

東京大学 大学院新領域創成科学研究科  
基盤科学研究系  
先端エネルギー工学専攻

平成 22 年度

修士論文

構造健全性診断技術における損傷領域推定の不確定性を  
考慮したパッチ補修技術の基礎研究

2011 年 2 月 8 日

指導教員 武田 展雄 教授

47-096075 高井 元

# 目次

第 1 章 序論	1
1.1 複合材料	1
1.2 航空機構造設計の現状	2
1.2.2 確定論的設計手法	2
1.2.3 設計荷重の設定	2
1.2.4 設計許容値	3
1.2.5 設計概念の変遷	4
1.3 複合材における損傷許容設計	4
1.4 構造健全性診断技術	6
1.5 航空機整備	7
1.6 補修	8
1.7 急速補修法	9
1.8 まとめと目的	10
第 2 章 損傷推定領域の不確定性がパッチ補修部の強度が 与える影響	12
2.1 概要	12
2.2 実験方法	12
2.2.1 試験片製作	12
2.2.2 試験片寸法	13
2.2.3 引張試験	13
2.2.4 実験結果	14
2.3 有限要素解析	15
2.3.1 解析モデル	15
2.3.2 解析結果	16
2.4 まとめ	23

### 第3章 損傷の大きさがパッチ補修部の強度に与える影響・・・24

3.1 概要・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	24
3.2 実験・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	24
3.2.1 実験方法・・・・・・・・・・・・・・・・	24
3.2.2 実験結果・・・・・・・・・・・・・・・・	25
3.3 有限要素解析・・・・・・・・・・・・・・・・	26
3.4 まとめ・・・・・・・・・・・・・・・・	28

### 第4章 損傷形態の違いがパッチ補修部の強度に与える影響・・・29

4.1 概要・・・・・・・・・・・・・・・・	29
4.2 層間剥離がパッチ補修部の強度に与える影響・・・・・・・・	29
4.2.1 実験・・・・・・・・	29
4.2.1.1 実験方法・・・・・・・・	29
4.2.1.2 実験結果・・・・・・・・	31
4.2.2 有限要素解析・・・・・・・・	34
4.3 貫通損傷と層間剥離の複合損傷がパッチ補修部の強度に与える影響・・・・・・・・	42
4.3.1 実験・・・・・・・・	42
4.3.1.1 実験方法・・・・・・・・	42
4.3.1.2 実験結果・・・・・・・・	44
4.3.2 有限要素解析・・・・・・・・	48
4.3.2.1 貫通損傷と層間剥離と貫通損傷の複合損傷の比較・・・・・・・・	48
4.3.2.2 亀裂進展による影響・・・・・・・・	52
4.4 まとめ・・・・・・・・	54

### 第5章 急速補修法のためのパッチ設計指針・・・・・・・・・・55

5.1 損傷推定領域の不確定性を考慮したパッチ設計指針・・・・・・・・	55
5.2 損傷形態に依存しないパッチ設計指針・・・・・・・・	55
5.3 まとめ・・・・・・・・	56

### 第6章 結論・・・・・・・・・・・・・・・・・・58

参考文献	60
本論文に関する研究発表等	60
謝辞	61

## 目次

1.1 Transition of Composite rate accounted for aircraft structure weight . . . . .	1
1.2 The relationship between design load levels and damage severity. . . . .	5
1.3. Visible Impact Damage and Barely Visible Impact Damage. . . . .	6
1.4 Scarf Repair Method. . . . .	9
1.5 Patch Repair Method. . . . .	9
1.6 New Design Concept. . . . .	11
1.7 Schematic View of Repaired Part. . . . .	11
2.1 Specimen Configurations (gap20). . . . .	13
2.2 Load-displacement curve (gap 20) . . . . .	13
2.3 Joint strength of single strap joints (gap20). . . . .	15
2.4 FEM model. . . . .	15
2.5 Peel Stress Distribution (gap 20 specimen (a), (b) and (c),5000N). . . . .	17
2.6 Peel Stress Distribution (gap 20 specimen (a), (b) and (c),20000N) . . . . .	18
2.7 Shear Stress Distribution (gap 20 specimen (a),(b)and (c),5000N). . . . .	18
2.8 Shear Stress Distribution (gap 20 specimen (a),(b)and (c),20000N). . . . .	19
2.9 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b)and (d),(c) and (e),100N). . . . .	19
2.10 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b)and (d),(c) and (e),5000N). . . . .	20
2.11 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b)and (d),(c) and (e),20000N). . . . .	20
2.12 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b)and (d),(c) and (e),100N). . . . .	21
2.13 Shear Stress Distribution (gap 20 specimens (b) and (d), (c) and (e), 5000N). . . . .	21
2.14 Shear Stress Distribution (gap 20 specimens (b) and (d), (c) and (e), 20000N). . . . .	22
2.15 Deformation Diagrams (gap 20 specimens (c) and (e)). . . . .	22
3.1 Specimen Configurations (gap5). . . . .	24
3.2 Load – Displacement curve( gap 5mm) . . . . .	25
3.3 Joint strength of single strap joints (gap5 and gap20). . . . .	26
3.4 Stress Distributions (Comparison to gap 5mm and gap20mm, 5000N). . . . .	27
3.5 Stress Distributions (Comparison to gap 5mm and gap20mm, 20000N). . . . .	27
3.6 Deformation Diagram (gap20 and gap5). . . . .	27

4.1 Specimen Configurations (delamination 20).	30
4.2 Inserted PTFE Sheets in CFRP.	30
4.3 Load – Displacement curve (delamination 20mm)	31
4.4 Joint strength of Patch Specimen (delamination and no delamination).	32
4.5 Cross sectional view of adhesive failure in specimen (a).	32
4.6 Cross sectional view of matrix failure in specimen (a).	33
4.7 Cross sectional view of adhesive failure in specimen (c).	33
4.8 Cross sectional view of crack propagation in specimen (c).	34
4.9 Peel Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).	35
4.10 Peel Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).	36
4.11 Peel Stress Distributions in Patch edge(specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).	36
4.12 Peel Stress Distributions in Patch edge(specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).	37
4.13 Shear Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).	37
4.14 Shear Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).	38
4.15 Shear Stress Distributions in Patch edge (specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).	38
4.16 Shear Stress Distributions in Patch edge (specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).	39
4.17 Peel Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 5000N).	39
4.18 Peel Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 20000N).	40
4.19 Shear Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 5000N).	40
4.20 Shear Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 20000N).	41
4.21 Specimen Configurations (gap10+ delamination 10).	43
4.22 Load – Displacement curve(gap 10 and delamination 10).	45
4.23 Joint Strength of Single Strap Joints (gap10+ delamination 10).	45
4.24 Fracture Mechanism (gap10+ delamination 10).	46
4.25 Cross sectional view of crack propagation in CFRP.	46
4.26 Comparison to Fracture surface.	47
4.27 Peel Stress Distributions in gap20, and gap10 and delami10 (specimens (a),(b),(c)).	49
4.28 Shear Stress Distributions in gap and delami (specimens (a),(b),(c)).	49
4.29 Calculated stress pass around delamination tip.	50
4.30 Distributions of stress concentration in gap and delami (specimens (a),(b),(c)).	50
4.31 Peel Stress Distributions in gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e),2000N).	50
4.32 Peel Stress Distributions around stress concentration in gap20 and gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e)).	51
4.33 Shear Stress Distributions in gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e),2000N).	51
4.34 Peel Stress Distributions around stress concentration in gap20 and gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e)).	52

4.35 Peel Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami10 around delamination tip (specimens (a),crack propagation). . . . .	53
4.36 Shear Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami10 around delamination tip (specimens (a),crack propagation). . . . .	53
4.37 Peel Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami10 (specimens (a),crack propagation). . . . .	54
4.38 Shear Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami10 (specimens (a),crack propagation). . . . .	54
4.34 Experimental Result Summary. . . . .	55
5.1 Conventional and Rapid Repair Method. . . . .	57

## 表目次

2.1 Material properties. . . . .	15
----------------------------------	----

# 第1章 序論

## 1.1 複合材料

航空機構造の軽量化は、空を飛ぶ機械である航空機にとって永遠の課題であり、その誕生以来、比強度・比剛性の高い材料の適用が追及されてきた [1]。優れた比強度・比剛性を持つ複合材料、特に炭素繊維強化プラスチック (Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP) の出現以来、これを航空機構造に適用する動きは拡大を続けており、最近は特にその傾向が著しい。この複合材料の航空機構造に占める割合の歴史的変遷をプロットしたものを図 1.1 に示す。この傾向は今後も続くと思われる。一方で複合材料は二つの材料を組み合わせた本質的に不均質な材料であり [2]、従来の金属材料より剛性や強度の面において不確実性が高まることは容易に想像できる。とくに損傷過程が不明瞭であることから航空機構造に用いられる場合においては過剰ともいえる安全余裕が持たされている。

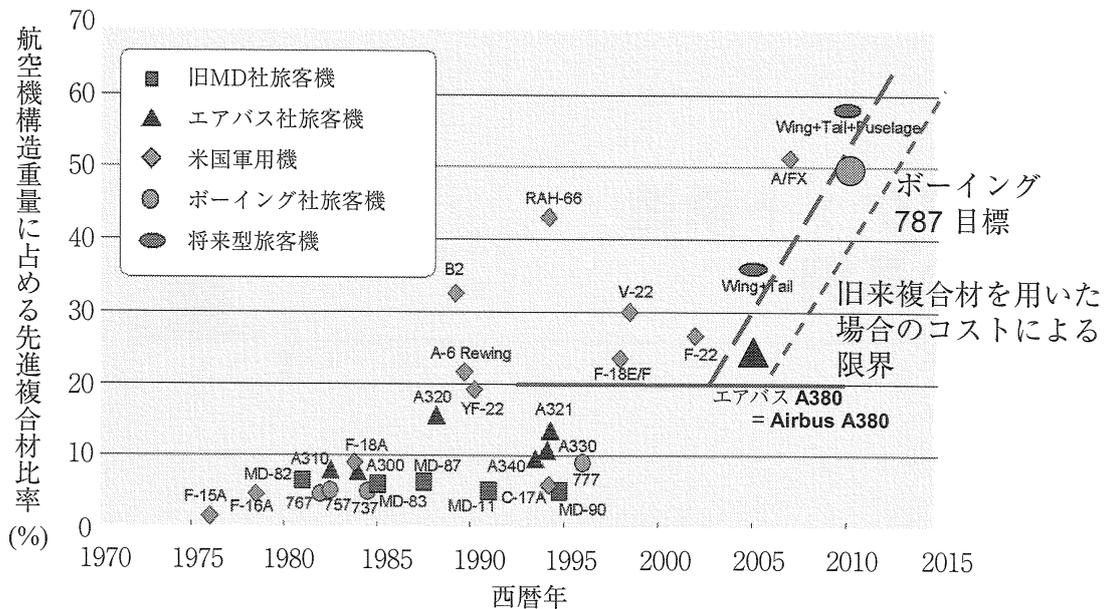


Fig.1.1 Transition of Composite rate accounted for aircraft structure weight.

## 1.2 航空機構造設計の現状 [3]

### 1.2.1 確定論的設計手法

現状の航空機、宇宙機の構造設計では荷重の大きさやバラツキを推定し、材料許容値と比較して、所要の安全率を有する設計を行い、最終的に強度試験を行うことで設計の妥当性を実証している。構造物に作用する荷重や構造物の強度はバラツキのあるものであるという考え方は従来の設計でも反映されており、代表的には **Statistical Process Control (SPC)** として、プロセス条件と材料特性との関係を統計論的に扱う品質管理が求められている。ただし、現状では、不確定性を材料許容値のデータ解析や設計に用いる安全率に集約することで、バラツキそのものを陽に出さない確定論的設計が行われている。すなわち、設計条件（荷重や環境、材料許容値）には統計処理された安全側データ、あるいは最悪推定値を使用し構造物寸法を安全側に確定論的に設計する方法である。

### 1.2.2 設計荷重の設定

航空機の正常な運行中に予想される最大の荷重を制限荷重と呼び、この制限荷重に対し安全上有害な残留変形を生じてはならないし、安全な運行を妨げてはならないと耐空性審査要領に定められている。また、その制限荷重に安全率を乗じた荷重を終極荷重と呼び、少なくとも3秒間は破壊することなく耐荷することが安全上要求されている。航空機の運用中に作用する荷重のうち、最も厳しい条件で設計荷重が設定される。宇宙機の場合も同様の設定法がとられている。構造部位により安全率が異なり、また、国によって安全率の考え方も異なる場合がある。構造試験により、制限荷重で残留変形を生じない、終極荷重で破壊しないことを確認することにより、強度保証を行っている。

### 1.2.3 設計許容値

材料の強度などの材料許容値は、試験データを統計処理することで設定される。航空宇宙分野において最も多く参照されるものとして、**MIL-HDBK-17** があるが、

- i) 引張・圧縮強度、面圧強さなどの強度特性
- ii) 弾性率、疲労、クリープ特性など

の2種類に大別される。i) については試験データから **A 値**（母集団の 99 %の値が 95 %信頼水準で入る値）または **B 値**（母集団の 90 %の値が 95 %信頼水準で入る値）などを統計処

理により決定し、許容値を設定する。ii) については平均値などの代表値が用いられる。i) の統計処理の際には、材料等級、製造業者やロット間の変動等も考慮されるべきものである。

## 1.2.4 安全率

航空機や宇宙機の構造設計において用いられる安全率のうち最も単純なものは、静強度に対する安全係数であり、制限荷重に対して終極荷重を規定する際に用いられ、「終極荷重＝安全率×制限荷重」と定義される。軽量化要求の厳しい航空機では 1.5 が審査要領に定められており、ロケットや衛星等では 1.25 が通常採用される。構造物の最終的な強度については、構造試験において制限荷重及び終極荷重の際に作用する応力に対する材料許容値の比により定義される、強度率により評価される。理想的には強度率が 1 となる設計が目標であるが、疲労等を考慮する際には 1 より大きな強度率が求められる場合もある。

安全率が何を表しているかについては、その根拠、合理性は疑わしいものの、想定外の使用、推定荷重の不確定性、構造解析の不確定性、運用中の材料劣化、製造に起因するバラツキ、などの推定不可能な不確定性を表現していると考えられる。複合材料に関しては材料物性のバラツキや製造条件の不確定性、環境劣化しやすい点など、推定困難な不確定性がより多くなり、従来の金属材料に対する経験に裏打ちされた安全率は見直される必要があると考えられる。通常的安全率の他に、

- (i) 荷重の割増係数
- (ii) 特別係数
- (iii) 安全余裕

が考慮される。(i)については荷重条件の推定が困難なケース(蛇面のヒンジモーメントなど)について静強度の安全率にさらに乗じる形で用いられる。(ii)は通常用いる安全率が十分でないと考えられる構造部位(金具や面圧部など)に用いられる。(iii)は高い信頼性が要求される場合や疲労寿命などに対する安全係数である。設計では、これらの強度保証と平行して点検・整備を根拠とした損傷許容設計により安全性を確保するが、これらは損傷や繰り返し負荷に対する同様の考慮を行うものである。

## 1.2.5 設計概念の変遷 [4]

航空機構造設計は、当初静的強さに重点をおいた設計がなされていた。しかし、コメットなどの旅客機事故が相次ぎ、疲労強度保証の重要性が認識され、以下の二つの設計方法を取り入れるように耐空性審査基準が改正された。

### (1)安全寿命(Safe Life)設計

その航空機の運用寿命の間に疲労破壊が生じないように、十分安全をとって設計する方法。

### (2)フェールセーフ(Fail Safe)設計または損傷許容設計

構造の一部に疲労亀裂等の損傷が発生しても、それを点検あるいは検査で見出し、致命的になる前に交換あるいは修理などの対策を行うことを前提とし、一定の修理期間中には、構造に致命的破壊が生じないように設計する方法。

## 1.3 複合材における損傷許容設計 [5]

金属構造の場合は損傷を許容するための主な問題は検査間隔に対しての損傷の進展である。したがって、多くの研究がクラックの進展率やクリティカルな残留強度になる損傷サイズの評価に焦点をあてて行われてきた。その結果、比較的ひくい応力振幅では亀裂進展の予測が可能になった。つまり、航空機に対する応力履歴がわかっているならば、破壊する前に確実にクラックを検知可能な検査間隔を定義できるということである。

これに対して複合材料は材料内の繊維によって、比較的大きな応力が生じない限り引張方向への亀裂進展が抑制される。したがって厚さ方向への亀裂進展は余り問題とならない。問題となるのは剥がれや剥離といった損傷である。これらの損傷は圧縮やせん断荷重の局所的な増大によって一気に進展することがこれまでの研究からわかっている。金属構造の亀裂と違って、複合材料の剥離や衝撃損傷の進展は見つけるのが困難である。多くの場合、衝撃損傷を受けた構造の残留強度低下も満足に予測できていない。よって、試験による残留強度の評価を行っているのが現状である。亀裂進展の予測ができないなかで現在は繰返し荷重が生じても損傷進展が起きない設計値を用いる手法が確立されている。この方法は'No growth'アプローチと呼ばれ、ほとんどの複合材構造設計に用いられている。

以下に FAA ガイドラインの定める現在の損傷に対する航空機複合材構造への要求をまとめると、

1. 構造は製造や運行中に生じた検査で発見不可能な損傷を持っていても終極荷重を耐荷し、安全寿命期間における航空機の運航を損なってはならない。

2. 整備検査の間に発見可能な損傷をもつ構造は制限荷重を耐荷しなければならない。
3. 終極荷重を下回る強度になる全ての損傷は発見次第、補修が行われなければならない。
4. 搭乗員に明確にわかるような損傷を運航中に受けても、安全な運航を継続できなければならない。
5. いかなる損傷も補修後は終極荷重を耐荷しなければいけない。

さらに図 1.2 に設計荷重レベルと損傷の重大性の関係を示す。この図が示すように従来の設計概念では、点検時の目視によって発見される表面の損傷サイズによって耐荷荷重が設計されている。一般に、目視発見することが可能な損傷のことを **Visible Impact Damage(VID)**、目視で発見することが不可能な損傷のことを **Barely Visible Impact Damage(BVID)**と呼ぶ。FAA では **BVID** を受けた構造でも終極荷重を耐荷しなければいけないとされている。しかし、衝撃損傷を目視発見することは非常に困難(図 1.3)なので現在の複合材構造設計は内部損傷による強度低下を予め設計に織り込んだ必要以上に安全余裕をもった設計となっている。つまり、現在の設計では複合材の高い比剛性、比強度といった特性を活かせておらず、これが複合材料のさらなる適用への妨げとなっている。

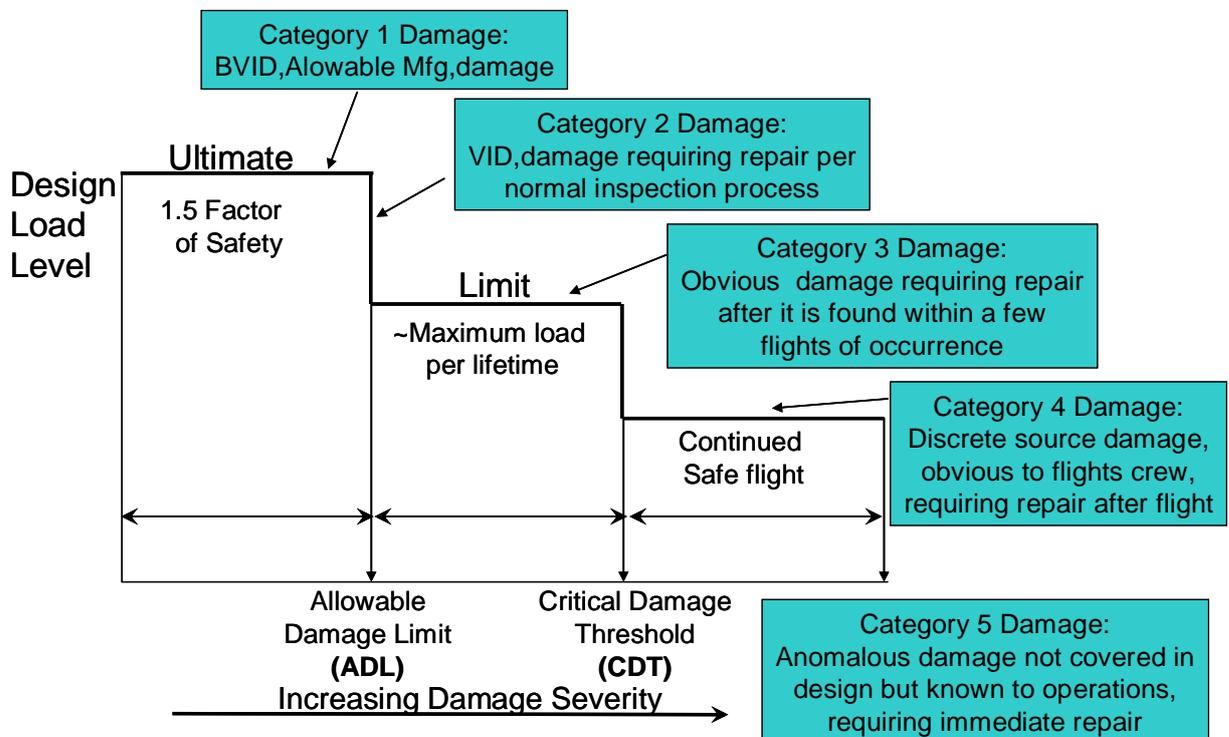


Fig.1.2 The relationship between design load levels and damage severity.

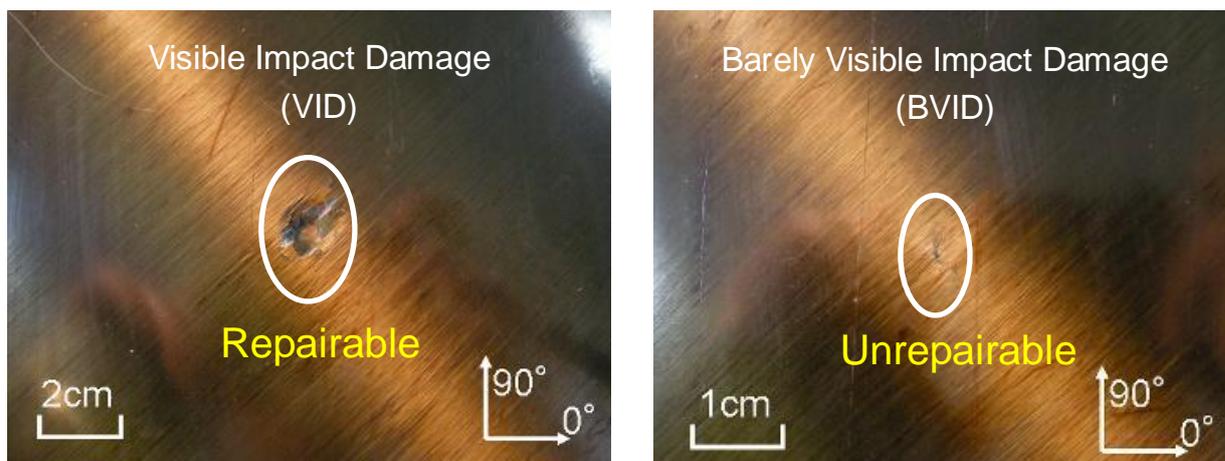


Fig.1.3. Visible Impact Damage and Barely Visible Impact Damage.

#### 1.4 構造健全性診断技術[6]

このような厳しい設計基準を複合材がもつ背景としては、複合材料には複雑な微視的損傷(マトリックスクラック、層間剥離)が発生し、構造強度を著しく低下させることがあげられる。よって CFRP の内部構造に対する非破壊検査(Nondestructive Inspection)の研究開発が徐々にではあるが進んできている。しかしながら、NDI の実施には特殊な設備と技術、そして多大な時間が必要なことから、近年、複合材料に損傷を検知するためのセンサを組み合わせ、材料自身に損傷検知の能力を付加する構造健全性診断(Structural Health Monitoring, 以下 SHM)技術の研究が盛んに進められている。

現在の航空機整備は時間基準で行われている(詳細は 1.5 節)。SHM 技術は航空機整備を時間基準からより効率的な状態基準の整備に変化させる技術である。SHM 技術は構造にセンシングシステムを取り付けることにより、損傷が発生した場合、即座にオペレータに損傷検知を知らせることを可能にする。これにより航空機の状態に応じた整備が可能になり、より少ないメンテナンスの回数すなわちコストでこれまでと同等の安全性を保つことが可能となる。また設計側から見ると構造内部の状態を把握することができるので、内部損傷の存在を仮定する必要がなくなる。これにより大幅な軽量化が可能になると考えられる。つまり損傷の状態を適切に設計に反映させた“損傷制御設計”が実現するということである。

## 1.5 航空機整備 [7]

ここでは設計と関連性の深い運用を整備の面から見ていきたいと思う。損傷許容設計にあるように航空機の運用時には適宜航空機の整備を行うことが義務付けられている。航空機の整備方法には大きく分けて 3 つあり、このいずれか、もしくは組み合わせて適用されている。

### (1)ハードタイム(HT: hard time)

使用時間限界を定めて、定期的に分解手入れあるいは廃棄すること。従来から行われているオーバーホール(overhaul)はこの方式に含まれる代表的な整備である。

### (2)オンコンディション(OC: on condition)

定期的な点検、試験を行い、状態の良否を判定し、不具合があれば、部品交換、あるいは修理に適切な処置をとる方式

### (3)コンディションモニタリング(CM: condition monitoring)

定期的な検査や手入れをせずに故障の発生もしくは兆候が現れるまで使用される。そして部品や装備品の信頼度をグループ全体として監視し、一定の品質水準を割るような場合に、適切な対策処置がとられる。

機体構造には主としてオンコンディション方式が適用され、機体に損傷が発見された場合には適切な補修が行われることになっている。

整備作業を別の角度から分類すると、航空機そのものに対する「航空機整備」と、取り卸されたエンジンや装備品に対する「工場整備」とに分けられる。ここでは構造設計と関連の深い航空機整備に着目する。航空機整備にはいくつかの段階、エチャロン(maintenance echelon)があり、通常、最も頻度の高い「飛行前点検」から、最も複雑で作業量の多い「D整備」まで、5段階に分けられていて、それぞれ所定の時間間隔に従って繰返して実施される。

#### a.飛行前点検(preflight check)

毎飛行ごとに出発前に実施され、航空機全体の概観点検、燃料補給、出発体制の確認などが行われる。

#### b.A整備(A check)

エンジンオイル、作動油、酸素などの補充をしたり、発着回数や飛行時間に応じて痛みやすい動翼類、タイヤ、ブレーキ、エンジン等を中心とした点検が運航の合間を利用して

行われる。

#### c.B 整備(B check)

A 整備の作業内容に加えて、特にエンジン関係を中心とした詳細な点検が運航の合間に行われる。

#### d.C 整備(C check)

運航を 2~3 日間中止して行われる整備。A,B 整備の内容に加えて、諸系統の配管、配線、エンジン、着陸装置などの着陸装置などについて入念な点検が実施されるほか、機体構造の外部からの検査、各部の給油、装備品の時間交換などが行われる。

#### e.E 整備(E check)

機体オーバーホール(plane overhaul)とも呼ばれ、2~3 週間機体をドックに入れて行われる最も重い整備。主として機体構造の内部検査が本来の目的であるが、A,B,C 整備の内容に加えて諸系統について徹底した点検、機能試験を行うほか、機体重心の測定、外装のぬりかえもこの時期に実施される。

## 1.6 補修

現在、CFRP の補修方法には代表的なものが二つある。1 つがスカーフ補修、もう 1 つはパッチ補修である。スカーフ補修は、損傷部をくりぬいて、そこにプリプレグを重ねて埋める方法(図 1.4)で、ほぼ完全に強度を回復することができる。しかし、多大な時間、高コスト、特殊な技術や大規模な設備が必要なため、羽田や成田のような設備の整った拠点空港でなければ実施することは困難である。一方パッチ補修は、損傷部に CFRP の積層板を接着剤で接着する補修法(図 1.5)で、簡便に補修を行うことができる。補修効率はスカーフ補修に劣り、完全に強度を回復することはできない。しかし、簡易補修としては十分な能力を持っている。

このパッチ補修を SHM 技術と組み合わせることで、目視発見不可能な損傷を即時に検知し、検知後迅速に強度回復のための補修をすることができるので、構造をより薄くしても安全性を十分保証できる。これにより軽量の複合材航空機構造設計の実現が可能である。

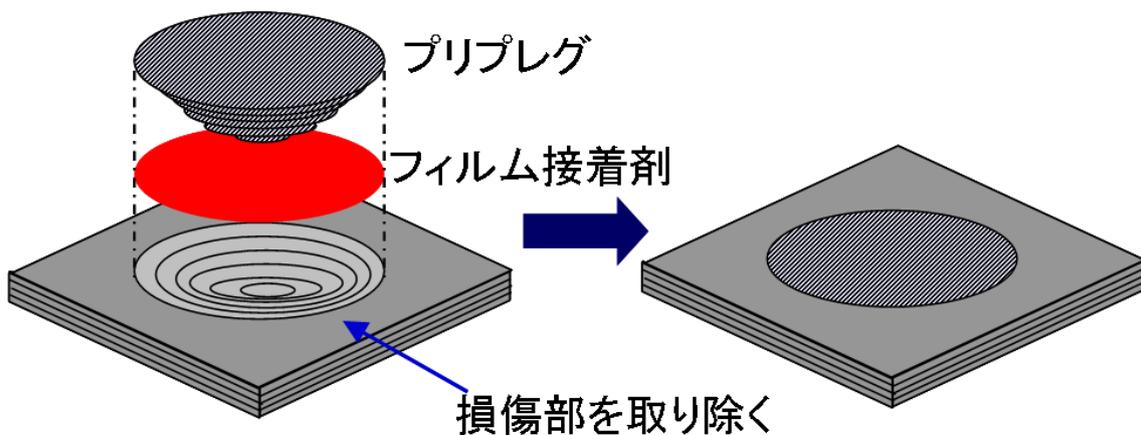


Fig.1.4 Scarf Repair Method.

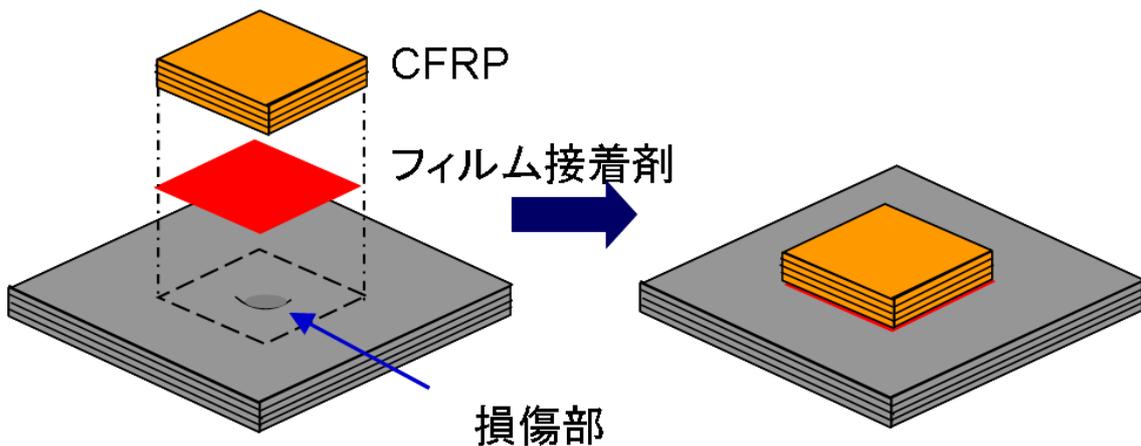


Fig.1.5 Patch Repair Method.

## 1.7 急速補修法

以上の背景のもと、本研究では急速補修法を提案する。

この急速補修法では、4つの整備のうち飛行前点検時に構造を検査し、簡易補修を施すことを想定する。そのため、1時間以内で補修を行い、次のA整備までの5～6フライト耐えられる強度にしなければならない。さらに、損傷はいつ起こるかわからないので、どんな地方空港でもできるような簡便なものでなければならない。

図1-6に具体的な新しい航空機の運用形態を示す。複合材の裏面に光ファイバを用いたセンサデバイスを取り付け、各フライト後に自動で構造を検査できるようにし、そのとき衝撃損傷が発見されれば、CFRPパッチを用いて簡易補修を施すというものである。この際はあくまで簡易補修なので終極荷重まで戻す必要はなく、終極荷重の8割程度の準終極荷重

が耐えられればよいとする。次の拠点空港のドックでの定期点検で終極荷重に耐えられるようスカーフ補修にて完全に補修を行い、強度を完全に回復させる。これにより、従来 1~2 年に一度の C 整備で行われていた構造の内部点検がフライト毎に行われるようになり、航空機の状態に応じた整備が可能になる。航空機構造に内部損傷が存在することを仮定する必要がなくなるので設計荷重を引き下げることができ、構造の軽量化が可能になる。

ここで問題となるのが、SHM 技術によって推定した損傷領域の曖昧さである。SHM 技術では、ある領域内に損傷があることを推定できても、損傷の正確な位置と大きさを特定することはできない(図 1.7)。しかし、損傷領域や位置に曖昧さがあっても、安全な運航をするためには構造強度を一定以上に回復させなくてはならない。そこで、SHM 技術の持つ損傷領域推定の不確定性がパッチ補修部の構造の挙動にどのような影響を与えるかを知る必要がある。それを踏まえたうえで適切なパッチ形状の設計指針を構築することが必要である。また、航空機の運用で問題となる衝撃損傷は複数の損傷形態を持っており、SHM 技術によってどの損傷形態を検知しなければいけないかを明らかにすることも補修を行う上では重要である。

## 1.8 まとめと目的

本章では、従来の航空機複合材構造設計に代わる新しい設計概念を提示し、それに必要な急速補修法を提案した。この急速補修法を開発するにあたり、必要な要素として SHM 技術のもつ損傷領域推定の不確定性を考慮することの重要性をとりあげた。

そこで、本研究ではこのための最適なパッチ設計概念を提案することを目的とする。そのために、SHM 技術のもつ損傷領域推定の不確定性がパッチ補修部の強度に与える影響を調べた。また、衝撃損傷の形態としてはマトリックスクラックや層間剥離、繊維破断などの形態があるので [8]、主に貫通損傷、層間剥離、貫通損傷と層間剥離の 3 つの損傷形態に焦点をあてて、検証を行う。また逆に、損傷形態の違いを調べることにより、補修の観点から SHM 技術で検知しなくてはならない損傷形態を明らかにすることが出来る。

補修部の挙動を明らかにするために、シングルストラップジョイント(Single Strap Joint ; 以下 SSJ)試験を行う。この SSJ 試験片は、貫通衝撃損傷を与えた後、パッチ補修を施した状態を想定している。はじめに補修パッチの大きさと模擬損傷の位置関係、損傷形態をそれぞれ変化させた実験を行い、次に有限要素解析により損傷領域の不確定性がパッチ補修部の挙動に与える影響を考察する。最後に得られた結果から損傷位置の不確定性、損傷形態の違いを考慮したパッチの形状設計概念を提案する。

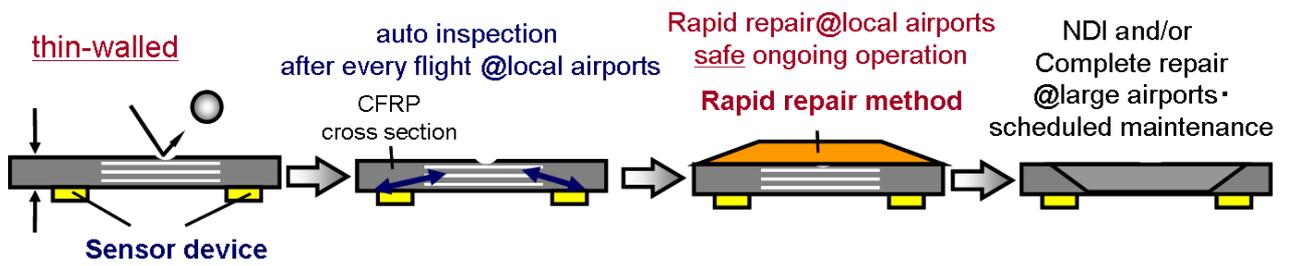


Fig.1.6 New Design Concept.

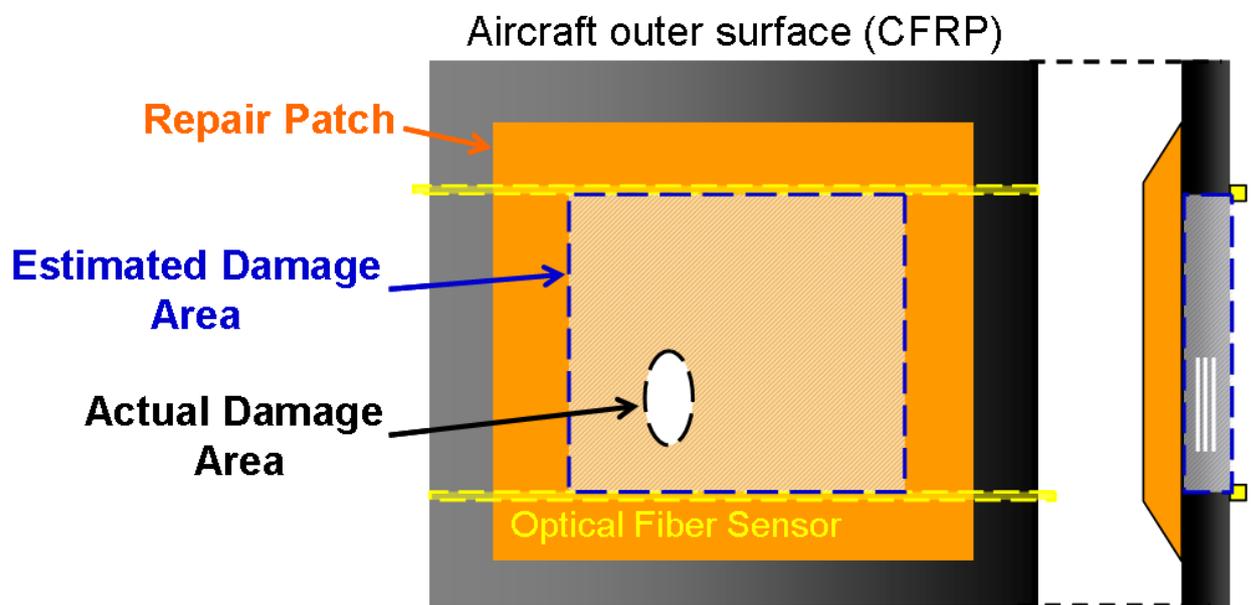


Fig.1.7 Schematic View of Repaired Part.

## 第2章 損傷推定領域の不確定性がパッチ補修部の強度が 与える影響

### 2.1 概要

第一章では、新しい設計概念と必要なパッチ補修技術を提案し、損傷領域の不確定性が補修に及ぼす影響を知る必要があることを示唆した。本章では、補修部の挙動を明らかにするために衝撃貫通損傷を与えたあとにパッチ補修を施した構造を模擬したシングルストラップジョイント(Single Strap Joint,以下 SSJ)試験片の引張試験を行う。はじめに補修パッチと模擬損傷の位置関係を変化させた実験を行い、次に有限要素解析により破壊強度に損傷領域の不確定性が与える影響を考察する。

### 2.2 実験方法

#### 2.2.1 試験片製作

SSJ 試験片は、T700S/2592 ((株)東レ)のCFRPプリプレグを用いて製作した。以下にその作成手順を示す。

1. プリプレグを320mm×320mmに切り出し、積層構成 $[0_2/90_2]_{2s}$ (CFRP単体の強度:約66000N)となるように16層重ねた。
2. オートクレーブにて130℃で2時間硬化させたあと、室温まで冷却した。
3. ダイヤモンドカッターを用いて、端を切ったあと、幅100mm、長さは条件に合うように切断した。これをパッチと被着材とした。
4. フィルム接着剤AF163-2K(3M<sup>TM</sup>)を用いて被着材とパッチを接着し、0.5MPaの加圧下にて130℃で90分間接着剤を硬化させたあと、室温まで冷却した。
5. ダイヤモンドカッターを用いて、幅が20mmの試験片が全種類4本ずつできるように切断した。

## 2.2.2 試験片寸法

試験片の寸法は下記の目的にしたがって決定した:

- A. 試験片 (a), (b), (c) (図 2.1) から, 損傷推定位置 (パッチ部中央) からの実際の損傷位置のズレが補修部の強度に与える影響を調べる.
- B. 片側で同じオーバーラップ部の長さを持つ試験片(b)と(d), (c)と(e) (図 2.1)の比較から損傷の位置の偏りが補修部の強度に与える影響を評価する.

## 2.2.3 引張試験

オートグラフ (株島津製作所) を用いて各寸法 4 回ずつ引張試験を行った. チャック長さは 25mm とした. そして破壊強度を記録し, 得られた結果の平均値をその試験片の強度とした.

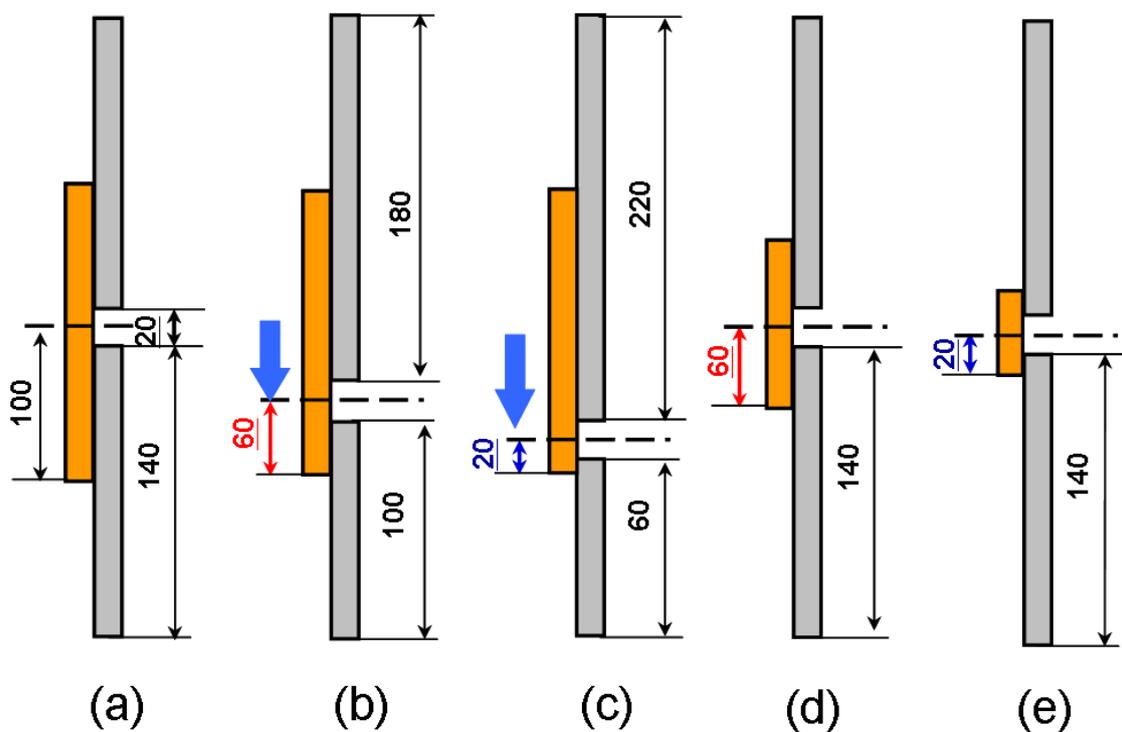


Fig.2.1 Specimen Configurations (gap20).

## 2.2.4 実験結果

図 2.2 にそれぞれの試験片の代表的な荷重 - 変位線図を示す。最初の 0.5mm ほどを除いて、それぞれの試験片で弾性率が異なっているように見えるのは、引張試験機のつかみ部で試験片をしっかり固定しきれておらず、つかみ部の歯が試験片の表面を滑っているためだと考えられる。引張過程では破壊荷重が近づくと、どの試験片でもピーンという高い音が聞こえる。これは接着層内に亀裂が発生したか、接着層と CFRP の界面に亀裂が入った音だと考えられる。音は断続的になり、最終的に破壊に至る。このことから接着層に入った亀裂が徐々に進展していき、最終破壊を引き起こすものだと考えられる。

図 2.2 に試験片寸法毎の接着強度を示す。同じパッチ長さを持つ試験片(a), (b)及び(c)では、模擬貫通損傷の位置がパッチ端部に近づき、片側のオーバーラップ部長さが短くなるにしたがって強度が大幅に低下していることがわかる。一方で片側のオーバーラップ部の長さが同じ試験片(b)と(d) (図 2.1)の結果から模擬貫通損傷の位置の偏りのあるほう(試験片(b))が偏りのないほう(試験片(d))に比べて 20%程度高い強度を示すことがわかった。試験片(c)と(e)については接着面積が小さすぎるため、中立軸の偏心による変形の影響が現れる前に破壊に至ったと考えられる。次節において SSJ 試験片の弾性有限要素解析を行い、模擬衝撃損傷位置の偏りによる強度上昇が見られた原因について考察を行う

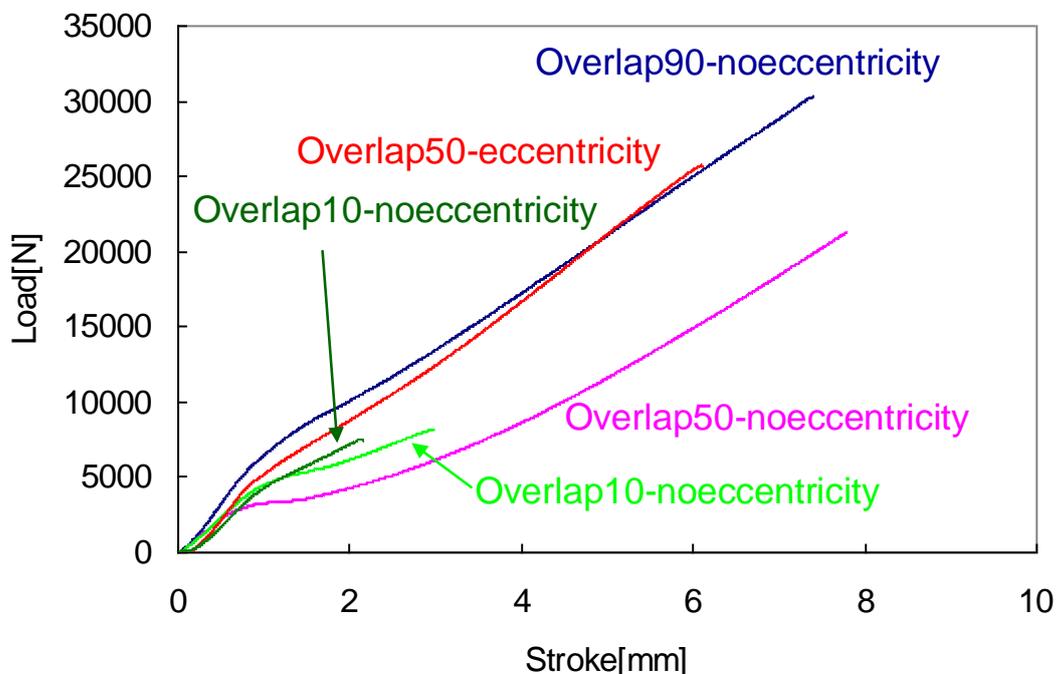


Fig.2.2 Load-displacement curve (gap 20)

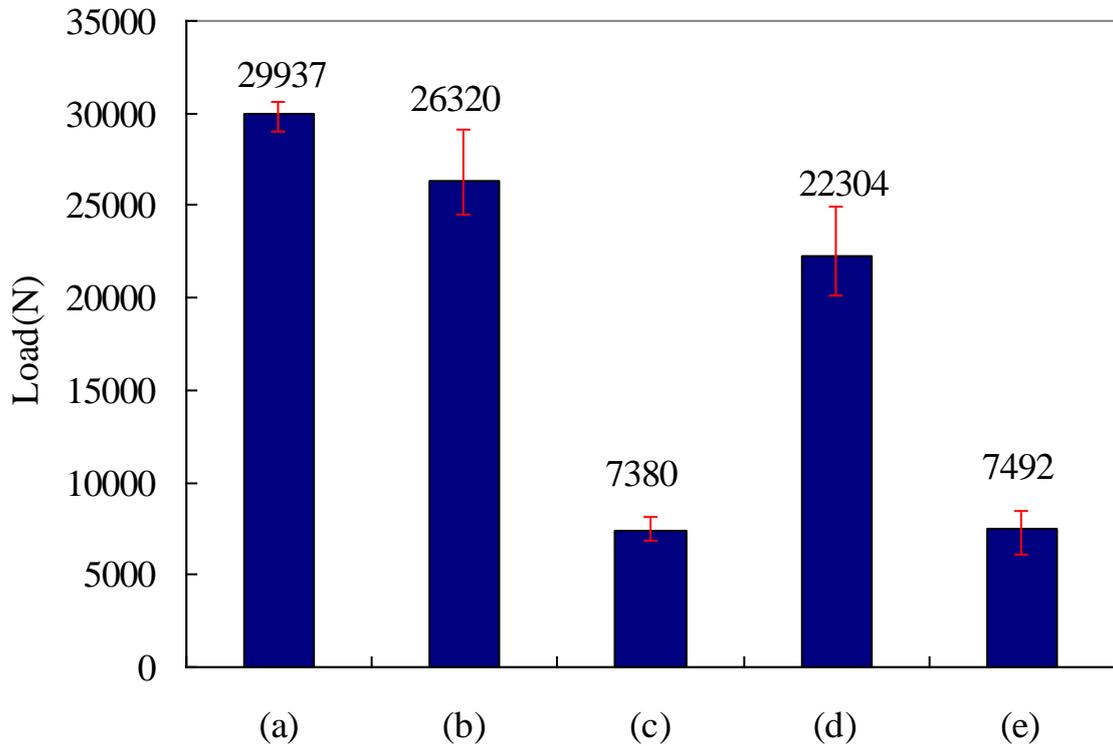


Fig.2.3 Joint strength of single strap joints (gap20).

## 2.3 有限要素解析

### 2.3.1 解析モデル

汎用有限要素解析ソフト Abaqus 6.10[9]を用いて、二次元弾性有限要素解析を行った。解析には二次元4節点平面応力要素(CPS4R)を使用し、厚さ方向に対して各層毎にひとつの要素でモデル化を行った。材料物性値を表 2.1 に、モデルを図 2.3 に示す。また解析には幾何学的非線形性を考慮した。コーナーのフィレット部は応力の特異点となり、理論上応力が発散するが、有限要素解析上ではメッシュサイズに依存した応力に収束する。本研究においてはすべての試験片で同じサイズの微細なメッシュをあてることで応力の比較をおこなうこととした。

Table.2.1 Material properties.

	$E_1$ [GPa]	$E_2$ [GPa]	$\nu_{12}$	$G_{12}=G_{13}$ [MPa]	$G_{23}$ [MPa]	$\sigma_Y$ [MPa]
T700S/2592	135	8.5	0.34	4800	2700	-
AF163-2K	1.1	1.1	0.34	-	-	36.24

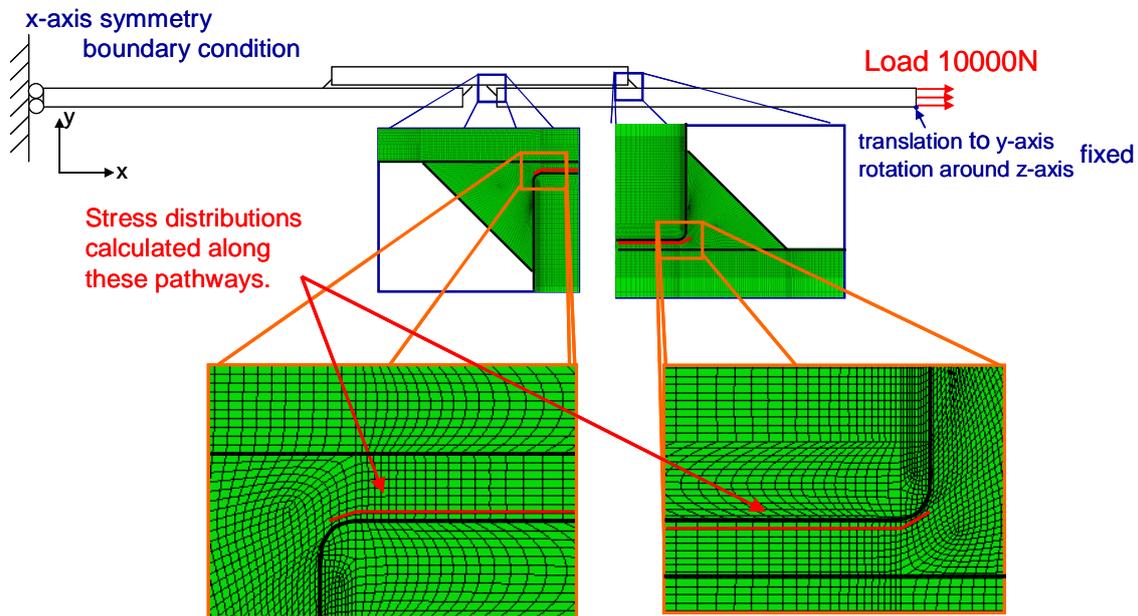


Fig.2.4 FEM model.

### 2.3.2 解析結果

図 2.5, 2.6 に 5000N, 20000N 負荷時の試験片(a),(b),(c)(図 2.1)の接着層における Peel Stress の分布を, 図 2.7, 2.8 に Shear Stress の分布を示す. 縦軸の応力は図 2.4 に示すパスに沿って計算を行った. 横軸の距離は図 2.4 に示すパスのフィレット側端部からの距離を示している. このパスは図 2.4 に示すように CFRP 被着体の角部から一要素分内側の節点に沿っている. 図 2.5, 2.6 をみると, 外側の接着層端部よりも内側の応力が高くなること, また接着面積が小さくなるにつれて, 応力が高くなっていることがわかる. この結果は実験の結果とも一致している. この応力は主にパッチと被着体の中立軸のずれによる偏心が原因で生じていると考えられる. 接着面積が変化しても, 伝達する荷重は変わらない. つまり, 接着面積が小さくなると, 同じ荷重のときでもその接着層にかかる応力が増加し, 破壊に至りやすくなる. さらに図 2.5 と図 2.6 で比較すると, 荷重が増えるにしたがって, 偏心 40mm と偏心 80mm の試験片の Peel Stress の差が相対的に拡大していることがわかる. また逆に偏心無と偏心 40mm では相対的に差が縮小している. これは中立軸の偏心による変形の影響が大きい. 5000N の段階で, 偏心 40mm のほうは中立軸の偏心による変形が完了し, 20000N に至る過程で引張による変形の抑制効果が働き, 偏心 80mm の試験片ほど Peel Stress があがらなかったと考えられる. 逆に図 2.7, 2.8 を見ると, Shear Stress は変形の影響をほとんど受けないことがわかる. これらから, 接着強度には Peel Stress が大きく影響しているといえ

る。

図 2.9, 2.10, 2.11 に 100N, 5000N, 20000N 負荷時の試験片(b)と(d)及び(c)と(e)の接着層における Peel Stress の分布を, 図 2.12, 2.13, 2.14 に Shear Stress の分布を示す. 図 2.9,2.10, 2.11 を見ると, 接着面積が等しいにも関わらず, 偏心がないほう(試験片(d)及び(e))があるほう(試験片(b)及び(c))に比べて, 高い応力を示すことがわかる. また, 図 2.9, 2.10, 2.11 をそれぞれ比較すると, 偏心による応力の差は 100N 負荷時ですでに現れ, 同じような線形的に 5000N までは差は拡大する. 5000N 程度で変形が完了し, 20000N では引張荷重による Peel Stress の抑制効果が現れ, 偏心がある試験片とない試験片の応力の差が縮小していく. Shear Stress でも, overlap 10mm の比較で同様の傾向が見られる. 次になぜ偏心による応力の差が現れるかを SSJ の変形過程から考察する.

図 2.15 に試験片(c)と(e)の引張荷重を受けたときの変形の様子を示す. 尚, 変形過程をよりわかりやすく明示するため, 変形拡大倍率を 5 倍に設定した. 図 2.15 を見ると, 試験片(e)(overlap10 mm no deviation)の断面方向は垂直になっているが, 試験片(c)(overlap90mm eccentricity-80mm)の断面方向は傾斜していることがわかる. これは非対称なオーバーラップ部長さによって左右の曲率の違いが出たからだと考えられる. これにより接着層周りの局所変形が抑制され, Peel stress が抑制されたと考えることが出来る.

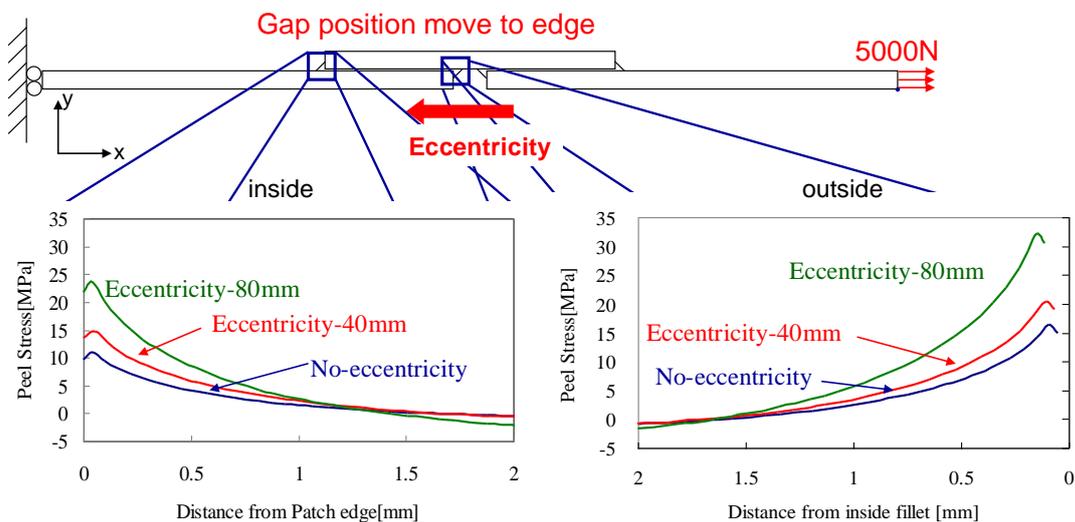


Fig. 2.5 Peel Stress Distribution (gap 20 specimen (a), (b) and (c),5000N).

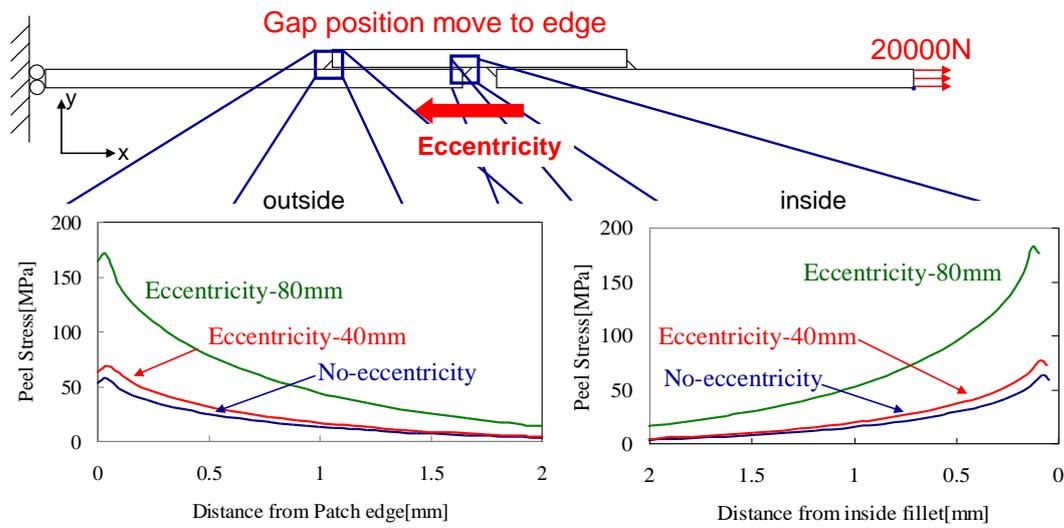


Fig. 2.6 Peel Stress Distribution (gap 20 specimen (a), (b) and (c), 20000N)

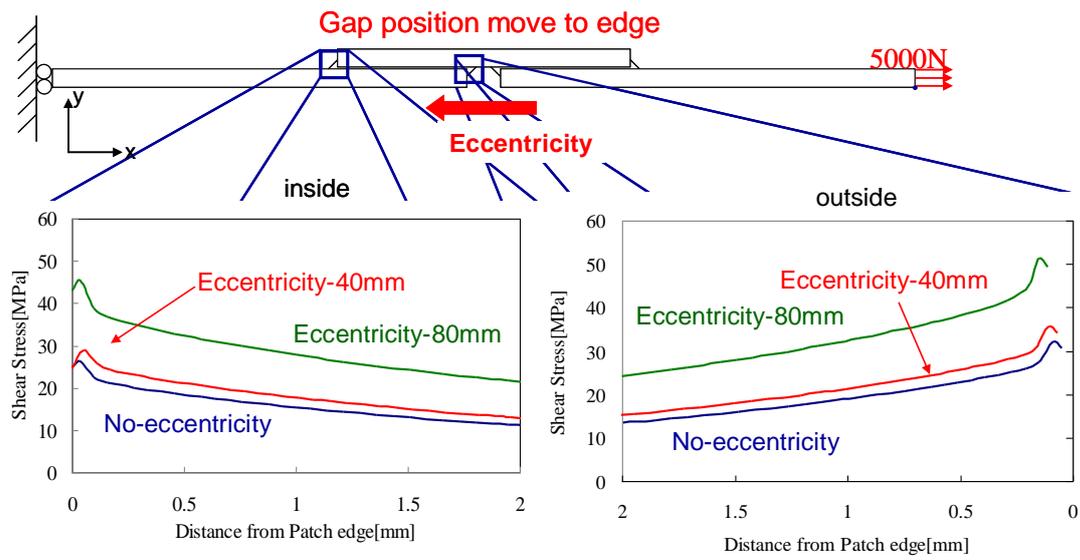


Fig. 2.7 Shear Stress Distribution (gap 20 specimen (a), (b) and (c), 5000N).

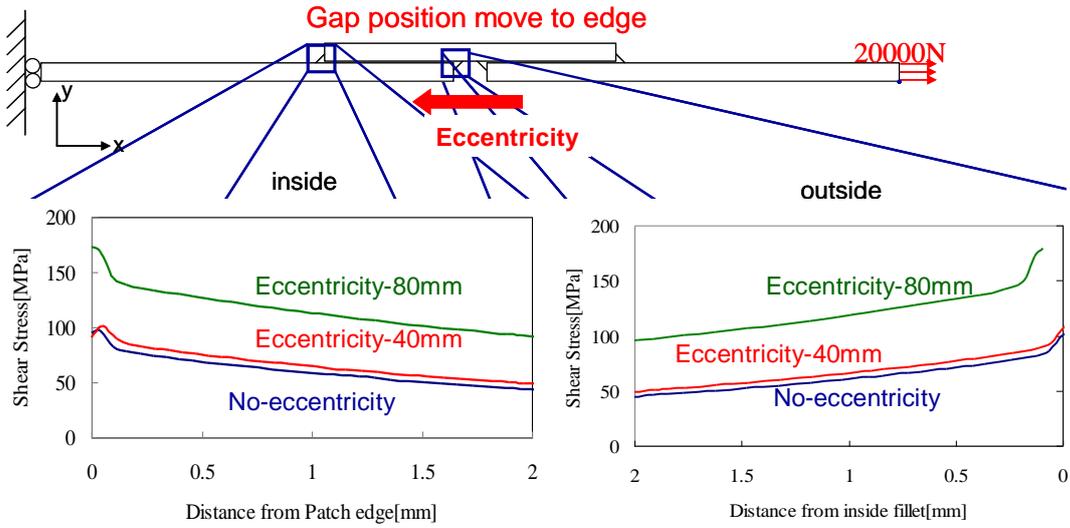


Fig. 2.8 Shear Stress Distribution (gap 20 specimen (a),(b)and (c),20000N).

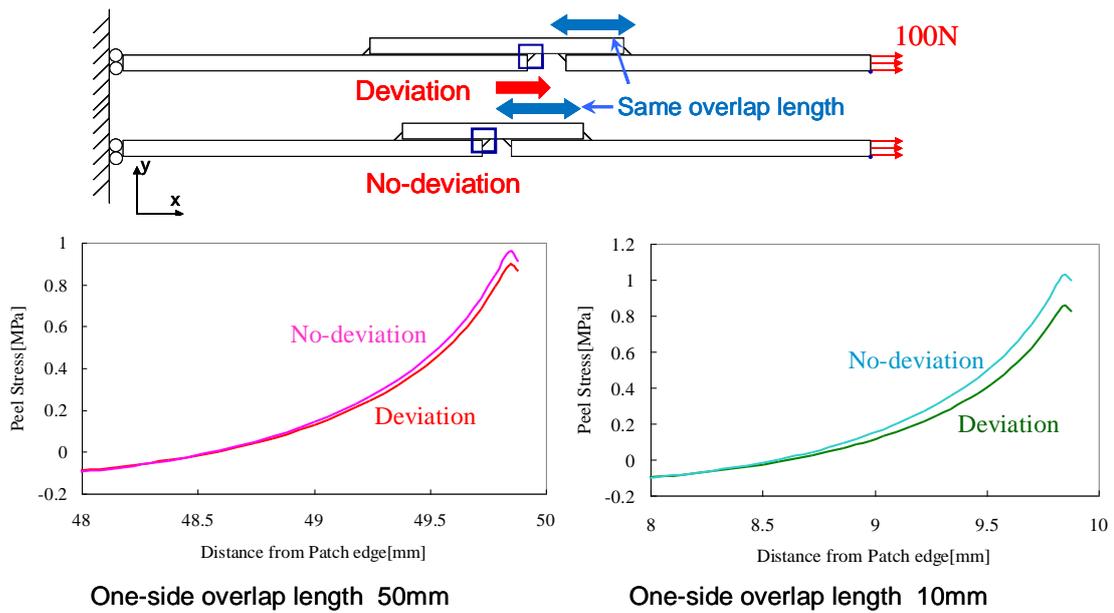
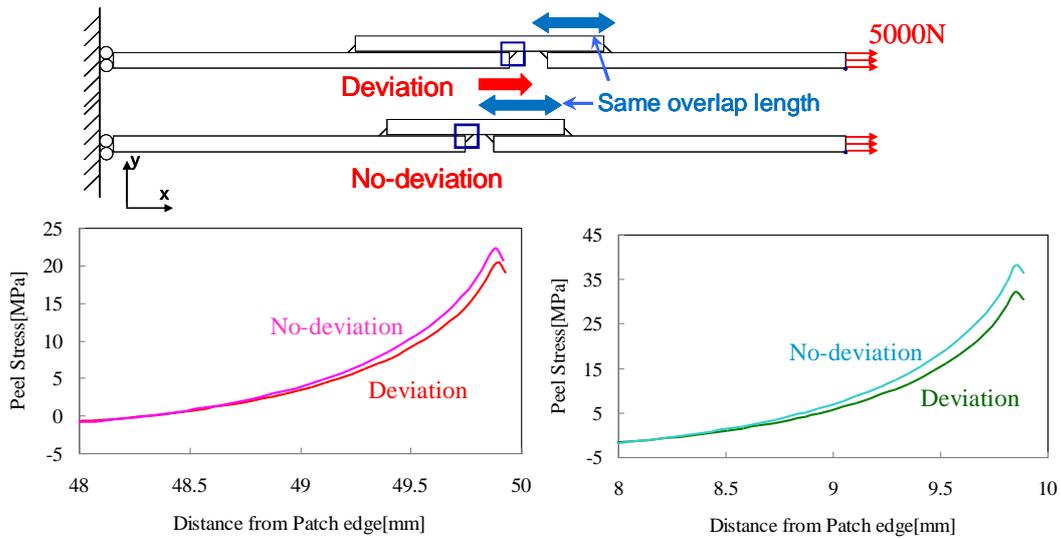


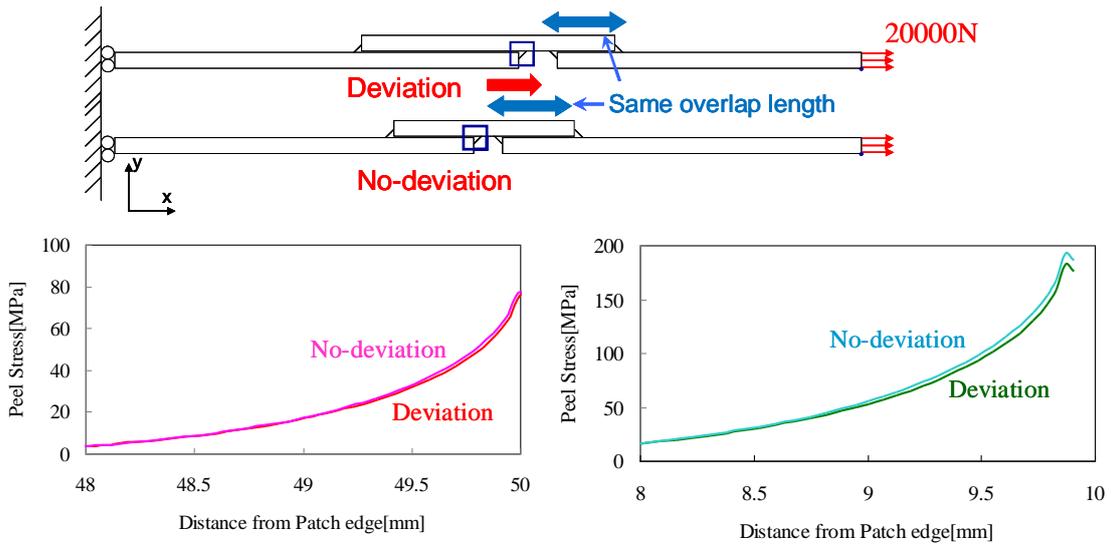
Fig. 2.9 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b)and (d),(c) and (e),100N).



One-side overlap length 50mm

One-side overlap length 10mm

Fig. 2.10 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b)and (d),(c) and (e),5000N).



One-side overlap length 50mm

One-side overlap length 10mm

Fig. 2.11 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b)and (d),(c) and (e),20000N).

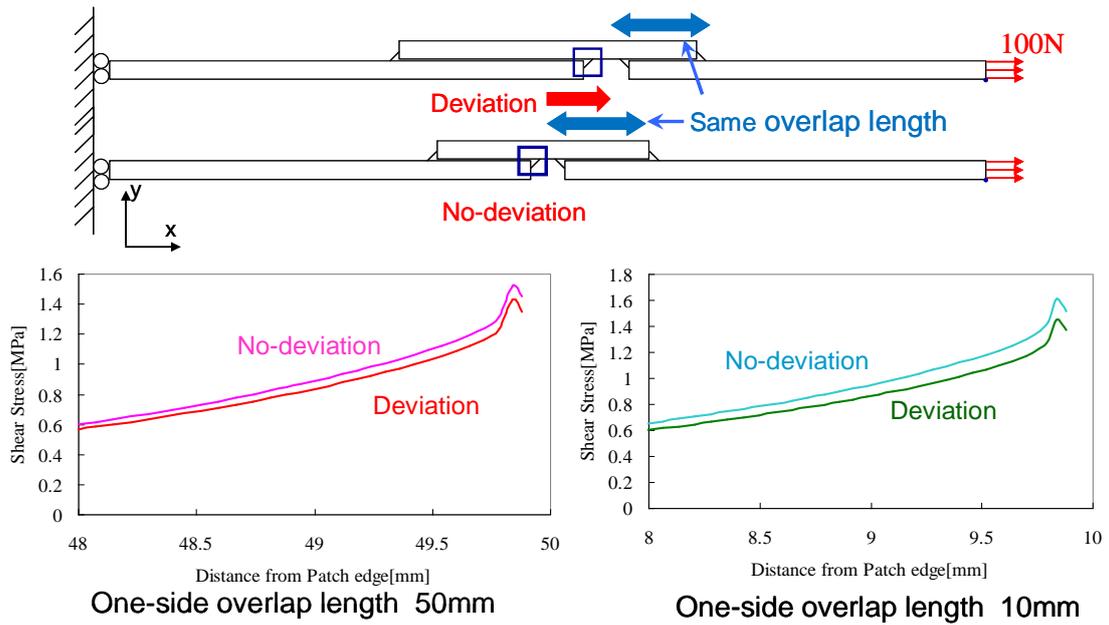


Fig. 2.12 Peel Stress Distribution (gap 20 specimens (b) and (d), (c) and (e), 100N).

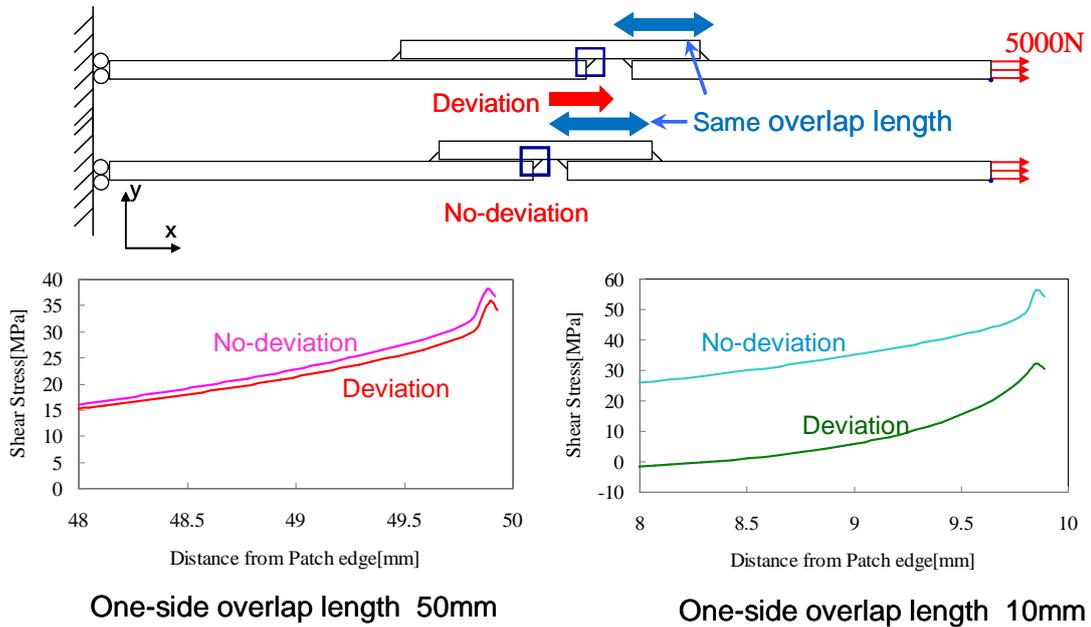


Fig. 2.13 Shear Stress Distribution (gap 20 specimens (b) and (d), (c) and (e), 5000N).

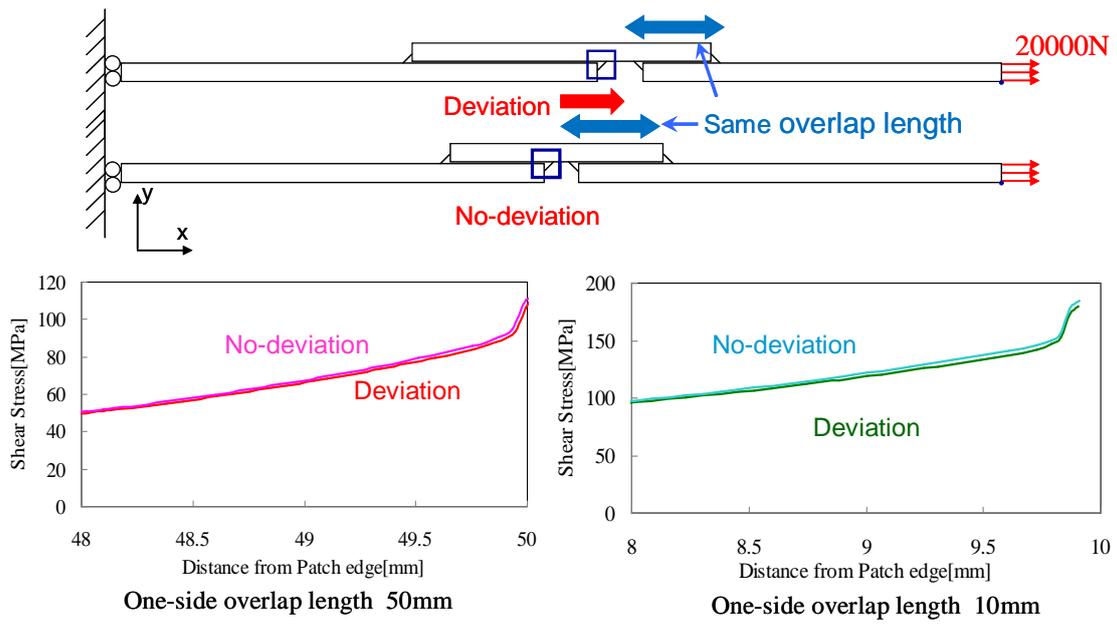


Fig. 2.14 Shear Stress Distribution (gap 20 specimens (b) and (d), (c) and (e), 20000N).

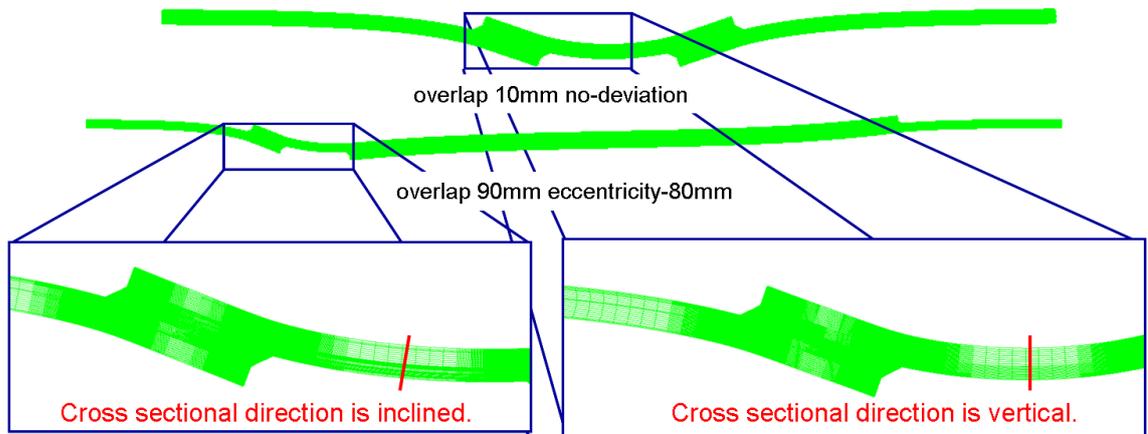


Fig. 2.15 Deformation Diagrams (gap 20 specimens (c) and (e)).

## 2.4 まとめ

本章では、損傷の不確定性がパッチ補修部の強度に与える影響を調べるために SSJ 試験片の引張試験を行った。また SSJ 試験片の挙動を有限要素解析にて明らかにした。

実験結果から一章で提案した補修法では SHM 技術による損傷領域推定の不確定性を十分に考慮にいった補修部設計を行う必要があることがわかった。また実際の損傷領域が想定する損傷領域の端部にある場合でも、補修部の強度要求を完全に満たすことが可能であることがわかった。解析結果からパッチと被着体の中立軸のずれによる偏心が補修部の強度に大きな影響を及ぼしていることがわかった。

以上の結果を踏まえて、第 2 章では損傷の大きさが補修部の強度に与える影響を、第三章では損傷形態の違いによる影響を調べる。

## 第3章 損傷の大きさがパッチ補修部の強度に与える影響

### 3.1 概要

第二章では損傷領域の不確実性がパッチ補修部の強度に与える影響を検証した。本章では第二章で得られた結果を踏まえて、貫通損傷を対象として、損傷の大きさがパッチ補修部の強度に与える影響を調べる。

### 3.2 実験

#### 3.2.1 実験方法

試験片の寸法を除いて、第二章で述べた方法を用いて実験を行った。試験片の寸法を図3.1に示す。基本的な寸法は2章と同じである。同じオーバーラップ長さで gap の大きさのみを変えた。

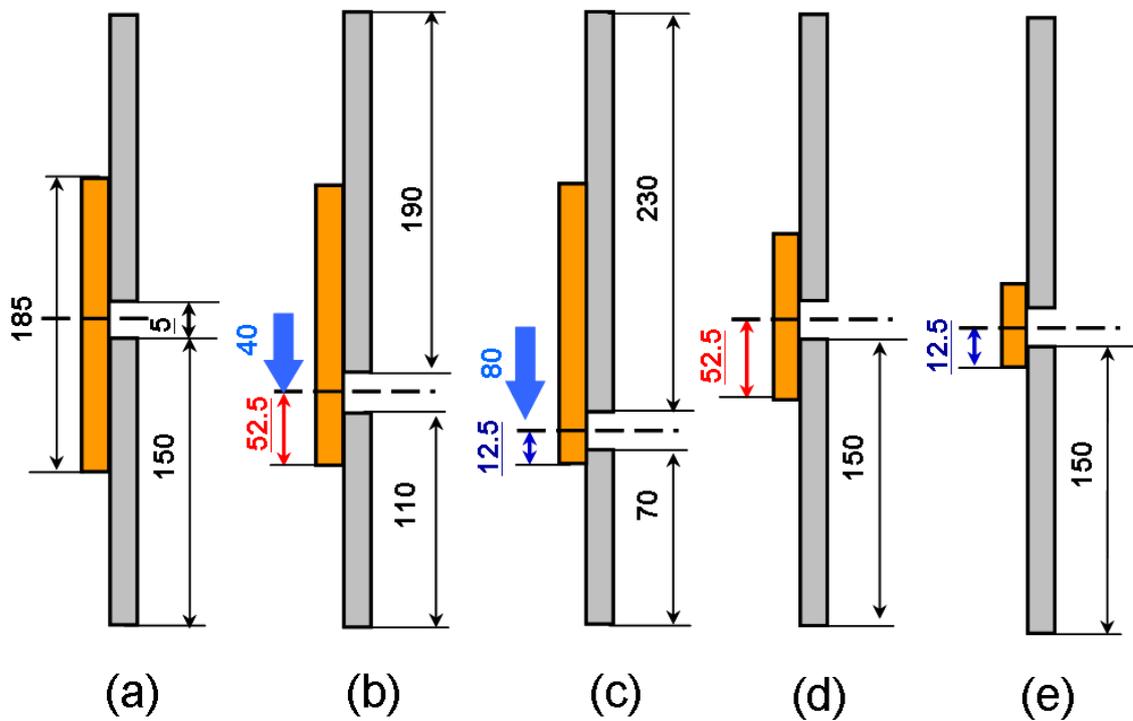


Fig.3.1 Specimen Configurations (gap5).

### 3.2.2 実験結果

図 3.2 に gap5 の試験片の荷重 - 変位線図を示す。本試験に関しては、試験片の治具を取り替えているので、試験片と治具のつかみ部との滑りはほとんどなかった。よって、同じ程度の弾性率と示している。引張過程では gap20 の試験片と同様に破壊荷重に近づくと、ピーンという高い音が聞こえ、亀裂が進展していることが予想される。また変形過程を観察すると、gap が小さい分、中立軸の偏心による変形が大きいように感じられた。

実験結果を図 3.2 に示す。横軸のアルファベットは図 3.1 のアルファベットと対応しており、どの試験片の接着強度かを示している。図 3.2 を見ると、片側オーバーラップ部長さが 10mm の試験片を除いて、gap20mm の試験片のほうが全体的に高い強度を示すことがわかる。片側オーバーラップ部長さ 10mm の試験片については損傷の大きさの影響が出る前に破壊に至ってしまったため、明確な影響が見られなかったと考えられる。この結果から損傷の大きさによって異なるパッチの設計を行わなければならないということがいえる。つまり、本研究が提案するパッチ補修技術では、SHM 技術を用いてある程度の精度で損傷の大きさを推定できなければならない。

次にこの強度の差ができた要因について有限要素解析を用いて考察する。

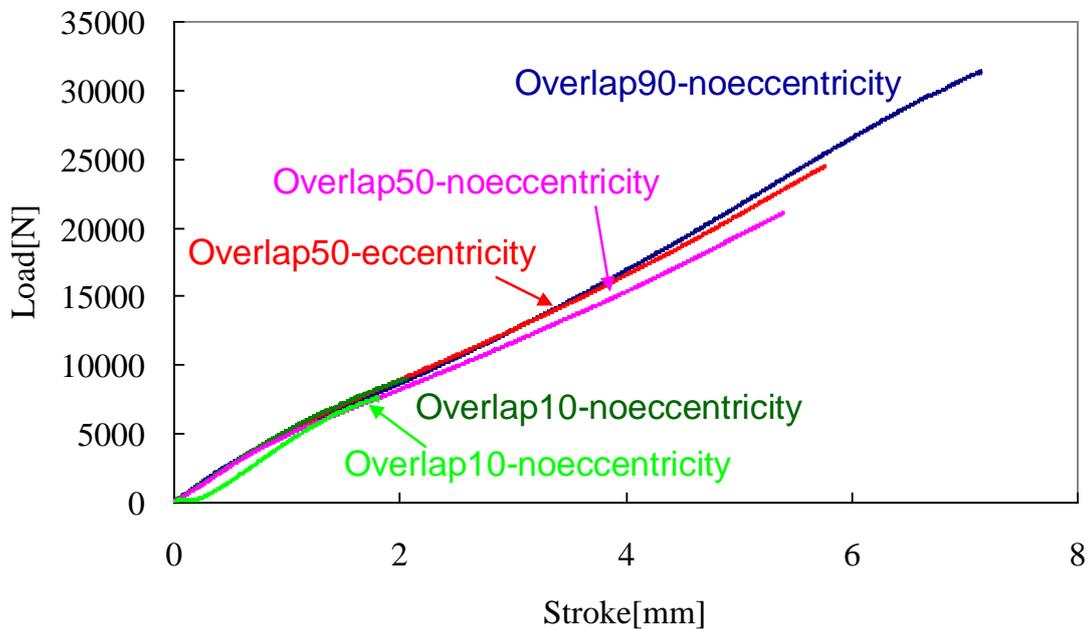


Fig3.2 Load – Displacement curve(gap 5mm)

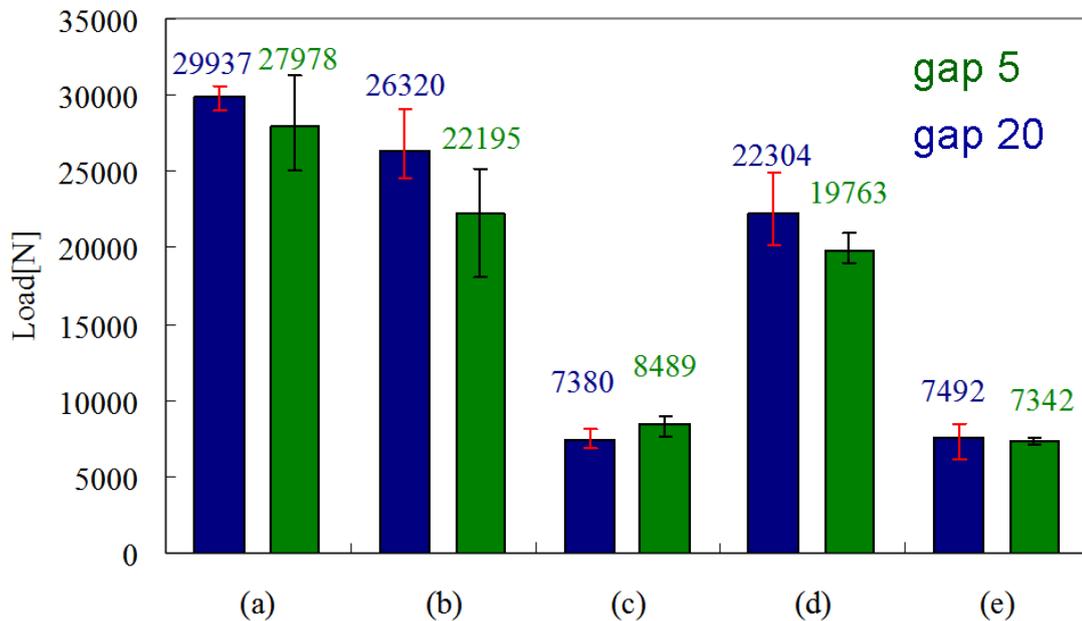


Fig.3 .3 Joint strength of single strap joints (gap5 and gap20).

### 3.3 有限要素解析

図 3.1 に示す試験片の寸法を用いて、有限要素解析を行った。2.3 節で行った解析と同様の条件で計算を行った。図 3.3 に試験片(a)における内側フィレット部近傍の gap5mm と gap20mm の応力分布の比較を示す。図 3.3 を見ると、gap5mm のほうが高い応力を示していることがわかる。これは実験結果と一致している。この要因として、gap が小さいほうが gap 付近での変形が大きいということが挙げられる。図 3.4 に gap5 と gap20 における gap 付近の変形過程の様子を示す。図 3.4 を見ると、gap5 のほうが gap 付近における局所的な変形が大きいことがわかる。これは中立軸の偏り自体は gap の大きさによらないので、gap が大きいほうがパッチ端部付近の変形角が小さいからだと考えられる。

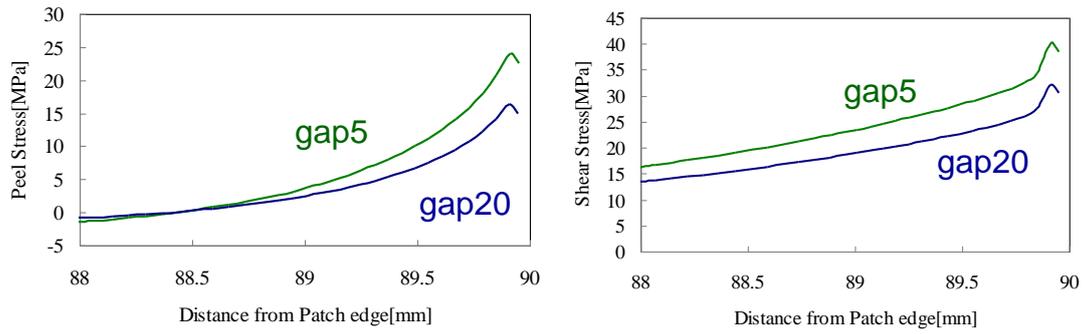


Fig.3.4 Stress Distributions (Comparison to gap 5mm and gap20mm, 5000N).

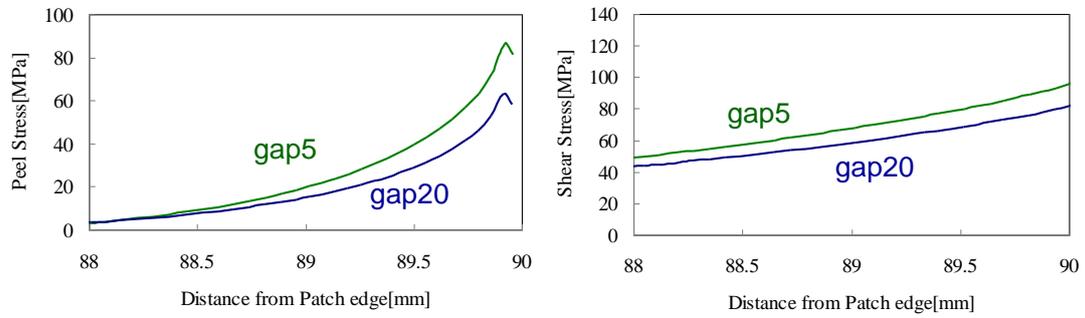


Fig.3.5 Stress Distributions (Comparison to gap 5mm and gap20mm, 20000N).

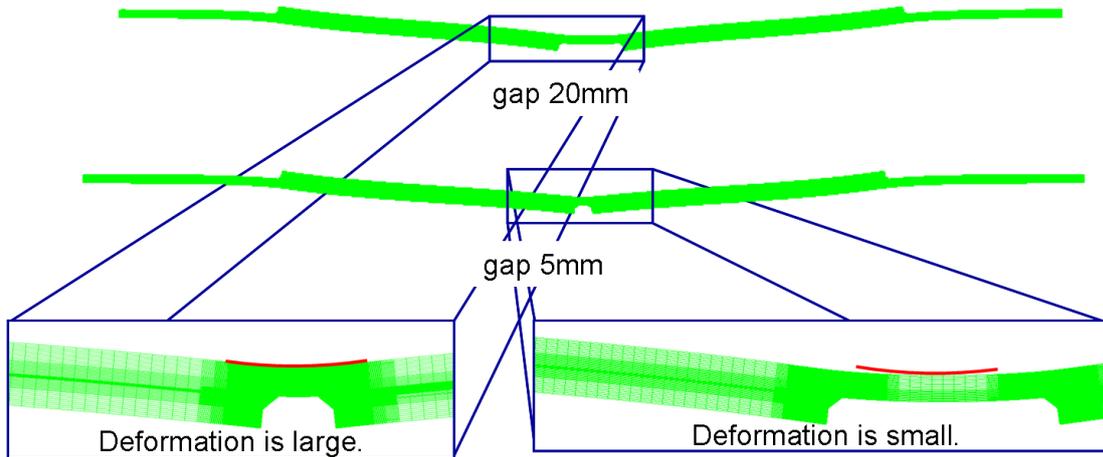


Fig.3.6 Deformation Diagram (gap20 and gap5).

### 3.4 まとめ

本章では損傷の大きさがパッチ補修部の強度に与える影響を調べた。損傷が小さいほうが損傷付近での局所的な変形が大きくなり、強度が低下することがわかった。この結果より SHM 技術による損傷の大きさの推定の重要性を確認できた。

次章では、損傷形態の違いがパッチ補修部の強度に与える影響を調べた。

## 第4章 損傷形態の違いがパッチ補修部の強度に与える影響

### 4.1 概要

第三章では損傷の大きさがパッチ補修部の強度に与える影響を調べた。本章では、異なる損傷形態を持つ構造にパッチ補修を施した状態を模擬した試験を行う。今までは全て貫通損傷を模擬した gap を対象としていたが、ここでは層間剥離と貫通損傷と層間剥離の複合損傷を対象とする。今までと同様に SSJ の引張試験を行い、パッチ補修部の強度を評価した。また、有限要素解析を用いて、接着層の応力分布を明らかにした。尚、条件を同じにするために全ての試験片で(損傷部の長さを除いた)オーバーラップ部長さは等しくした。

### 4.2 層間剥離がパッチ補修部の強度に与える影響

#### 4.2.1 実験

##### 4.2.1.1 実験方法

第三章と同じく試験片の寸法を除いて、第二章で述べた方法を用いて実験を行った。試験片の寸法を図 4.1 に示す。層間剥離を模擬するために、二層ごとに PTFE シート(厚さ 0.1mm)を図 4.1 に示した寸法に裁断して、プリプレグを積層する際に予め決めた位置に挿入した。PTFE シートは CFRP と一切接着しないので、挿入したまま硬化させることで層間剥離を模擬することが出来る(図 4.2)。

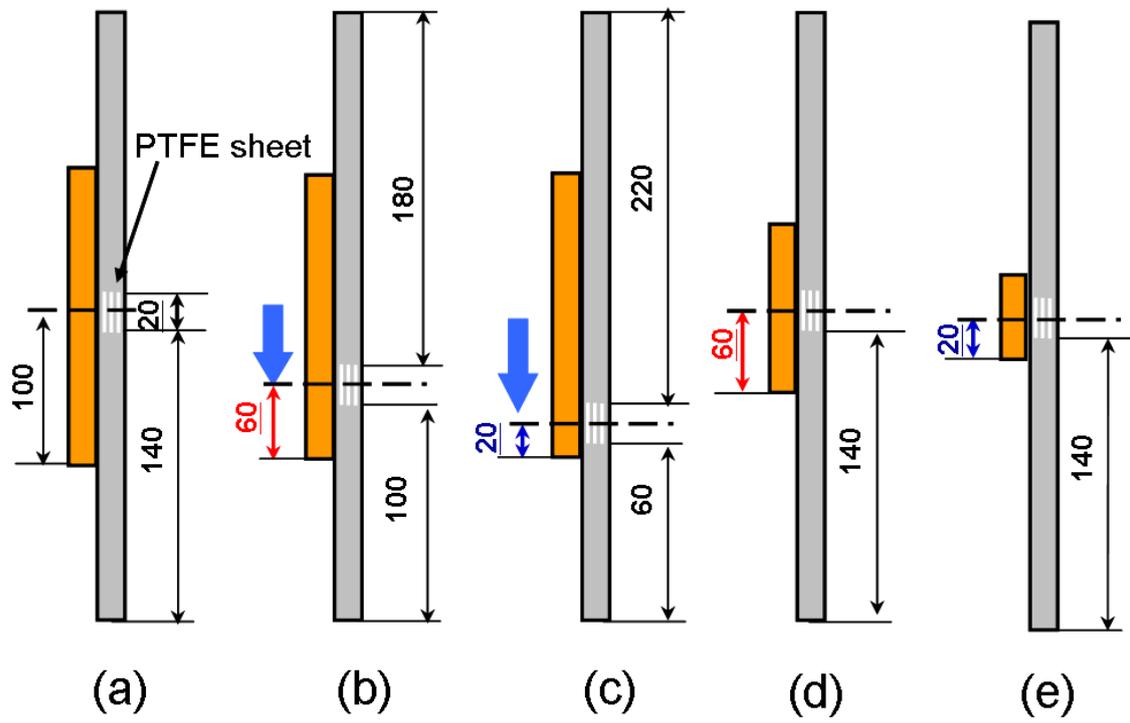


Fig.4.1 Specimen Configurations (delamination 20).

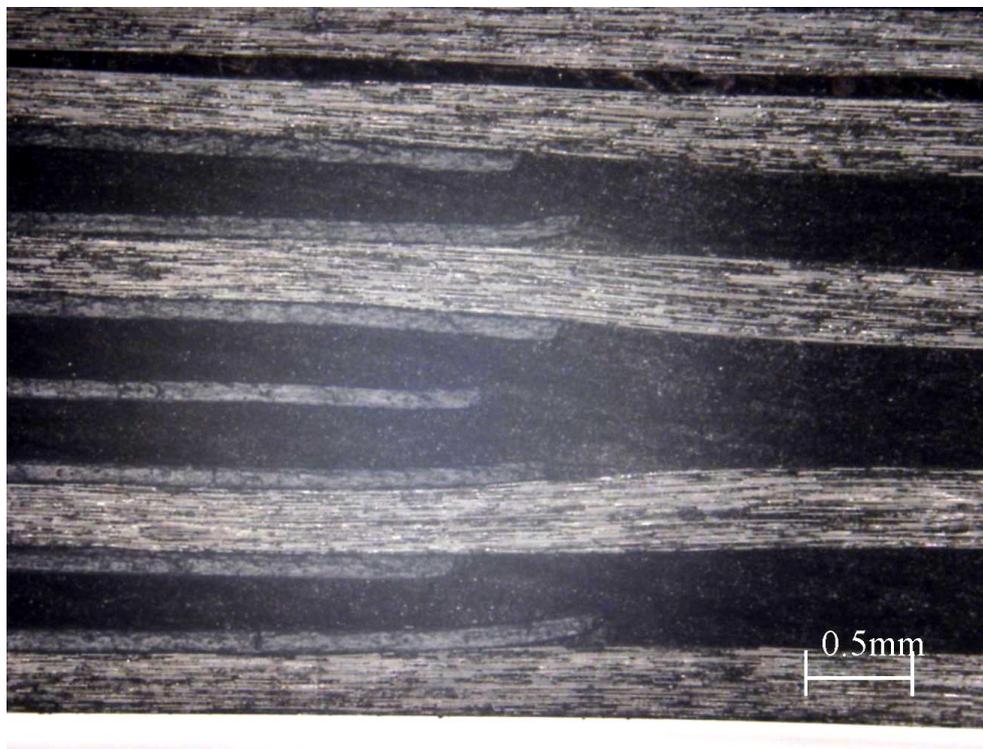


Fig.4.2 Inserted PTFE Sheets in CFRP.

#### 4.2.1.2 実験結果

図 4.2 に層間剥離入りパッチ試験片の荷重 - 変位線図を示す。引張過程は、シングルストラップジョイントと同じく破壊荷重に近づくにつれて、亀裂の進展音を聞くことが出来た。パッチ幅 200mm の試験片の場合は、破壊荷重に達すると同時にパッチが吹き飛び、一気に荷重が低下した。パッチ幅 120mm の試験片の場合は、大きな破裂音がして、急激に亀裂が進展したが、パッチが完全に剥がれるまでは至らなかった。パッチ幅 40mm の試験片に関しては、少し大きめの破裂音がしたが、2000N ほどしか荷重の低下は見られなかった。

図 4.3 に層間剥離入りのパッチ試験片と剥離無しのパッチ試験片の接着強度を示す。図 4.3 を見ると層間剥離がパッチ中央にあるときはパッチ補修部の強度に影響がないように見える。しかしながら、gap のときと同様に層間剥離がパッチ端部に近づくにつれて強度が低下していることがわかる。これより、層間剥離の場合においても、貫通損傷のときと同様に損傷領域推定の不確定性を考慮しなければ、パッチ補修を施した構造の強度を保証できないということがわかる。

破壊した試験片の断面をみると、いずれも接着層で破壊していることがわかる(図 4.5 図 4.7)。しかし、剥離部先端に着目すると(図 4.6,4.8)、層間剥離が中央にある場合(試験片 (a),(d),(e))は剥離先端で樹脂破壊が生じているのに対して、剥離がパッチ端部にある場合(試験片 (c))は、剥離先端で発生した亀裂がパッチ端部まで伝播していつていることがわかる。

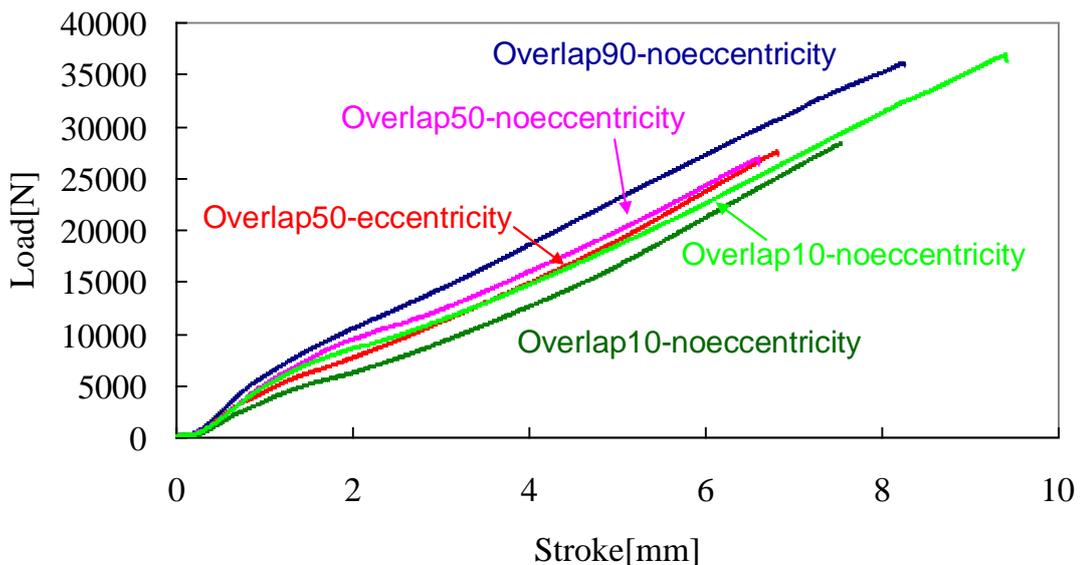


Fig.4.3 Load – Displacement curve (delamination 20mm)

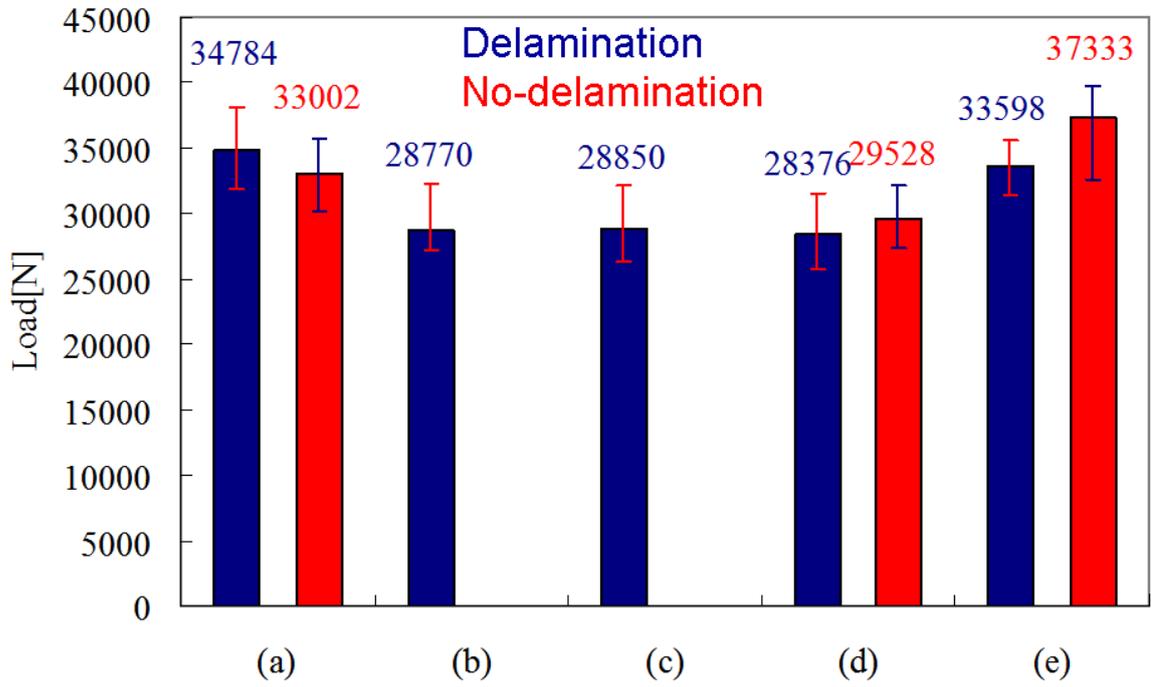


Fig.4.4 Joint strength of Patch Specimen (delamination and no delamination).

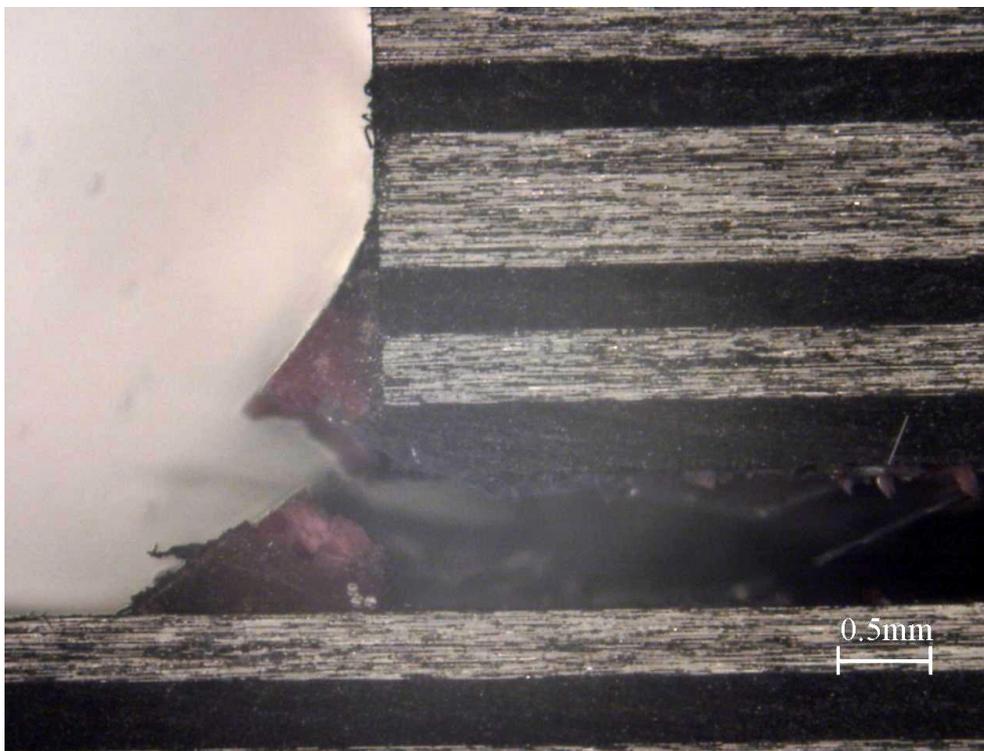


Fig.4.5 Cross sectional view of adhesive failure in specimen (a).

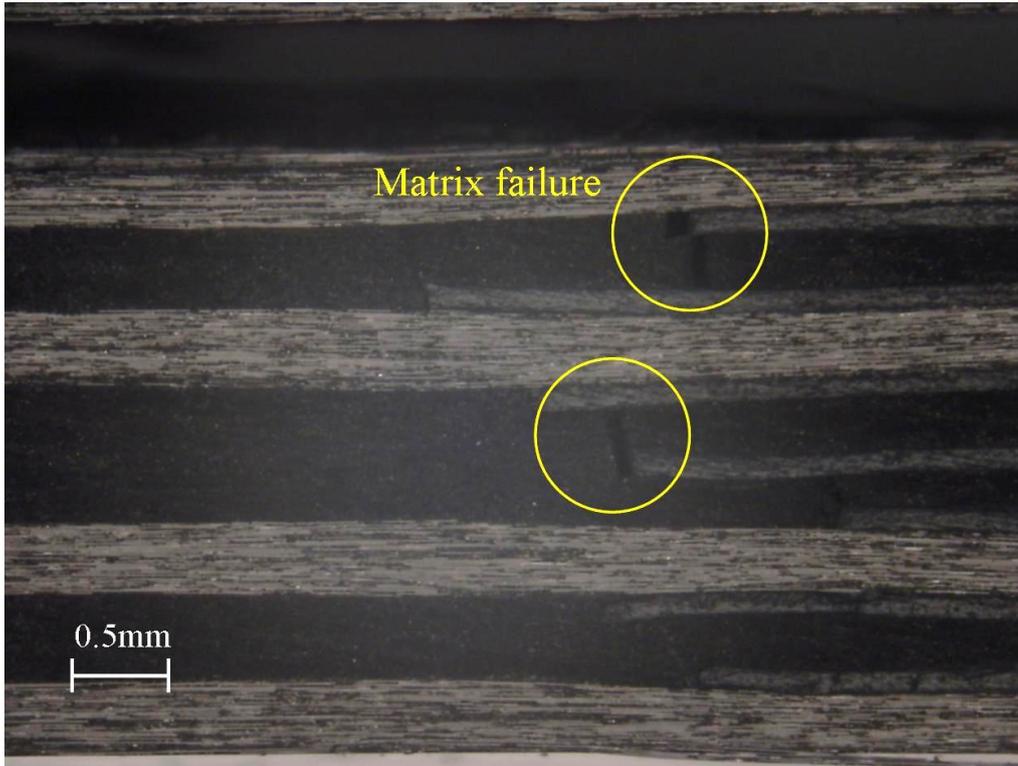


Fig.4.6 Cross sectional view of matrix failure in specimen (a).

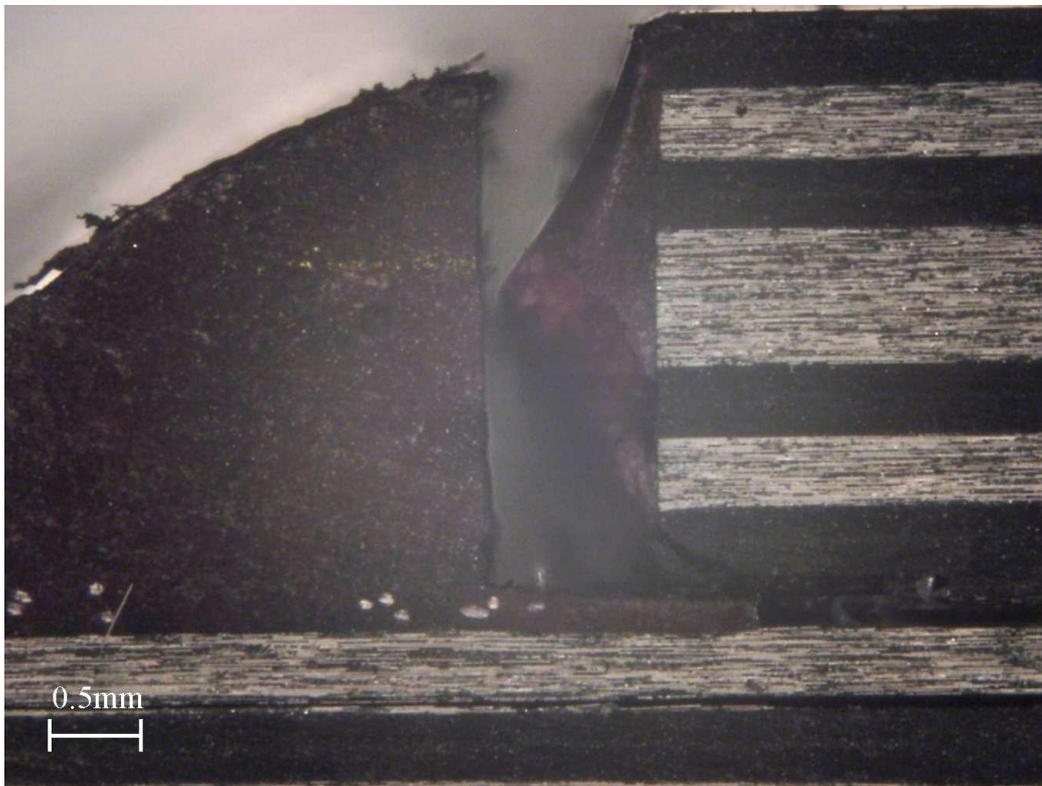


Fig.4.7 Cross sectional view of adhesive failure in specimen (c).

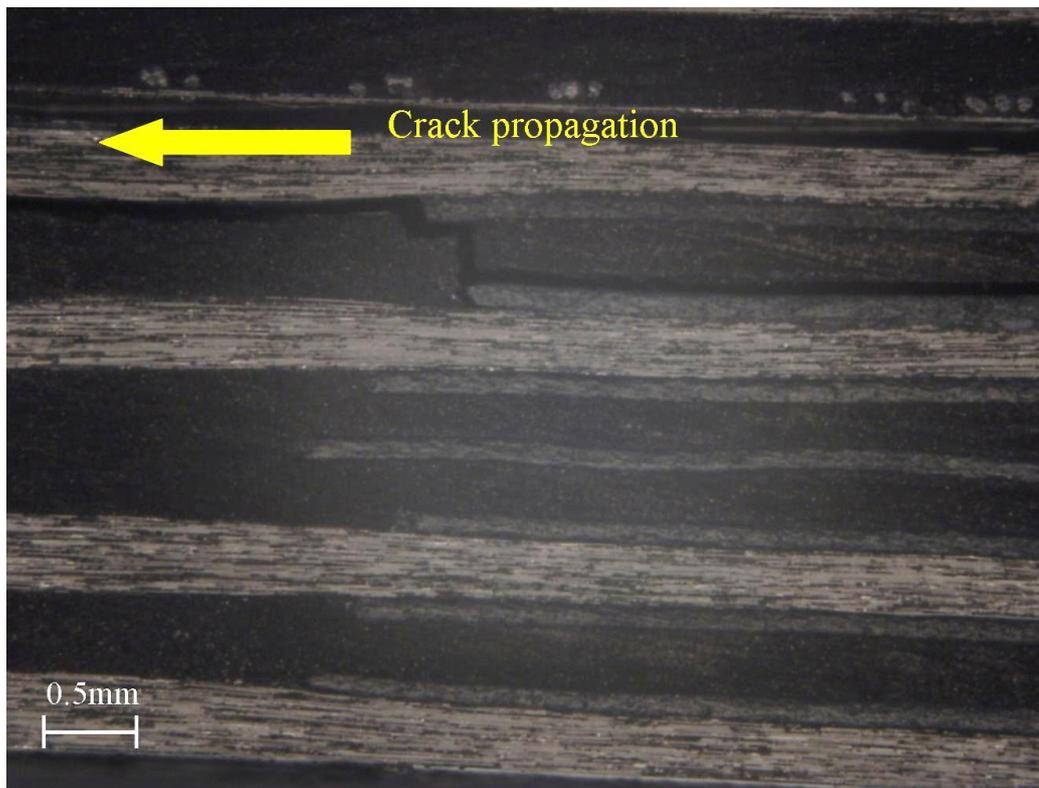


Fig.4.8 Cross sectional view of crack propagation in specimen (c)

#### 4.2.2 有限要素解析

図 4.1 に示す試験片の寸法を用いて、有限要素解析を行った。解析は 2.3 節で行った同様の条件で計算を行った。試験片に挿入した PTFE シートは、CFRP とまったく接着しないので、図 4.1 で PTFE シートになっている部分の要素を排除して、層間剥離を空隙として扱い、計算を行った。図 4.9 に 5000N 負荷時の試験片(a),(b),(c)の接着層全体の Peel stress の分布を、図 4.10 に 20000N 負荷時の Peel Stress の分布を示す。図 4.10, 4.11 を見ると剥離部先端で応力集中が生じていることがわかる。また応力集中は剥離がパッチ端部に近づくにつれて増大していることがわかる。さらに、図 4.10 と図 4.11 を比較すると、双方とも似た分布を示しており、中立軸の偏心による影響は見られなかった。また図 4.11 に 5000N 負荷時の接着層端部における Peel Stress の分布を、図 4.12 に 20000N 負荷時の Peel Stress の分布を示す。図 4.11 を見ると、偏心の有無、程度に関わらず、ほとんど同じ応力分布を示していることがわかる。さらに図 4.12 を見ると、わずかに応力の差が出てきていることがわかる。このことから 20000N から層間剥離の偏心の影響が出始めていることがわかる。図 4.13 に 5000N 負荷時における接着層全体の Shear Stress の分布を、図 4.14 に 20000N 負荷時における接着層全体の Shear Stress の分布を示す。図 4.13, 4.14 をみると、Peel Stress のときと違い、剥離

端部の応力集中は確認できない。さらに図 4.13 と図 4.14 を比較すると、荷重が上がっても分布の形にはほとんど差が見られないことがわかる。図 4.15 に 5000N 負荷時の接着層端部付近の Peel Stress の分布を、図 4.16 に 20000N 負荷時の接着層端部の Peel Stress の分布を示す。図 4.15 と 4.16 を比較すると、Peel Stress のときと同様に荷重があがると接着層端部の応力の差が広がることがわかった。

図 4.17 に 5000N 負荷時の試験片(b)と(d)及び(c)と(e)の接着層端部近傍における Peel Stress の分布を、図 4.18 に 20000N 負荷時における Peel Stress の分布を示す。また図 4.19 に 5000N 負荷時の試験片(b)と(d)及び(c)と(e)の接着層端部近傍における Shear Stress の分布を、図 4.20 に 20000N 負荷時の Shear Stress の分布を示す。図 4.17, 4.18, 4.19, 4.20 の全てにおいて、偏心があるほう (Deviation)が高い応力を示していることがわかる。しかし、損傷がない状態の試験片と偏心がない試験片を比較しても、同じ応力分布を示すことから、この差はパッチ長さの違いによって生じたものだと考えられる。また図 4.17 と 18, 19 と 20 をそれぞれ比較すると、偏心の有無による応力の差が 5000N 負荷時に比べて、20000N 負荷時のほうが縮小していることがわかる。これはこれまでも述べてきたように中立軸の偏心による変形の影響だと考えられる。荷重を負荷していくにつれてまず偏心による変形が起き、荷重が 5000N を過ぎると、次に引張荷重による変形の抑制効果が生じるようになり、結果的に損傷位置の違いによる応力の差が縮小したものと考えられる。

今回の解析では破壊力学を取り入れた解析を行っていないので、前節で観察した亀裂の進展や樹脂破壊を考慮に入れていない、そのため、基本的な弾性解析だけでは説明できないことがわかった。今後の研究として、亀裂の伝播を含めた解析を行っていく必要がある。

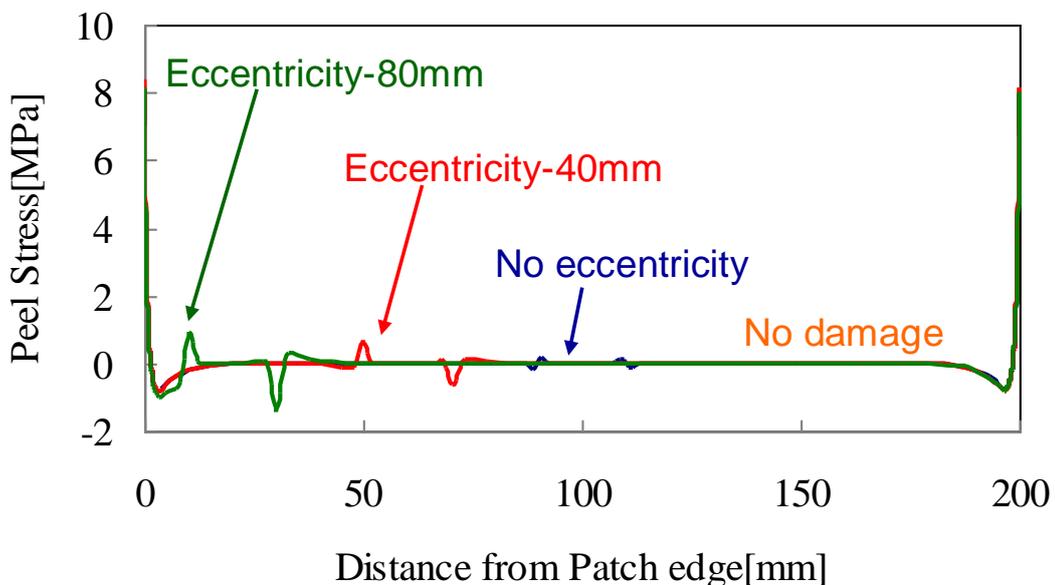


Fig.4.9 Peel Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).

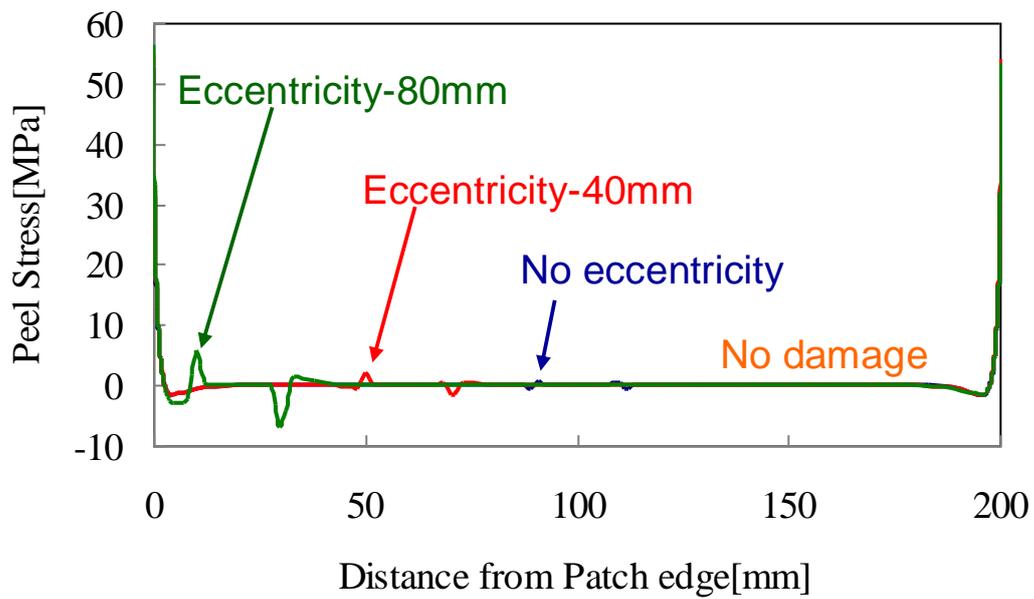


Fig.4.10 Peel Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).

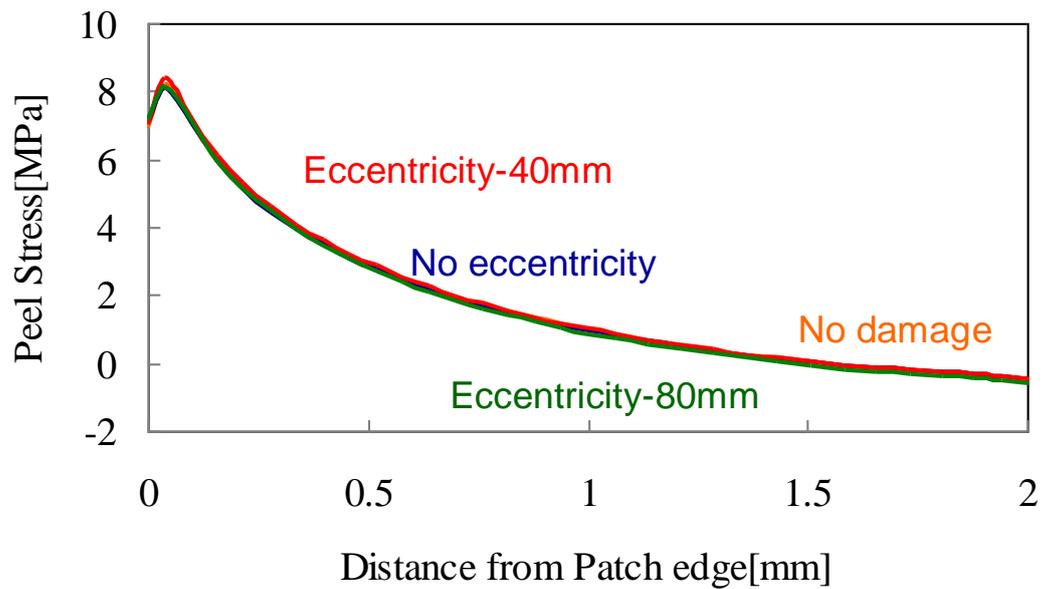


Fig.4.11 Peel Stress Distributions in Patch edge(specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).

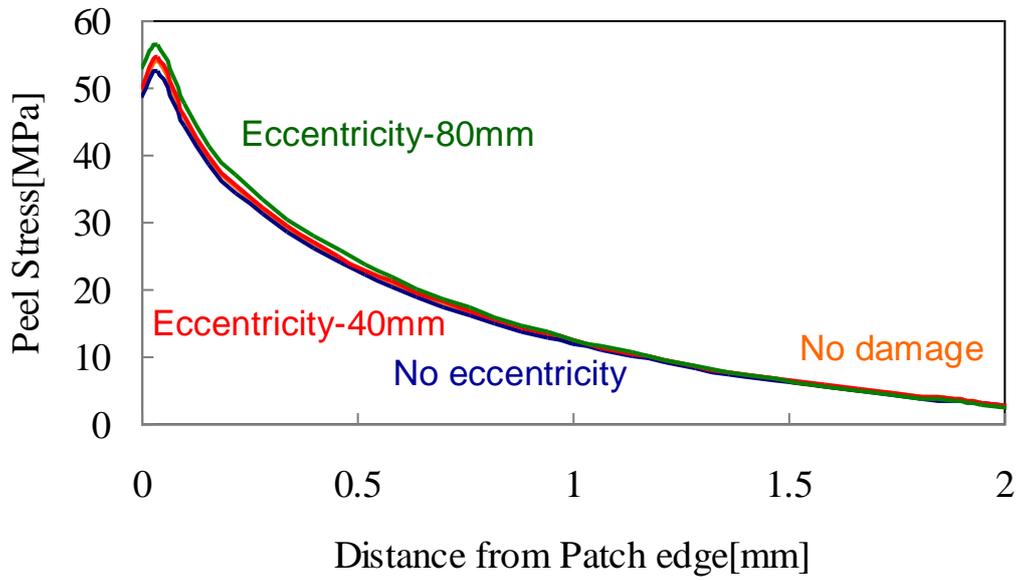


Fig.4.12 Peel Stress Distributions in Patch edge(specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).

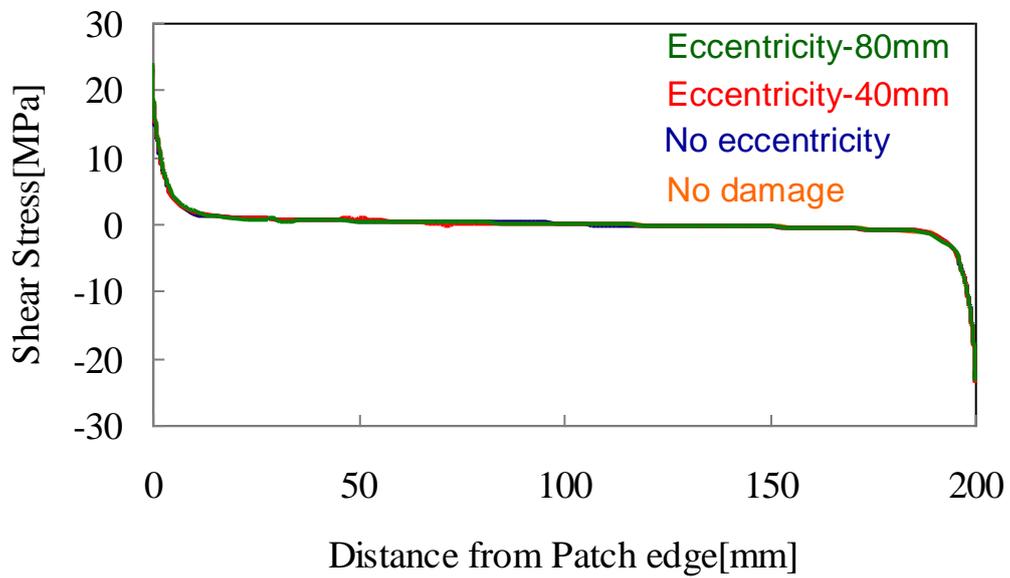


Fig.4.13 Shear Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).

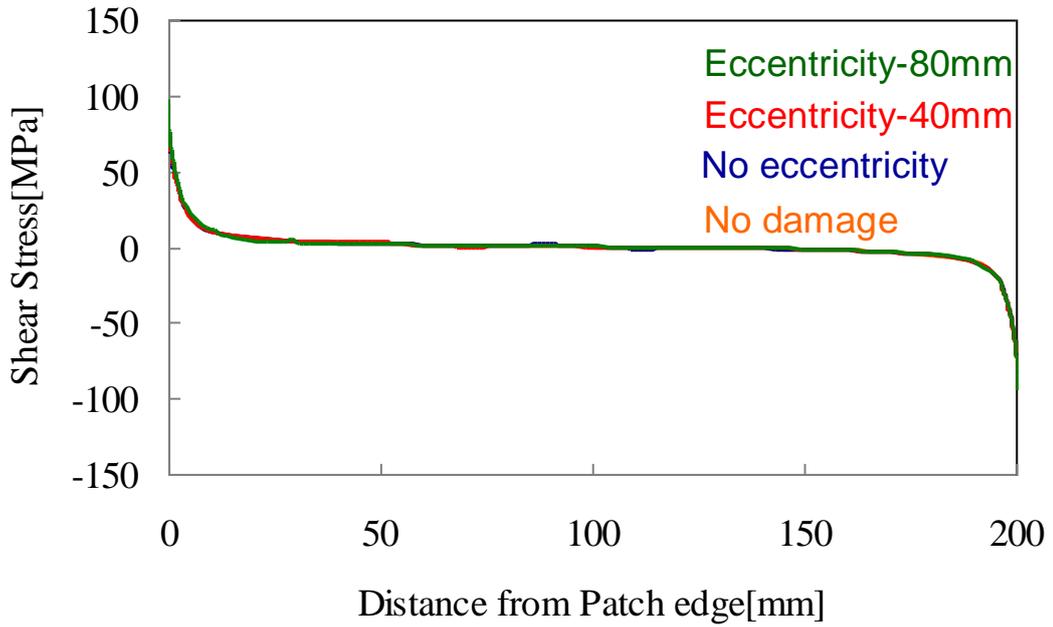


Fig.4.14 Shear Stress Distributions in adhesive (specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).

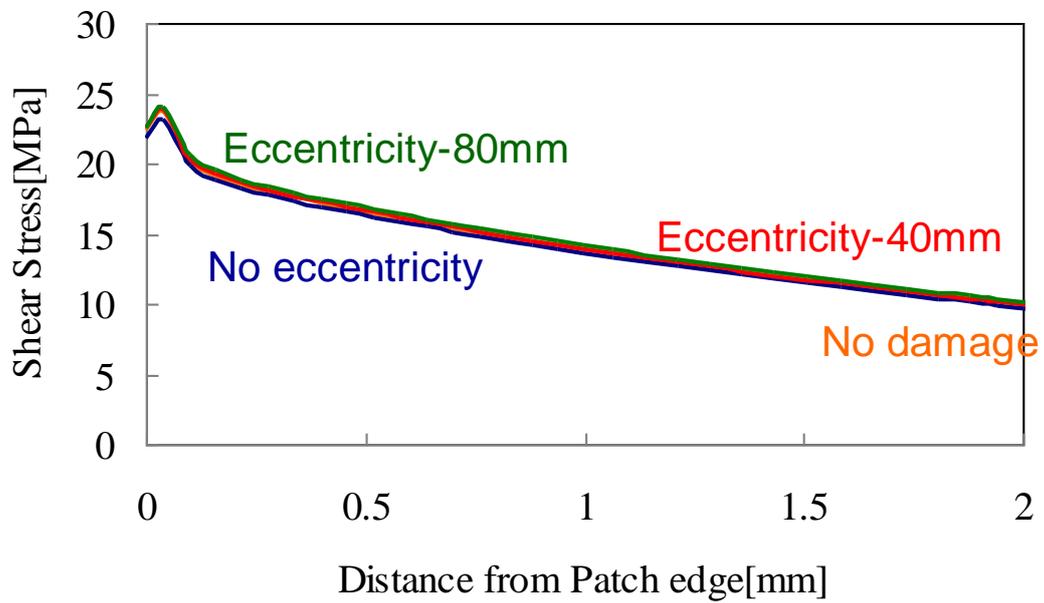


Fig.4.15 Shear Stress Distributions in Patch edge (specimen (a),(b),(c)and no-damage,5000N).

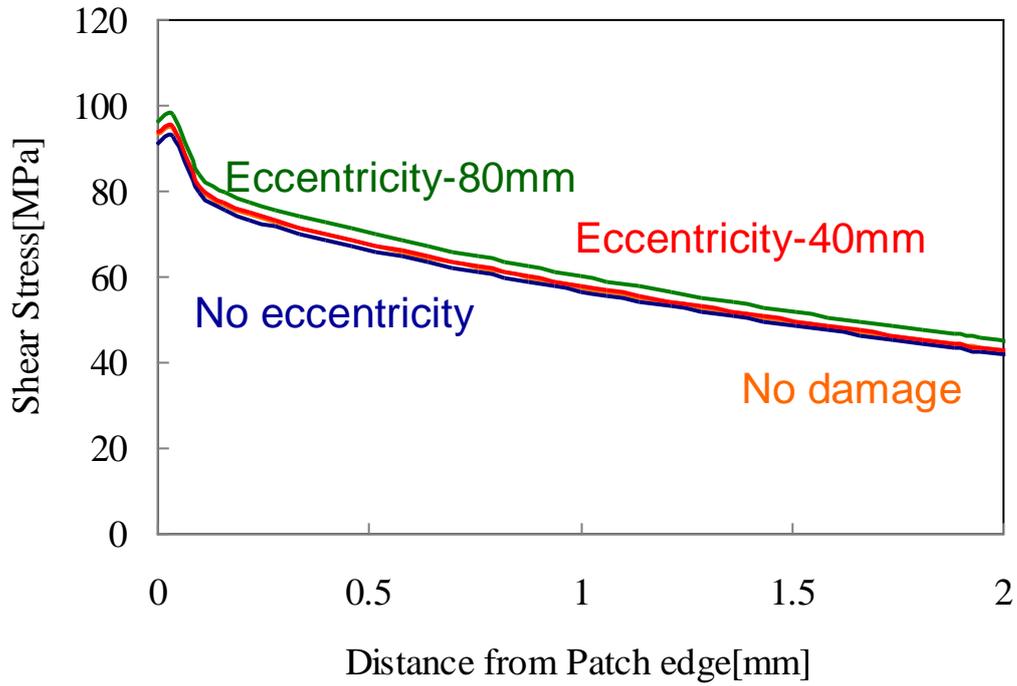


Fig.4.16 Shear Stress Distributions in Patch edge (specimen (a),(b),(c)and no-damage,20000N).

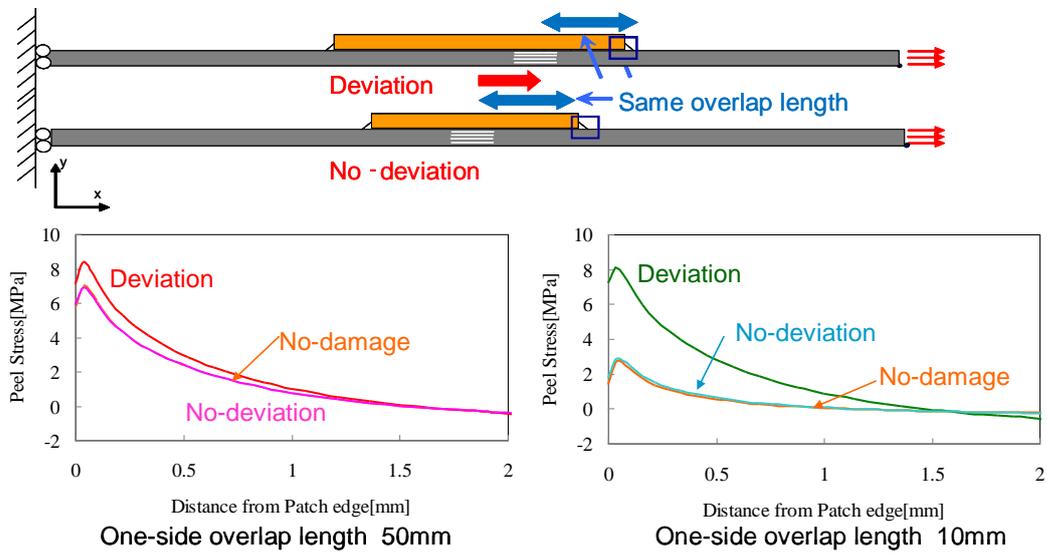


Fig.4.17 Peel Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 5000N).

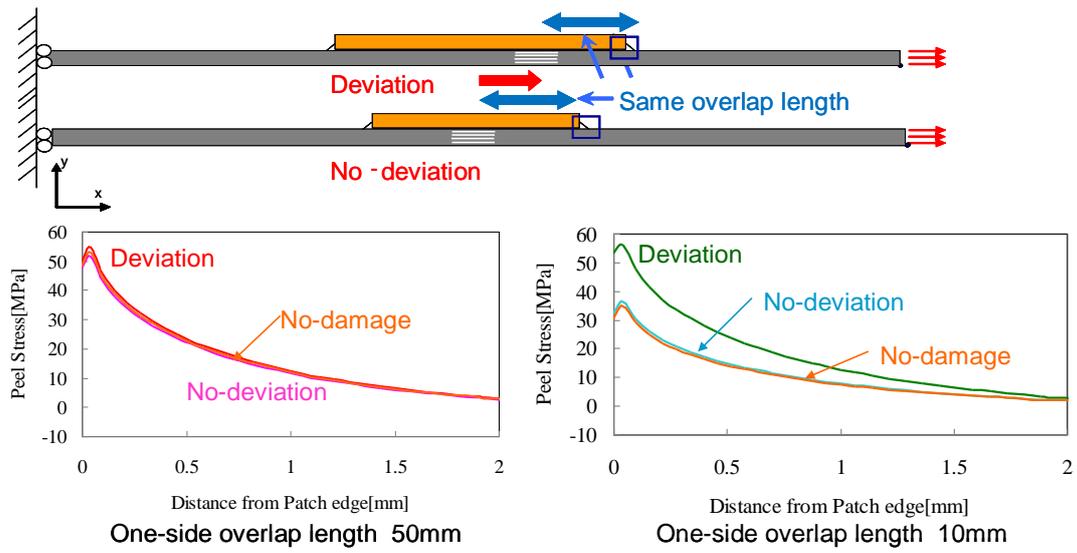


Fig.4.18 Peel Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 20000N).

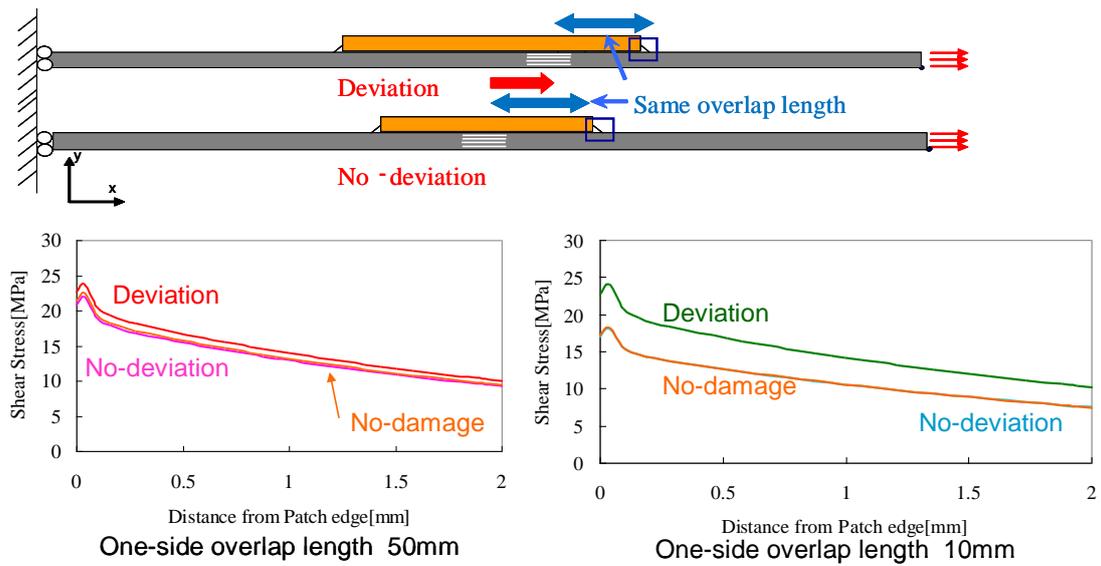


Fig.4.19 Shear Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 5000N).

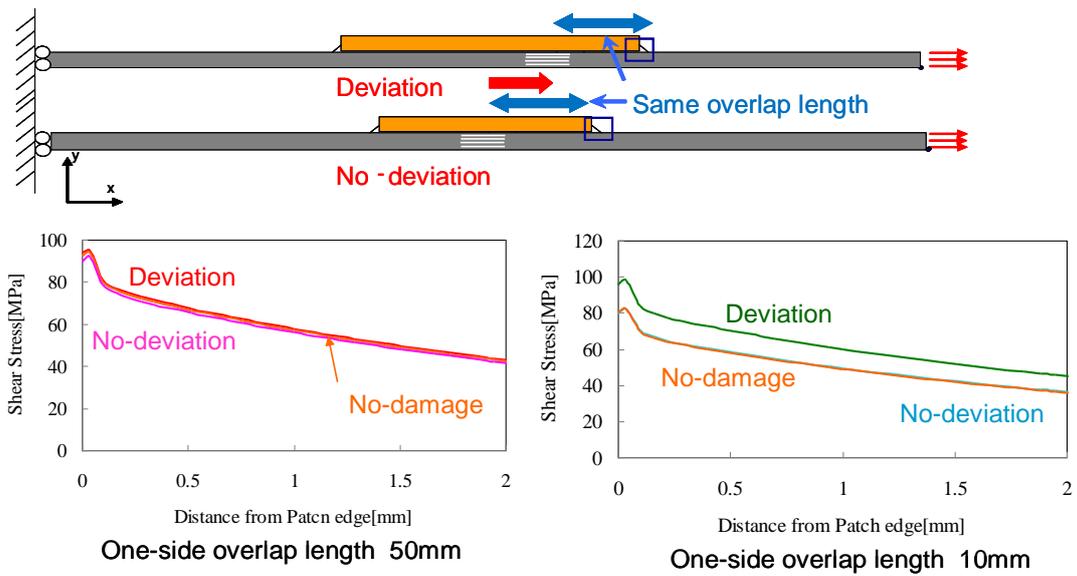


Fig.4.20 Shear Stress Distributions (same overlap length and no-damage, 20000N).

## 4.3 貫通損傷と層間剥離の複合損傷がパッチ補修部の強度に与える影響

### 4.3.1 実験

#### 4.3.1.1 実験方法

本節でも前節と同様に試験片の寸法を除いて、2-3節で述べた方法を用いて実験を行った。今回はより実際の貫通損傷に近づけるために、gapの内側にPTFEシートを挿入することによって、貫通の衝撃によって生じた層間剥離を模擬した。試験に用いた試験片の寸法を図4.21に示す。

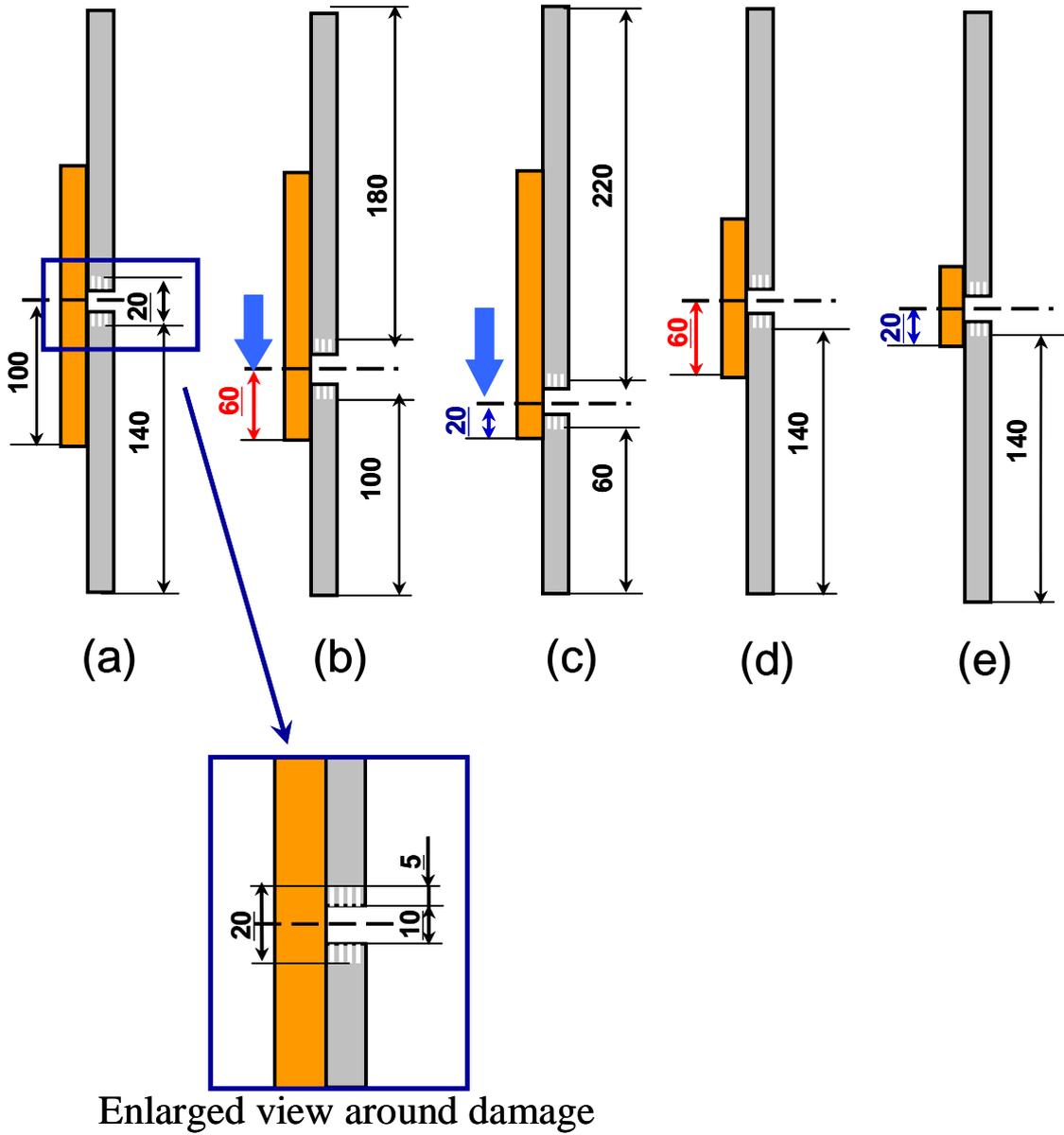


Fig.4.21 Specimen Configurations (gap10+ delamination 10).

### 4.3.1.2 実験結果

図 4.22 に貫通損傷と層間剥離の複合損傷をもつ試験片の荷重 - 変位線図を示す。引張過程では、これまでと同様、破壊荷重に近づくにつれて、亀裂音が発生し、亀裂の発生、もしくは進展が起きていることが伺えた。破壊時の様子としては、オーバーラップ部長さが 90mm, 50mm の試験片は爆発的な破壊が発生し、炭素繊維が周囲に飛び出すほどであった。試験片内部を見ると、層間剥離を入れた 90° 層が吹き飛んでいることが確認できた。オーバーラップ部 10mm の偏心がある試験片は図 4.22 に示すように一度層間剥離が進展し、表層の 0° 層だけで荷重を耐荷するような形になり、最終的に破壊に至るといった破壊形態をとる。オーバーラップ部長さが 10mm で偏心がない試験片は他のシングルストラップ試験片同様に接着層の部分で急激に破断に至る。

図 4.23 に層間剥離入りの SSJ 試験片(以下 gap10 and delami10)と同じ損傷サイズの SSJ 試験片(以下 gap20)の接着強度を示す。図 4.23 を見ると gap20 のほうが高い強度を示していることがわかる。これは破壊機構の違いによる。gap20 のほうは接着層で破壊しているのに対して、gap10 and delami10 は、一番接着層に近い剥離から亀裂が進展して、最終的に繊維破断によって破壊に至っているからである(図 4.24)。引張荷重下では、剥離先端には応力集中が生じる。CFRP の層間強度は CFRP の接着強度より弱いので剥離から亀裂が進展し、最終的に表面二層の炭素繊維だけで荷重を耐荷しなければいけなくなったため、gap20 より強度が弱くなったと考えられる。図 4.25 に破断した側と逆側の亀裂先端部の断面写真を示す。図 4.25 を見ると、接着層付近の層間剥離から亀裂が進展していつていることがわかる。さらに、図 4.26 に gap20 と gap10 and delami10 の破断面を比較した図を示す。gap20 と gap10 and delami10 の破断面を比較すると、gap10 and delami10 のほうは接着層端部で繊維破断した形跡が見られる。これに比べて gap20 のほうは接着層がまだ残っており、接着層で亀裂が生じたことがわかる。

試験片(c)については、オーバーラップ部が短いため、低い荷重でも高い応力がかかるので、炭素繊維二層分の強度のほうが高くなったと考えられる。試験片(e)については gap20 と同様に接着層で破壊しているため、強度に差は出なかった。

以上の結果から、本研究の提案するパッチ補修技術においては SHM 技術によって CFRP 内部の層間剥離の大きさまで検知できなければ、補修部の強度保証を行えないということがいえる。

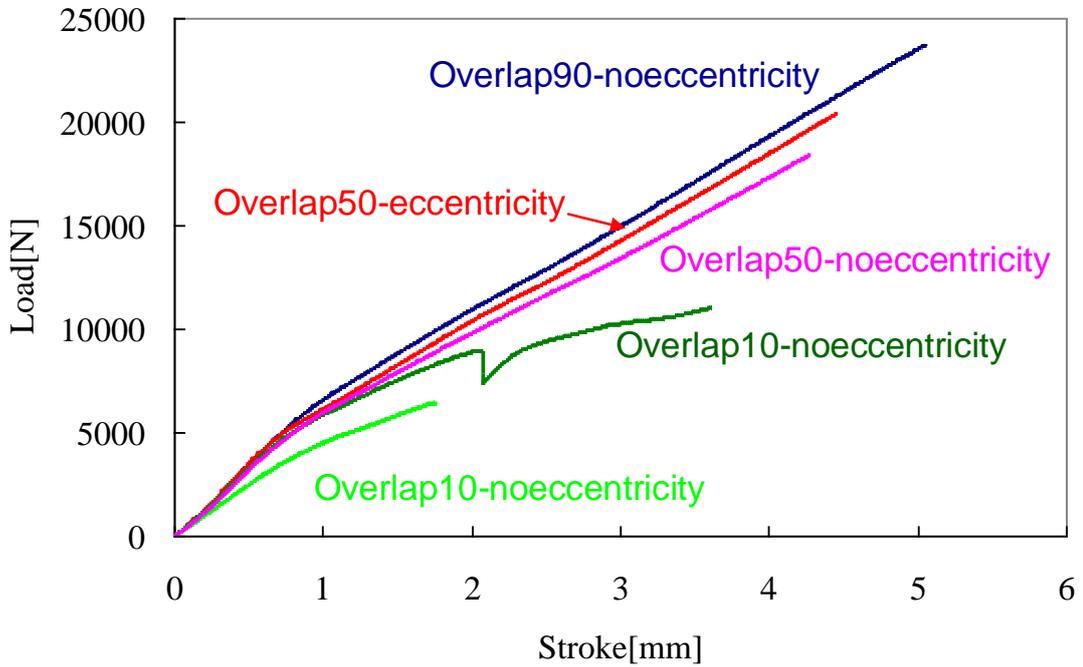


Fig.4.22 Load – Displacement curve(gap 10 and delamination 10).

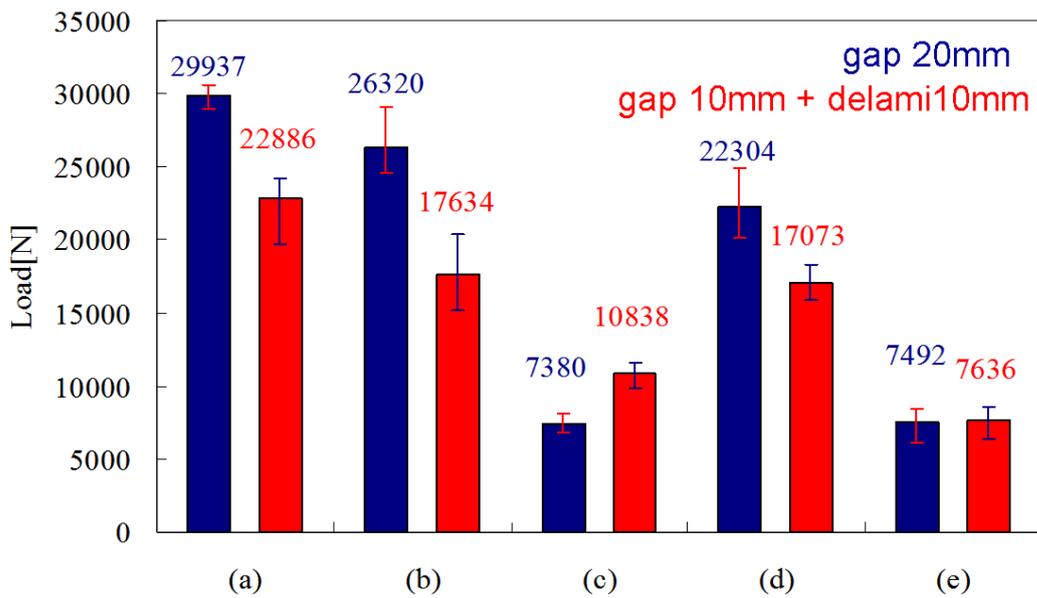


Fig.4.23 Joint Strength of Single Strap Joints (gap10+ delamination 10).

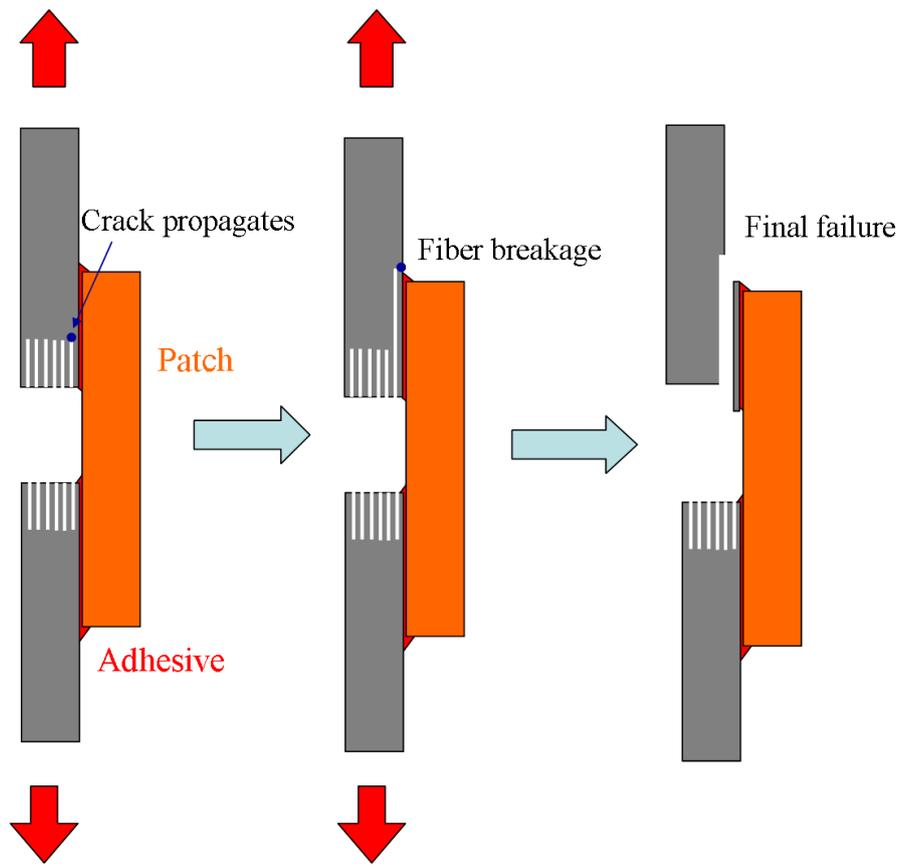


Fig.4.24 Fracture Mechanism (gap10+ delamination 10).

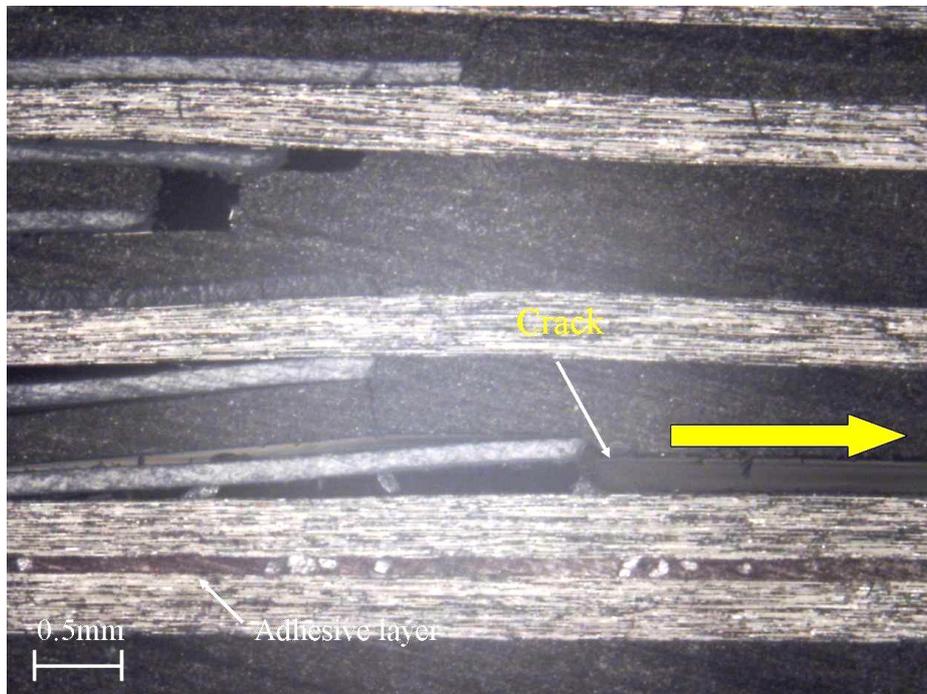


Fig.4.25 Cross sectional view of crack propagation in CFRP.

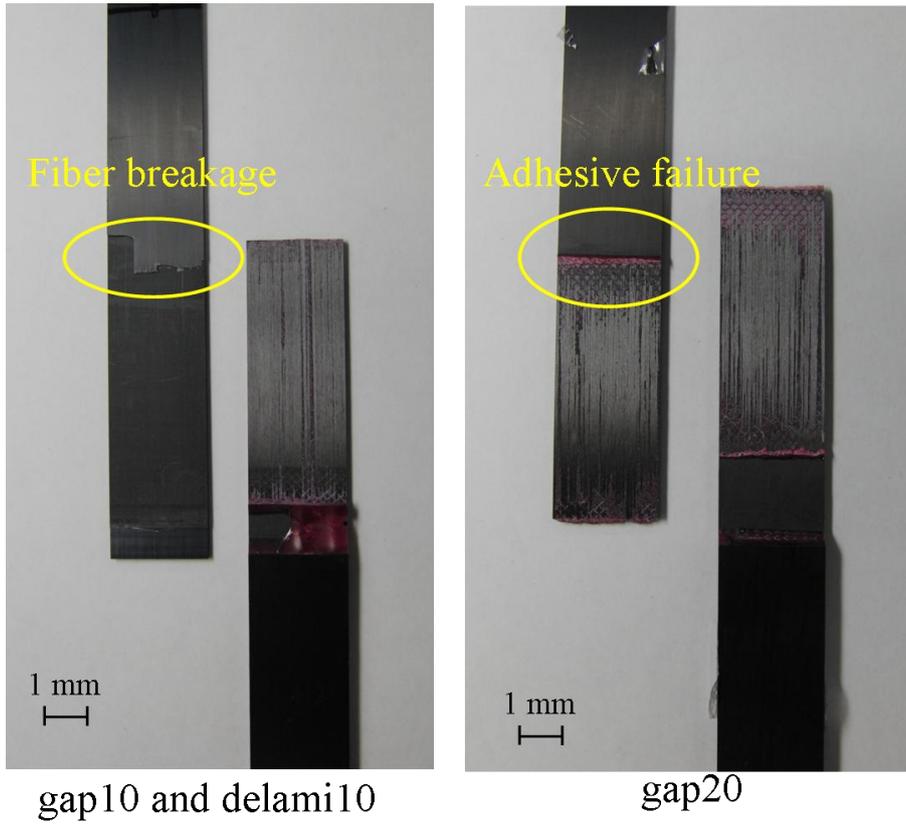


Fig.4.26 Comparison to Fracture surface.

## 4.3.2 有限要素解析

### 4.3.2.1 貫通損傷と層間剥離と貫通損傷の複合損傷の比較

図 4.21 に示す試験片の寸法を用いて、有限要素解析を行った。解析は 2-3 節で行った同様の条件で計算を行った。当初、層間剥離は図 4.21 に示す位置にある部分を空隙としてモデル化を行っていたのだが、それでは局所的な変形が大きすぎて計算が収束しなかったため、接着層のフィレットによって、剥離が接着層によって閉じている部分に関しては PTFE の物性を入れてモデル化を行った。

図 4.16 に試験片(a),(b),(c)の Peel stress の分布を、図 4.17 に応力集中部の比較図を示す。図 4.18 に試験片(a),(b),(c)の Shear Stress の分布を示す。図 4.16 を見ると、剥離部先端で応力集中が生じていることがわかる。またこれにより、内側のフィレット部での応力が大きく低下しており、外側のフィレットより応力が低くなっている。さらに応力集中部の応力を比較すると(図 4.17)、gap がパッチ端部に近づくにつれて応力集中が高くなっていることがわかる。これは内側のフィレットでの応力に応力集中部の応力も比例しているからだと考えられる。この結果は実験結果とも合致する。図 4.18 をみると、gap10anddelami10 のほうがパッチ端部での応力が高いことがわかる。これは、gap10anddelami10 のオーバーラップ部長さが層間剥離を挿入している分の 5mm 長いことが関係していると思われる。また Peel Stress と違って、Shear Stress では剥離端部での応力集中がみられないこともこの図から確認することが出来る。

図 4.27 に 20000N 負荷時の試験片(a),(b)及び(c)の接着層量端部付近における Peel Stress の分布を、図 4.28 に Shear Stress の分布を、図 4.30 に応力集中部付近の Peel Stress と Shear Stress の分布を示す。応力集中部近傍の応力分布は図 4.29 に示す応力パスにしたがって計算した。これは剥離部先端の 0.01mm 上方の x 軸方向の横領分布である。図 4.27 を見ると、gap20 のほうが gap10 and delami 10 より全体的に応力が高いことがわかる。これは層間剥離を挿入することにより、剥離端部で応力集中が生じ、応力集中部に応力が分割されてしまったため、フィレット部における応力が低下してしまったためだと考えられる。図 4.28 も基本的には同じ傾向を示しているが、overlap90 の試験片(a)に関しては、接着層端部の応力は層間剥離を挿入したほうが高い応力を示している。この結果は層間剥離部先端で亀裂進展を起させないようにすれば、層間剥離を挿入した gap10 and delami 10 のほうが高い接着強度になるということを示唆している。具体的な方法としてはクラックアレスタの導入、層間樹脂層を持つプリプレグの使用などが考えられる。次に図 4.30 を見ると、剥離部先端で高い応力集中が生じているのが確認できる。また応力集中の度合いは損傷位置がパッチ端部に近づくにつれて増大していることがわかる。この結果は実験の結果とも一致しており、剥離部先端からの亀裂進展が破壊の要因になったことを裏付けている。

図 4.31 に 20000N 負荷時の試験片(b)と(d)及び(c)と(e)の接着層外側フィレット部付近における Peel Stress の分布を,図 4.32 に剥離先端部付近における Peel Stress の分布を示す. 同じオーバーラップ長さで比較した場合も同様に, 剥離部先端での応力集中のため, パッチ端部付近での gap10 and delami 10 の応力は gap20 に比べて低下している. また剥離部先端部付近の応力集中の度合いも偏心があるほう (specimen(b))に比べて偏心がないほう (specimen(d))が 高い応力を示しており, このことから剥離部先端からの亀裂進展により破壊に至っていることがわかる. この傾向は図 4.34, 4.35 に示す Shear Stress でも改めて確認できる.

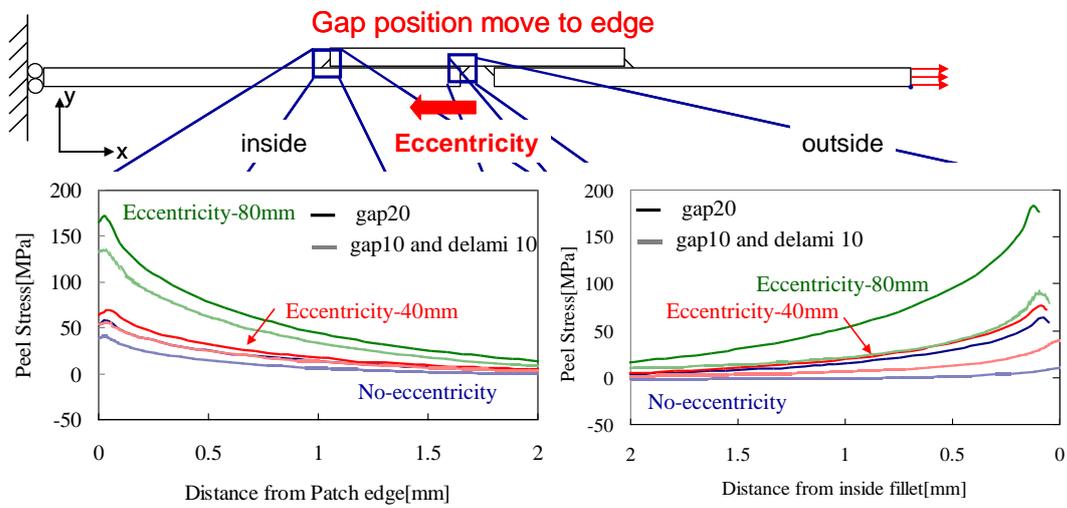


Fig.4.27 Peel Stress Distributions in gap20, and gap10 and delami10 (specimens (a),(b),(c)).

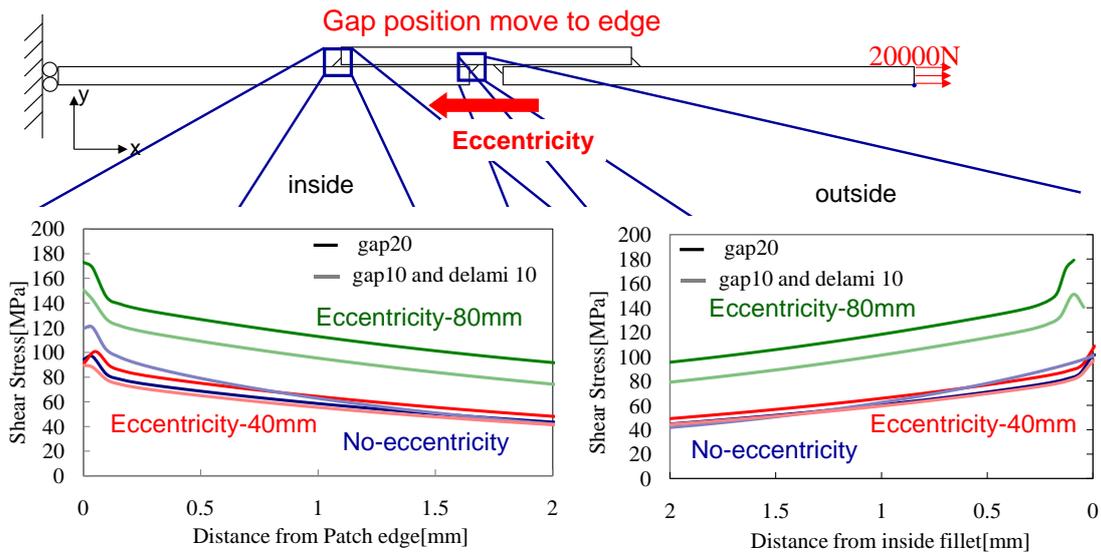


Fig.4.28 Shear Stress Distributions in gap and delami (specimens (a),(b),(c)).

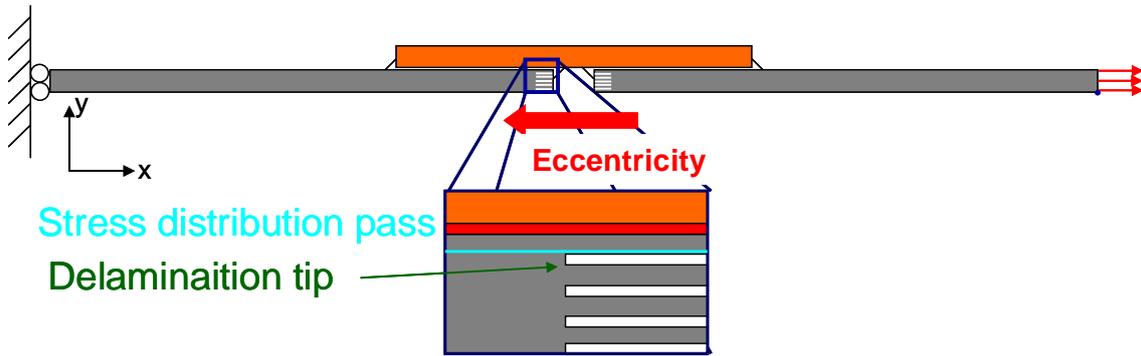


Fig.4.29 Calculated stress pass around delamination tip.

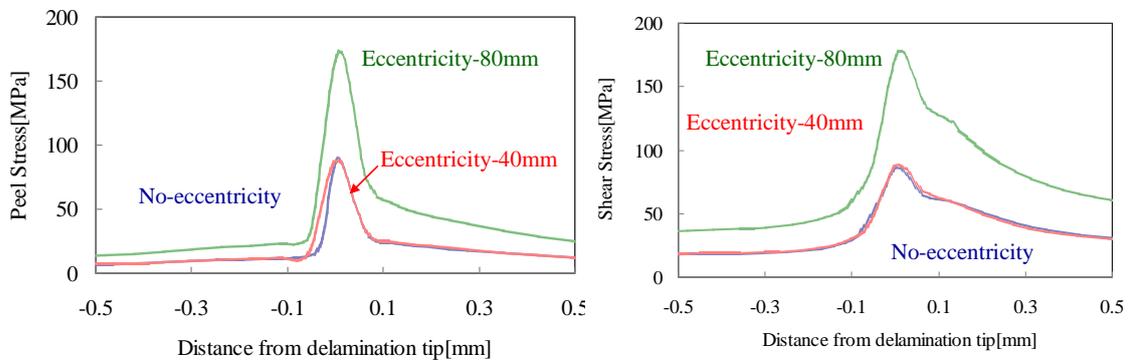


Fig.4.30 Distributions of stress concentration in gap and delami (specimens (a),(b),(c)).

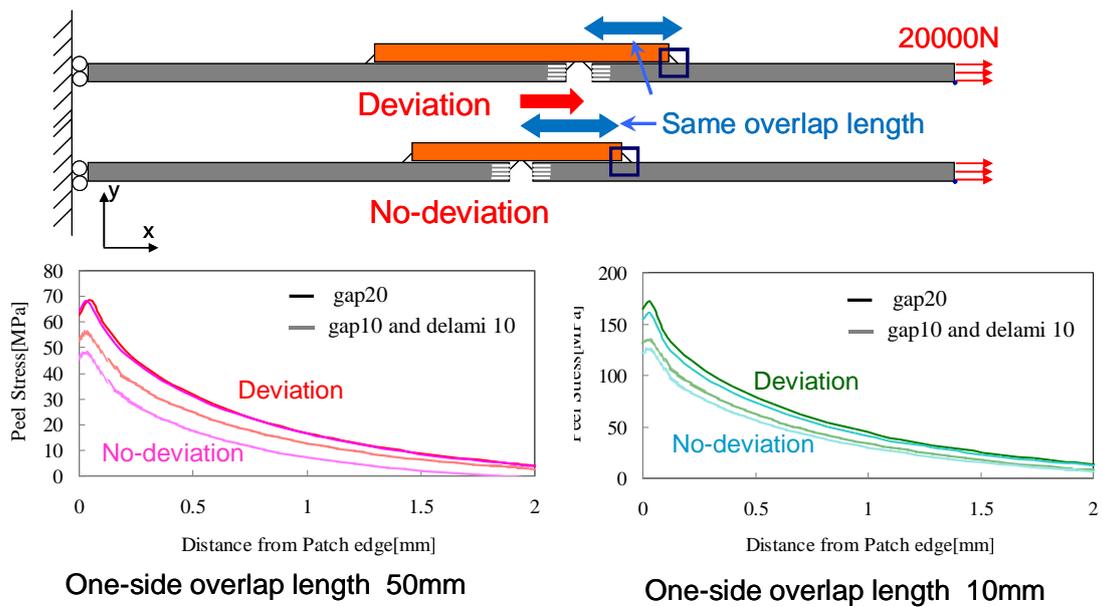


Fig.4.31 Peel Stress Distributions in gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e),2000N).

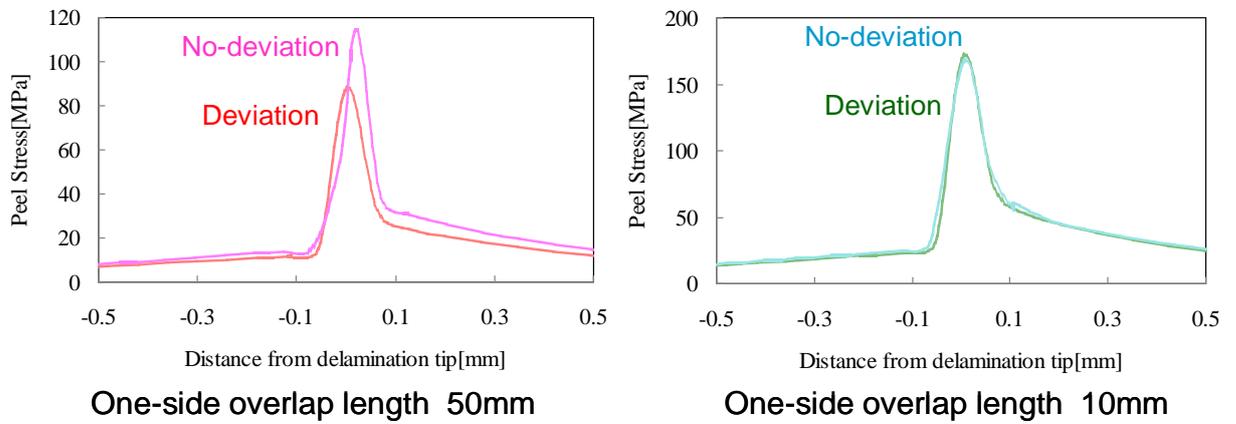


Fig.4.32 Peel Stress Distributions around stress concentration in gap20 and gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e)).

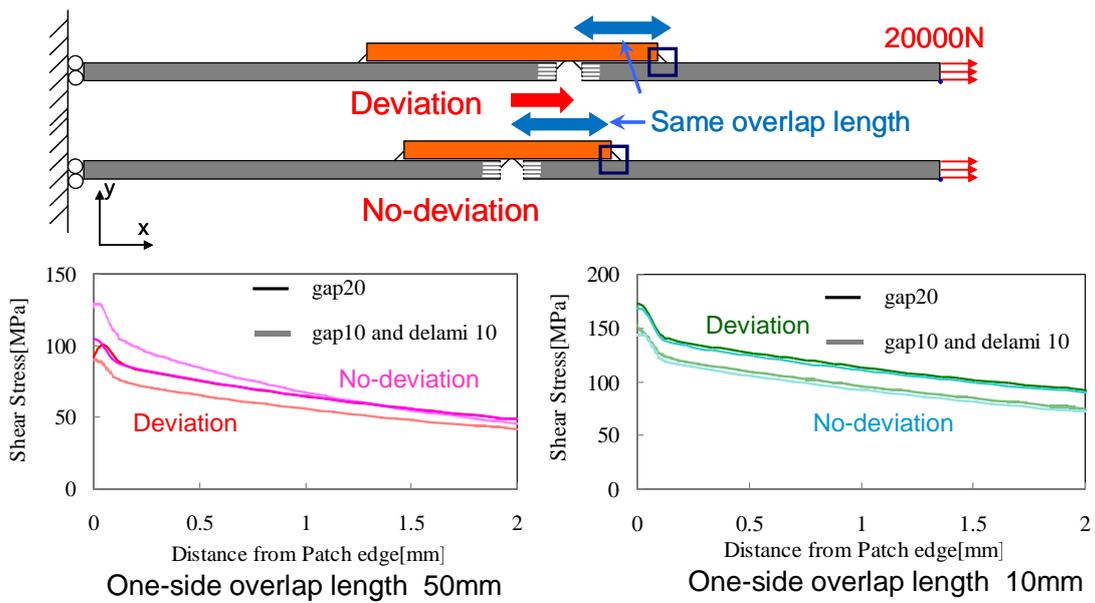


Fig.4.33 Shear Stress Distributions in gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e),2000N).

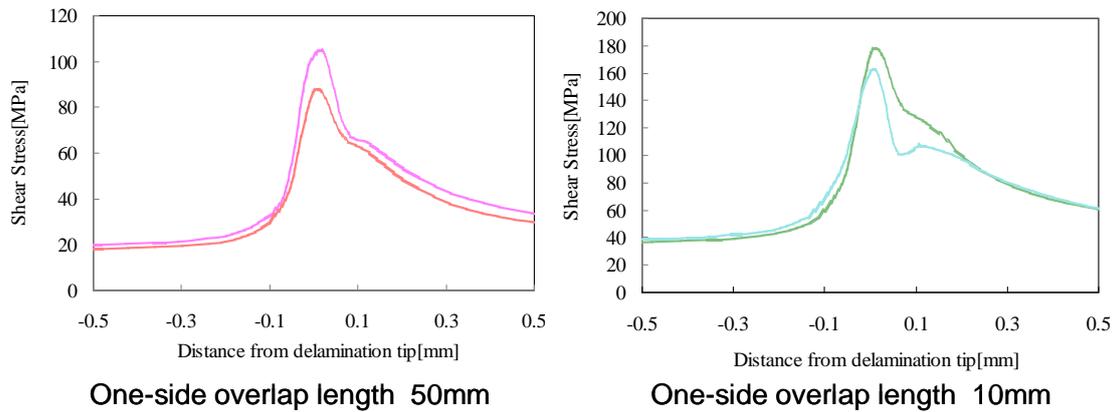


Fig.4.34 Peel Stress Distributions around stress concentration in gap20 and gap10 and delami10 (specimens (b),(d) and(c),(e)).

#### 4.3.2.2 亀裂進展による影響

図 4.35, 4.36 に試験片(a)における表層から一枚目の層間剥離の亀裂を進展させたときの亀裂先端部付近の応力分布を示す。図 4.35, 4.36 を見ると、亀裂が進展するにしたがって、亀裂部先端の応力集中が小さくなっていることがわかる。応力は中立軸の偏心による局所変形が原因で発生する。局所変形の変形中心であるパッチ端部からの距離が離れることによって、応力が小さくなったと考えられる。

次に図 4.37, 4.38 に同じく試験片(a)における表層から一枚目の亀裂を進展させたときのパッチ端部の応力分布を示す。図 4.37, 4.38 を見ると、亀裂の進展によるパッチ端部の応力分布への影響はまったく見られないことがわかる。亀裂進展による中立軸の偏心による変形への影響はないので応力分布に変化が生じなかったと考えられる。

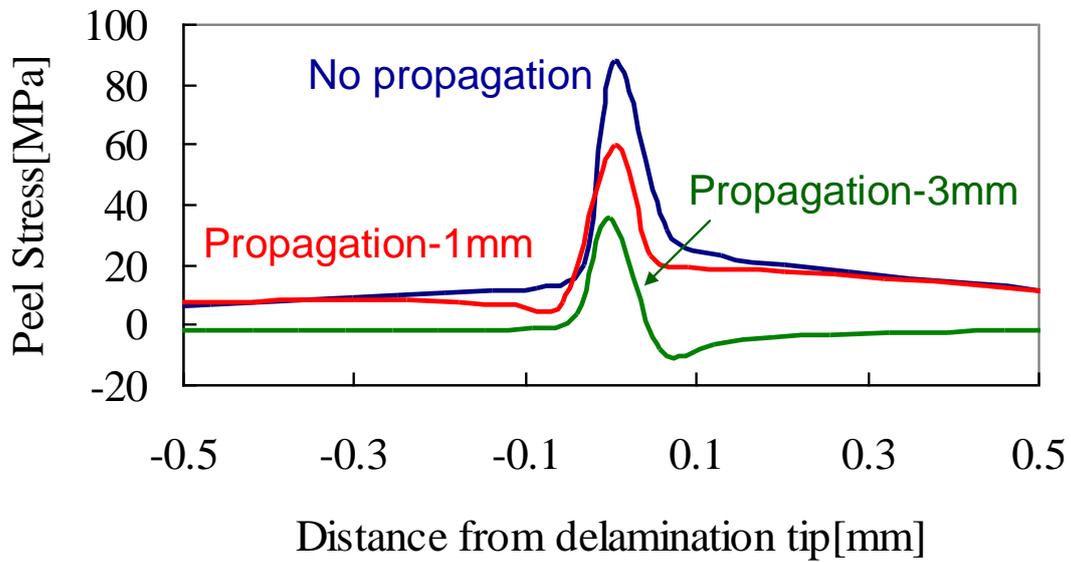


Fig.4.35 Peel Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami 10 around delamination tip (specimens (a),crack propagation).

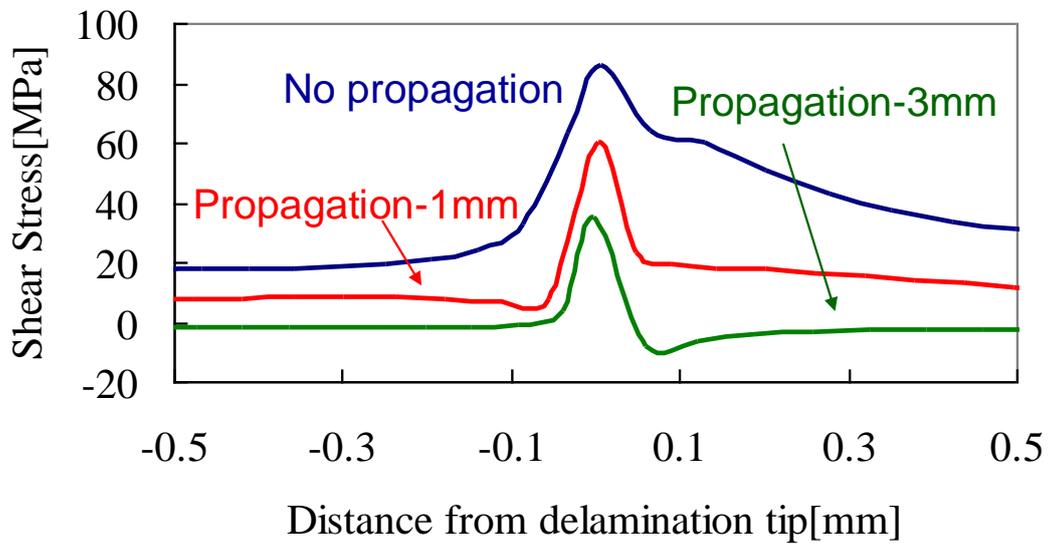


Fig.4.36 Shear Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami10 around delamination tip (specimens (a),crack propagation).

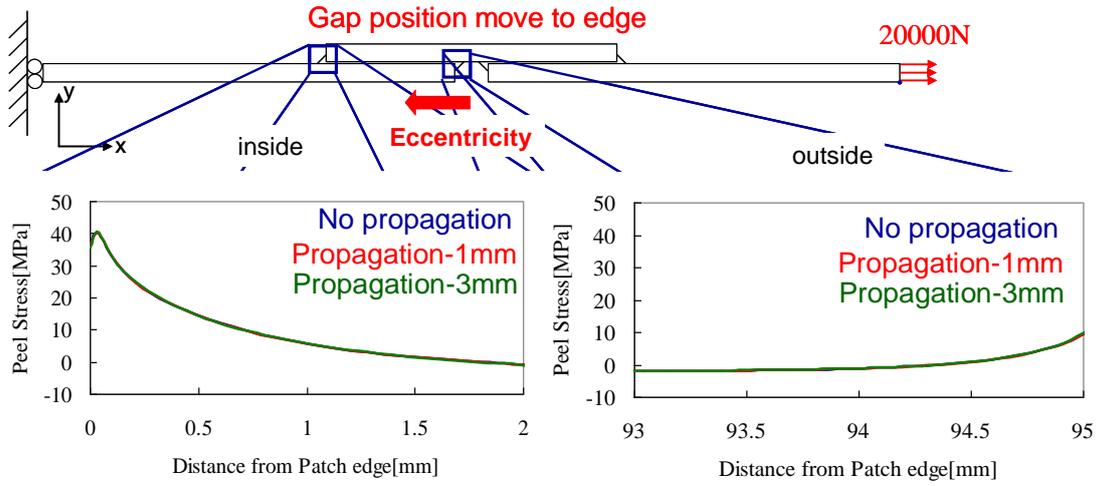


Fig.4.37 Peel Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami 10 (specimens (a),crack propagation).

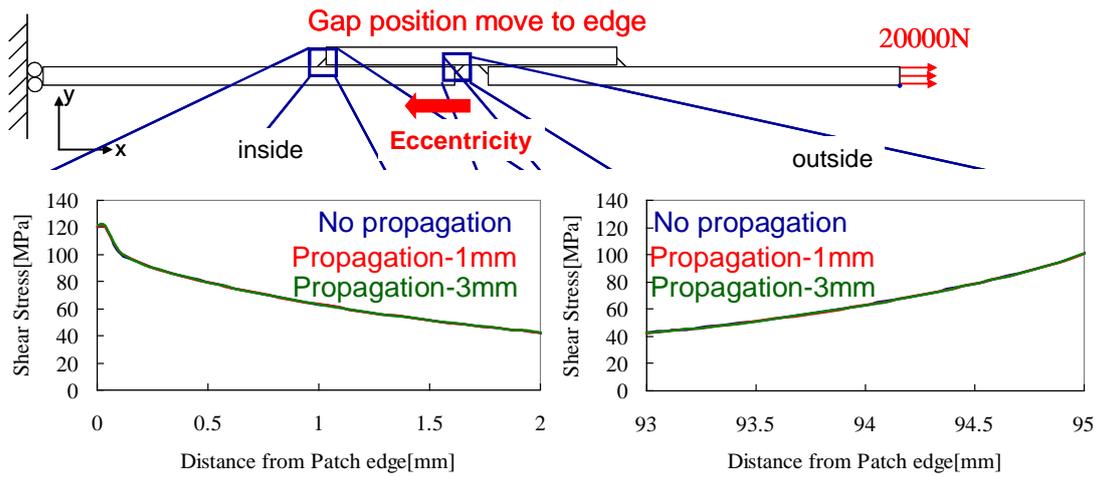


Fig.4.38 Shear Stress Distributions in gap20 and gap10 and delami 10 (specimens (a),crack propagation).

#### 4.4 まとめ

本章では、層間剥離と層間剥離と貫通損傷の複合損傷という二つの異なる損傷形態を持つ構造にパッチ補修を施した状態を模擬した試験を行った。実験結果のまとめを図 4.34 に示す。この結果から最も接着強度の低い層間剥離と貫通損傷の複合損傷の補修部の強度を基準にパッチ補修部の設計を行えば、層間剥離であっても、貫通損傷であっても、強度を行うことが可能である。これにより、ひとつの設計基準で補修部の強度保証を行えることを示せた。また、層間剥離の進展から破壊が起きていることが確認できたので、亀裂進展に焦点をあてた新しいパッチを開発することも検討に値する。異なるアプローチではあるが、まったく新しいパッチ形状も提案されている[10].

第 5 章では、本研究のまとめとして急速補修法のパッチ設計指針を提示する。これまでの実験結果を概観し、どのような設計を行えば、パッチ補修部の強度保証を行えるかを示す。

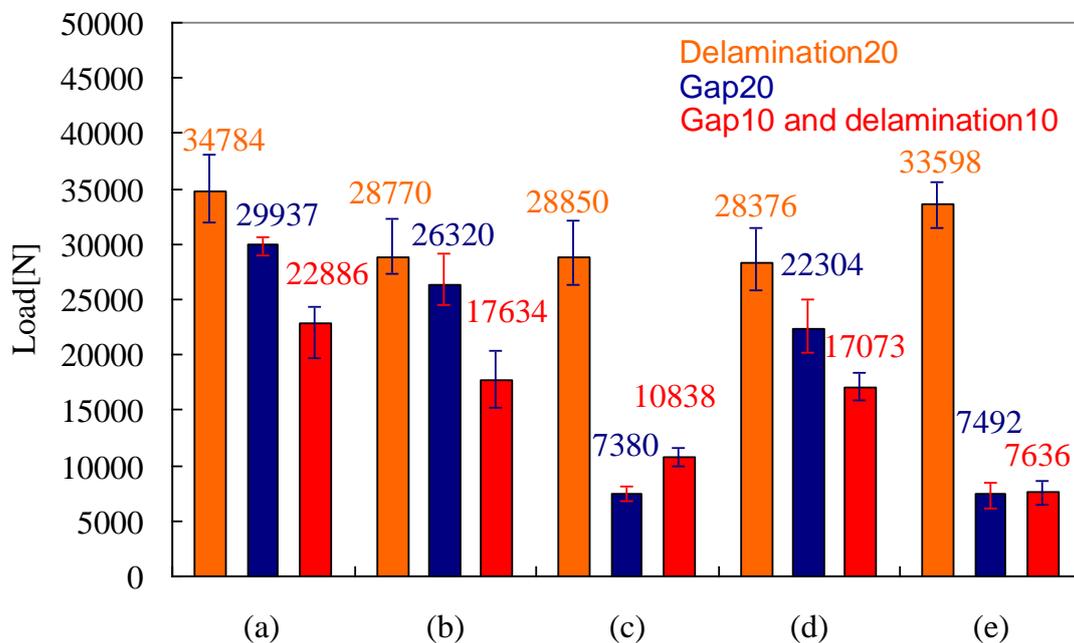


Fig.4.34 Experimental Result Summary.

## 第5章 急速補修法のためのパッチ設計指針

### 5.1 損傷推定領域の不確定性を考慮したパッチ設計指針

第二章，第三章から，損傷の補修に必要なパッチの大きさを決定することが出来る．従来の方法では損傷した構造の強度を回復させるために  $L$  のオーバーラップ長さが必要だとすると，損傷の大きさ(損傷長さ: $l_d$ )と位置は NDI を用いることによって正確にわかるので，求められるパッチ幅は  $2L+l_{pd}$  あれば十分である(図 5-1 上)．一方で本研究で提案する急速補修法では，まず損傷が発生している可能性のある長さの推定領域が SHM システムによって同定される．この場合，必要なパッチ長さは， $2L+l_{pd}$  以上となる(図 5-2 下)．この長さのパッチを用いることで，第二章の試験片(b)と(d),あるいは(c)と(e)の強度比較から明らかのように，実際の損傷が推定領域の端部にあった場合にも十分に強度を回復させることが可能である．第三章から損傷が小さいほど，パッチサイズを大きくしなければいけないことがわかるので，最も小さい損傷を基準にして  $L$  を決定しなければならない．また実際の運用を考える際には補修部の重量ペナルティにも着目する必要がある．必要なパッチサイズはセンサシステムの推定領域の大きさ( $l_{pd}$ )に依存するため，損傷推定精度が向上するほど，パッチによる重量増加は少なくなる．このことから，さらなる SHM 技術の損傷検知感度の向上が望まれる．

### 5.2 損傷形態に依存しないパッチ設計指針

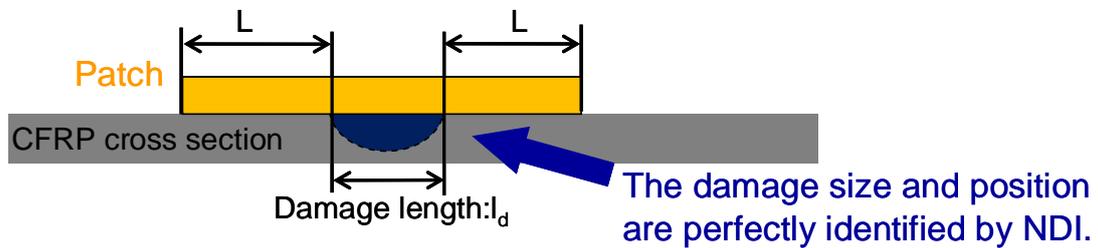
衝撃損傷によって生じる損傷は多種多様にあり，損傷の種類によって，設計指針を変えなければいけないとしたら，実際のパッチ設計を考える上で大きな障害となる．そこで本節では損傷の形態に依存しないパッチ設計上の強度基準を提案する．第四章から損傷形態に問わず，前節のパッチ設計指針が適用可能であることがいえる．貫通損傷，層間剥離，貫通損傷と層間剥離の複合損傷を受けた構造の強度を回復させるために必要なオーバーラップ部長さをそれぞれ  $L_p$ ,  $L_d$ ,  $L_{pd}$  とすると第四章の実験結果よりそれぞれの大小関係は  $L_d < L_p < L_{pd}$  となる．つまり， $L_{pd}$  以上のパッチ長さがあれば他の損傷形態のときでも強度を保証することができる．

このことから急速補修技術においては SHM 技術によって，層間剥離のサイズまで同定する必要がある．現在は，埋め込み光ファイバ[11]等を用いて，剥離を検出することが可能ではあるが，剥離のサイズを検知するまでには至っていない．この点においては今後の研究開発の進展が望まれる．

### 5.3 まとめ

本章では、SHM 技術の持つ損傷推定領域の不確定性を考慮にいたしたパッチ設計指針を提案した。また損傷の形態に依存しないパッチ幅を示した。これらをまとめると本研究の提案する急速補修法で求められるパッチ幅は  $2L_{pd}+l_{pd}$  以上となる。

## Conventional Repair Method



## Rapid Repair Method

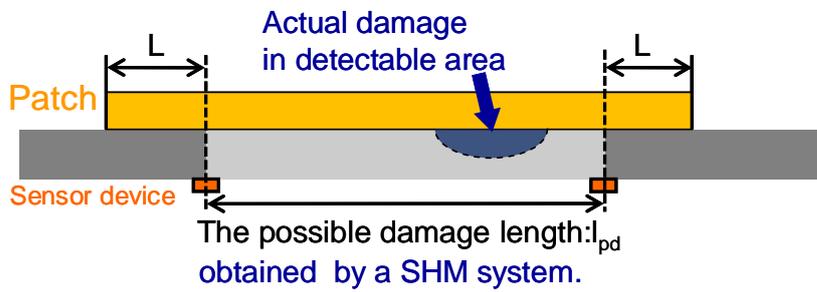


Fig.5.1 Conventional and Rapid Repair Method.

## 第6章 結論

本研究では、航空機複合材構造の軽量化を目的として、構造健全性診断技術を取り入れた新たな急速補修法を提案し、そのために必要な構造健全性診断技術の持つ損傷推定領域の不確定性がパッチ補修部の強度に与える影響を明らかにした。さらに損傷推定領域の不確定性を踏まえた新しいパッチ設計指針を示した。

第二章では、損傷推定領域の不確定性がパッチ補修部の強度に与える影響を調べた。また SSJ 試験片の挙動を有限要素解析にて明らかにした。

実験結果から提案した休息補修法で構造健全性診断技術による損傷領域推定の不確定性を十分に考慮にいたした補修部設計を行う必要があることがわかった。また実際の損傷領域が想定する損傷領域の端部にある場合でも、補修部の強度要求を完全に満たすことが可能であることがわかった。解析結果からパッチと被着体の中立軸のずれによる偏心が補修部の強度に大きな影響を及ぼしていることがわかった。

第三章では損傷の大きさがパッチ補修部の強度に与える影響を調べた。損傷が小さいほうが損傷付近での局所的な変形が大きくなり、強度が低下することがわかった。この結果より SHM 技術による損傷の大きさの推定の重要性を確認した。

第四章では、層間剥離、層間剥離と貫通損傷の複合損傷という二つの異なる損傷形態のとき、損傷推定領域の不確定性がパッチ補修部に与える影響がどのように変化するかを明らかにした。実験から最も接着強度の低い層間剥離と貫通損傷の複合損傷の補修部の強度を基準にパッチ補修部の設計を行えば、層間剥離であっても、貫通損傷であっても、強度保証を行うことが可能であることがわかった。このことからひとつの設計基準で補修部の強度保証を行えることを示した。

第五章では、SHM 技術の持つ損傷推定領域の不確定性を考慮にいたしたパッチ設計指針を提案した。また損傷の形態に依存しないパッチ幅を示した。

今後の展望としては主に二つの方向性が考えられる。一つ目は、非加熱硬化性樹脂を用いた CFRP パッチの実証である。低コスト成形への需要から非加熱硬化性樹脂の開発をどの重工業メーカーも進めている。毎フライト後に補修を行うには短時間で硬化する非加熱硬化性樹脂を用いたパッチ補修技術の開発は不可欠である。二つ目としては、本研究を通じてずっと感じていたことだが、CFRP パッチの破壊過程はまだ解明されていないことが多く、実験条件や試験片寸法、積層構成によって異なる複雑な破壊機構が発生する。現在、行われているパッチの破壊強度に関する研究はパラメータフィッティングを用いた解析が多く、実験を通じた現象面からの検証をもっと試みてもいいのではないかと感じた。

最後に本研究は構造健全性診断技術を用いて従来の複合材構造設計を変えるというところ

ろをそもそものスタートとしていたが、研究を進めていくうちに複合材料のような扱いが困難でかつ非常に優れた材料を構造に使うのであれば、構造健全性診断技術のような材料内部を監視する技術が必要不可欠ではないかという考えに至るようになった。材料内部を監視することで材料のポテンシャルを最大限に発揮させ、効率的な構造の整備を行う。このような方法論は航空機のみならず、鉄道や車、橋梁といった様々な構造物に適用可能だと思う。この研究がそのような新たな可能性への一助となれば幸いである。

## 参考文献

- [1] 邊 吾一,石川 隆司.先進複合材料工学,培風館(2005)
- [2] 三木 光範,福田 武人,元木 信弥, 北条 正樹.複合材料,共立出版株式会社(1997)
- [3] 横関 智弘,青木 雄一郎,小笠原 俊夫,紙田 徹,“先進複合材への確率論的設計解析手法の適用について”,宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-005(2005), 1-13
- [4] 上山 忠夫,“損傷許容設計,”品質, **10**(1980), 54-60
- [5] MIL-HDBK-17-3F,”Polymer Matrix Composites: Materials,Usage,Design,and Analysis”,(2002),AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS INTERNATIONAL
- [6] Charles R. Farrar, Keith Worden,” An introduction to structural health monitoring,” Phil.Trans.R.Soc.A, **365** (2007),303-315
- [7] 日本航空広報部編. 最新 航空実用辞典(航空技術/営業用語辞典兼用). 朝日ソノラマ, 2005
- [8] M.O.W.Richadson, M.J.Wisheart,” Review of low-velocity impact properties,”Composites Part A,**27A**(1996),1123-1131
- [9] ABAQUS. User’s manual, SIMULIA, Providence,RI,2009
- [10] Hee Seok Roh, C.T.Sun, “A New Design of Composite Patch Repair for Composite Structures,” Proceeding of the 51<sup>st</sup> AIAA/ASME/ASCE/ASC Structures,Structural Dynamics, and Materials Conference.2074(2010)
- [11] 玉上 久雄,桑原 淳一郎,岡部 洋二,武田 展雄,小島 正嗣,”FBG 光ファイバセンサを用いた Lamb 波受信による CFRP 積層板中の剥離検出”,日本航空宇宙学会論文集, **53**,615(2005),166-173

## 本論文に関する研究発表等

1. Moto Takai, Shu Minakuchi, Nobuo Takeda,”Patch repair of CFRP panels with impact damage detected by structural health monitoring technology,” The 7th Asian-Australasian Conference on Composite Materials,Taiwan,November 15-18, 2010
2. 高井 元, 大嶽 晴佳, 水口 周, 武田 展雄, “損傷領域の不確定性がパッチ補修部の強度に与える影響,”第 18 回機械材料・材料加工技術講演会, 東京, 2010 年 11 月 27-28 日

## 謝辞

本論文を完成させるに至って、多くの方々から多大なるご指導、ご支援をいただきました。武田研に来て二年という短い間でしたが、多くの人々に支えられ、たくさんの経験をさせていただき、本当に感謝しております。

指導教員である武田展雄教授には、非常にやりがいのあるテーマを与えていただき、厳しくも楽しい二年間を過ごすことができました。またご多忙にもかかわらず、適切な時期にご指導頂きありがとうございました。心より御礼申し上げます。

水口周助教には、実験、解析、学会準備等々大変お世話になりました。研究に行き詰る私を真摯に導いていただきました。また研究を進めるにはどうすればよいかの基本を学ばせていただきました。決して優秀ではなかった私を辛抱強く指導していただいたこと、深く感謝しております。

特別研究員である中谷隼人氏は、いつも夜遅くまで研究を行い、研究者としてのあり方を姿勢で示していただきました。

共同研究者である大嶽晴佳氏は、なにかと不手際の多い私に笑顔でついてきてくれました。またその天真爛漫な人柄で研究室全体を明るく盛り立ててくれました。大変感謝しております。

同じ修士課程二年の上園隆文氏、藤本浩太氏、若月健氏、小笠原研の永島匠氏とは同期として様々なことを経験し、共に乗り越えてきました。このメンバーで二年間過ごせて本当によかったと思っています。

博士課程の灘部岳晃氏には解析を進めるにあたって大変お世話になりました。どんな質問にも丁寧に答えて頂き、深く感謝しております。

伊藤悠策氏、Park Sang Chul 氏、津田皓正氏、Juho Sivola 氏、梅原崇秀氏、番匠谷英彦氏には多くの助言、助力を頂き、大変感謝しております。

最後に連絡を一切しない親不孝な私を最後まで暖かく見守り、支えてくれた両親に心から感謝の意を表します。

2011 年 2 月

高井 元