度を有し、恒久修理案として有効であった。試験結果からそれぞれの供試体が有する余裕安全率を求めたが、この評価は試験データのばらつきおよび高温・吸湿状態の影響を参考文献から得ており、評価の精度は今後の課題である。

(5) 破断部分の調査および計測したひずみ値の考察から、各修理法の試験供試体の破壊のメカニズムを得た。すなわち、Ti-PP および Al-PP はファスナ孔に面圧破損を伴い、ファスナ継手 1 行目で母材が引張破断している。CFRP small-PP は切欠孔上部の接着面剥離を生じることにより、切欠孔左右の側帯部で伝達荷重に変化が生じ、続いて左右側帯部の接着面剥離と母材側帯部のコーナ R を含む断

面で破損し、供試体全体の破断に至っている。CFRP large-PP は CFRP small-PP とは始めに接着面剥離を生じる部位が異なっており、まず切欠孔左右の側帯部に生じ、続いて切欠孔上部の接着面剥離と母材側帯部のコーナ R を含む断面での破損が生じ、試験供試体の破断に至っている。

(5) 引張試験を実施した試験供試体の破損部を拡大鏡により調査した。Ti-PP および Al-PP の母材には面圧破損による孔周りの変形および破断時に生じた 45° 層の繊維方向および繊維破断が生じている。完全に破断し分離した試験供試体は 0° 層の繊維破断、90° 層の繊維方向破断も生じている。金属パッチはアルミニウムパッチのみにファスナ孔が長孔になり面圧降伏している。

CFRP small-PP および CFRP large-PP の破断部にはパッチと母材の接着面剥離が生じている。破断していない側の接着部分を切断し、破断面を光学顕微鏡により観察すると、パッチ端または母材切欠孔端にできたフィレットがパッチと母材の接着層に楔型に入り込む角（パッチ端角）に接着剤樹脂亀裂が観察される。接着剤樹脂亀裂は CFRP small-PP では切欠孔上部の接着端が大きく、CFRP large-PP では切欠孔側帯部の接着端が大きい。このことから、CFRP small-PP ではまず切欠孔上部の接着面剥離が生じ、CFRP large-PP ではまず切欠孔側帯部の接着面剥離が生じ、これらをそれぞれの起点として修理供試体の破壊に至ったというメカニズムを破損部の詳細調査からも裏付けることができた。今後の課題としては接着端の亀裂発生と負荷荷重の関連を得ることにより、破断荷重の向上に結び付ける研究が考えられる。

ここに示した成果を総合し、本研究が目的とする成果として、一時修理の Ti-PP、Al-PP および CFRP small-PP は有効な修理法であることが明らかとなった。また、恒久修理の CFRP large-PP も有効な修理法であることが判った。更に、いくつかの課題を示すことができた。

本研究が修理法を考える上での一助となれば幸いである。

Appendix A 構造の分類

航空機の構造は、その果たしている機能が航空機の飛行安全に与える影響から以下のように分類される。

一次構造は飛行するための主要な荷重を分担し、破損することにより航空機の飛行安全に致命的な危険を及ぼすものである。構造としては外翼桁間、中央翼などの主翼構造、胴体パネル、客室などの床ビーム、機首、尾部、後部隔壁などの胴体構造、水平尾翼、垂直尾翼、主脚、前脚、エンジンパイロンなどの構造を示す。主翼から尾翼までは複合材料の適用事例がある。脚、パイロンなどは大きな集中荷重を受け持つ金具があり、これらに三次元織物強化複合材料の適用を目指した研究などが行われている。

舵面等は操縦に必要なものであり、飛行中に破損してもパイロットが容易に気づくことが可能な構造である。取り外して新たな舵面等と交換し、修理することが可能である。エレベータ、ラダー、エルロン、スポイラ、後縁フラップ、前縁スラット、スピードブレーキなどがある。

二次構造は航空機の一部を空力的に成形するものであり、外形を保つための剛性が求められる。脚扉、主翼の前縁、後縁、エンジンナセル、各種フェアリング、レドームなどがある。用途に応じ CFRP にとどまらず、アラミド繊維強化エポキシ樹脂複合材料 (AFRP)、ガラス繊維強化樹脂複合材料 (GFRP) などが適用される。

複合材料で作られた航空機構造を修理の観点から分類すると、主翼外板などの厚板、胴体外板などの薄板、舵面などに使われるハニカムサンドイッチ構造および複合材料と金属材料のハイブリッド材に分けられる。

Appendix B 航空機の強度要件

B1. 強度、剛性の要求⁵⁾

航空機構造の設計は下記に示す静強度、耐久性、損傷許容性などの強度要求および剛性要求に合致することが求められる。

- 静強度：設計制限荷重（DLL：Design Limit Load または LMT：Limit Load）は航空機が運用中に予想される最大荷重と定義される。これに安全率 1.5 を乗じて設計終極荷重（DUL：Design Ultimate Load または ULT：Ultimate Load）を得る。この DUL が作用しても破壊または構造不安定に対し安全余裕を持つこと。
- 耐久性：航空機の使用寿命の間、運用中の繰り返し荷重を受けても損傷が生じないこと。
- 損傷許容性：製造時に発見困難な傷の存在を許容し、この傷が運用中に繰り返し荷重を受けることにより進展しても、検査マニュアル（MPD：Maintenance Planning Document）に従って定期的に行われる検査で発見可能であり、かつその検査間隔の間に生ずる最大荷重が作用しても破壊に至らないこと。
- 剛性：DLL までの荷重において安全な運用を妨げるような変形を生じないこと。また空力弾性安定性を有すること。

B2. 許容された傷の進展

定期検査による傷の発見は目視検査に加え Appendix D に示す非破壊検査（NDI：Non-Destructive Inspections）により行われる。

損傷許容性で存在を許容された傷は運用中に進展していくことが考えられる。傷の大きさとそれに耐える荷重の大きさは構造試験等で図 B1 の例⁶³⁾に示すように求められる。すなわち、傷が許容損傷限界（ADL：Allowable Damage Limit）の大きさまでは DUL に対し破壊しないこと。また臨界損傷しきい値（CDT：Critical Damage Threshold）までは DLL に対し破壊しないこと。なお、傷の大

きさは非破壊検査（NDI：Non-Destructive Inspections）により計測される。

B3. 中型旅客機の最大与圧荷重

中型旅客機が高度 43,000ft⁶⁴⁾で飛行している時、胴体内は機内高度 6,000ft⁴⁾に与圧しているものとする。この場合の最大与圧荷重を求める。

飛行高度 43,000ft における気圧 $p_{43K} = 16.3 \text{ kPa}$

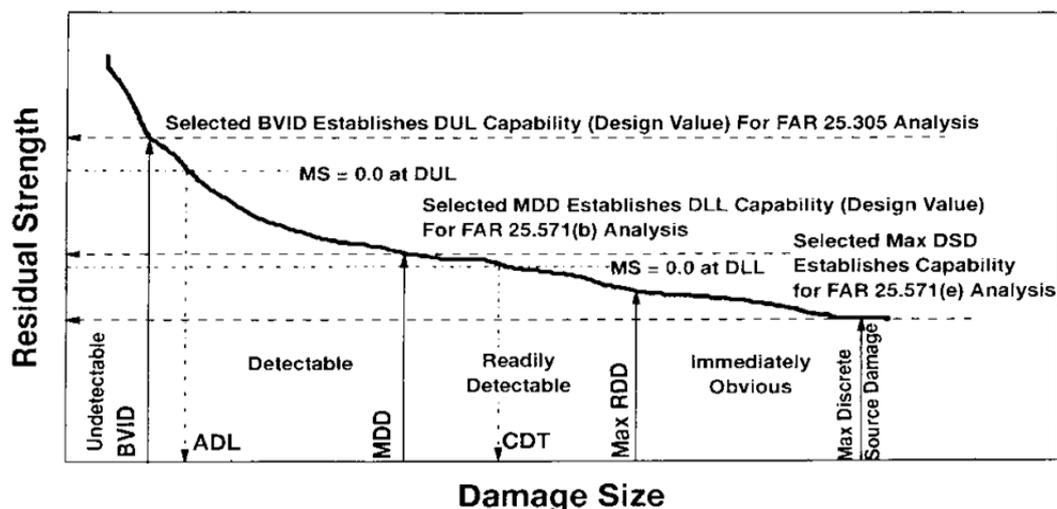
機内高度 6,000ft における気圧 $p_{6K} = 81.2 \text{ kPa}$

高度差による胴体内の圧力 $p_{\text{高度差}} = p_{6K} - p_{43K} = 81.2 - 16.3 = 64.9 \text{ kPa}$

この圧力はレギュレータバルブで調整され、これが故障した場合は圧力リリースバルブが作動し、ある圧力以上にならないようになっている。圧力リリースバルブの最大設定圧と高度差による胴体内差圧を $3.4 \text{ kPa} (0.5 \text{ psi})$ とすると、最大与圧荷重 $p_{\text{max LMT}}$ は次のようになる。

$$p_{\text{max LMT}} = 64.9 + 3.4 = 68.3 \text{ kPa}$$

ADLs and CDTs Determined From Applied Loads and Location on Part
-Used for Maintenance Planning



BVID: Barely visible impact damage
DUL: Design ultimate load
MDD: Maximum design damage
ADL: Allowable damage limit
CDT: Critical damage threshold

DLL: Desing limit load
DSD: Discrete source damage
RDD: Readily detectable damage
MS: Margin of safety

図 B1 傷の大きさと残留強度⁶³⁾

Appendix C 旅客機の定期整備

民間旅客機の整備は、毎飛行後に空港ランプで駐機した時に行うライン整備と、設備と整備員が整った建屋内に機体を搬入して行うドック整備に分類される。

ドック整備は運航会社により異なるが、おおよそ次のようになる。⁶⁵⁾

- (1) A 整備：250 時間（約 1 ヶ月）毎に 3～4 時間かけて行う。
- (2) B 整備：1,000 時間（約 4.5 ヶ月）毎に 1～2 日かけて行う。
- (3) C 整備：4,000 時間（約 18 ヶ月）毎に 3 週間かけて行う。
- (4) SI 整備：20,000 時間（約 7.5 年）毎に 4 週間かけて行う。

どの整備も点検や交換等、実施する項目は決まっているが、この間に修理等も実施できる。

Appendix D 非破壊検査法

航空機の検査法はルーペや懐中電灯を使った目視点検による外観検査に加え、機材を使った非破壊検査（NDI : Non-Destructive Inspection）がある^{11),12),66)}。各種 NDI 法を表 D1 に示す。

表 D1 非破壊検査法

検査法	検査方法			欠陥検出法	特長
タッピング検査法	検査員がタッピングハンマーを用いて行う方法			被検体からの可聴帯音の変化を聞き、剥離、未接着を検出する	エライで通常行われている検査
	機械的に連続打撃を与える方法	ビッチ・キャッチ法	励振センサーと受信センサーが分離	被検体からの振動を捕らえ、LED表示装置（ウツペッカー™）やLCD画面複素平面表示装置（Sondicater™）に表示する	
		MIA法	励振センサーと受信センサーが機械的に結合		
超音波検査法	反射法			超音波を被検体内に入射し、反射波の強度と反射時間を計測し欠陥の有無を判別する	
	透過法			超音波を被検体内に入射し、透過してきた超音波の強度を計測し、欠陥の有無を判別する	機体に取り付いた状態では検査し難い
	共振させる方法 （接着部品専用検査装置）			超音波を被検体内に入射し、被検体の共振モードを複素画面に表示し、欠陥の有無を判別する	厚肉部材は振動が減衰するため適用し難い
サーモグラフィ（赤外線）検査法	反射法	加熱方式は呈上熱源（ヒートランプ、熱風）	表面の熱伝導状態を観測	熱付加を与え、温度分布を計測し、健全部より欠陥（空隙）部が温度の低下率が大きいことにより欠陥を検出する	一定時間毎の温度分布計測により欠陥部までの深さがわかる
	透過法	とパルス熱源（ストロボライト）が有る	裏面の熱伝導状態を観測		欠陥までの深さはわからないが、厚い被検体に適用できる
シェアログラフィ（レーザーホログラフィ）検査法	被検体表面に可視光レーザーを照射する方法			被検体に微小変形を生じさせるような外部負荷（熱、振動）を与え、生じる微小変位の健全部と欠陥部との差異により、レーザー光の直接反射波と位相をずらしたレーザー光の反射波との干渉パターンが異なることより欠陥部を検出する	深部の欠陥は検出し難い

Appendix E 使用設備

複合材料の積層板作製および加工に使用する設備を示す。(1)から(5)の e.までは九州大学応用力学研究所新エネルギー力学部門(旧基礎力学分野複合連続体力学分野)が保有設備である。(5)の f.は機体メーカーの保有設備である。

(1) 複合材料積層板作製装置一式

- a. オートクレーブ (加熱・加圧用の罐)
- b. オートクレーブ制御盤
- c. 真空ポンプ
- d. コンプレッサー
- e. 冷却設備

(2) 作業具

作業台、スケール、カッターナイフ、升目付き敷板等

(3) 補助具

- a. プリプレグ切出用型板 2枚:アルミニウム板(0.6mm×130mm×280mm)
- b. プレッシュャープレート 1枚:磨き鋼板(2.9mm×392mm×280mm)

(4) 副資材

- a. テフロンシート(青色離型シート):AIRTECH社 WL5200B.001 48-10
- b. バグフィルム(赤色):AIRTECH社 KM1300.002 54-10
- c. ブリーザークロス(通称 座布団):AIRTECH社 AIRWEAVE N.4
- d. 真空バッグ用シーラントテープ(通称 ダム):AIRTECH社 GS-213

(5) 加工設備

- a. 複合板精密切断機 MC-453 (切断機コンポジットカッター):CFRP 積層板を被修理板の大きさに切断する。
- b. シアリング: 切断加工を行う。
- c. ボール盤: ドリル孔加工を行う。
- d. フライス盤: 切欠孔加工を行う。
- e. マシンバイス: フライス盤またはボール盤での被加工品を固定する。
- f. オートクレーブ一式: フィルム接着剤の硬化に使用する。

参考文献

- 1 日本航空宇宙学会編：航空宇宙工学便覧，第3版，丸善，2005，191-194
- 2 北野彰彦：航空機の軽量化を支える炭素繊維複合材料，化学と教育 59-4 (2011)，226-229
- 3 Department of Defence：COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK, Volume 3. Polymer Matrix Composites, Chapter 8. Supportability, MIL-HDBK-17-3F, 2002
- 4 Guy Norris, Geoffrey Thomas, Mark Wagner, Christine Forbes Smith：Boeing 787 Dreamliner - flying redefined, Aerospace Technical Publications International Pty Ltd
- 5 国土交通省航空局航空機安全課：耐空性審査要領(FAA FARs 14CFR Part 25)，鳳文書林出版販売
- 6 国土交通省ホームページ：<http://jtsb.mlit.go.jp/jtsb/aircraft/toukei/airtoukei.asp>
- 7 丸山翔洋：空港ランプにおける事故、航空技術 NO.597 [04-12] 41-45
- 8 Robert Matthews：Ramp accidents and incidents constitute a significant safety issue, ICAO Journal Volume 59 Number 3, 2004
- 9 M.C.Y.Niu: Composite Airframe Structures, Hong Kong: Conmilit Press LTD., 1992, pp.290-300 pp.533-559
- 10 www the mpdc com documents：TOC C Module-Understand Roles and Responsibilities, C1
- 11 N.P.Avdelidis, D.P.Almond, A.Dobbinson, B.C.Hawtin, C.Ibarra-Castanedo, X.Maldague: Aircraft composites assessment by means of transient thermal NDT, Progress in Aerospace Sciences 40 (2004) 143-162
- 12 D.K.Hsu, D.J.Barnard, J.J.Peters, V.Dayal, V.Kommareddy: Nondestructive Inspection of composites and their repairs, 6th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference-Sep16-19,
- 13 FAA：Probabilistic design of Damage Tolerance Composite Aircraft Structures, DOT/FAA/AR-01/55 Revision: 21 Oct. 2004 pg26-47
- 14 J.M.Zhang: Design and analysis of mechanically fastened composite joints and repairs, Engineering Analysis with Boundary Elements 25 (2001) 431-441
- 15 G.Kelly, S.Hallstöm: Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: effect of bolt-hole clearance, Composite: Part B, 35 (2004) 331-343
- 16 A.Aktas, M.H.Dirikolu: An experimental and numerical investigation of strength characteristics of carbon-epoxy pinned-joint plates, Composites Science and Technology 64 (2004) 1605-1611
- 17 J.Ekh, J.Schön: Load transfer in multirow, single shear, composite-to-aluminium lap joints, Composites Science and Technology 66 (2006) 875-885
- 18 T.Yılmaz, T.Synmazçelik: Investigation of load bearing performances of pin connected carbon/polyphenylene sulphide composites under static loading conditions, Materials and Design 28 (2007) 520-527
- 19 S.D.Thoppul, J.Finegan, R.F.Gibson: Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structures - A review, Composites Science and Technology 69 (2009) 301-329
- 20 F.X.Irisarri, F.Laurin, N.Carrere, J.F.Maire: Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates - Part II: Failure prediction of an industrial junction, Composite Structures 94 (2012) 2278-2284
- 21 A.Ataş, G.F.Mohamed, C.Soutis: Effect of clamping force on the delamination onset and growth in bolted composite laminates, Composite Structures 94(2012), 548-552
- 22 O.Limam, G.Foret, H.Zenzri: Ultimate strength of pin-loaded composite laminates: A limit analysis approach, Composite Structures 93 (2011) 1217-1224
- 23 J.Wang, a.Banbury, D.W.Kelly: Evaluation of approaches for determining design allowables for bolted joints in laminated composites, Composite Structures 41 (1998) 167-176
- 24 R.D.S.G.Campilho, M.F.S.F.de Moura, D.A.Ramantani, J.J.L. Morais, J.J.M.S.Domidues: Modeling single and double-rap repairs on composite materials, Composites Science and Technology 65 (2005) 1948-1958
- 25 R.D.S.G.Campilho, M.F.S.F.de Moura, J.J.M.S.Domidues: Using a cohesive damage model to predict the tensile behaviour of CFRP single strap repairs, Int.J. of Solids and Structures 45 (2008) 1497-1512

- 26 R.D.S.G.Campilho, M.F.S.F.de Moura, J.J.M.S.Domidues: Numerical prediction on the tensile strength of repaired CFRP under different geometriv changes, *Int.J. of Adhesion & Adhesives* 29 (2009) 195-205
- 27 M.D.Fitton, J.G.Broughton: Variable modulus adhesive: an approach to optimised joint performance, *I.J.Adhesion & Adhesives*, 25 (2005) 329-336
- 28 K.S.Kim, J.S.Yoo, Y.M.Yi, C.G.Kim: Failure mode and strength of uni-directional composite single lap bonded joints with different bonding methods, *Composite Structures*, 72 (2006) 447-485
- 29 K.S.Kim, Y.M.Yi, G.R.Cho, C.G.Kim: Failure prediction and strengthimprovement of uni-directional composite single lap bondedjoints, *Composite Structures*, 82 (2008) 513-520
- 30 K.Shahin, F.Taheri: Analysis of deformations and stresses in balanced and unbalanced adhesively bonded single-strap joints, *Composite Structures* 81 (2007) 511-524
- 31 Z.Y.Wang, L.Wang, W.Guo, H.Deng, J.W.Tong, F.Aymerich: An investigation on strain/stress distribution ariund the overlap end of laminated composite single-lap joints, *Composite Structures* 89 (2009) 589-595
- 32 M.G.Song, J.H.Kweon, J.H.Choi, J.H.Byun, M.H.Song: Effect of manufacturing methods on the shear strength of composite single-lap bondes joints, *Composite Structures*, 92(9) (2010) 2194-202
- 33 Y.B.Park, M.G.Song, J.J.Kim, J.H.Kweon, J.H.Choi: Strength of carbon/epoxy composite single-lap bondes joints in various environmental conditions, *Composite Structures*, 92 (2010) 2173-2180
- 34 C.V.Katsiropoulos, A.N.Chamos, K.I.Tserpes, S.G.Pantelakis: Fracture toughness and shear behavior of composite bonded joints based on a noval aerospace adhesive, *Composites: Part B* 43(2012) 240-248
- 35 X.He: A.revuew of finate element analysis of adhesively bonded joints, *Int. J. of Adhesion & Adhesives* 31 (2011) 248-264
- 36 G.Kelly: Load transfer in hybrid (bonded/bolted) composite single-lap joints, *CompositeStructures* 69 (2005) 35-43
- 37 A.Fawcett, J.Trostle, S.Ward : 777 Empennage cirtification approach, *ICCM-11*, July14-18, 1997
- 38 伊藤 徹: 航空機の複合材修理とその標準化、*航空と宇宙*第620号、620 (2006) 18-26
- 39 P.J.Gray, C.T.McCarthy: A highly efficient user-fefined finitr element for load distribution analysis of large-scale bolted coposite structures, *Composite Science and Technology* 71 (2011) 1517-1527
- 40 R.D.S.G.Campilho, M.F.S.F.de Moura, D.A.Ramantani, J.J.L. Morais, J.J.M.S.Domidues: Tensile behaviour of three-dimensional carbon-epoxy adhesively bonded single- and double strap repairs, *Int.J. of Adhesion & Adhesives* 29 (2009) 678-686
- 41 P.Cheng, X.J.Gong, D.Hearn, S. Aivazzadeh: Tensile behavior of patch-repaired CFRP laminates, *Composite Structures* 93 (2011) 582-589
- 42 F.Z.Hu, C.Souits: Strength prediction of patch-repaired CFRP laminates loaded in compression, *Composites Science and Technology* 60 (2000) 1103-1114
- 43 中村俊一郎, 松原 監壯, 高雄 善裕, 汪 文学: 航空機複合材料構造の修理法—供試体設計と破壊, 投稿中
- 44 邊 吾一, 石川隆司: 先進複合材料工学, 培風館, 2005 pp35-41
- 45 小林繁夫: 航空機構造力学, 丸善, 1992, 211-216
- 46 Advanced Composites Database System: JAXA-ACDB; Ver.06-1, <http://www.jaxa-acdb.com/>
- 47 hi-shear co. カタログ: HST10ピン, 2005
- 48 Department of Defence : *Metalic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*, MIL-HDBK-5J, 2003, table5.4.1.0(b) & table3.2.3.0(e₃)
- 49 S.Nakamura, Y.Takao, T.Matsubara, W.X.Wang: Fracture of carbon-fiber-reinforced plastic panels repaired by bonding carbon-fiber reinforced plastic patch, 投稿中
- 50 戸井康弘, 中村裕之: 航空機構造の設計の実例とその成形方法の特徴, 複合材料力学入門 第7章, 日本複合材料学会
- 51 中村俊一郎: CFRP積層板の製作, 第一工業大学研究報告, 21 (2009) pp. 11-16
- 52 中村俊一郎: CFRP修理供試体の製作, 第一工業大学研究報告, 22(2010) pp.47-52
- 53 中村俊一郎: CFRP試験片の引張強度, 第一工業大学研究報告, 21 (2009) pp. 17-22
- 54 JIS K 7073 - 1994、ASTM - D3039 Jan. 2008、SACMA SRM-4R

- 55 金 炯秀：複合材料積層板の損傷挙動と破壊靱性に及ぼす温度の影響，九州大学大学院博士
- 56 中村俊一郎：すみRのある長方形孔を持つCFRP積層板の強度，第一工業大学研究報告，
22(2010) pp.57-60
- 57 西田正孝：応力集中，森北出版，pp.258-263,415-422
- 58 J. Wang, P.J. Callus, M.K. Bannister: Experimental and numerical investigation of the tension and compression strength of un-notched and notched quasi-isotropic laminates, Composite Structure 64 (2004) pp.297-306
- 59 B.G. Green, M.R. Wisnom, S.R. Hallett: An experimental investigation into the tensile strength scaling of notched composites, Composite Part A 38(2007) pp.867-878
- 60 中村俊一郎, 高雄 善裕, 汪 文学, 松原 監壯: 航空機複合材料構造の修理法, ナノ複合材料等次世代複合材料の創製及び評価, 九州大学応用力学研究所研究集会報告21ME-S5, 2010.1 pp.28-32
- 61 中村俊一郎, 松原 監壯, 高雄 善裕, 汪 文学: CFRP構造修供試体の破損モード, 複合材料学会誌掲載、2013.3
- 62 清家 聡：CFRPピンジョイントの疲労損傷進展に関する研究，九州大学大学院博士論文，2008
- 63 H.Razi, S.Ward : Principles for achieving damage tolerant primary composite aircraft structures,
- 64 M.C.Y.Niu: Airframe Structural Design-second edition, Hong Kong: Conmilit Press LTD., 2002., pp.67
- 65 JTAホームページ，<http://www.jal.co.jp/jta/safety/section/fix.html> > 会社概要 > 安全への取り組み > 整備部門，2008/8/25
- 66 岩堀 豊：複合材構造の非破壊検査・修理技術の返上と開発，<http://www.jadf.or.jp>, (財) 航空機国際共同開発基金

謝辞

本研究を実施するに当たり終始懇切なご指導・ご鞭撻をいただいた九州大学応用力学研究所新エネルギー力学部門の高雄善裕教授（現、崇城大学教授）に深く感謝いたします。実験を通じて多くのご指導をいただいた汪文学准教授に深く感謝いたします。絶えず有益な助言と実験についてご指導いただいた松原監壯班長に深く感謝いたします。また、複合材料の加工に関しご指導をいただいた川崎重工業(株)航空宇宙カンパニーの指熊裕史様に深く感謝いたします。使用するドリルおよびルータでご指導を頂いたオーエスジー(株)の滝川義寛様に深く感謝いたします。パッチの接着を行って頂いた川重岐阜エンジニアリング(株)の原田信説様、田島 学様に深く感謝いたします。