

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

異なる負荷速度における CFRP の面外衝撃損傷挙動
Out-of-plane Impact Damage Characteristic of CFRP Laminates
at Different Loading Rates

2011 年 2 月提出
指導教員 小笠原 俊夫 教授

47096077 永島 匠

目次

第1章	序論	1
	1.1 炭素繊維強化複合材	1
	1.2 複合材ファンエンジンシステム	2
	1.3 バードストライク問題	3
	1.4 本研究の目的	5
第2章	CFRP 積層板への静的/低速/高速負荷試験	6
	2.1 緒言	6
	2.2 材料及び試験片	6
	2.3 静的押込み試験	7
	2.4 低速衝撃試験	39
	2.5 高速衝撃試験	50
	2.6 各試験の比較	54
	2.7 結言	55
第3章	CFRP 積層板の損傷解析	56
	3.1 緒言	56
	3.2 損傷モード別のモデル化	56
	3.3 連続体損傷力学	57
	3.4 Cohesive 要素	61
	3.5 繊維破断基準	63
	3.6 解析で用いる物性値	64
	3.7 数値解析モデル	66
	3.8 静的押込み損傷解析	66
	3.9 高速衝撃損傷解析	75
	3.10 考察	78
	3.11 結言	78
第4章	結論	79
	参考文献	80
	参加学会	81
	謝辞	82

第1章 序論

1.1 炭素繊維強化複合材料

複合材料とは2種類以上の材料を複合することで、単体の材料よりも優れた特性を得た材料のことである。このような複合材料として、金属、プラスチック、セラミックなどの母材を繊維材料で強化した繊維強化複合材料(Fiber Reinforced Plastic, FRP)がある。繊維材料の中でも炭素繊維は強度が高く、アルミニウムの数十倍にも及ぶ。この炭素繊維を高分子材料中に配向ないしは分散させて作製される炭素繊維強化複合材料(Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP)は、金属材料よりもはるかに高い比強度、比剛性を持つ。そのため、耐荷材料として、航空宇宙、自動車、スポーツ、医療などさまざまな分野で使用されている。特に、重量や強度に関する要求が非常に厳しい航空宇宙分野にとってCFRPは必要不可欠である。また、一体成形による機械的接合部を要しない加工技術が開発され、CFRPの適用範囲はいつそうの拡大を見せている。

その一方で、CFRPには、その力学的特性や破壊プロセスが複雑であるという問題点を抱えている。特に航空宇宙構造への適用において、構造強度に対する信頼性の確保は重要な課題である。そこでは、どのように壊れるか、また最終破断に至る過程でどのように材料の機械的特性が低下するのかを十分に把握する必要がある。

近年、世界的な燃料価格の不安定性と環境への配慮から航空機の燃費性能の向上が航空機業界で急務となっている。A380やB787といった最新型航空機においては、比重量の20%から50%程度まで、構造材料として複合材料が適用されている。民間航空機のエンジンとして用いられるターボファンエンジンでも、ファンシステムの軽量化によるエンジン性能の向上を図るため、ファンブレード及びファンケースへの複合材料の適用が試み始められている。複合材料を用いてファンブレード及びファンケースを設計する際に考慮すべき問題として、異物損傷(Foreign Object Damage, FOD)などが挙げられる。異物損傷とくに低高度運行時に発生する鳥の吸い込み(バードストライク)問題は、燃費性能のための軽量化と構造強化のジレンマであり、最適設計のための解決策は存在していない[1]。

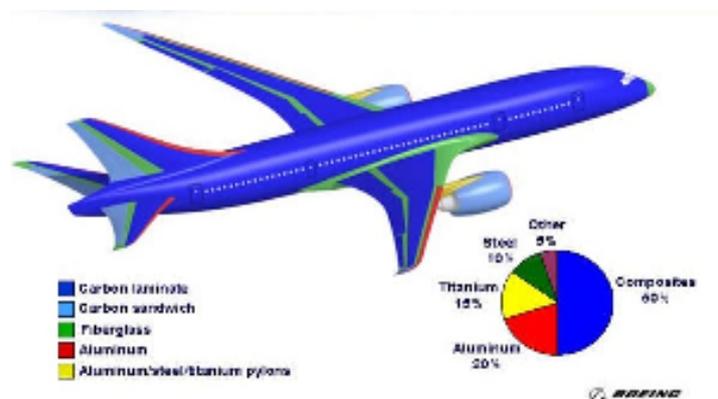


Fig.1.1 複合材料の適用

1.2 複合材ファンエンジンシステム

ゼネラル・エレクトリック(GE)製のエンジンGE90-115B及びGEnxを例に複合材料ファンエンジンの現状について簡単にまとめる。GE90-115Bは商業用飛行機唯一の複合材料ファンブレードを採用したターボファンエンジンである。TiやTi合金の密度が 4.5 g/cm^3 程度なのに比べ、CFRPは密度 1.6 g/cm^3 程度と約3分の1である。このCFRPを用いたGE90-115B [3]のファンブレードはファン径が128 inでありながら、ファン一枚あたりの重量は50 lb以下に抑えることができている。その結果燃費向上とともにエンジン推力を従来機よりも2000lb(8.9kN)程度高めることに成功した。

ファンブレードの軽量化に付随して、ファンケース、ディスク、シャフトなど他のシステムへの荷重を低減させることができるので[2]、エンジンの他の構成要素を軽く小さくでき、ファンのエンジン軽量化への貢献度は大きい。具体的にはファンケース1つで350lb程度軽量化でき、双発ならば全体で800 lb程度軽量化できる。大型旅客機で最大離陸重量に対するエンジンの重量比は10%程度ある。エンジン自身の軽量化により推力重量比が向上され、燃費を15%程度改善することができる。軽量のファンはその他騒音低減などにも効果がある[4]。

連邦航空局(FAA)によるエンジン型式の認定においては、万が一運転中にファンブレードが根元から破断しても、破断による損傷はエンジン内部に留まりその外側には損傷が拡大しないこと、という要求がある[5]。複合材料を使用することにより軽量化されたブレードは万が一破断したとしても運動量が従来のブレードよりも小さいため、副次的なエンジン内破壊の可能性は小さくなる。ブレードの質量が小さくなるとFODに対する重量比が小さくなるので、ブレード自体は破壊されやすくなる[2]。しかしCFRPは比強度が高いため、破壊されにくい。

また、剛性がチタンに比べCFRPの方が高いため、変形が小さくて済み、流体効率の損失を抑えられる。高速回転中のブレードの根元は高ひずみ速度かつ複雑な応力分布になっていて等方性体かつ延性物質の方が望ましい。そこでGE90のエンジンではCFRPの脆性的な振る舞いを克服するためにブレードの根元部分は特別な設計がされている。またCFRPは腐食耐性が弱くハイブリッド構造はこのブレード根元の応力状態の問題と腐食問題への対応策として有効と言える。



Fig.1.2 複合材料ターボファンエンジン

さらにその後継エンジンであるGEnx は、中距離および長距離のルートで運行されている広胴型ジェット機の主力エンジンの一つで、ボーイングの次世代型787 ドリームライナー航空機に搭載されるエンジンに選ばれている。TiAl低圧タービン翼を採用するなど、多くの先進技術を導入しており、特にファンケースには至上初のCFRP複合材ケーシングを採用した。CFRP複合材ケーシングは、金属ケースの約半分の比重のファイバー織物を積層した複合材によって構成され、軽量化と同時に従来複合材では困難であったファン動翼飛散時のコンテインメント(貫通防止)要求を満足している。また、損傷、疲労、腐食に関しても優れた耐久性を持つ。重量軽減に関して言えば、同複合材ケースによる効果は1 エンジンあたり、約340Lbに相当するとGE社は述べている[6]。

ファン動翼にはGE90で導入された耐衝撃損傷性を向上するための翼前縁のチタンカバー複合材マトリックスによるFRP翼が採用されている。同時に、同翼は最新の3次元空力設計技術を用いたフォワード・スウェプト翼型を採用し、空力性能を最適化しており、動翼枚数はGE90-115Bの22枚対して、18枚という大幅な削減を実現し、重量軽減に寄与している。

1.3 バードストライク問題

このような複合材料ファンエンジンシステムにおけるFOD の問題として、特に鳥の吸込みによってファンブレードに損傷が起きると、エンジンストール(失速)が起きてしまうというバードストライクの問題がある。そのため航空機エンジンはバードストライクなどのFOD が生じて、地上まで安全に降りるための一定の推力を維持することが要求される。また、ファンケースには飛散するファンブレードをすべて受けとめ、外部へ出さない耐衝撃性が求められ、共に厳しい設計基準が設けられる。鳥の吸込みを例に挙げれば、耐空性審査要領で以下のように定められている[7]。

- 大型の鳥の吸込み試験は、Table 1.1より決定された重量の1羽の鳥を用いて、第1弾ローター・ブレードの最も影響を受けやすい部分を狙って、飛行機用発動機にあつては、200ノットの取り吸込み速度で実施しなければならない。
- その際に次の事態を生じてはならない。(i)火災。(ii)危険な破片が発動機のケーシングを貫通し飛散すること。(iii)規定された終局荷重より大きい荷重の発生。(iv)発動機を停止させる機能が失われること。
- 中型の鳥の吸込み試験は、群との遭遇を模擬して、Table 1.2に規定された鳥の重量及び数量を使用し実証しなければならない。必要があれば、適切と認められる試験または解析あるいはそれらの両方により、発動機の正面の最も影響を受けやすい他の部分を示さなければならない。
- 小型の鳥の吸込み試験は、群との遭遇を模擬して、空気取込口面積が $0.032 \text{ [m}^2\text{]}$ ごとに85[g]の鳥を1羽として最大16羽まで使用し実証しなければならない。鳥は第1段ローター・ブレードの最も影響を受けやすい暴露した部分を狙い、残りの鳥は、発動機の正面に対し均等に分配しなければならない。

- ・ 中・小型の吸込み試験の際に次の事態を生じてはならない. (i)25%を越える継続的な出力または推力の低下(ii)規定された実証運転における発動機停止(iii)発動機の操作特性の許容できない悪化

Table 1.1

発動機の空気取込口面積(A) [m ²]	鳥の重量 [kg]
1.35>A	1.85
1.35 ≤ A < 3.90	2.75
3.90 ≤ A	3.65

Table 1.2

発動機の空気取込口面積(A) [m ²]	鳥の数量	鳥の重量 [kg]
0.05>A	なし	
0.05 ≤ A < 0.10	1	0.35
0.10 ≤ A < 0.20	1	0.45
0.20 ≤ A < 0.40	2	0.45
0.40 ≤ A < 0.60	2	0.70
0.60 ≤ A < 1.00	3	0.70
1.00 ≤ A < 1.35	4	0.70
1.35 ≤ A < 1.70	1	1.15
	3追加	0.70
1.70 ≤ A < 2.10	1	1.15
	4追加	0.70
2.10 ≤ A < 2.50	1	1.15
	5追加	0.70
2.50 ≤ A < 3.90	1	1.15
	6追加	0.70
3.90 ≤ A < 4.50	3	1.15

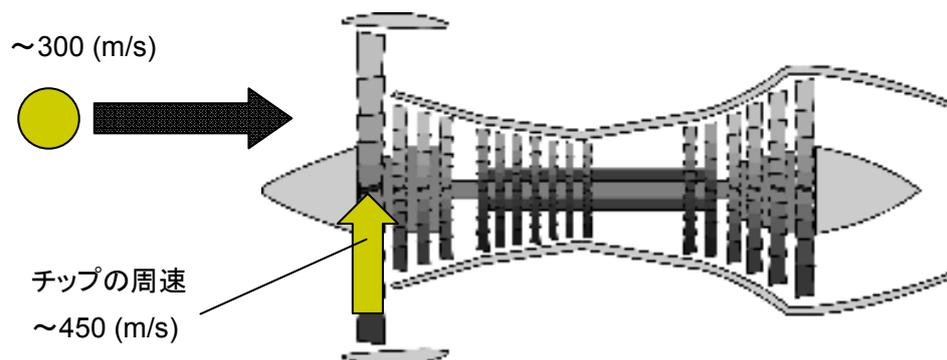


Fig.1.3 異物衝撃損傷

複合材料は衝撃による損傷特性が非常に複雑であるため、複合材料のみでファンブレードが設計されたことはなく、GE90 やGENx などの民間機用のエンジンでは、CFRP が主要材料として使用されているが、先端部はチタン合金で補強されている[8]。また複合材料ファンケースは前述の通りGENxで初めて本格的に採用されたが、大型エンジンへの適用に留まっており、中・小型エンジンへの適用はまだ実現出来ていない。

さらなる燃費の向上を目指し複合材料の適用を増やすためには、バードストライクを受けた際の複合材料の詳細な挙動を知る必要があり、実際に打ち込み試験を行うのに加えて、数値シミュレーションを活用することが望ましい。特に高速域での打ち込み試験は設備やコストの面から容易に行えるものではなく、でき得る限り数値シミュレーションを活用することが必要であると考えられる。

1.4 本研究の目的

以上の背景を踏まえ本研究では、ファンエンジンシステムのさらなる軽量化を図るため、CFRP 積層板への面外負荷によって発生する損傷を、数値解析によって予測することを目的としている。静的押し込み試験、低速衝撃試験によって詳細な損傷状態の調査を行い、数値解析と合わせて損傷形態を明らかにする。また、高速衝撃試験を行い、数値解析との比較を行う。

本論文の構成を以下に示す。

第2章はCFRP積層板に行った損傷実験についてまとめる。樹脂と積層構成の異なる試験片に負荷速度の異なる三種類の試験方法によって損傷挙動の調査を行い、比較する。

第3章ではFEMを用いた数値解析について述べる。本研究では損傷を表現するために繊維破断、層内き裂(トランスバースクラック)、層間剥離の3つのモードに分け、繊維破断を応力基準の要素消去、層内き裂を連続体損傷力学、層間剥離をCohesive要素モデルによってそれぞれ損傷の表現を行う。連続体損傷力学とCohesive要素モデルにおける損傷クライテリアオンについて述べる。次に第2章で行った実験を数値解析によって再現し、結果を比較した。

第4章は本研究で得られた結果を簡潔にまとめた。

第2章 CFRP 積層板への静的/低速/高速負荷試験

2.1 緒言

数値解析によって損傷挙動を再現する際には、損傷のモデル化が必要となる。そのためには、実際に試験を行うことで現象を把握しなければならない。そこで、CFRP 積層板に対し負荷試験を行い、損傷挙動を詳細に調査する。CFRP に対する面外からのインデンタの静的押し込み試験(0.5 [mm/min]), 低速衝撃損傷試験(3~4 [m/s]), 高速衝撃損傷試験(130,160 [m/s])を行う。特に静的押し込み試験では、押し込み変位量に対する詳細な損傷挙動について調査を行う。その結果と比較することで、調査が困難である衝撃試験の損傷挙動についても考察を行う。各種損傷試験には樹脂や繊維、積層構成の異なる6種の試験片を用意し、それらの違いによる損傷挙動への影響を調査する。

2.2 材料及び試験片

積層板を構成するCFRPには、中弾性炭素繊維のIMS60を用い、樹脂は耐CAIの#133と高伸度の#132の二種類を用いる(東邦テナックス㈱製)。本研究ではこれらのCFRPをTable 2.1の通りA, B, Cとする。AとBは同一繊維、異なる樹脂の一方方向プリプレグを積層したCFRPである。AとCは同一繊維、同一樹脂であるが、Cは平織りプリプレグを積層したCFRPである。これら3種のCFRPを用いてクロスプライ(CP)と擬似等方積層(QI)の異なる積層構成によって積層板を作成し、計6種の材料において試験を行う。試験片寸法は102mm×76mmとし、厚さが2.3[mm]になるように積層した。試験片の長手方向が繊維の0度方向と平行となっている。またTable 2.2にENFとBCD試験から得られた層間破壊靱性値を示す。

Table 2.1

label	prepreg	sequence
A-CP	IMS60/#133	[0/90] _{4s}
A-QI	(UD-tape)	[45/0/-45/90] _{2s}
B-CP	IMS60/#132	[0/90] _{4s}
B-QI	(UD-tape)	[45/0/-45/90] _{2s}
C-CP	IMS60/#133	[0/90] ₁₂
C-QI	(plain fabric)	[45/0/-45/90] ₃

Table 2.2

prepreg	G _{Ic} [kJ/m ²]	G _{IIc} [kJ/m ²]
A	0.319	0.676
B	0.226	0.478
C	0.906	1.173

2.3 静的押し込み試験

2.3.1 試験目的

詳細な損傷挙動の取得と負荷速度の影響を受けない条件での損傷挙動を調査するため、面外からのインデンターの静的押し込み試験を行う。荷重－変位関係と各種探傷結果を合わせ、荷重の変化時における損傷進展の様子について考察する。

2.3.2 試験方法

中央に 80[mm]×60[mm]の開口を有する支持台上に、開口部の長手方向と試験片の長手方向が並行となるように試験片を単純支持で設置し、中央部に先端直径 15.9[mm]の半球状の鋼製圧子インデンターを取りつけた冶具によって 0.50[mm/min]の一定変位で押し込み、面外荷重を加える。試験機には万能試験機(インストロン 5580)を用いる。押し込み試験では、クロスヘッド変位が 9.0mm に達するまで荷重を付与することとする。



Fig.2.1 万能試験機インストロン 5580

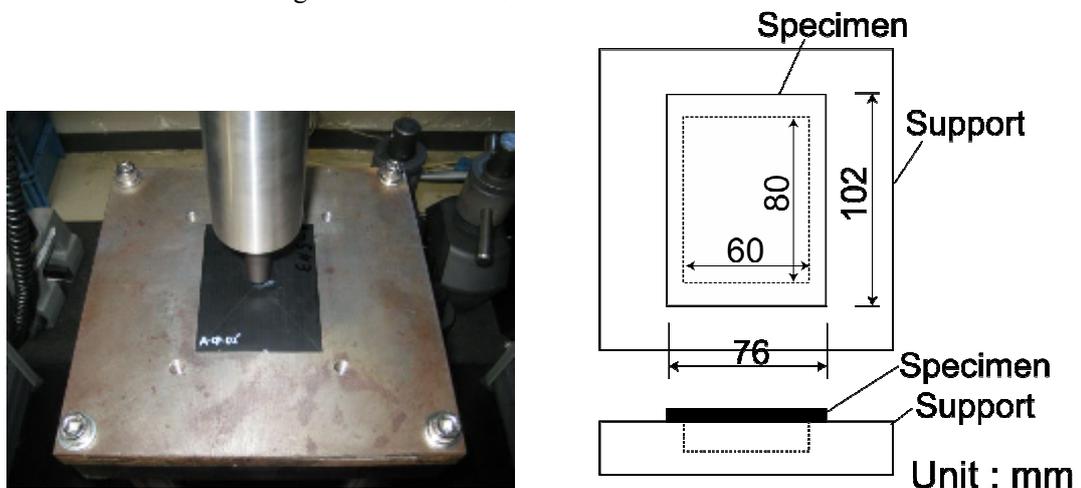


Fig.2.2 試験冶具, 試験片寸法

2.3.3 観察方法

試験後は超音波探傷，軟 X 線探傷，マイクロフォーカス X 線 CT による断面観察，光学顕微鏡による断面観察を行う．それぞれについて以下に記述する．

物体に超音波を発信すると物体内部を伝播し，内部に損傷がなければ底面で反射するが，内部に探傷がある場合はそこで反射する．超音波探傷はこの超音波の反射を検出することで内部の損傷を検出する方法である．装置は超音波透視装置 SDS-3300(Fig.2.3)を用い，5MHz のプローブを使用して探傷を行う．

軟 X 線探傷は X 線の透過量の差異をフィルムに記録するもので，損傷部に造影剤となる物質を浸透させることで損傷を観察することができる．軟 X 線探傷装置には SOFTEX SV100AW(Fig.2.4)を用いた．負荷点を中心にヨウ化亜鉛を主とする造影剤を塗布し，損傷部分に浸透させ，富士フィルム製フィルムを用いて 17.5[kV]，1.5[mA]，4[min]の条件で撮影を行う．

ミリフォーカス X 線源に対して焦点サイズがミクロン単位のものをマイクロフォーカス X 線源といい，高解像度が必要とされる透視に用いる．マイクロフォーカス X 線 CT は微小焦点により透視画像のボケを抑えて鮮明な拡大画像の撮影を行うものであり，コンピュータによって物体を壊すことなく断面の観察を行うことができるものである．装置には高解像度サブミクロン CT TOSCANER-30000 μ hd(Fig.2.5)を使用し，負荷点を通り，90°方向と平行となる断面で観察を行う．

光学顕微鏡による断面観察は，ファインカッターで負荷点を通り 90°方向と平行となる断面の切断を行い，研磨機(Fig.2.6)で研磨を行った後に観察を行う．

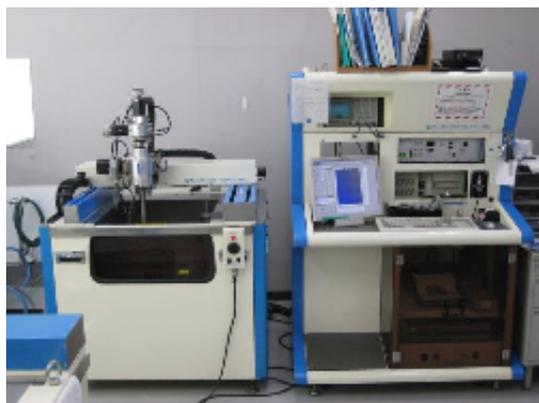


Fig.2.3 超音波透視装置 SDS-3300



Fig.2.4 SOFTEX SV100AW



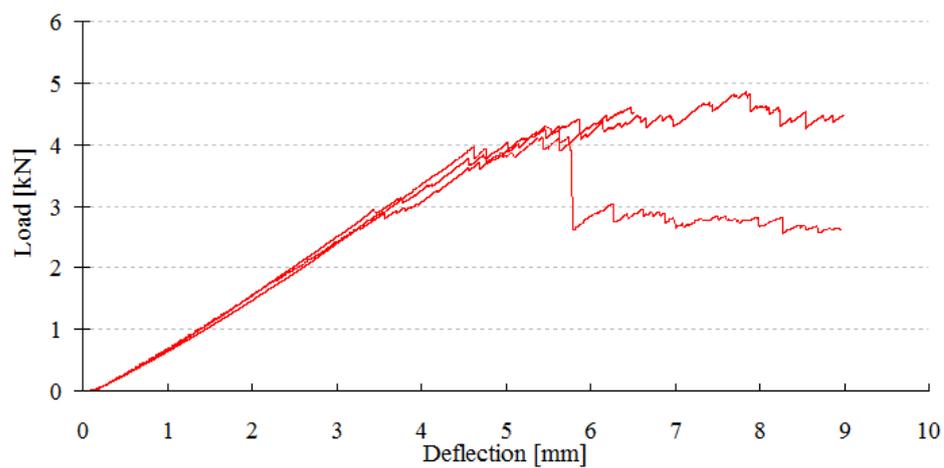
Fig.2.5 高解像度サブミクロン CT
TOSCANER-30000μhd



Fig.2.6 研磨機

2.3.4 試験結果

試験機に記録されたロードセルの荷重とクロスヘッド変位の関係を試験片毎に Fig.2.7~Fig.2.12 に示す。試験回数はそれぞれ変位量 9.0 [mm]まで押込んだ試験が 2 回と変位量 6.5 まで押込んだものが 1 回の計 3 回である。



.Fig.2.7 静的押込み損傷試験，荷重-変位線図 A-CP

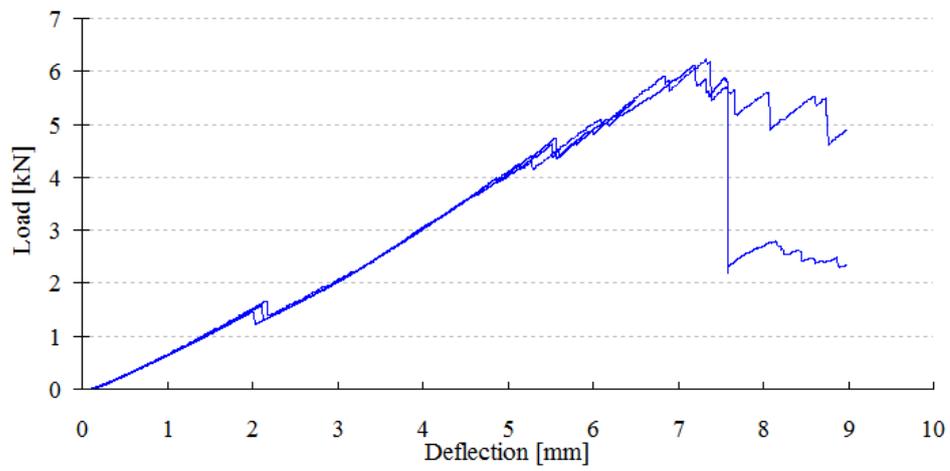


Fig.2.8 静的押込み損傷試験，荷重-変位線図 B-CP

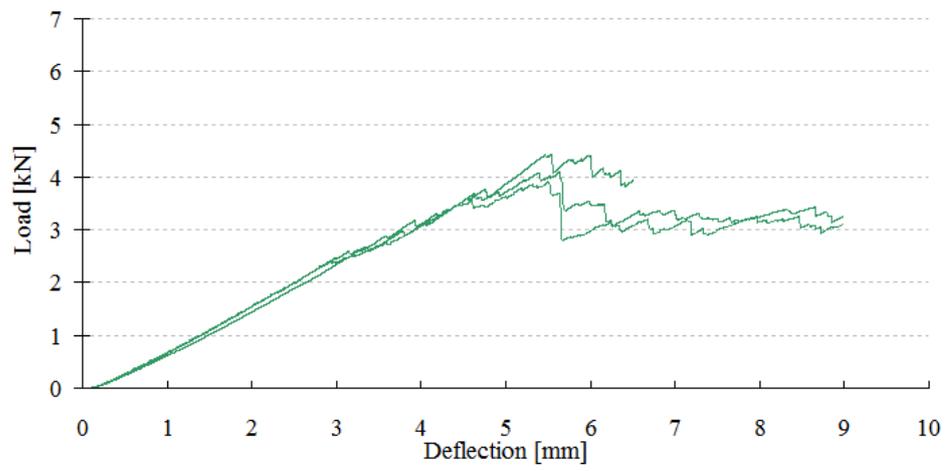


Fig.2.9 静的押込み損傷試験，荷重-変位線図 C-CP

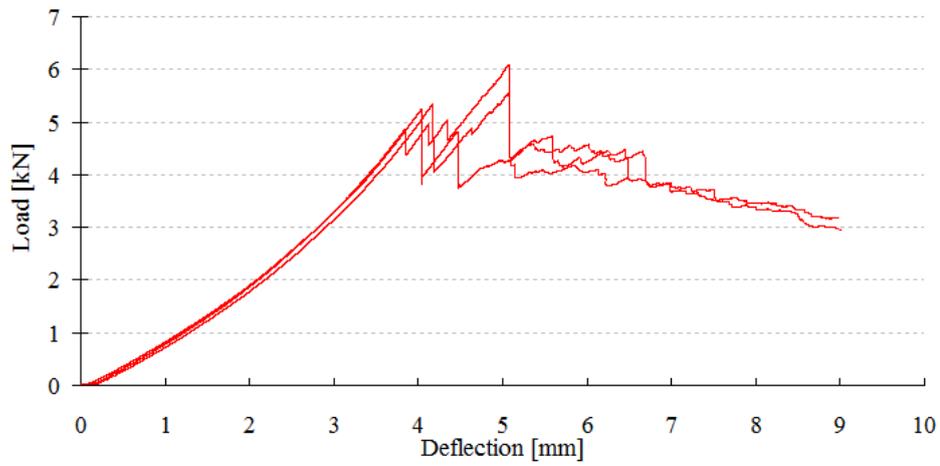


Fig.2.10 静的押込み損傷試験，荷重-変位線図 A-QI

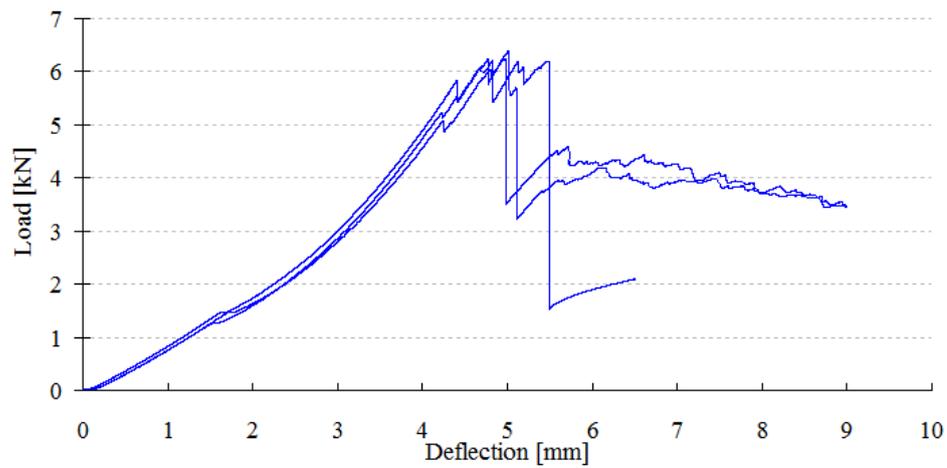


Fig.2.11 静的押込み損傷試験，荷重-変位線図 B-QI

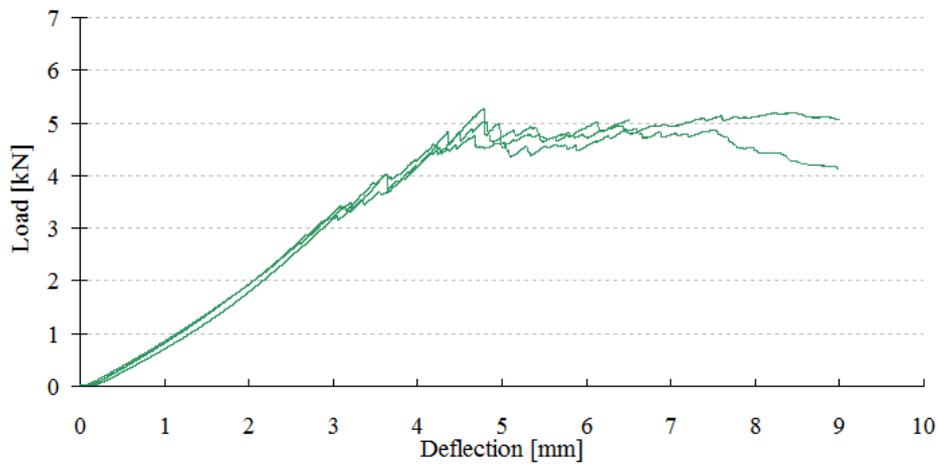


Fig.2.12 静的押し込み損傷試験，荷重-変位線図 C-QI

また，比較のために CP と QI それぞれでまとめたものを Fig.2.13 と Fig.2.14 に示す．

CP, QI 共に変位量が 4 [mm]程度までの間は A, C の挙動は類似していた．B では変位量 2.0 [mm]付近で最初の荷重低下が見られた．CP の結果を見ると最大荷重が試験片によって異なっており，B が最も高い結果となっていた．B, C には急激な荷重低下が生じる場合があった．

QI では，A, C の最大荷重はほぼ同じ結果であり，B の最大荷重が最も高かった．A, B では急激な荷重低下がすべての試験において見られたが，C では明瞭な荷重低下は起きなかった．

CP と QI を比較すると，どの試験片でも QI の方が傾きが大きく，最大荷重に達するまでの変位量が少なかった．結果として QI では，より少ない変位量で大きな荷重低下が生じていた．

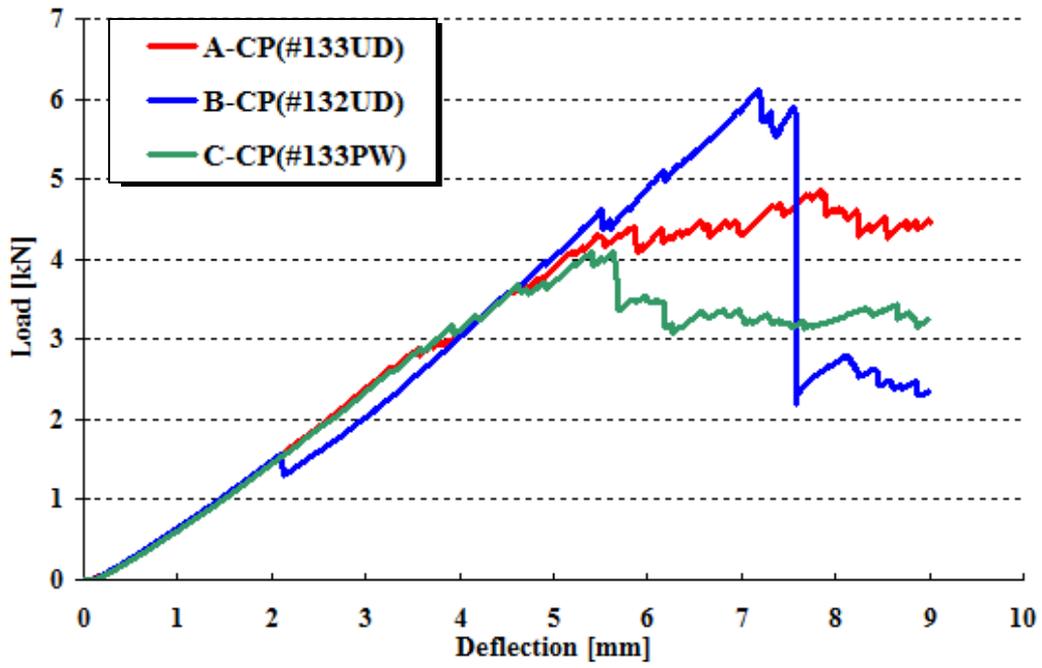


Fig.2.13 静的押込み損傷試験，荷重-変位線図 CP

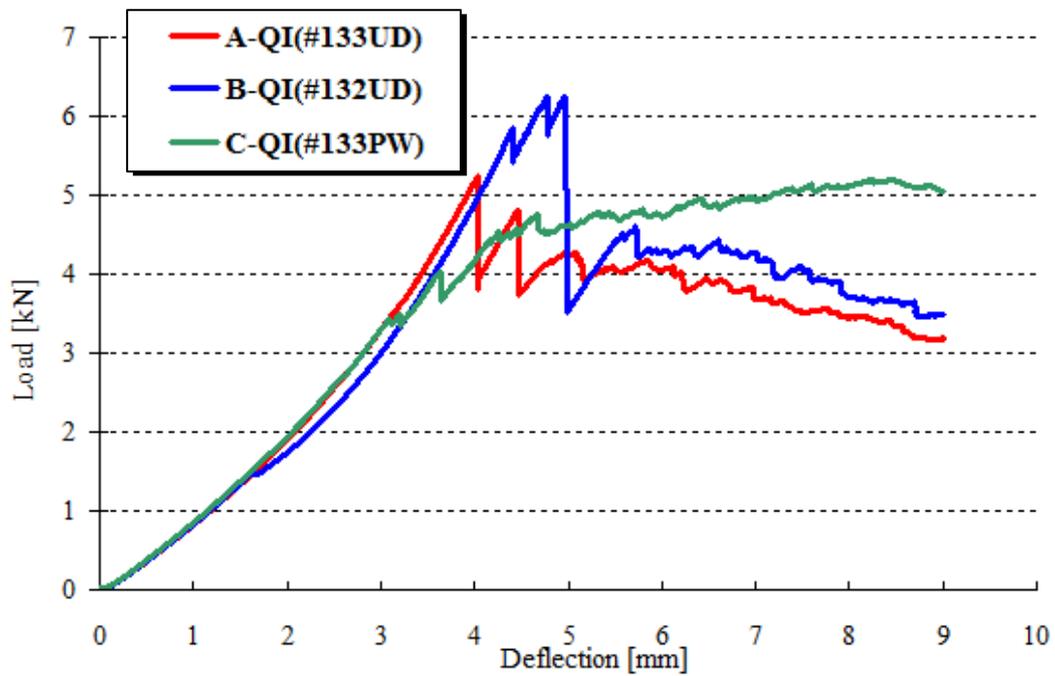


Fig.2.14 静的押込み損傷試験，荷重-変位線図 QI

2.3.5 断面観察結果

CP の断面観察の結果を Fig.2.15 に，QI の断面観察の結果を Fig.2.16 に示す．

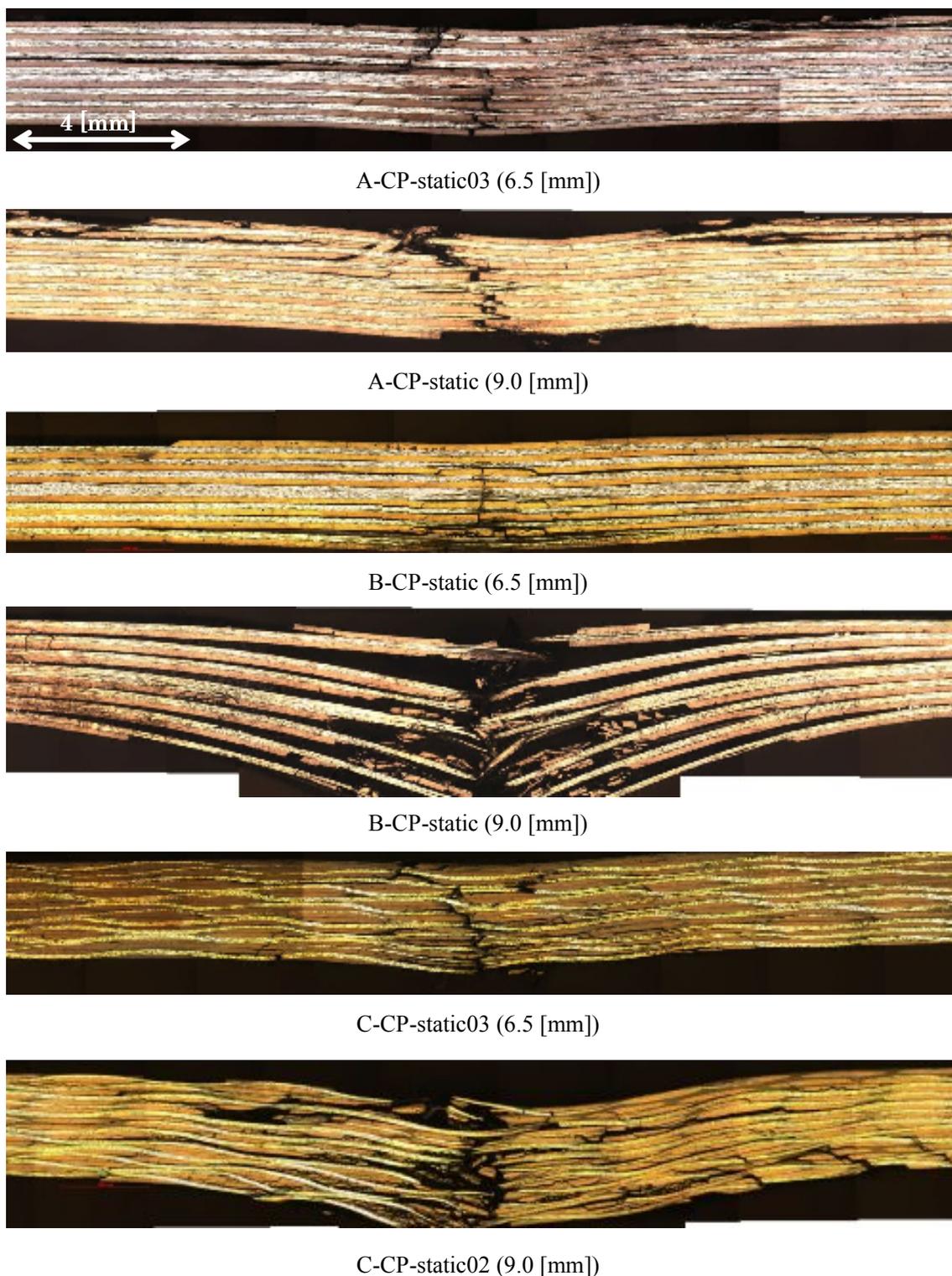
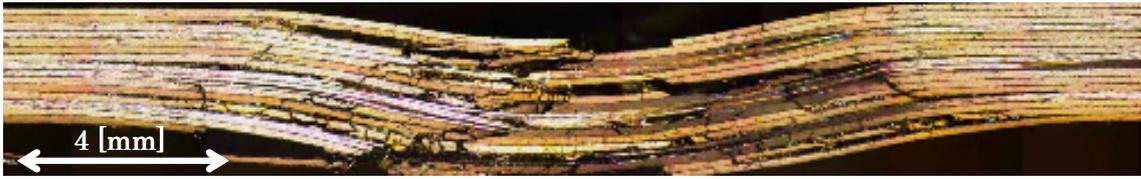


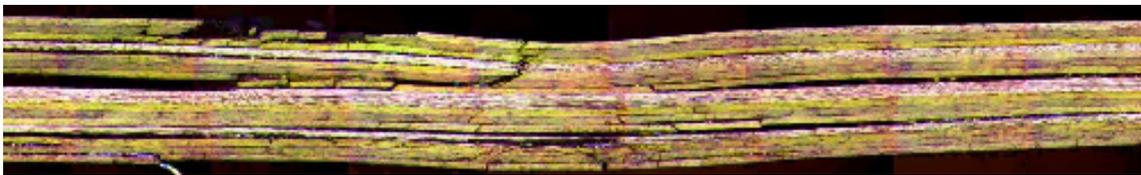
Fig.2.15 静的押込み損傷試験後の断面写真(CP)



A-QI-static (6.5 [mm])



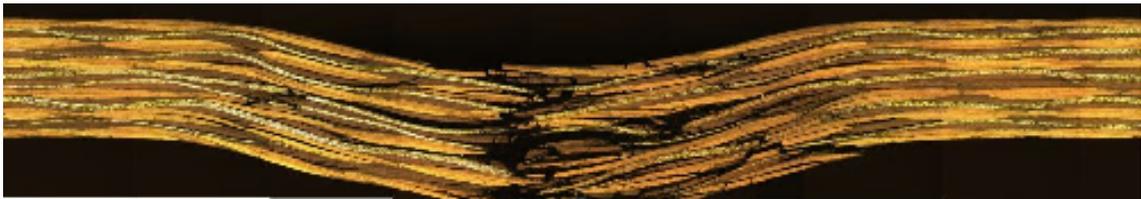
A-QI-static (9.0 [mm])



B-QI-static03 (6.5 [mm])



B-QI-static02 (9.0 [mm])



C-QI-static03 (6.5 [mm])



C-QI-static02 (9.0 [mm])

Fig.2.16 静的押込み損傷試験後の断面写真(QI)

2.3.6 静的押し込み負荷除荷試験

変位量 2 [mm] の位置から 0.5 [mm] 間隔ずつ負荷と除荷を繰り返しながら超音波探傷及び軟 X 線探傷を行う。試験から得られたそれぞれ試験片の損傷挙動について以下に述べる。ここでは損傷の進展を [P] 初期, [Q] 最大荷重前, [R] 最大荷重直後, [S] 最大荷重後に大分している。

・ A-CP

[P]~[Q] : 変位量 2.0~2.5 [mm] の間で層内亀裂が発生した。その際に荷重の低下は見られなかった。

[Q]~[R] : 最大荷重まで十字にクラックが進展した。6.0 [mm] で最大荷重に達し、微小な荷重の低下が確認できる。最大荷重までは菱形に剥離、層内き裂が広がる。

[R]~[S] : 最大荷重後も十字にクラックが進展するが、主に長手方向に長く進展した。それに伴って長手方向に長く剥離が進展していた。

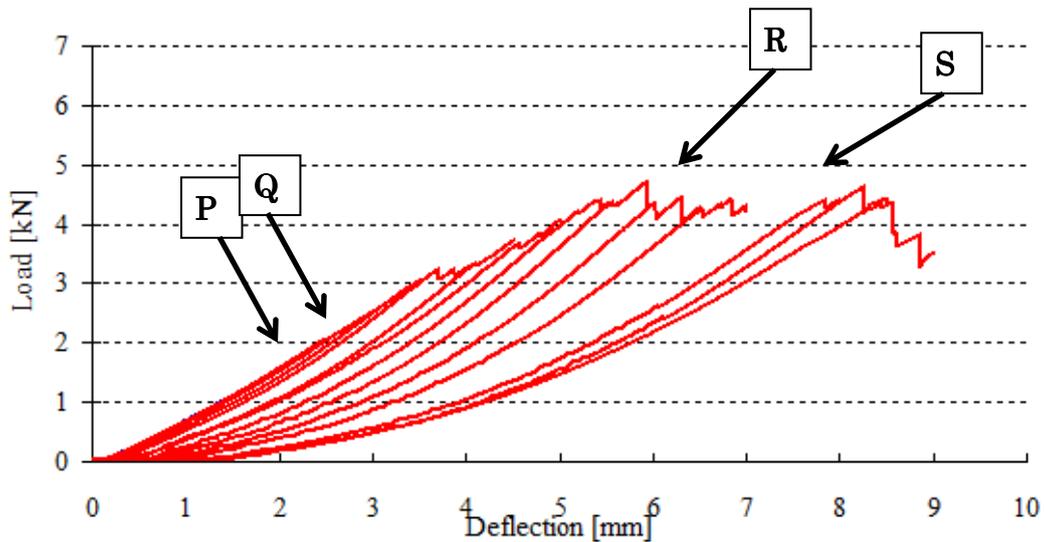
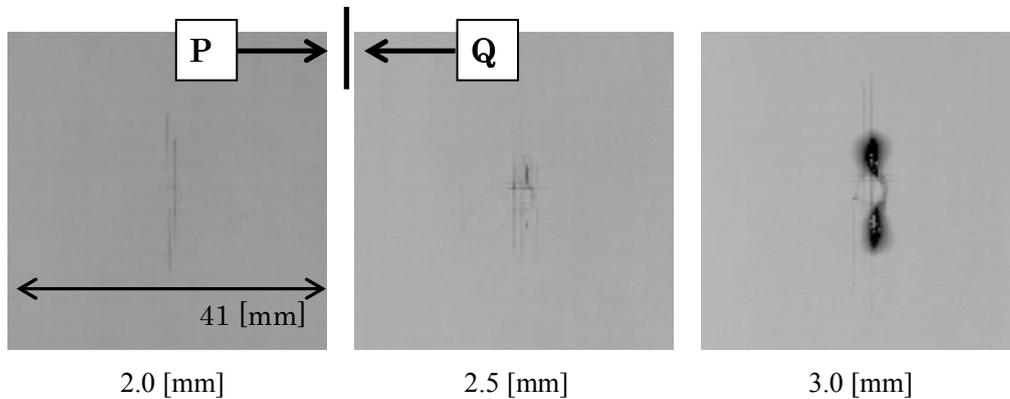


Fig.2.17 負荷除荷試験, A-CP 荷重-変位線図



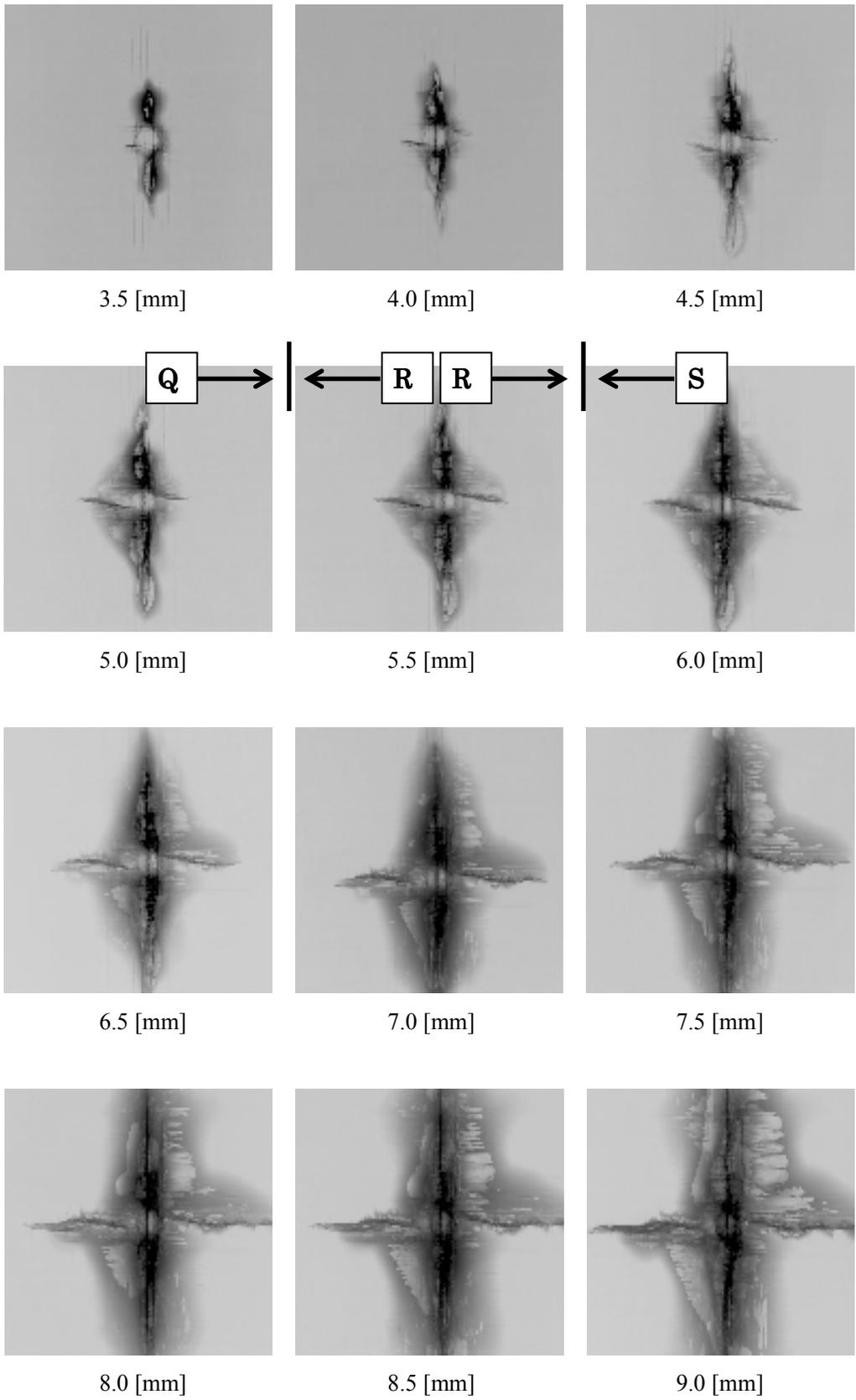
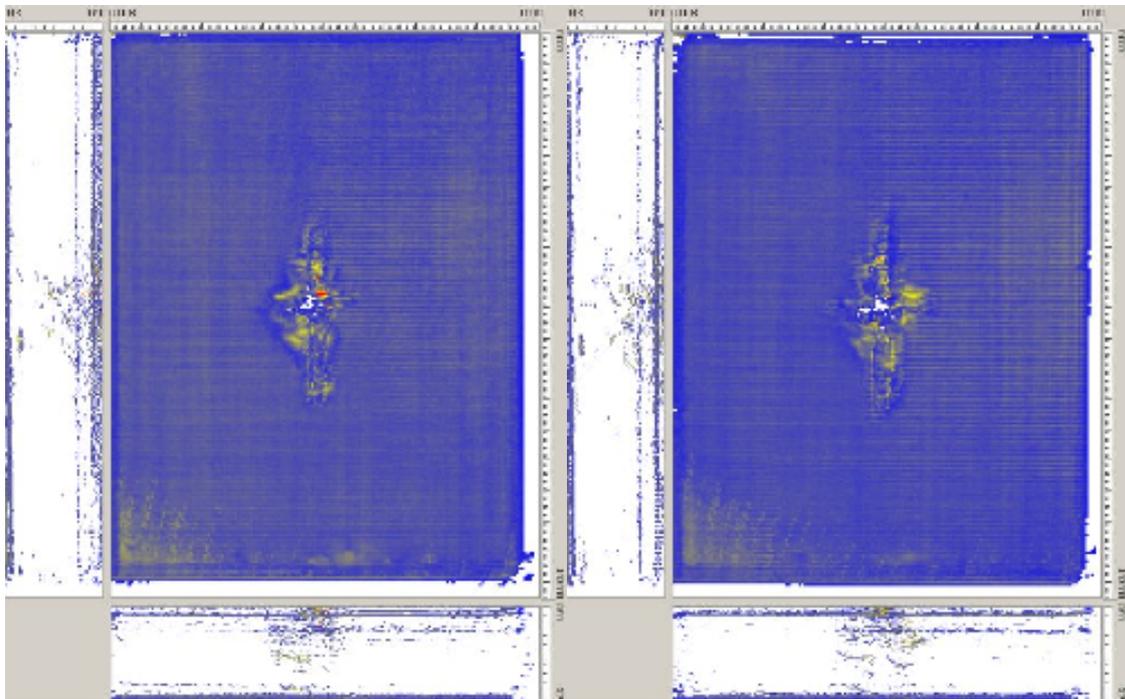


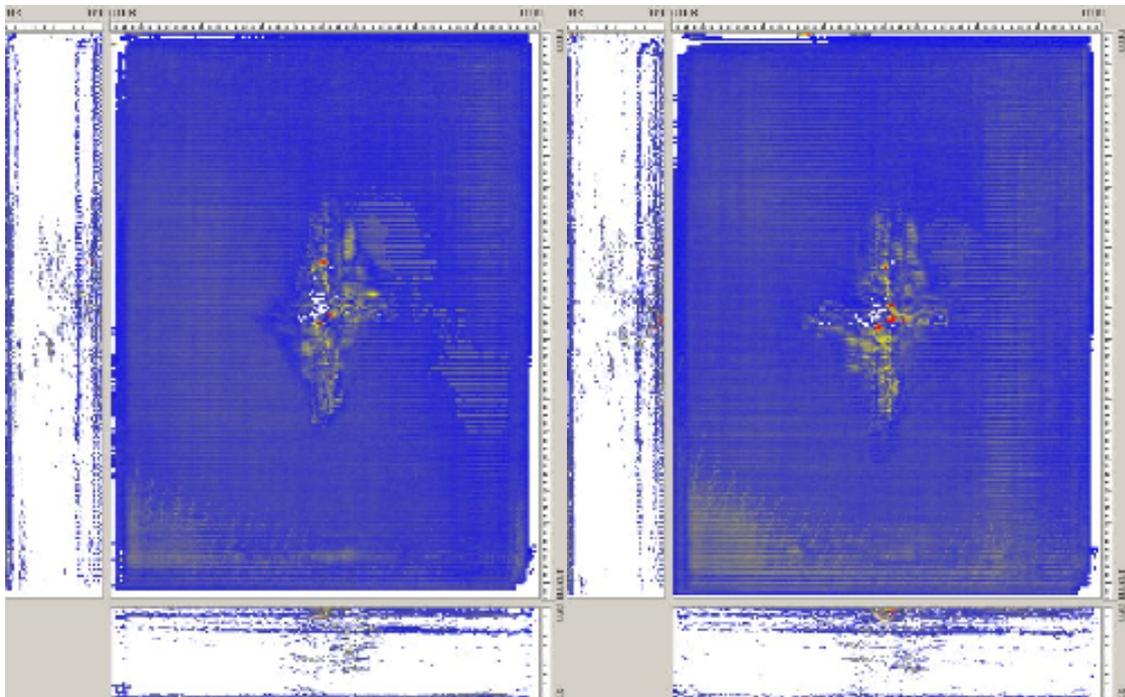
Fig.2.18 A-CP 軟 X 線写真

荷重低下の際の超音波探傷写真を Fig.2.19 に示す.



5.5[mm]

6.0 [mm]



6.5[mm]

7.0[mm]

Fig.2.19 A-CP 超音波探傷写真

試験後の探傷結果を Fig.2.20 に示す.

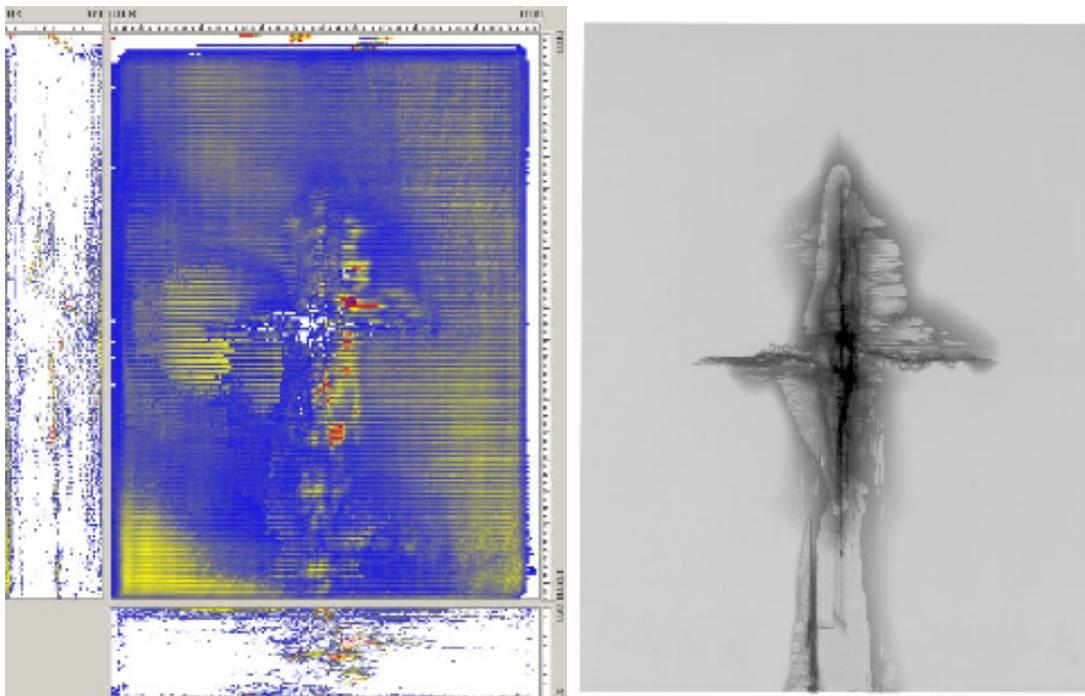


Fig.2.20 A-CP 押込み後

・ B-CP

[P]~[Q]：変位量 2.0~2.5 [mm]において荷重の低下が生じ，剥離及び層内亀裂が見られた．超音波探傷の結果から，剥離は負荷方向から見て最外層に生じていると推測される．

[Q]~[R]：最大荷重まで十字にクラックが進展し，それに伴ってひし形剥離領域の拡大が見られた．8 [mm]まで押込みを行った際の 7.5 [mm]付近で大きな荷重低下が見られ，楕円状の剥離が生じているのがわかる．

[R]~[S]：最大荷重後も大きな荷重低下が見られた．十字のクラックが進展し，それに伴って中心部の剥離領域の拡大していた．

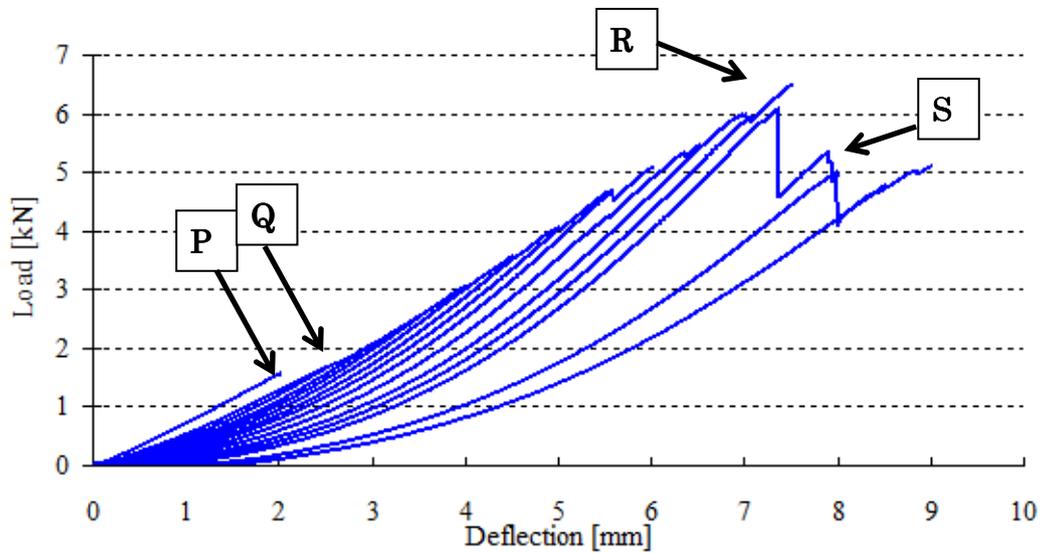
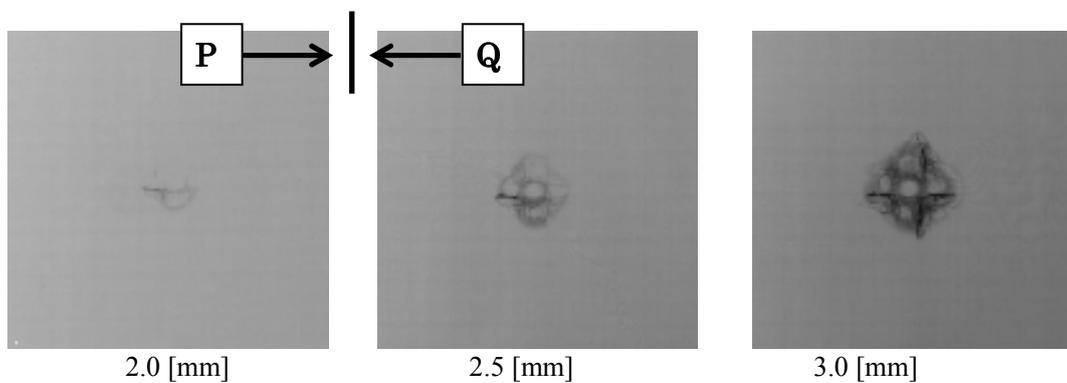


Fig.2.21 負荷除荷試験，B-CP 荷重—変位線図



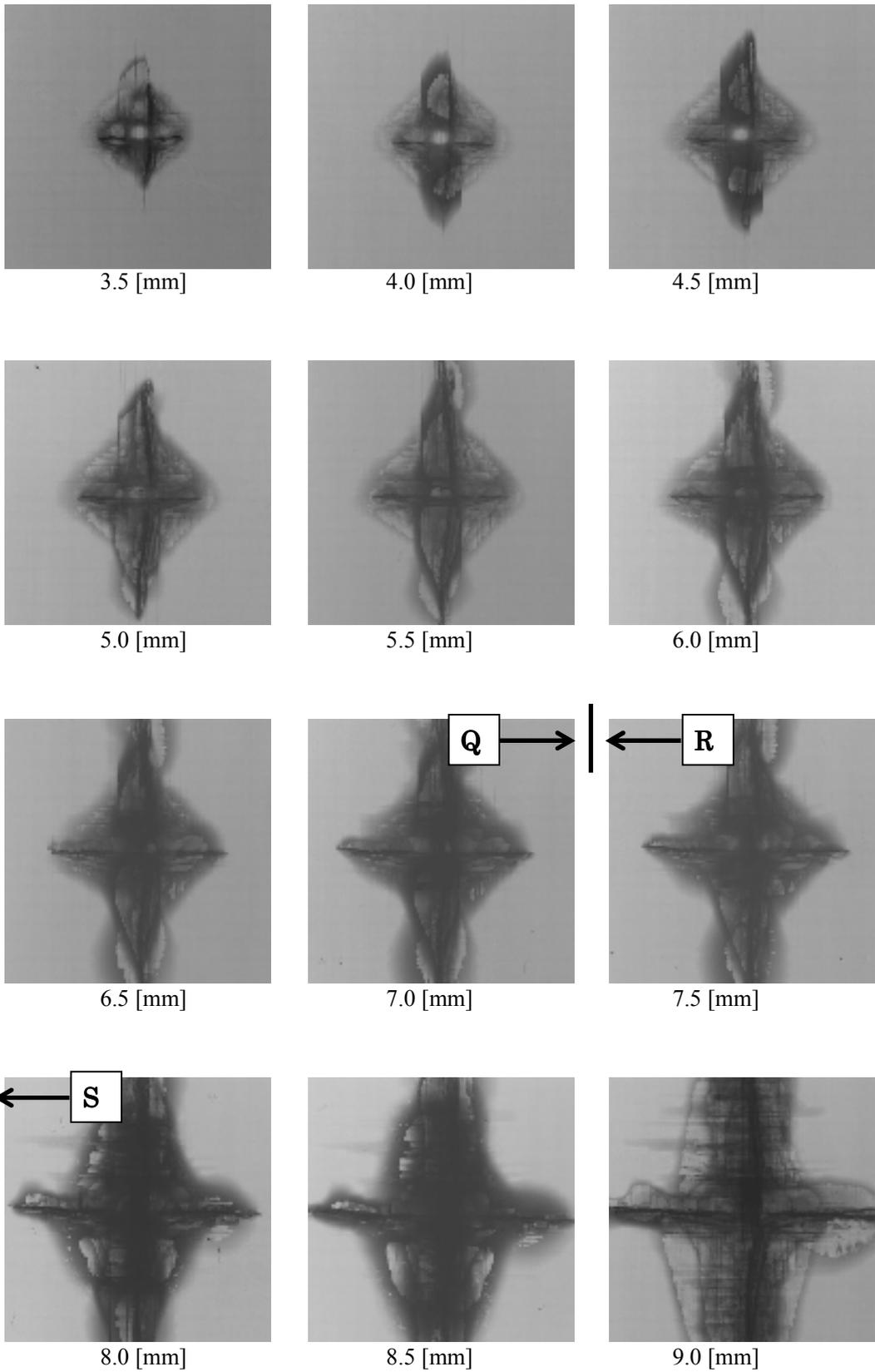
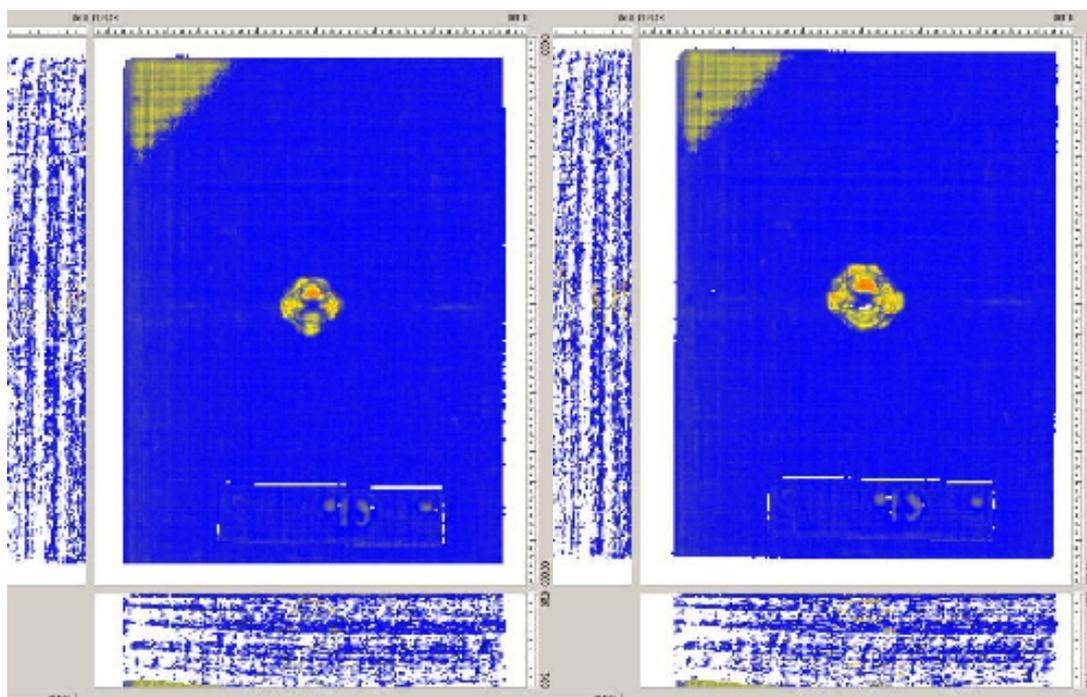


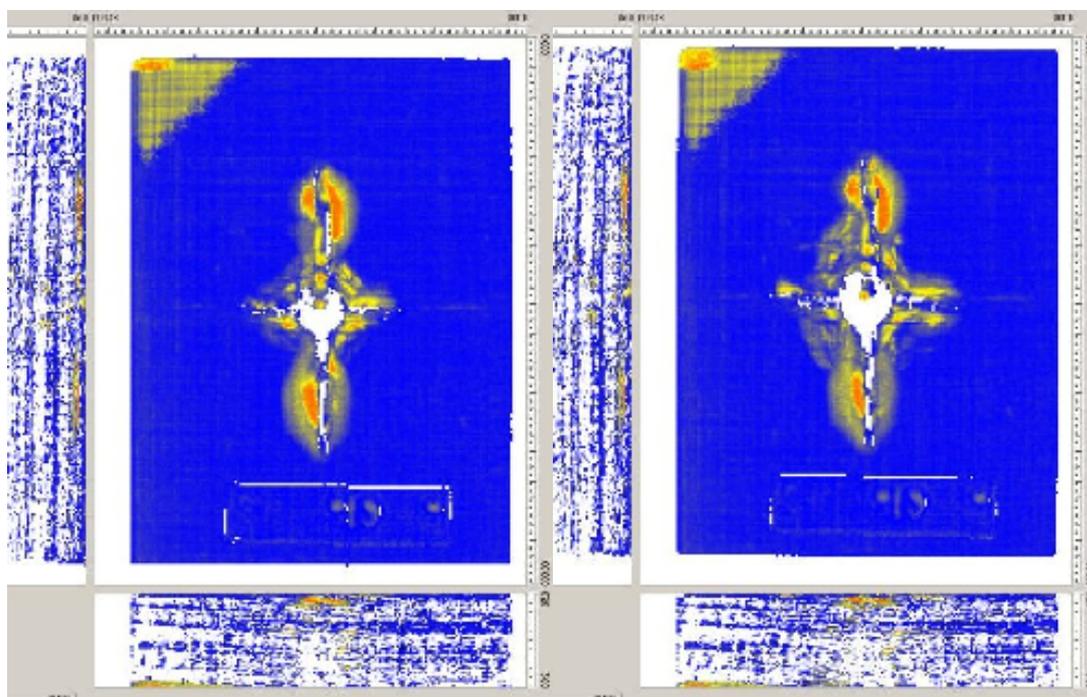
Fig.2.22 B-CP 軟 X 線写真

荷重低下の際の超音波探傷写真を以下に示す.



2.0 [mm]

2.5 [mm]



7.5 [mm]

8.0 [mm]

Fig.2.23 B-CP 超音波探傷写真

試験後の探傷結果を以下に示す.

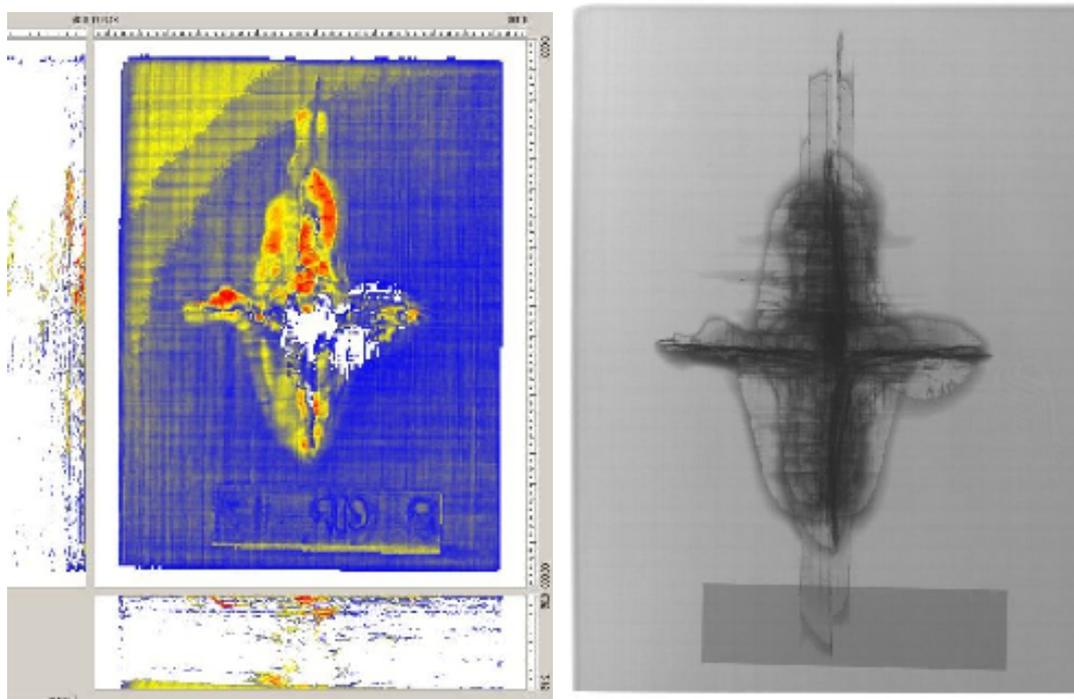


Fig.2.24 B-CP 押込み後

・ C-CP

[P]~[Q]：微小な層内亀裂が見られた。荷重の低下は見られなかった。

[Q]~[R]：最大荷重まで層内亀裂が単調に増加していた。6.5~7.0 [mm]で最大荷重となり、大きな荷重の低下が起きた。剥離は見られず、層内亀裂がより密になっていた。

[R]~[S]：最大荷重後は荷重の増加が見られず、一定の値となった。層内亀裂が単調に増加していた。

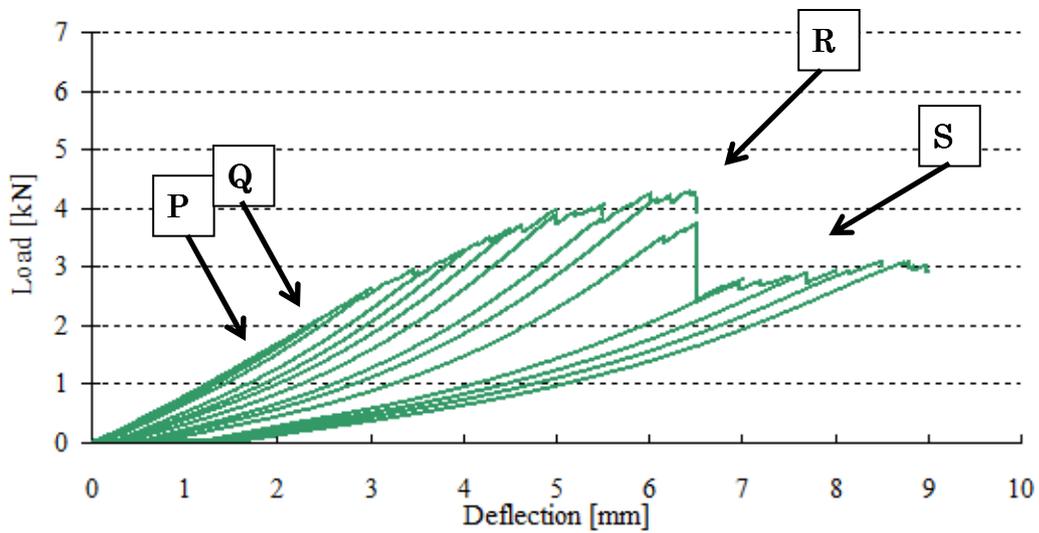
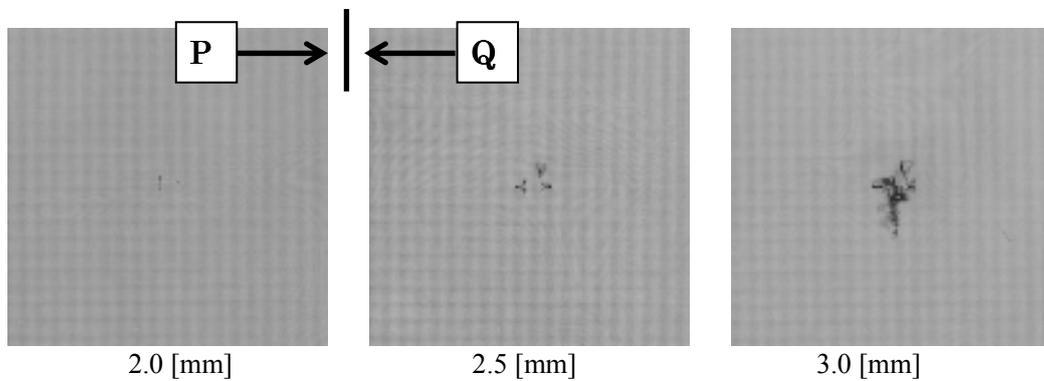


Fig.2.25 負荷除荷試験，C-CP 荷重－変位線図



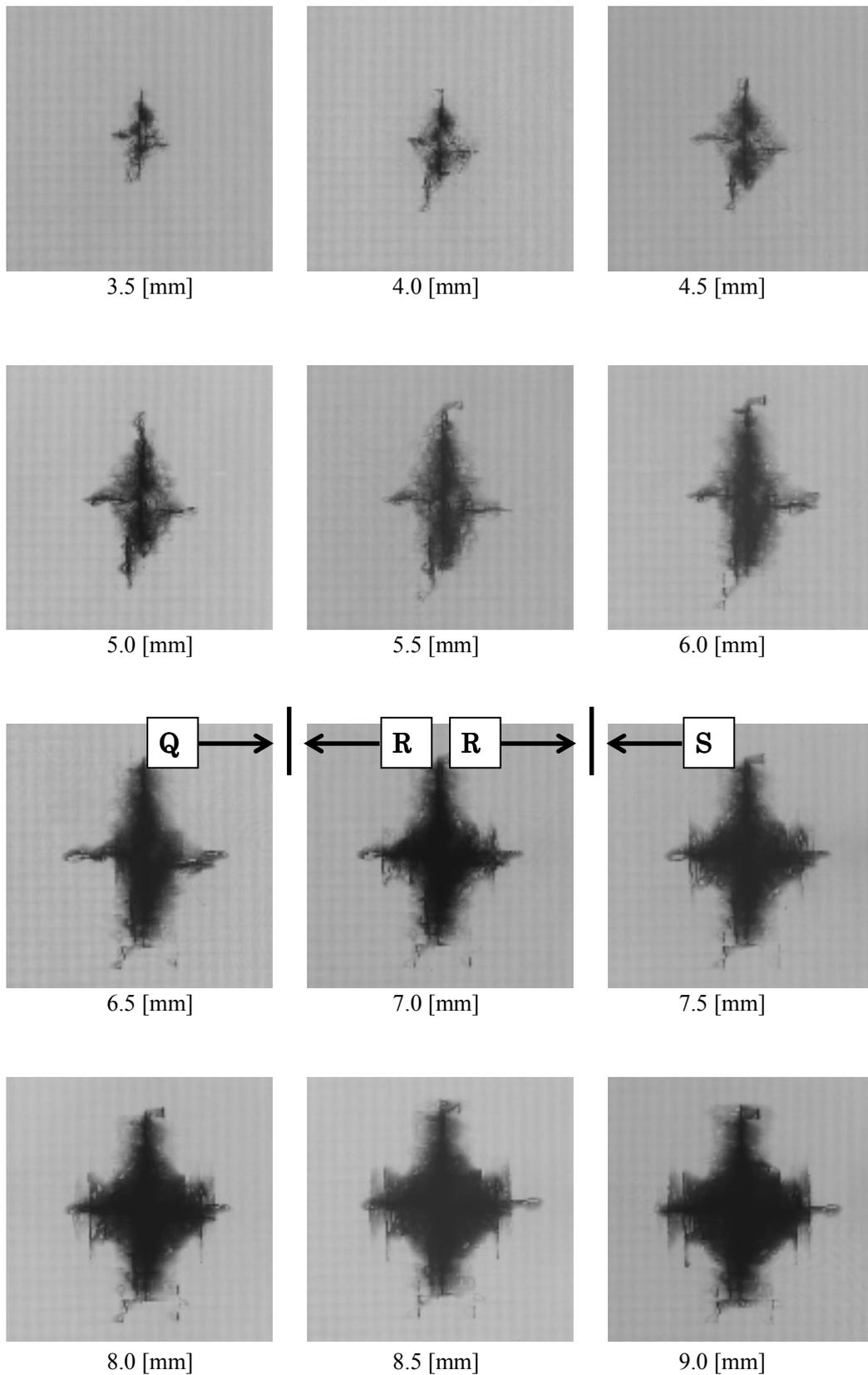
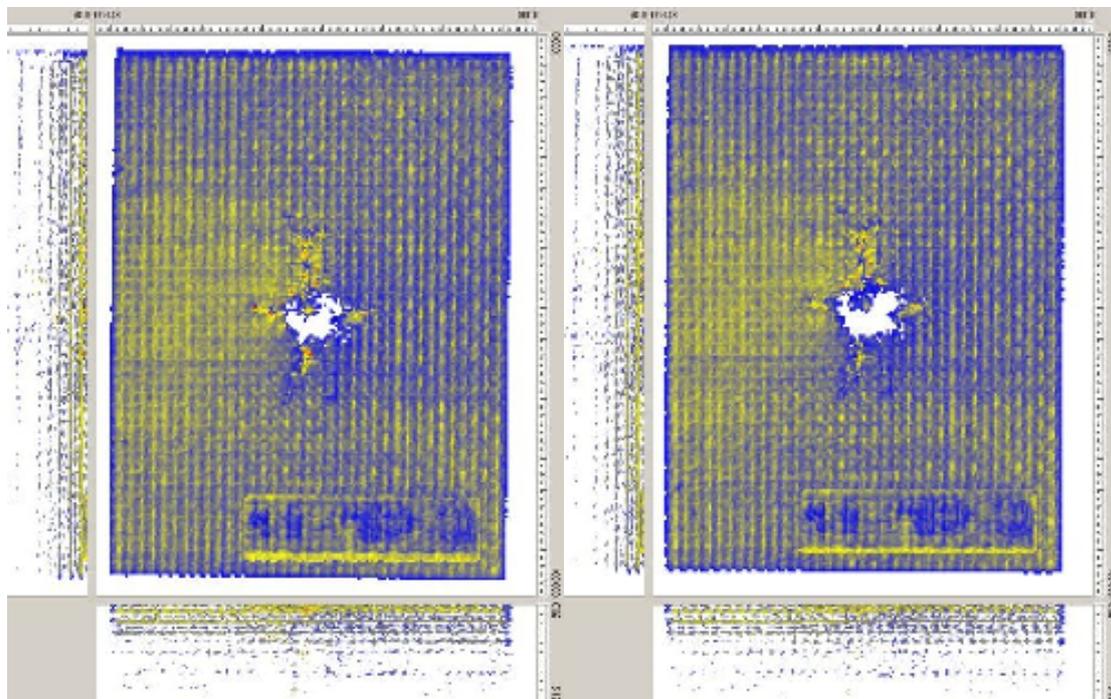


Fig.2.26 C-CP 軟 X 線写真

荷重低下の際の超音波探傷写真を以下に示す。平織り材では超音波探傷による測定が困難な様であり、明確な剥離が見られなかった。



6.5 [mm]

7.5 [mm]

Fig.2.27 C-CP 超音波探傷写真

試験後の探傷結果を以下に示す。

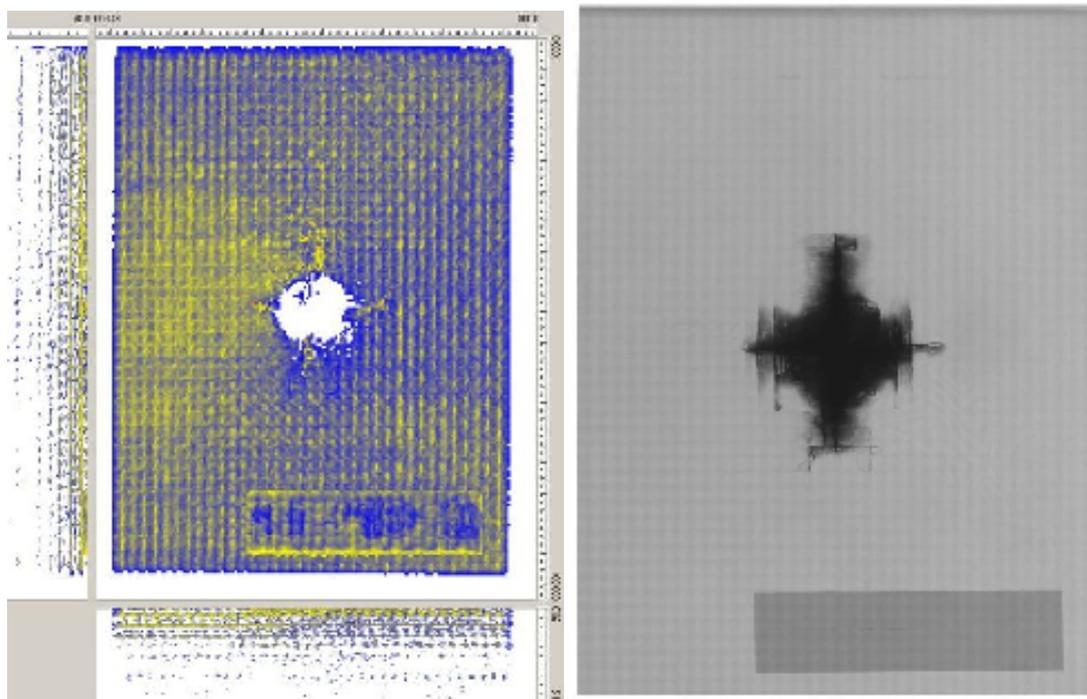


Fig.2.28 C-CP 押込み後

・ A-QI

[P]~[Q]: 2.5~3.0 [mm]で層内亀裂が生じているが、その際に荷重の低下は見られなかった。裏面からの超音波探傷では剥離が生じていた。

[Q]~[R]: 最外面に 45°方向の剥離が生じ、進展していた。中央部に密な層内亀裂が見られた。5.0~5.5 [mm]で最大荷重に達し、荷重の低下生じた。その際、剥離領域と層内亀裂領域の大きな拡大が見られ、中心に密な層内亀裂ができた。

[R]~[S]: 剥離領域はやや拡大したもの大きな変化は見られなかった。中心の層内亀裂がより密になっていた。

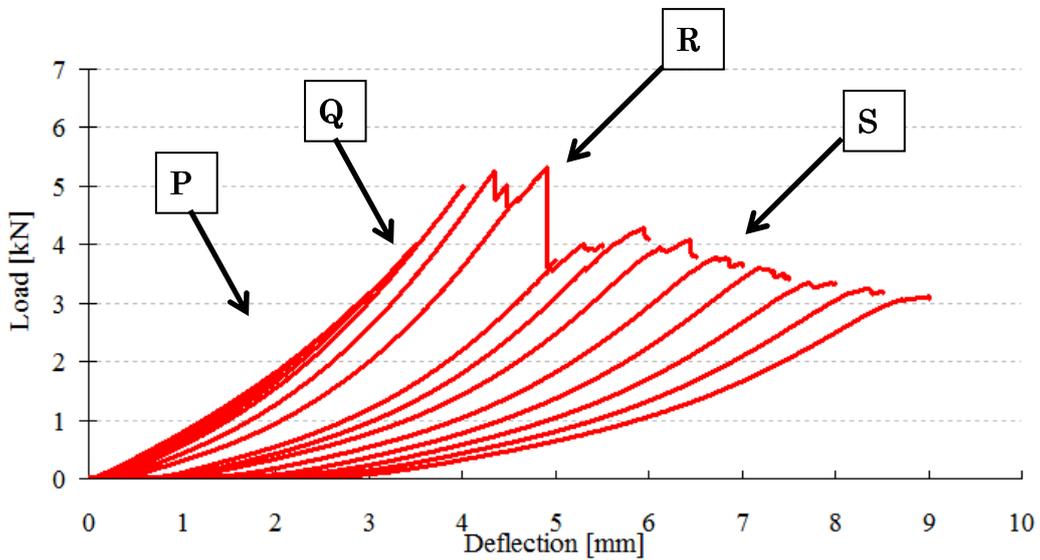
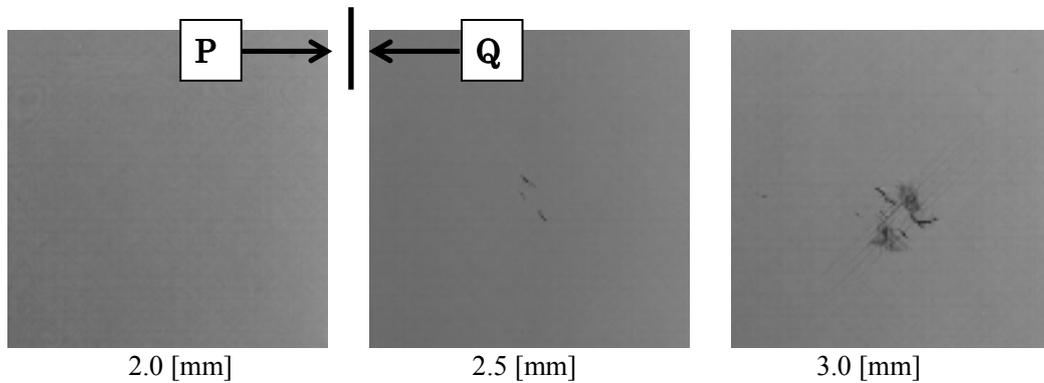


Fig.2.29 負荷除荷試験, A-QI 荷重-変位線図



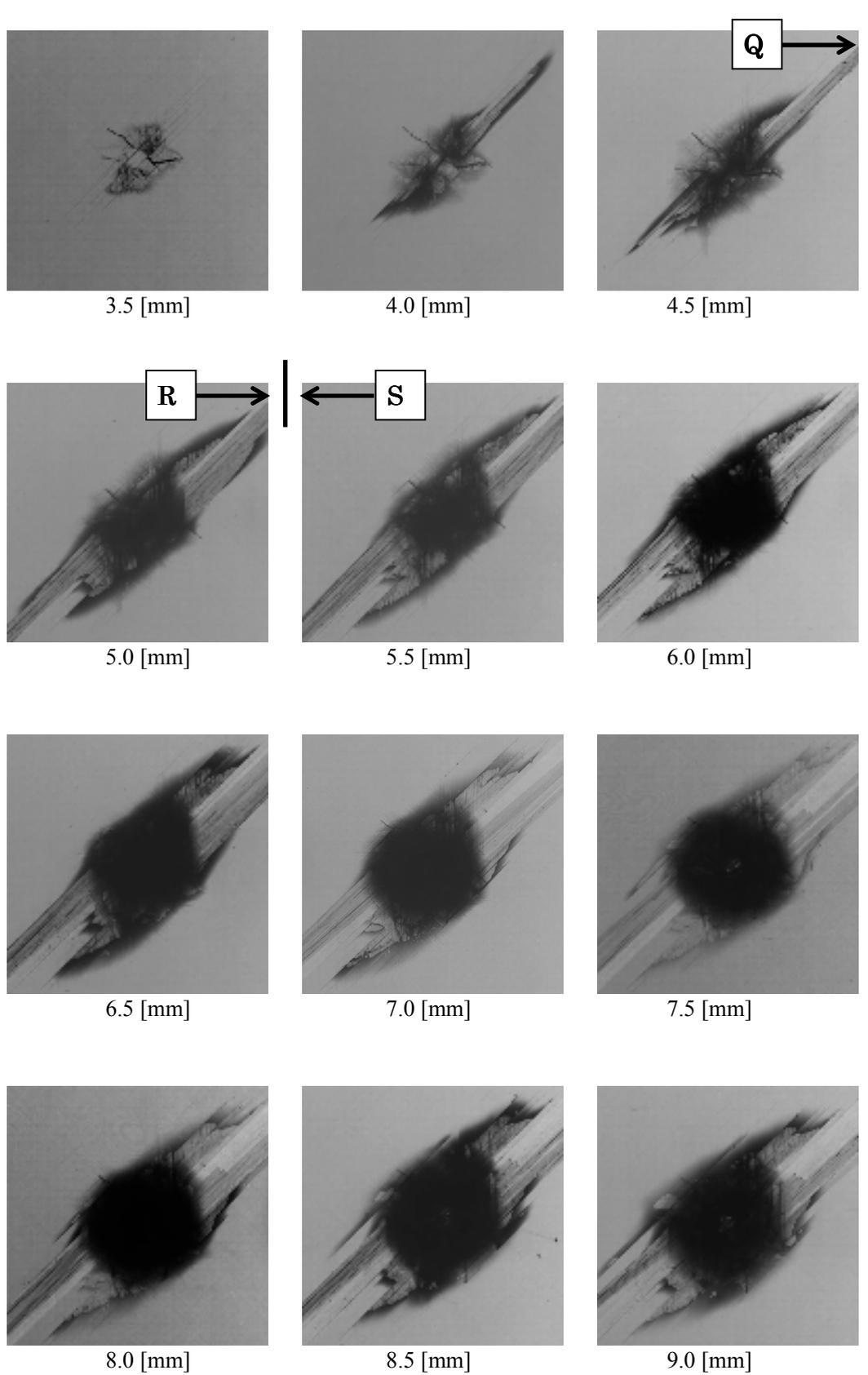
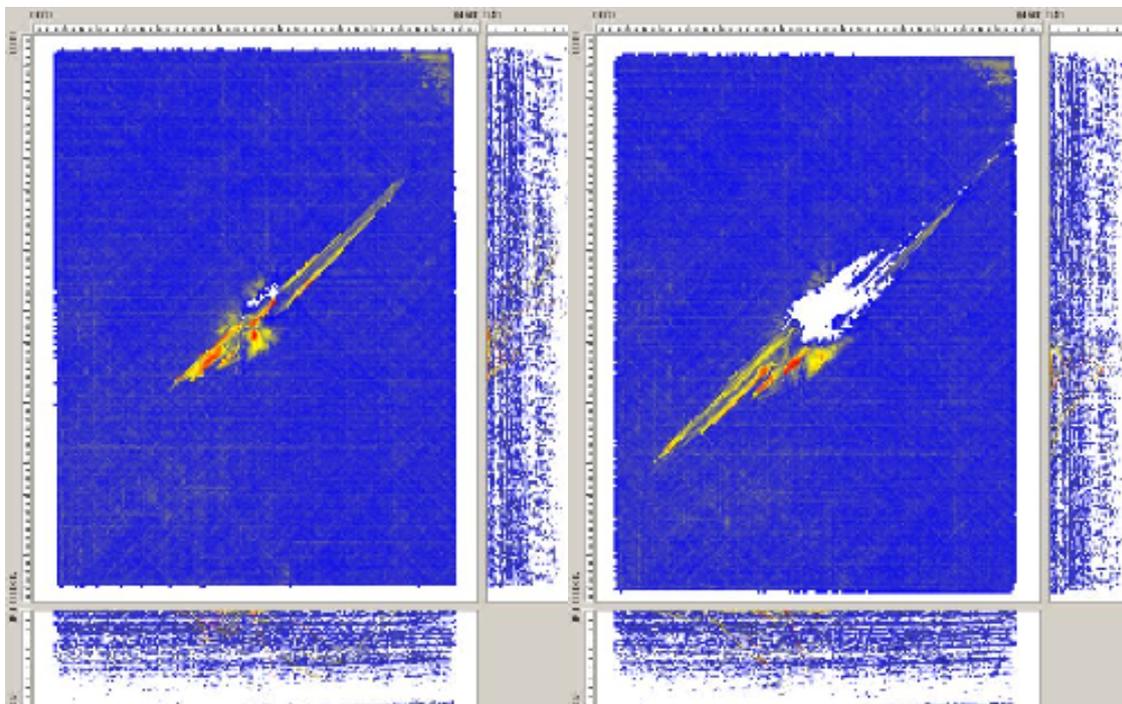


Fig.2.30 A-QI 軟 X 線写真

荷重低下の際の超音波探傷写真を以下に示す.

2.5 [mm](裏面より撮影)

3.0 [mm] (裏面より撮影)



4.5 [mm](裏面より撮影)

5.5 [mm] (裏面より撮影)

Fig.2.31 A-QI 超音波探傷写真

試験後の探傷結果を以下に示す.

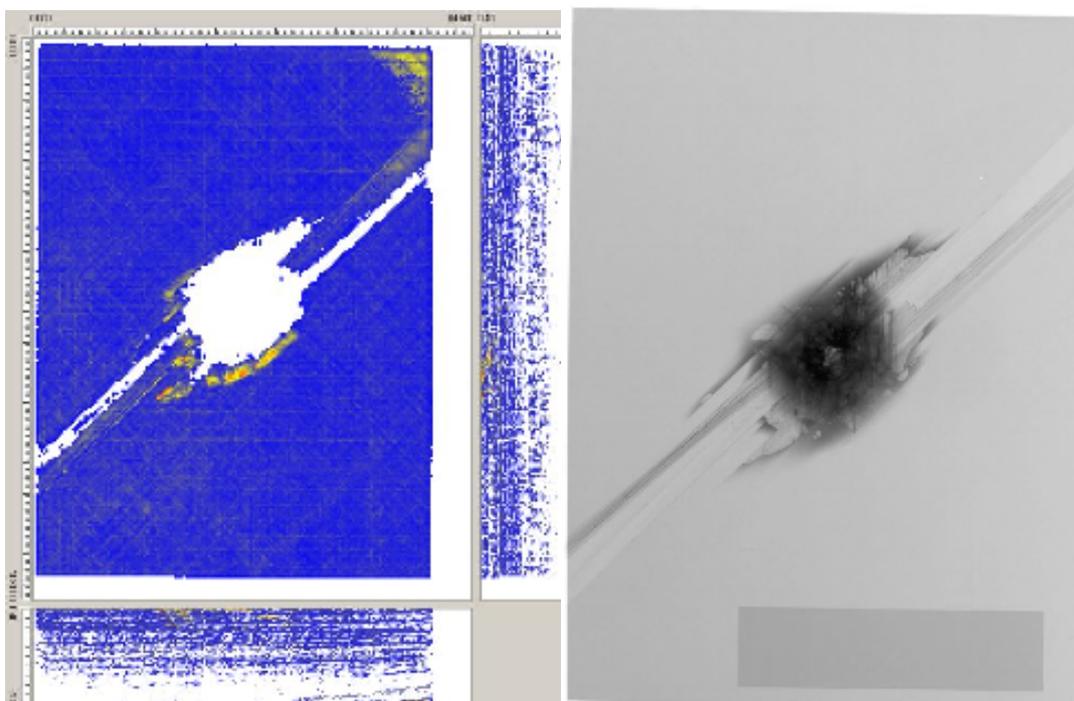


Fig.2.32 A-QI 押込み後

・ B-QI

[P]~[Q] : 2.0~2.5 [mm]において荷重の低下が見られた。その際、層内亀裂と共に円状に層間剥離が生じていた。

[Q]~[R] : 5.0~5.5 [mm]で最大荷重に達した際に、層間剥離が試験片の端部に達するほど進展し、大規模な荷重低下が起きた。

[R]~[S] : 剥離領域の拡大が見られた。中心部の層内亀裂にあまり変化が見られなかった。

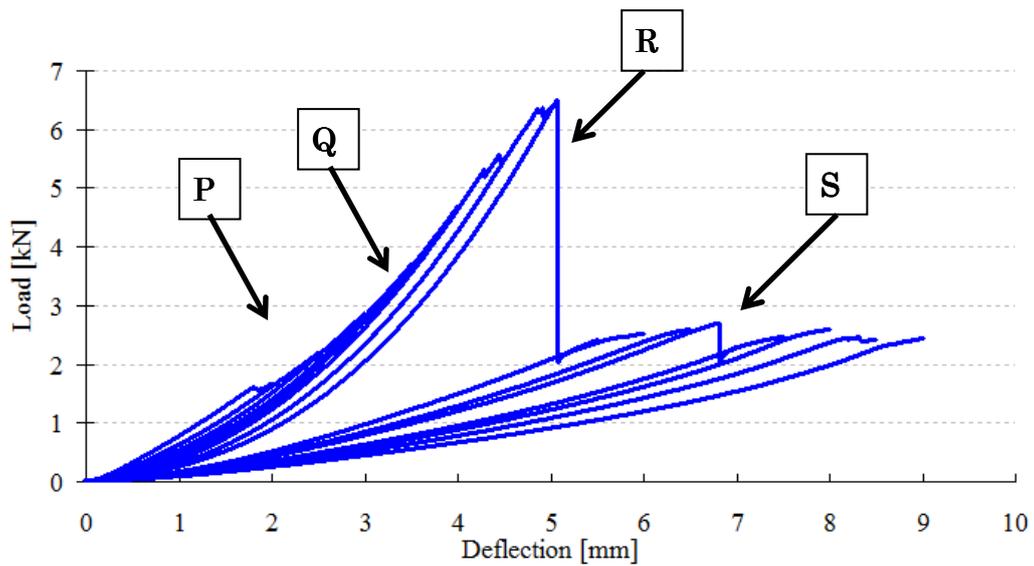
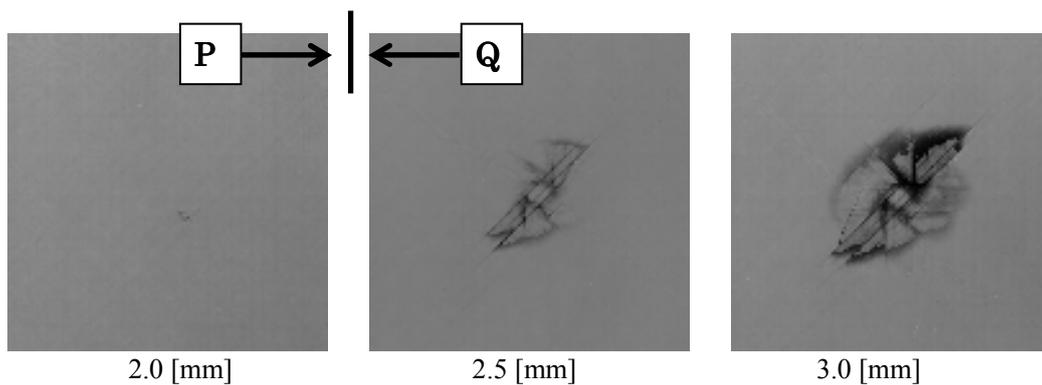


Fig.2.33 負荷除荷試験, B-QI 荷重-変位線図



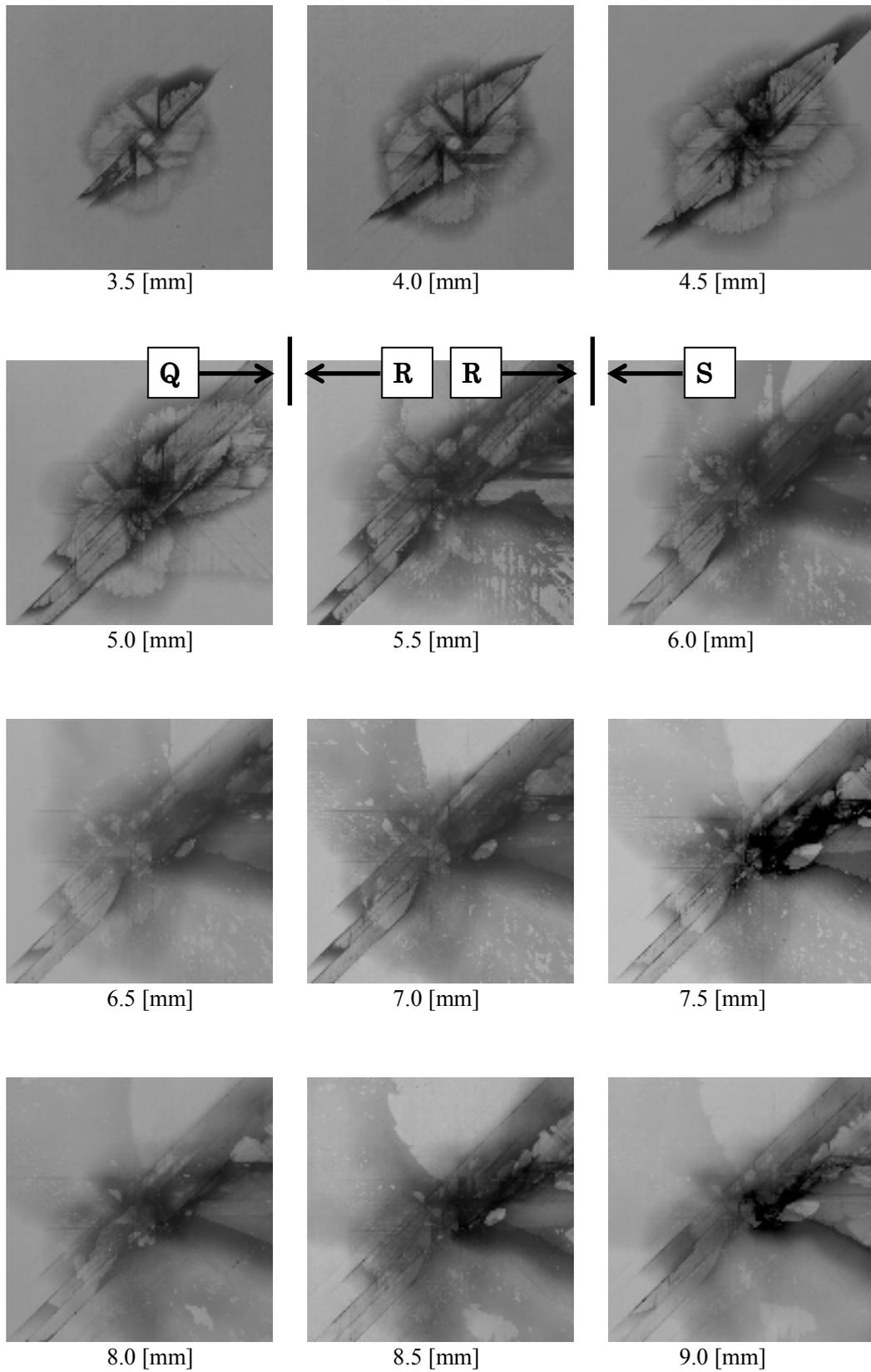


Fig.2.34 B-QI 軟 X 線写真

荷重低下の際の超音波探傷写真を以下に示す。

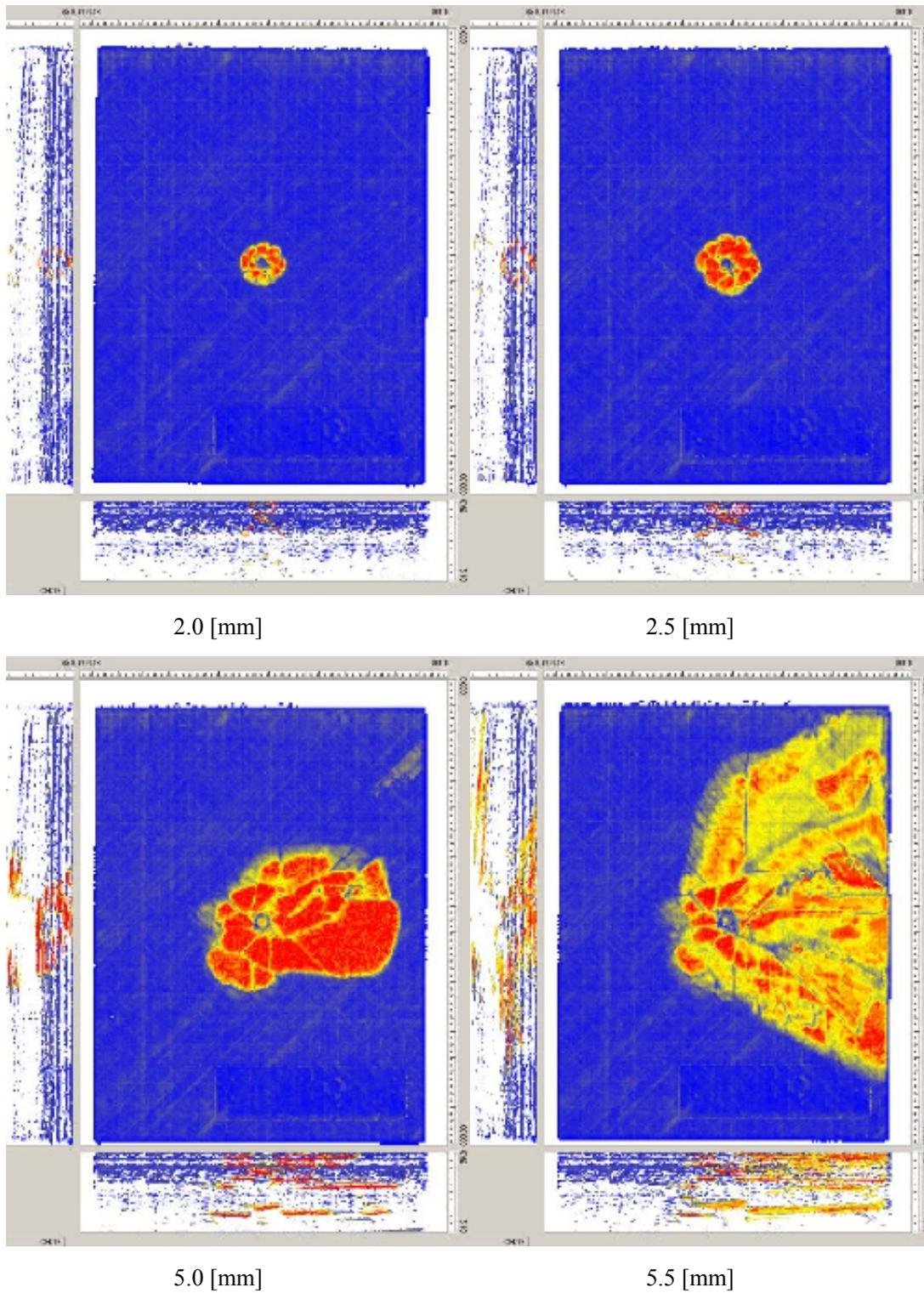


Fig.2.35 B-QI 超音波探傷写真

試験後の探傷結果を以下に示す.

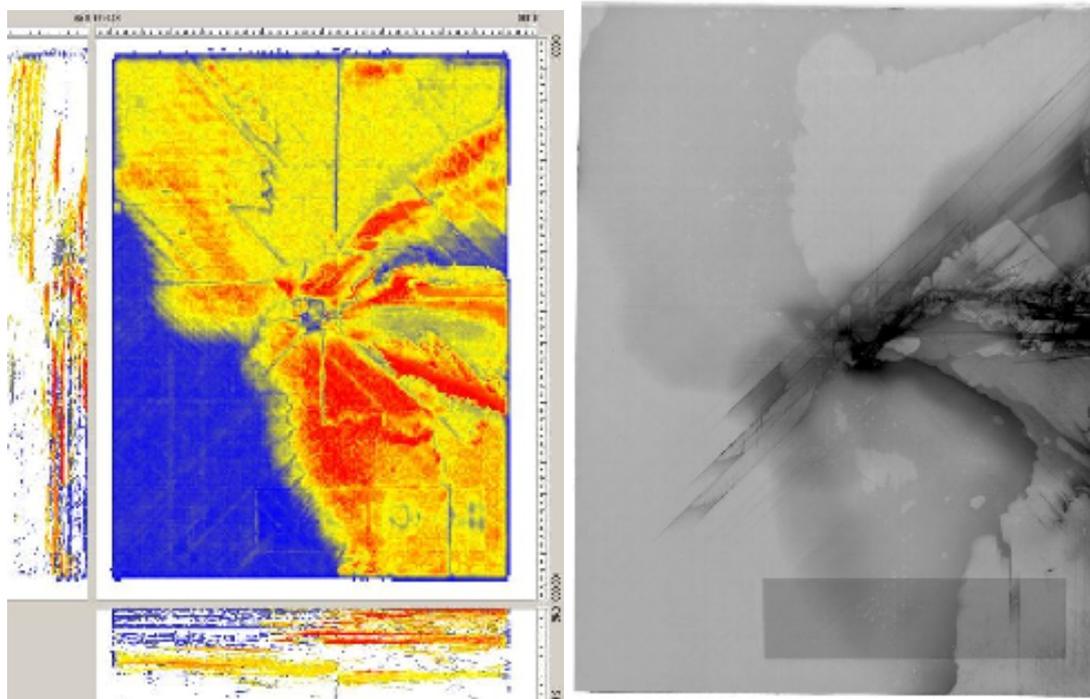


Fig.2.36 B-QI 押込み後

・ C-QI

[P]~[Q]: 2.5~3.0 [mm]で層内亀裂が生じているが、その際に荷重の低下は見られなかった。層間剥離も見られなかった。

[Q]~[R]: 最大荷重まで層内亀裂が単調に増加していた。4.5~5.0 [mm]で最大荷重となり、微量な荷重低下が起きていたが、その際に損傷に大きな変化は見られなかった。

[R]~[S]: 観察からは損傷状態に変化が見られなかった。層内亀裂が中心部のみに発生しており、より密な状態へと変化していると考えられる。

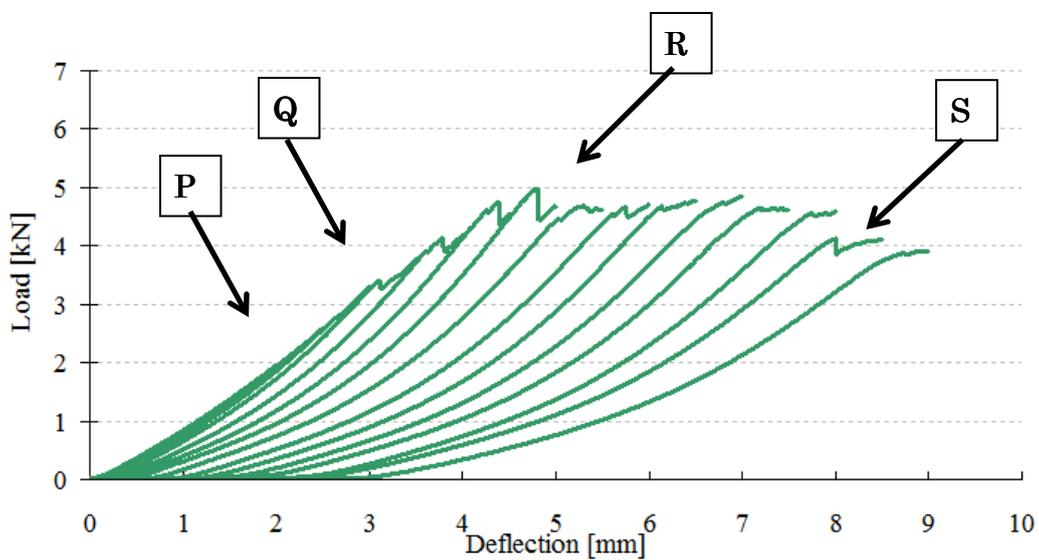
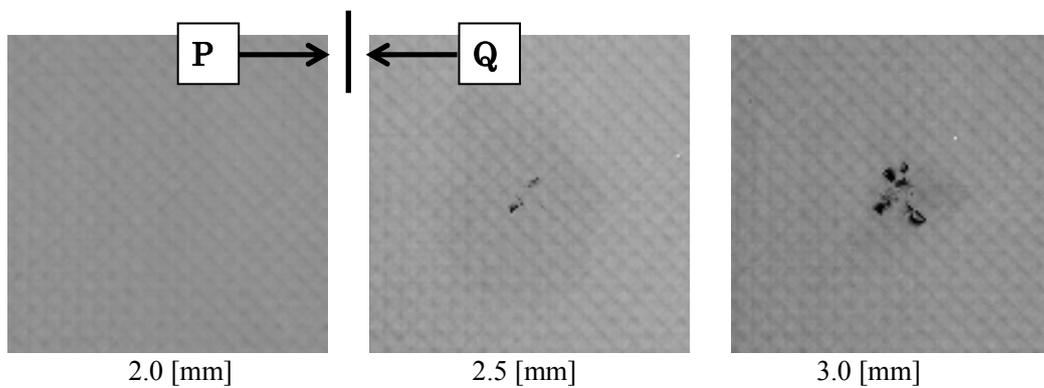


Fig.2.37 負荷除荷試験, C-QI 荷重-変位線図



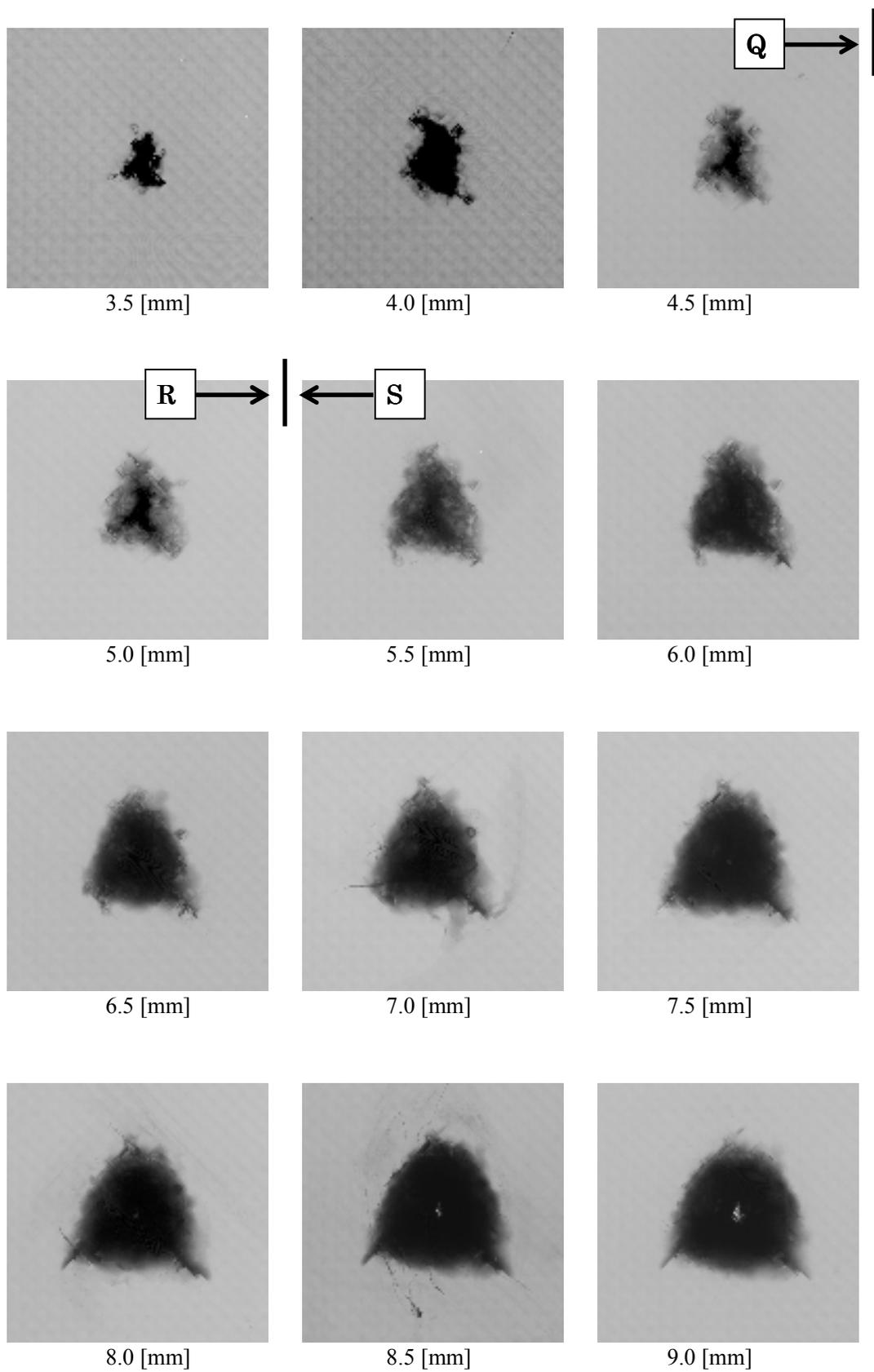
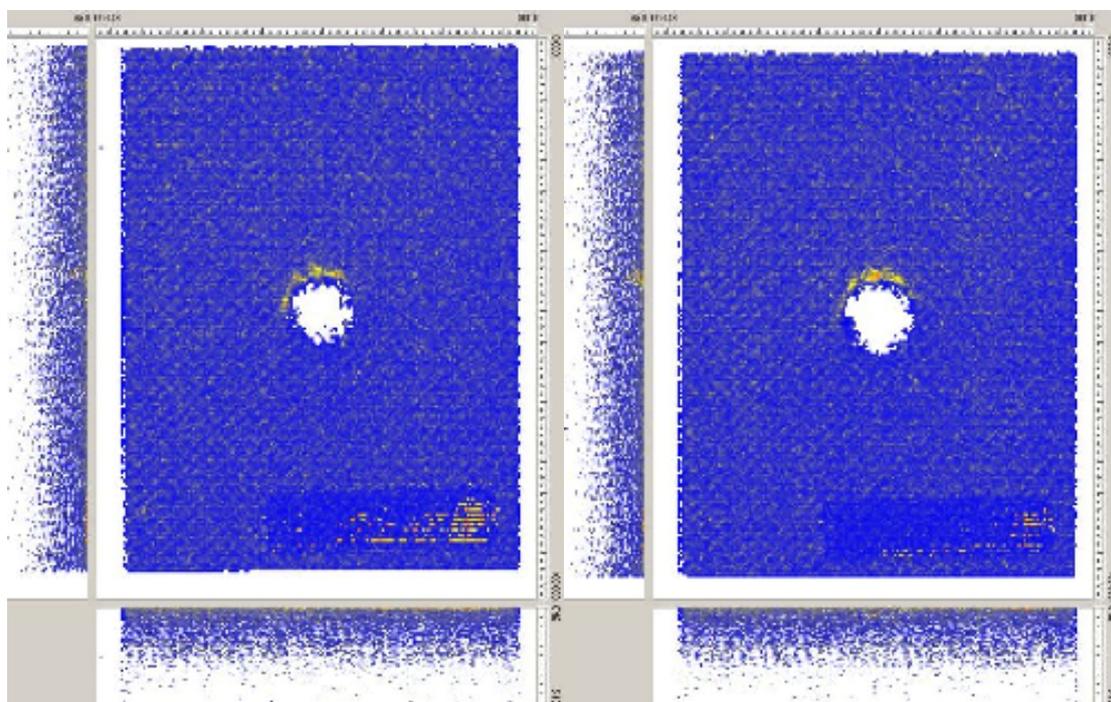


Fig.2.38 C-QI 軟 X 線写真

荷重低下の際の超音波探傷写真を以下に示す. 平織り材では超音波探傷による測定が困難な様であり, 明確な剥離が見られなかった



6.5 [mm]

7.0 [mm]

Fig.2.39 C-QI 超音波探傷写真

試験後の探傷結果を以下に示す.

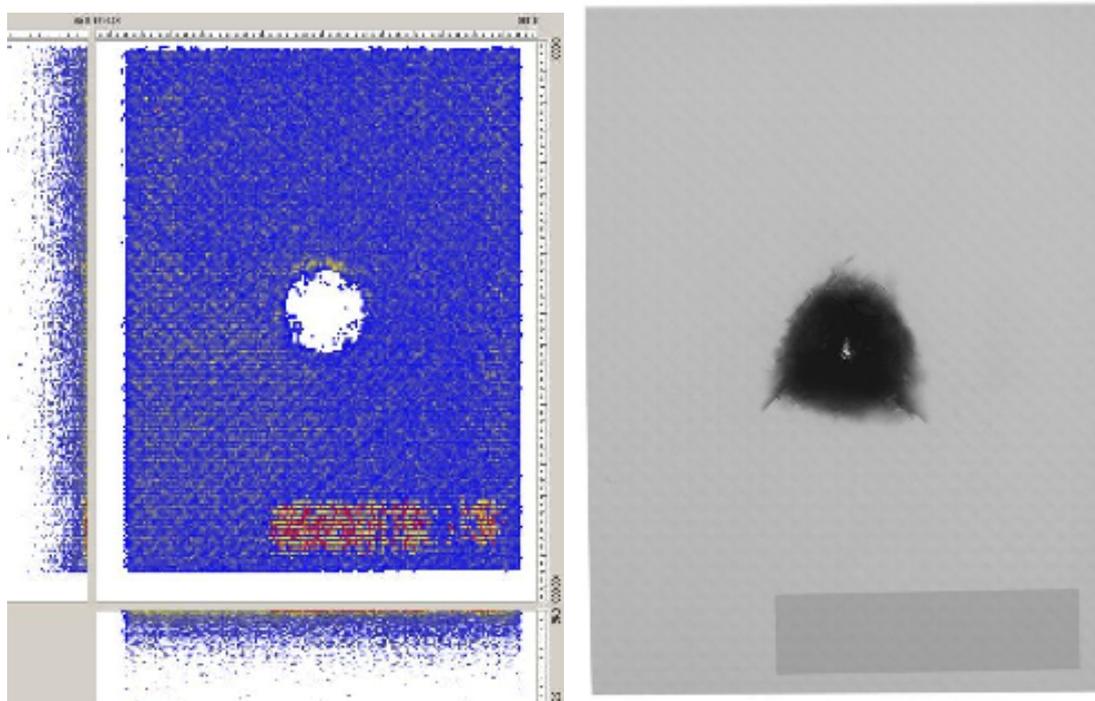


Fig.2.40 C-QI 押込み後

2.3.7 静的押込み，損傷進展考察

試験結果からそれぞれの初期損傷を見ると A, C では層内き裂のみであったのに対して，B は層内き裂と共に層間剥離が発生していた．層間破壊靱性値の違いによって損傷挙動が異なり，それが初期損傷にも現れている可能性が示唆される．

断面観察結果から，変位量 6.5 [mm]における A, B, C の損傷挙動を比較すると，A, C に比べて B の繊維破断が少ないことが確認された．また B-CP は A-CP に比べ，多くの層に層間剥離が生じていた．C-CP では剥離は見られなかった．QI の断面写真においても同様の傾向が見られ，B-QI の層間剥離領域が最も広い結果となっていた．また，変位量 9.0 [mm]の断面観察の結果，A, C の 90°繊維はほぼ全て破断していたが，B の 90°繊維には破断していない繊維が多く見られた．以上のことから A, C に比べ B は繊維破断が起きにくく，それは B の層間破壊靱性値の低さに関係していると思われる．剥離の進展によつ積層板の剛性低下によって応力が緩和され，繊維破断が抑制された可能性が示唆される．また，CP, QI 共に最大荷重において B が最も高い値となっていたが，これも繊維破断が抑制された結果，最大荷重が高くなったものと考えられる．

また A, C を比較すると，CP では A の最大荷重の方が高いのに対し，QI では A と C で最大荷重に違いが見られなかった．A-QI は A-CP に比べ損傷が局所的であり，剥離領域が少なかったことから，剥離のほとんど発生しない C と同程度の最大荷重になっており，剥離の進展の広い A-CP では剥離によって繊維破断が抑制された結果，最大荷重が高くなったと考えられる．

2.3.8 静的押込み試験まとめ

以下に静的押込み試験から得られた知見を簡潔まとめる．

- ・ 層間破壊靱性値の違いによって異なる損傷挙動を示した．
- ・ 層間剥離が生じることで繊維破断が起き難くなり，荷重が高くなることが示唆された．
- ・ 積層構成が層間剥離の進展に影響することが示唆された．

2.4 低速衝撃試験

2.4.1 試験目的

負荷速度による影響を調査するために、低速度域(3~4 [m/s])におけるインデンターの面外負荷試験を行う。低速衝撃試験結果と静的押し込み試験結果を比較することで、損傷挙動の解明を図る。また、樹脂や繊維、積層構成の違いが低速度での貫通限界に与える影響についても調査する。

2.4.2 試験方法

落錘衝撃試験機(Instron Dynatup 9250HV 型) (Fig.2.41) を用いて試験片に面外衝撃を与えた。試験片、試験治具インパクターは静的押し込み試験と同様の物を用いた。落錘の高さをパラメータとして衝撃エネルギー変化させ、10.1~16.8[J/mm] (3.02~3.90[m/s]) の範囲で試験を行った。インパクターの重さは 5.065 [kg]である。ロードセルから荷重-変位線図を得て、試験後に静的試験と同様の方法(軟X線探傷, 超音波探傷, 光学顕微鏡断面観察)で損傷観察を行った。



Fig.2.41 落錘衝撃試験機 Instron Dynatup 9250HV 型

2.4.3 低速衝撃試験結果

試験によって得られた荷重-変位線図を Fig.2.42, Fig.2.43 に示す。

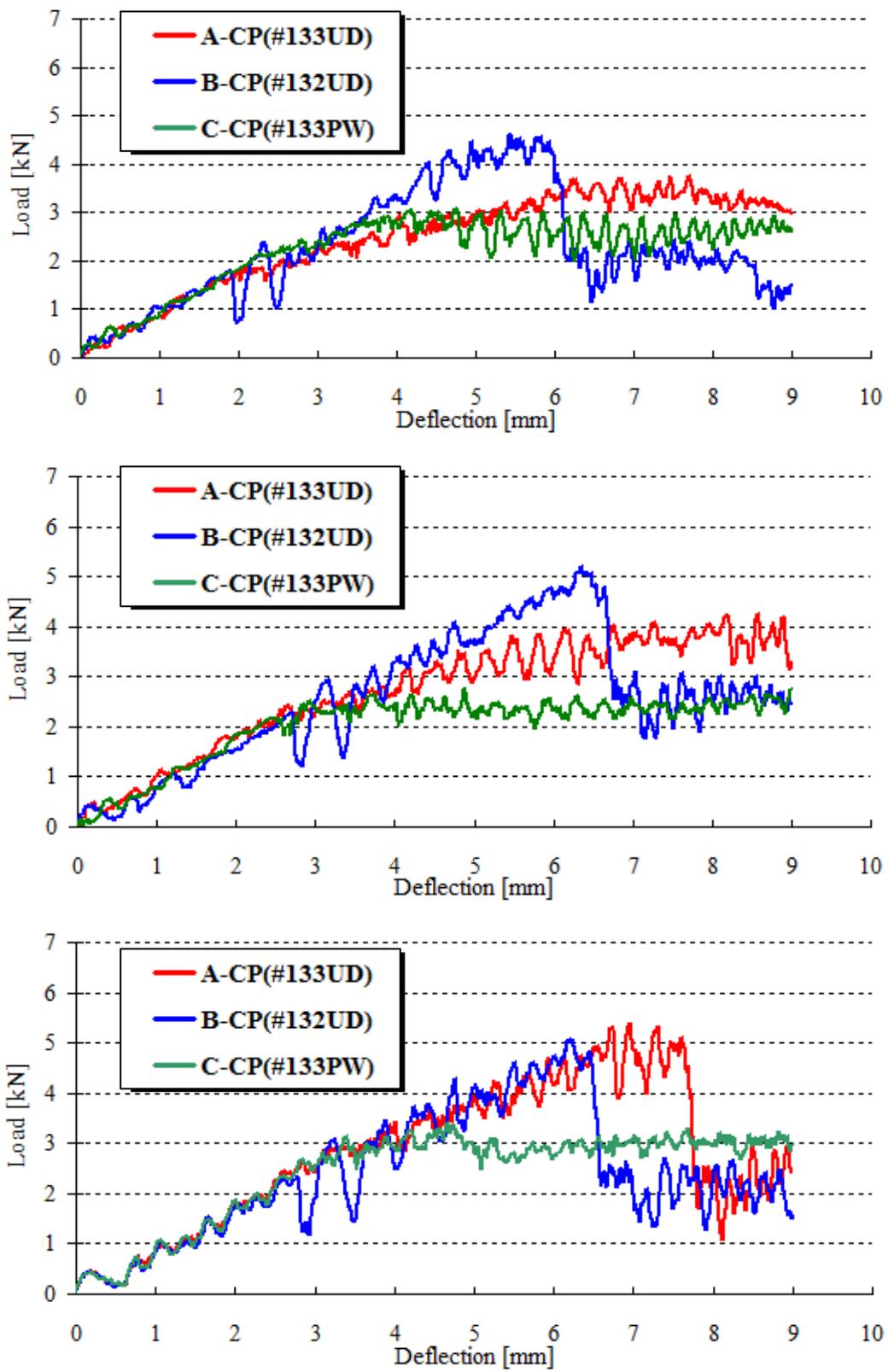


Fig.2.42 低速衝撃試験，荷重－変位関係，CP
上から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s]

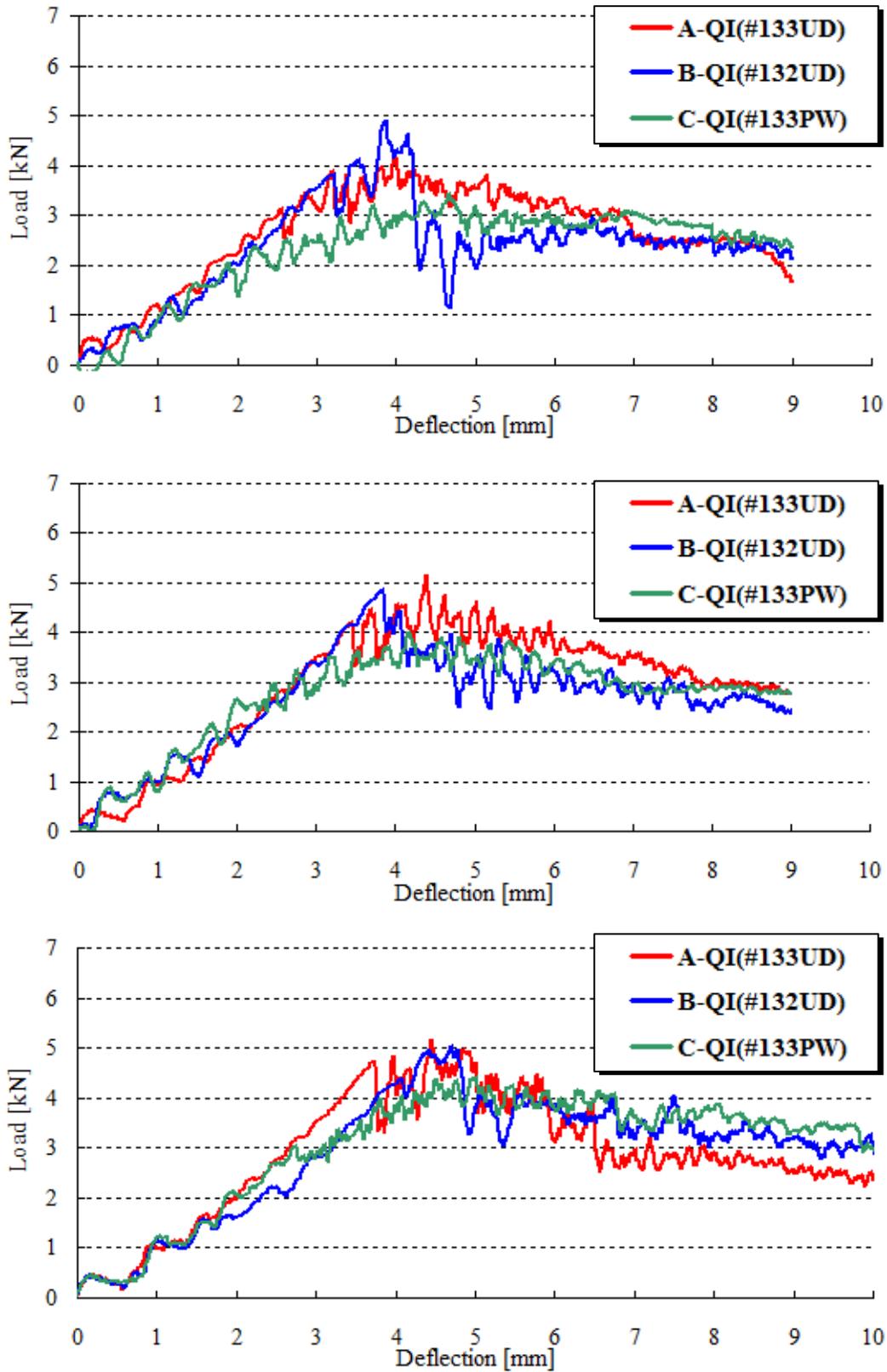


Fig.2.43 低速衝撃試験，荷重－変位関係，QI
上から順に上から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s]

3.02 [m/s]ではCP, QI 共に B の最大荷重が最も高い, B に急激な荷重低下が見られる, B-CP の変位量 2 [mm]で荷重低下が起きているなど静的押込み試験と同様の特徴が見られた. しかし, 3.49 [J/mm]においてはそれらの特徴は見られず, 負荷速度によって異なる挙動を示していた. 特に A-CP は負荷速度が高いほど高い最大荷重を示し, 急激な荷重の低下を起こしていた. A-QI では同様の挙動は見られなかった.

3.02~3.49 [m/s]における A-CP の観察結果を Fig.2.44, Fig.2.45 に示す.

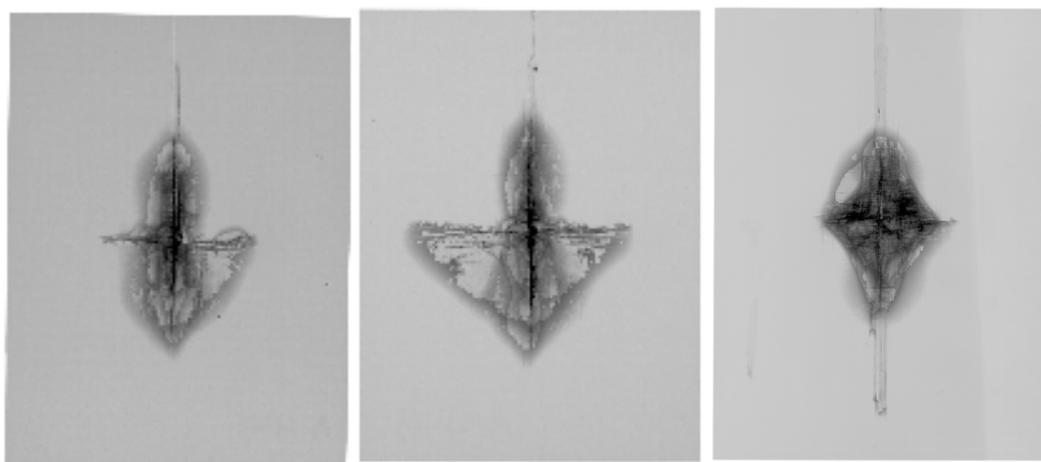
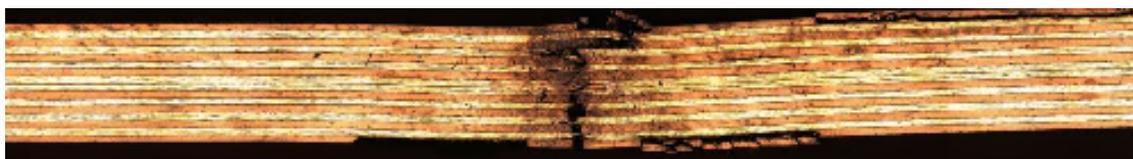


Fig.2.44 A-CP 軟 X 線写真 (左から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s])



A-CP-3.02 [m/s]



A-CP-3.26 [m/s]



A-CP-3.49 [m/s]

Fig.2.45 A-CP 断面

3.02~3.49 [m/s]における B-CP の観察結果を Fig.2.46, Fig.2.47 に示す.

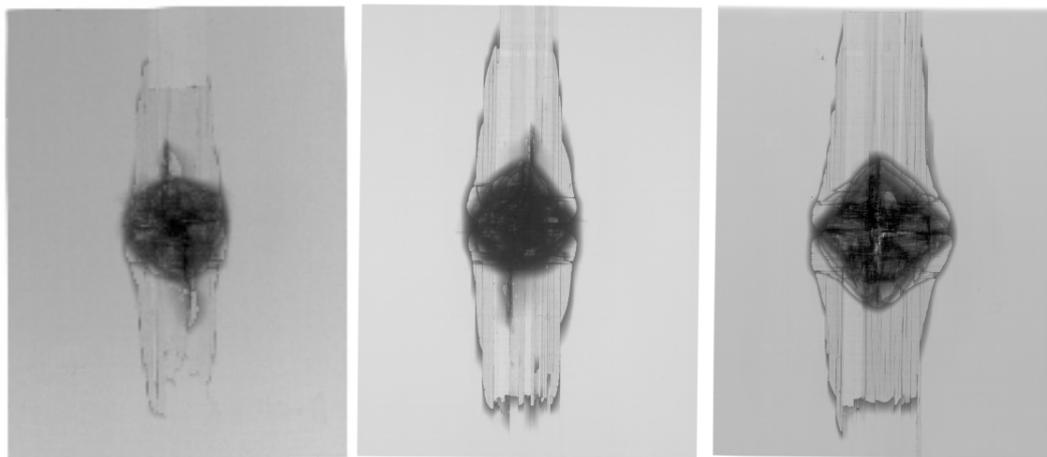


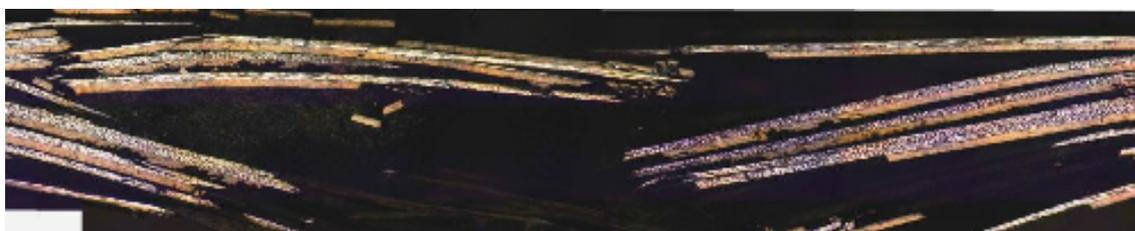
Fig.2.46 B-CP 軟 X 線写真 (左から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s])



B-CP-3.02 [m/s]



B-CP-3.26 [m/s]



B-CP-3.49 [m/s]

Fig.2.47 B-CP 断面

3.02~3.49 [m/s]における C-CP の観察結果を Fig.2.48, Fig.2.49 に示す.

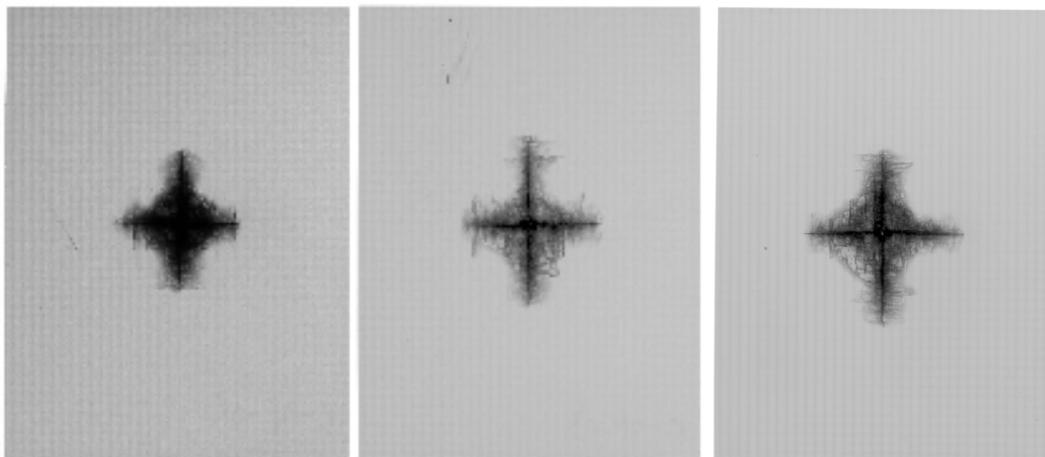
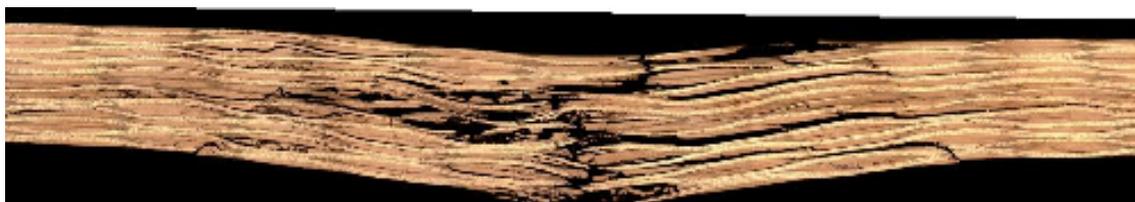


Fig.2.52 C-CP 軟 X 線写真 (左から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s])



C- CP-3.02 [m/s]



C- CP-3.26 [m/s]



C- CP-3.49 [m/s]

Fig.2.53 C-CP 断面

3.02~3.49 [m/s]における A-QI の観察結果を Fig.2.54, Fig.2.55 に示す.

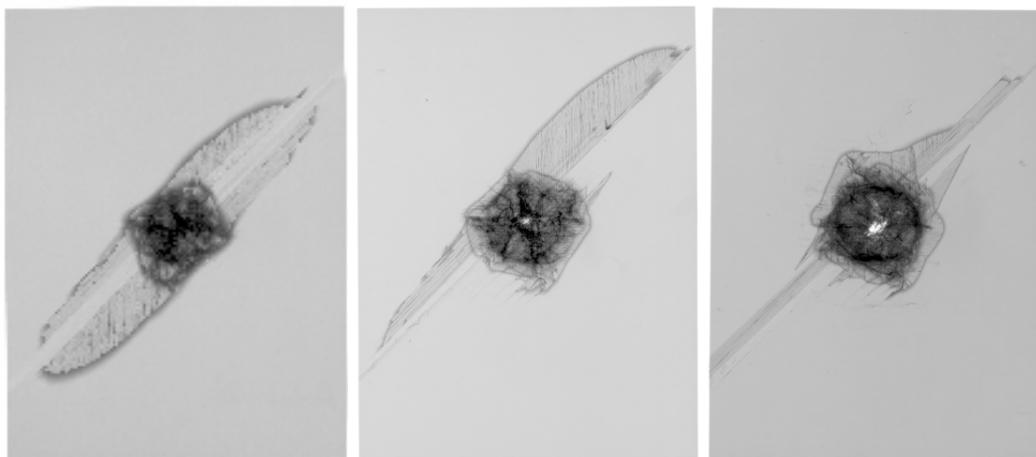


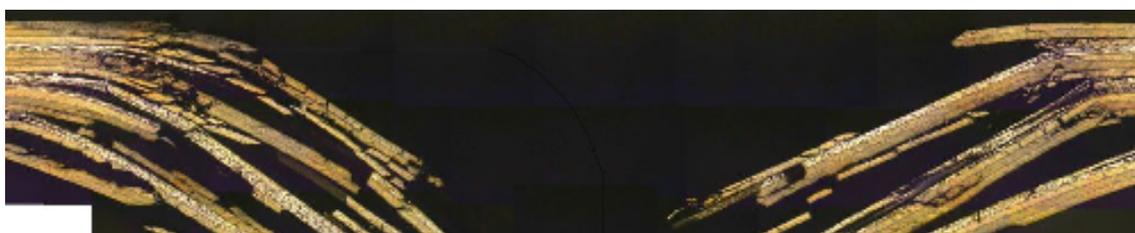
Fig.2.54 A-QI 軟 X 線写真 (左から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s])



A-QI -3.02 [m/s]



A-QI -3.26 [m/s]



A-QI -3.49 [m/s]

Fig.2.55 A-QI 断面

3.02~3.49 [m/s]における B-QI の観察結果を Fig.2.56, Fig.2.57 に示す.

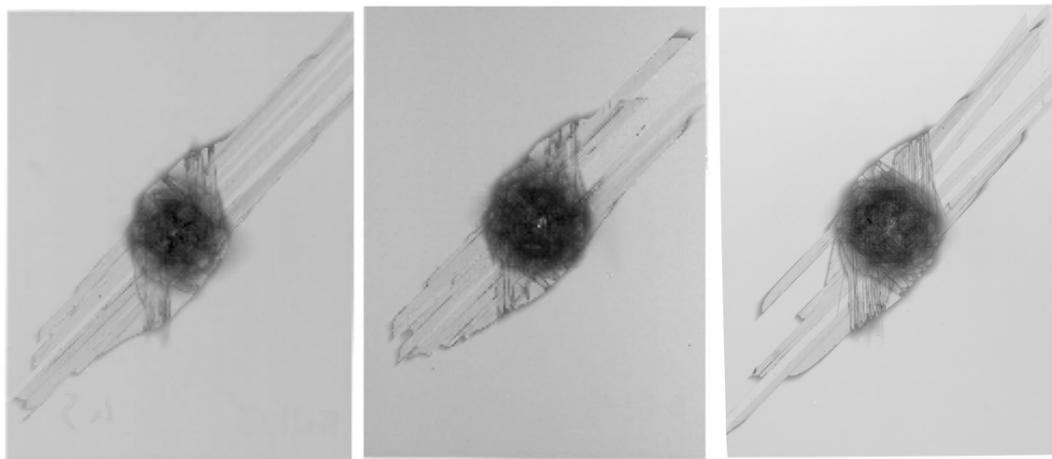
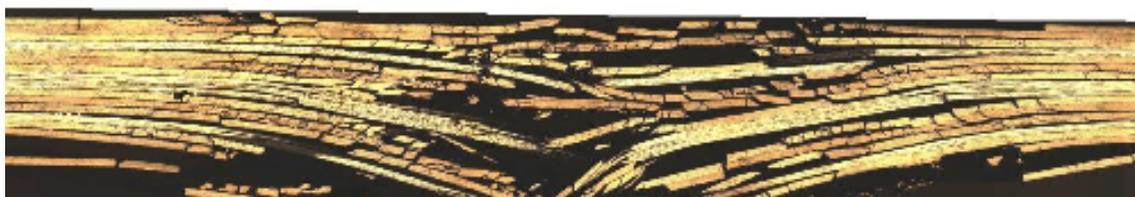


Fig.2.56 B-QI 軟 X 線写真 (左から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s])



B-QI -3.02 [m/s]



B-QI-3.26 [m/s]



B-QI-3.49 [m/s]

Fig.2.57 B-QI 断面

3.02~3.49 [m/s]における C-QI の観察結果を Fig.2.58, Fig.2.59 に示す.

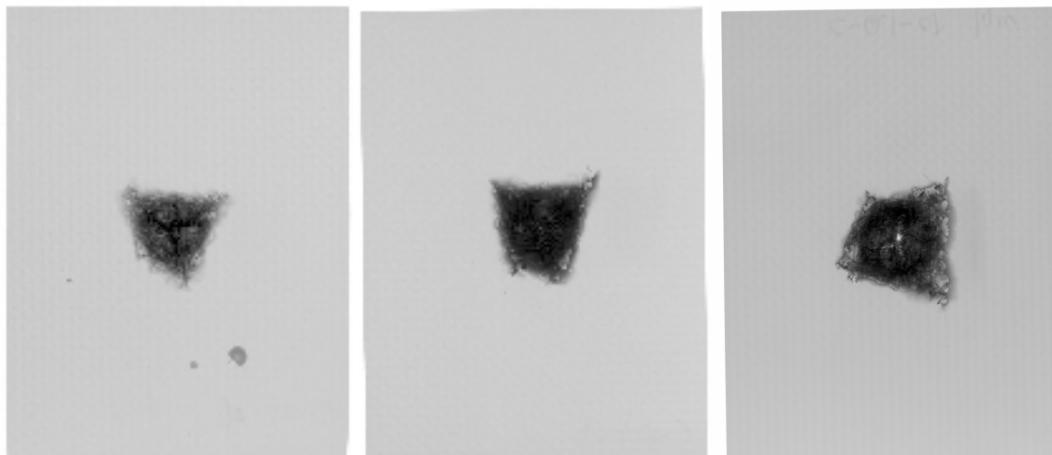
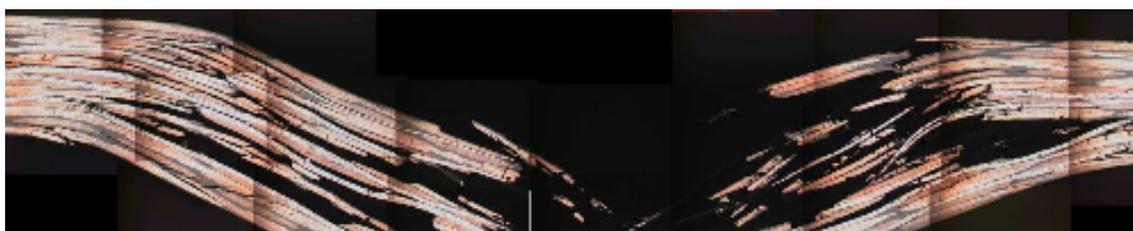


Fig.2.58 C-QI 軟 X 線写真 (左から順に 3.02, 3.26, 3.49 [m/s])



C-QI-3.49 [m/s]

Fig.2.59 C-QI 断面

2.4.4 低速衝撃損傷試験，貫通限界調査結果

一定の速度を越えると落下させた試験治具の跳ね返りが起こらなくなり，試験片を貫通したままの状態になる．そこで貫通，非貫通をインパクターの跳ね返りによって判断し，試験片と貫き，接触したままの状態であれば貫通，貫くことなくインパクターが上へ跳ね上がれば非貫通とする．その際の速度とその直前の試験速度との間を貫通限界[m/s]とし，Fig.2.60 に示した．また，試験速度と最大荷重の関係を Fig.2.61 に示した．

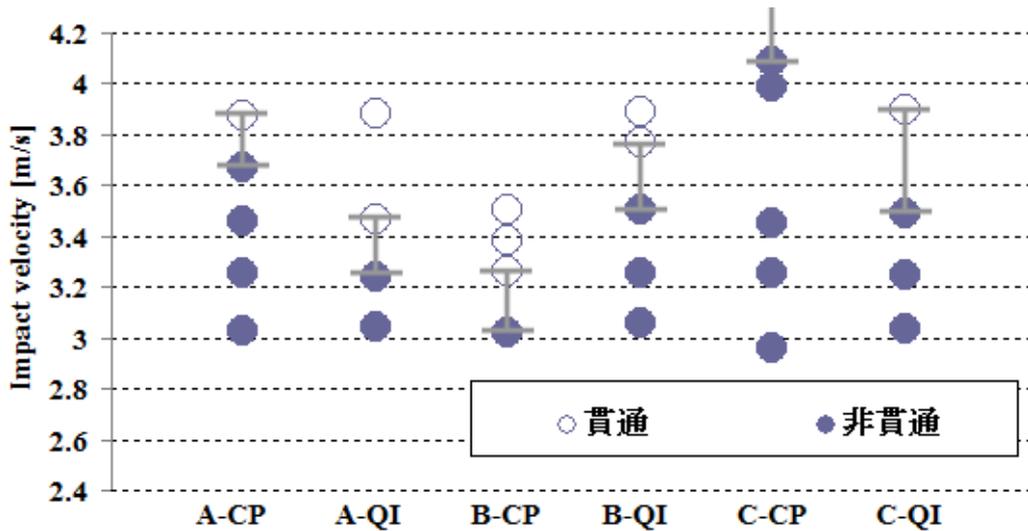


Fig.2.60 貫通限界

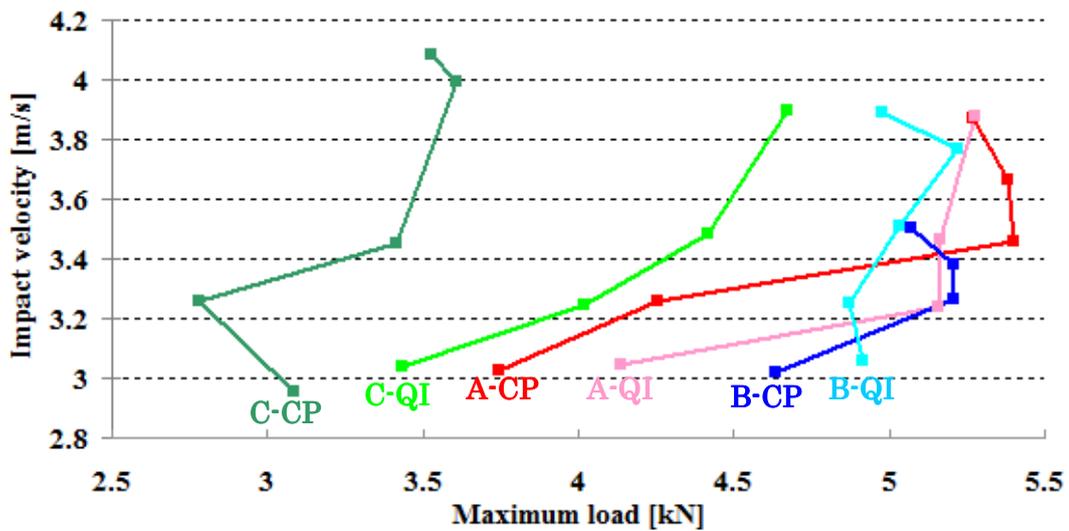


Fig.2.61 試験速度－最大荷重

2.4.5 低速衝撃損傷試験，考察

3.02 [m/s]では CP，QI 共に B の最大荷重が最も高い点や，B に急激な荷重低下が見られる点，B-CP が変位量 2.0 [mm]で荷重低下が起きている点などで静的押込み試験と同様の特徴が見られた。しかし 3.49 [m/s]においてはそれらの特徴は見られず，負荷速度によって異なる挙動を示していた。特に A-CP は負荷速度が高いほど最大荷重が高くなっており，最大荷重となる変位量においても違いが見られた。一方で A-QI では同様の挙動は見られなかった。

断面観察の結果でも 3.02 [m/s]では B-QI 以外では静的押込み試験とよく似た損傷状態が見られた。B-QI は静的押込みではあまり繊維の破断が見られなかったのに対して，低速衝撃試験では荷重点直下の繊維がすべて破断しており，静的試験で見られた大規模な層間剥離が観察されなかった。

いずれの試験片についても積層構成の違いによって貫通限界，最大荷重に違いが生じた。貫通限界調査の結果から A，C では共に CP の貫通限界の方が高い結果であった。同一の繊維，樹脂の場合，平織り材の方が貫通限界が高くなった。一方で B は QI の貫通限界の方が高く，積層構成によって A，C と B では逆の傾向を示した。それらの断面を見ると貫通限界の高い構成ほど繊維破断の少ない傾向が見られ，それは静的押込み試験後の断面でより顕著に見られた。最終的に繊維破断が起こるかどうか貫通・非貫通の要因であることが示唆され，静的押込み試験にて繊維破断の少ない積層構成ほど貫通限界が高いと考えられる。

最大荷重を見ると，最大荷重の最も低い C-CP が貫通限界が最も高い結果となっていたように，最大荷重が低いほど貫通限界が高くなる傾向が見られた。

2.4.6 低速衝撃損傷試験まとめ

低速衝撃試験から得られた知見を簡潔にまとめる

- ・ 低速度域で最大荷重が低い積層構成ほど貫通限界が高いことが示唆された。
- ・ 同一の繊維，樹脂，積層構成の場合，平織り材の方が貫通限界が高い結果であった。
- ・ 同一の繊維，樹脂の場合，繊維破断の少ない積層構成ほど貫通限界が高いことが示唆された。

2.5 高速衝撃試験

2.5.1 試験目的

本研究の適用目的としている CFRP ファンエンジンシステムに於いては最大 400 [m/s] でファンブレードがファンケースに衝突すると考えられており，より高い速度域での負荷速度による影響を考慮することが必要である．そこで負荷速度 100 [m/s] 以上の高速衝撃損傷試験を行い損傷挙動の調査を行う．静的押込み試験，低速衝撃試験の結果と比較することで，面外負荷に対する負荷速度の影響を調査する．

2.6.2 試験方法

試験機の概要図を Fig.2.62 に示す．高速衝撃損傷試験は圧縮空気式加速機を用いて行う．空気タンクに圧縮した空気(最大 0.5 [MPa])を貯め，排気弁を開放することで加速管に空気を送り込み，飛翔体を入れたサボを加速させる．飛翔体はサボに設置されていることで圧縮空気を効率よく受けて速度を得ることができ，また安定した射出方向を得ることができる．サボはストッパーで停止することにより飛翔体のみが試験片に衝突する．試験治具にはこれまでの試験と同様の治具を使用し，単純支持で試験片を設置した．

飛翔体には 0.9 [g]，直径 6.0 [mm] の鉄製のベアリング球(Fig.2.63)を用いる．サボには発泡ポリスチレン EK-II を用いる．速度は二つの赤外線センサを通過する際の時間差とセンサ間の距離によって測定される．試験は 130 [m/s] と 160 [m/s] の速度域を狙って行った．

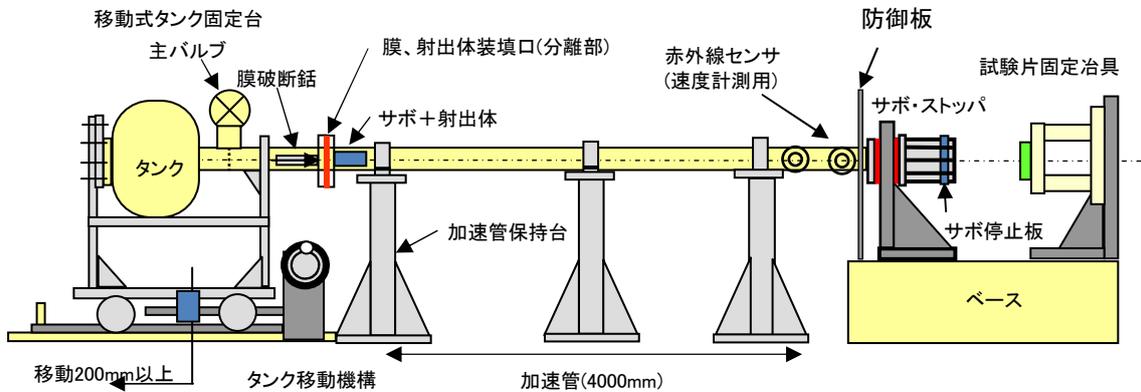


Fig.2.62 高速衝撃試験機

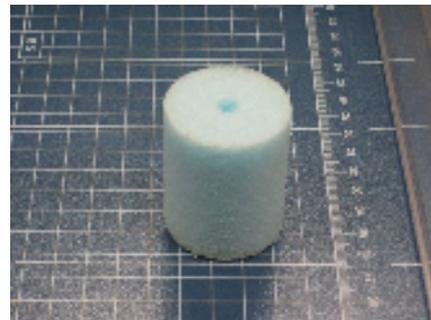


Fig.2.63 飛翔体及びサボ



圧縮空気タンク



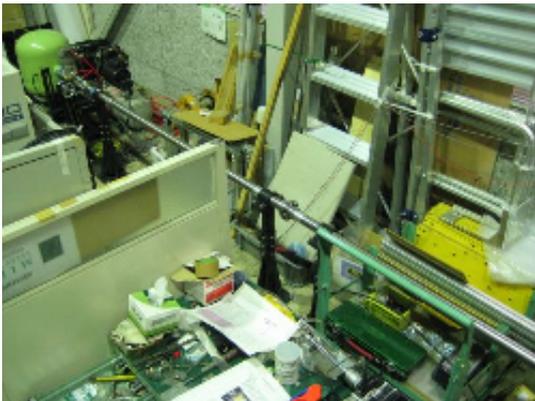
バルブ操作台



赤外線センサ(速度計)



試験片固定治具



高速衝撃試験機 鳥瞰図

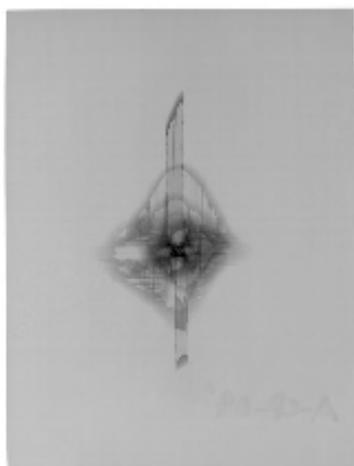


サボストッパー

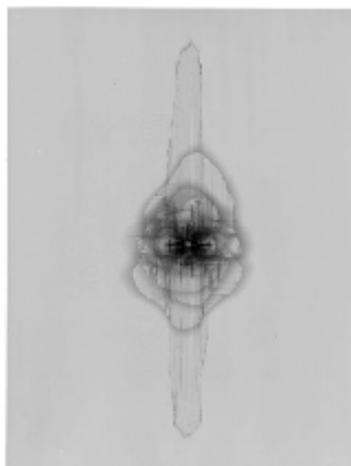
Fig.2.64 高速衝撃試験機

2.5.3 高速衝撃試験, 結果

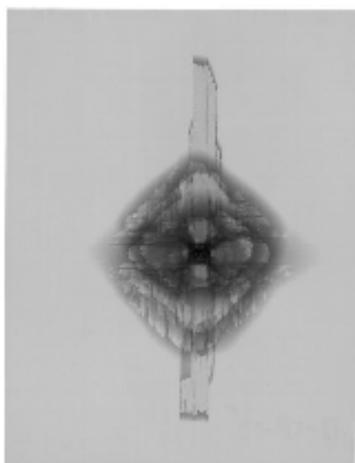
試験結果の軟 X 線写真を Fig.2.65, Fig.2.66 に示す.



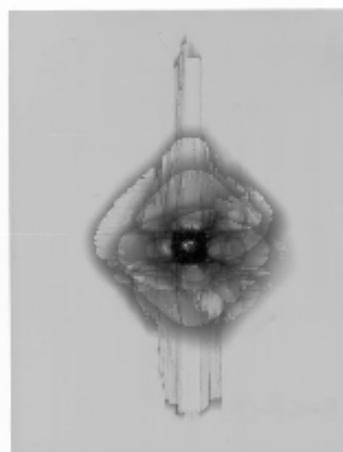
A-CP (127 [m/s])



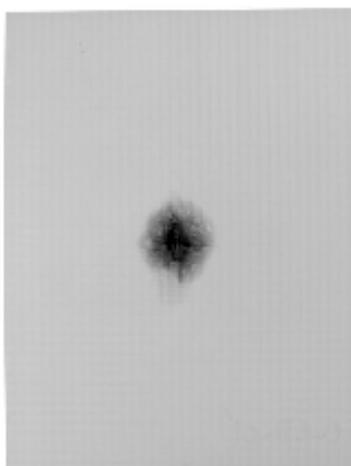
A-CP (163 [m/s])



B-CP (131 [m/s])

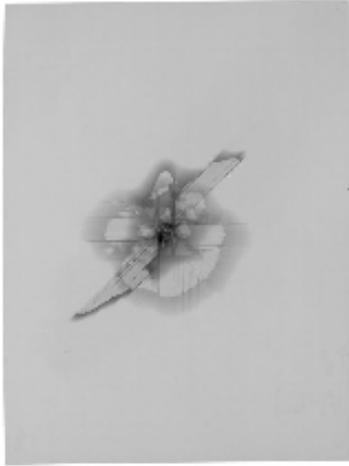


B-CP (170 [m/s])

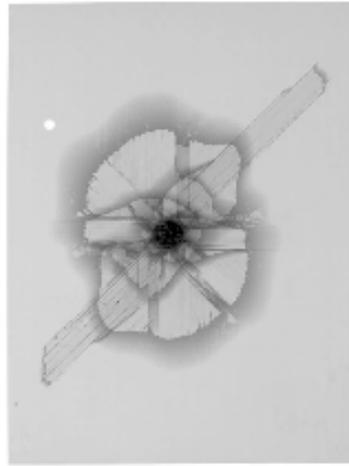


C-CP (130 [m/s])

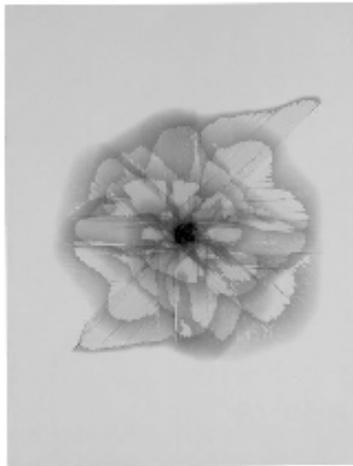
Fig.2.65 高速衝撃試験, CP 軟 X 線写真



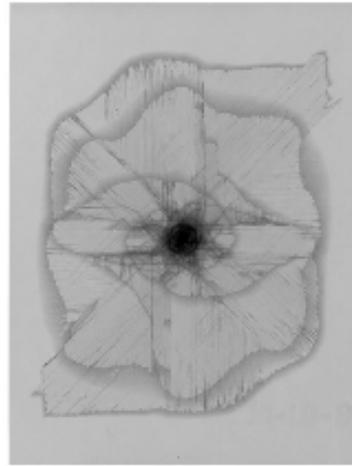
A-QI (129 [m/s])



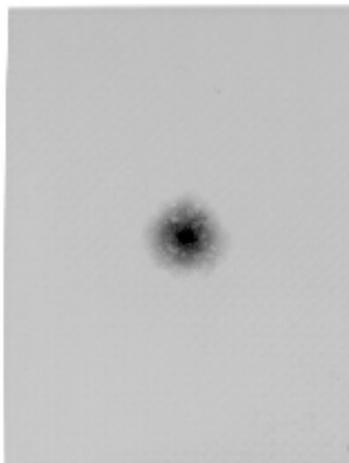
A-QI (161 [m/s])



B-QI (124 [m/s])



B-QI (162 [m/s])



C-QI (130 [m/s])

Fig.2.66 高速衝撃試験，QI軟X線写真

A, B 共に CP に比べて QI の剥離が広範囲に進展しており, CP は速度による差が小さいが QI では速度が速いほど剥離領域が顕著に広がっていた. 衝撃負荷点に層内き裂が密に発生した領域が確認できたが, 進展はほとんど見られなかった. CP, QI 共に A よりも B の剥離領域が広い結果であった. C には剥離がまったく確認できず, C-CP, C-QI 共に衝撃負荷点に層内き裂が密に発生しているのみであった.

2.6 各試験結果の比較

名古屋大学田邊研究室にて実施された高速衝撃試験の貫通限界調査結果を Fig.2.67 に示す. 試験片形状は $70 \times 70 [\text{mm}^2]$ の正方形であり, 端部を完全固定した状態で設置し, 本研究と同様の飛翔体を衝突させている. 貫通・非貫通の判断は飛翔体が完全に試験片を通過した場合を貫通, 試験片内に留まった場合は非貫通としている. 比較のために低速衝撃損傷試験の貫通限界調査結果を Fig.2.68 に示す.

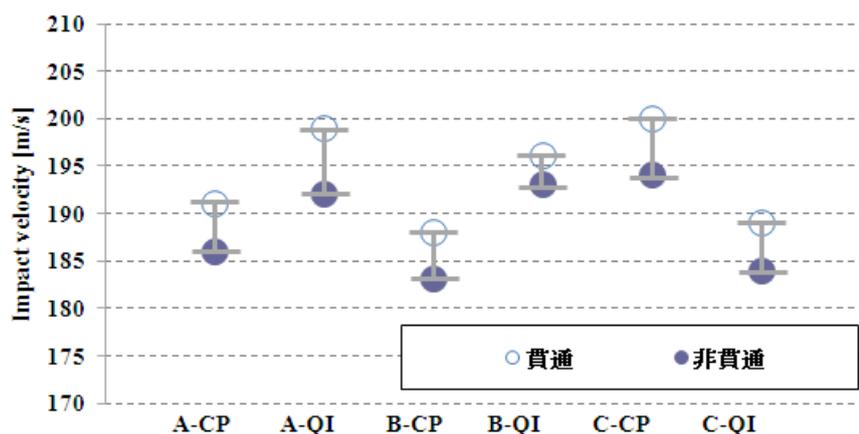


Fig.2.67 高速度域貫通限界

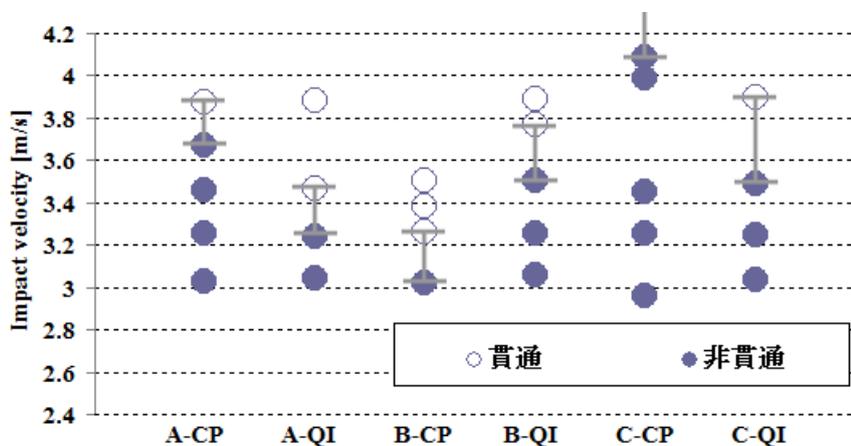
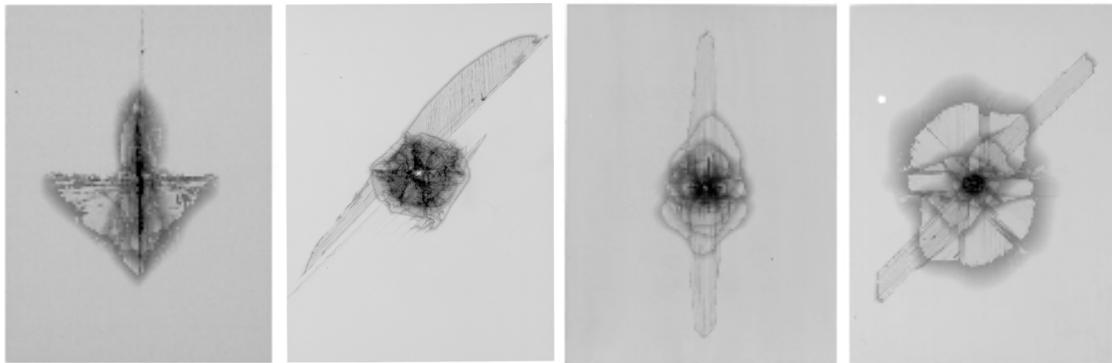


Fig.2.68 低速度域貫通限界



A-CP 3.52 [m/s]

A-QI 3.52 [m/s]

A-CP 163 [m/s]

A-QI 161 [m/s]

Fig.2.69 損傷領域の比較(軟 X 線写真)

Fig.2.69 に A-CP, A-QI の軟 X 線写真を示す. 低速では QI の損傷は局所的であるのに対して, 高速では CP よりも広い範囲に剥離が進展していることが確認できる. 低速と高速で損傷領域の傾向が逆となっている. A-CP の結果を比較すると低速度域では見られた長手方向に長い層内き裂が高速度域の結果では確認できない. また, 低速度域では 90°方向にもき裂が生じており, 0°, 90°に伸びるき裂に牽引される形で剥離が進展していることがわかる. A-QI にはこの長いき裂損傷は見られない. A-CP においても高速度域ではこの長いき裂が発生しないために, 剥離進展が負荷点周辺のみにも留まっている可能性が示唆される. B では QI の方が損傷領域が広がっており, 低速衝撃損傷試験と同様の傾向を示した.

貫通限界結果を比較すると, 貫通限界においても A-CP, A-QI が低速衝撃試験と異なる傾向を示した. 損傷領域が広いほど貫通限界が高い結果となっており, その点は低速における貫通限界結果と一致した.

2.7 結言

損傷試験結果から以下の知見を得た.

- ・ 層間破壊靱性値の違いによって異なる損傷挙動を示した.
- ・ 積層構成の違いによって層間剥離が異なる進展を示した.
- ・ 静的押込み損傷試験では層間剥離が生じることで繊維破断が抑制され, 荷重が高くなることが示唆された.
- ・ 同一の繊維, 樹脂の場合, 低速度域では静的押込み損傷試験において繊維破断が少ない積層構成ほど貫通限界が高いことが示唆された.
- ・ 同一の繊維, 樹脂, 積層構成の場合, 平織り材の方が貫通限界が高いことが示唆された.
- ・ 低速度域では長い層内き裂が全体の損傷に強く影響するが, 高速度域では長い層内き裂が発生しないため, 低速度と高速度で異なる損傷となることが示唆された.

第3章 CFRP 積層板の損傷解析

3.1 緒言

序論にも述べたように、複合材料を用いた航空機ファンエンジンシステムにおいて FOD による損傷はクリティカルな問題であり、実験及び数値解析によって損傷の予測を行う必要がある。しかし、設備やコストの面からみて、高速域での実験を繰り返すことは得策とは言えず、低速域での実験及び数値解析によって再現することが代替案として考えられる。

そこで本章では、まず FEM を用いて面外負荷損傷解析を行うための損傷のモデル化について述べる。次に、提案するモデルを用いて数値解析を行い、前章の試験結果との比較、及び考察を行う。試験結果では CFRP 積層板は物性値、積層構成、負荷速度によって損傷挙動に違いが生じていた。数値解析においても物性値、負荷速度を変化させ、損傷の比較を行い、試験結果と合わせて再現性を確認すると共に負荷速度による損傷挙動の違いを考察する。

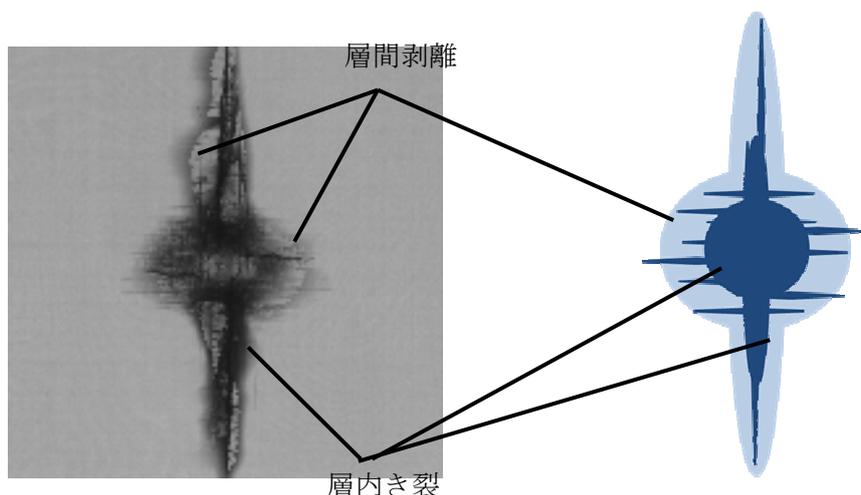


Fig.3.1 CFRP 損傷例

3.2 損傷モード別のモデル化

再現する損傷の一例として静的押込み試験後の CFRP の軟 X 線写真を示す(Fig.3.1)。この絵に見られるように CFRP に発生する損傷は、いくつかの損傷モードに大別することができる。本研究では、層内き裂、層間剥離、繊維破断の三つの損傷モードが複合して損傷が発生しているものとし、それぞれについてモデル化を行う。層内き裂は微小なき裂の発達によるものであり、最終的な破壊の前段階として、剛性等の材料の劣化を伴う。そのため、最終破壊までに至る過程を統一的に記述することのできる連続体損傷力学を用いて、層内き裂のモデル化を行う。層間剥離は層間の相対変位と応力の関係及びエネルギー解放率による理論に基づき、Cohesive 要素によってモデル化を行う。繊維破断は応力基準による要素の削除によって再現する。以下に各損傷のモデル化について述べる。

3.3 連続体損傷力学

3.3.1 連続体損傷力学の概念

メゾ的ならびに巨視的レベルにおける材料の損傷とその力学的効果を連続体力学的観点から取り扱う学問を連続体損傷力学(CDM ; continuum damage mechanics)あるいは損傷力学と言う。損傷力学は、微小空隙あるいは微小き裂の発生・発達から巨視的き裂の発達による最終破壊までの損傷・破壊過程を記述する連続体力学である[9].

3.3.2 損傷のモデル化

材料の損傷状態を適切にモデル化するには、次の三つの問題を解決しなければならない。

- (1) 分布空隙のどのようなメゾ力学的効果に着目して、損傷状態を定義するか。
- (2) それを、どのような数学的特性を持った損傷変数として表現するか。
- (3) その損傷変数の大きさを、どのようにして定量化するか。

このうち、(3)の損傷変数の定量化は、分布空隙がもつメゾ力学的効果を測定することによって行い得る。したがって(1), (2)で定義する損傷変数は定量化できるものでなければならない。

・ひずみ等価性の仮説

損傷力学では、損傷材料の構成関係を記述するのに、有効応力の概念と、この概念を基礎とする損傷材料と仮想的非損傷材料の間の力学的等価性の仮説を用いることが多い。以下に有効応力の概念について記述する。

有効応力 $\tilde{\sigma}$ は損傷によって実質的に拡大された応力の効果を表す。有効応力を一般的な形で表せば、

$$\tilde{\sigma} = M(D) : \sigma \quad (3.1)$$

となる[10]。ここで $M(D)$ は損傷効果テンソルである。

また、有効応力の概念は Fig.3.2 のように一般化できる。現在損傷状態に作用する応力 σ の力学的効果は、仮想的非損傷状態での要素に作用する有効応力 $\tilde{\sigma}$ の効果と等価であると定義される。したがって応力 σ が作用する場合の変数と等しいことになる。Lemaitre はこの考え方を弾性変形だけでなく、一般の非弾性変形にも拡張し、次のような仮説を提案した[11].

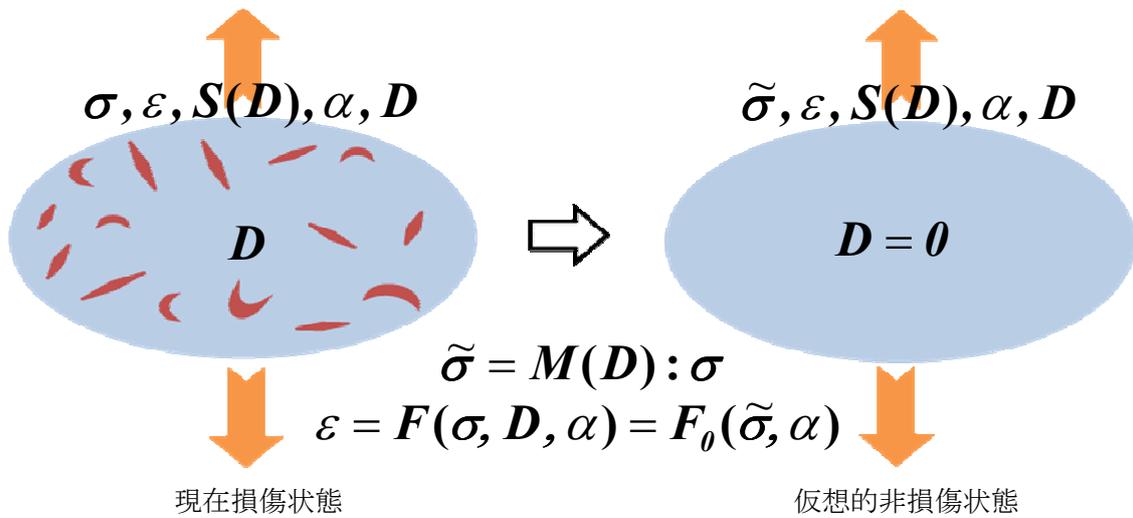


Fig.3.2 有効応力の概念

・ひずみ等価性の仮説

応力 σ を受ける損傷材料の非弾性構成式は、非損傷弾性材料の構成式の中の応力 σ を有効応力 $\tilde{\sigma}$ で置き換えることによって与えられる。たとえば、非損傷材料の構成式が

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{F}_0(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{\alpha}) \quad (3.2)$$

で表される場合を考えると、この仮説によれば、損傷状態が損傷テンソル \boldsymbol{D} で記述される損傷材料の非弾性構成式は、式(3.1)の σ を式(3.2)の有効応力 $\tilde{\sigma}$ で置き換えることにより、

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{F}(\boldsymbol{\sigma}, \boldsymbol{D}, \boldsymbol{\alpha}) = \boldsymbol{F}_0(\tilde{\boldsymbol{\sigma}}, \tilde{\boldsymbol{\alpha}}) \quad (3.3)$$

のように与えられることになる。ここで $\boldsymbol{\alpha}$ は、損傷以外の内部構造変化を表す内部状態変数である。特に弾性変形の場合、非損傷材料と損傷材料の弾性構成式、すなわち Hooke の法則は

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{S}_0 : \boldsymbol{\sigma} \quad (3.4)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{C}(\boldsymbol{D}) : \boldsymbol{\sigma} \quad (3.5)$$

と書ける。したがって、ひずみ等価性の仮説を用いれば、損傷材料の弾性構成式とその弾性コンプライアンステンソル \boldsymbol{S} は \boldsymbol{S}_0 と \boldsymbol{D} によって

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{S}_0 : \tilde{\boldsymbol{\sigma}} = [\boldsymbol{S}_0 : \boldsymbol{M}(\boldsymbol{D})] : \tilde{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{S}(\boldsymbol{D}) : \boldsymbol{\sigma} \quad (3.6)$$

$$\boldsymbol{S}(\boldsymbol{D}) = \boldsymbol{S}_0 : \boldsymbol{M}(\boldsymbol{D}) \quad (3.7)$$

と表される。

このほかには、補足エネルギー等価性の仮説[12]、ひずみエネルギー等価性の仮説[12]、全エネルギー等価性の仮説[13]などがある。

3.3.3 応力等価性の仮説

非損傷単層板に有効ひずみと等しいひずみが負荷されたときに発生する応力が、 σ_{ave} に等しくなるように有効ひずみを定義することで、ひずみ等価性の仮説を用いるよりも、実際に近い現象を再現できると考えられる。そこで本研究では、吉村らの提案した有効ひずみ等価性の仮説に基づいて定式化を行った[14]。

Fig.3.3 のように板厚方向にき裂が貫通した積層板内の一層を考える。このとき、層内の引張り応力はき裂面で0となっており、き裂から十分離れた部分では隣接層からのせん断によって、非損傷の場合と等しい応力になっている。このとき、層内の見かけの応力は、これらの応力を平均化した値 σ_{ave} となる。ここで、ひずみに着目すると、層にかかる見かけのひずみ ε は、き裂が開くことにより、応力状態や弾性エネルギーに寄与しているひずみよりも拡大されている。応力状態や弾性エネルギーに実質的に寄与するひずみを有効ひずみ $\tilde{\varepsilon}$ とする。

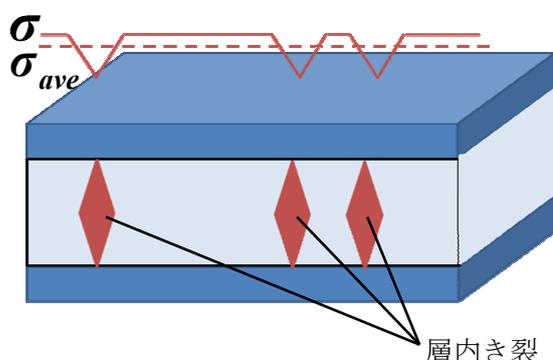


Fig.3.3 層内き裂と応力の関係

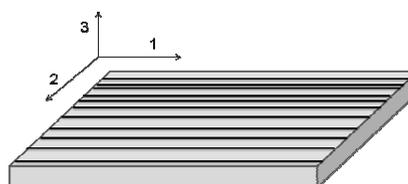


Fig.3.4 単層板

Fig.3.4 のように直交異方性の層の主軸方向を1方向、2方向と考える。損傷として、2方向に垂直なき裂のみが発生する場合を考える。ここで有効ひずみテンソル $\tilde{\varepsilon}$ が見かけのひずみ ε と、損傷テンソル \mathbf{D} を用いて、以下の式で表せると仮定する。

$$\tilde{\varepsilon} = \frac{1}{2}[(\mathbf{I} - \mathbf{D})\varepsilon + \varepsilon(\mathbf{I} - \mathbf{D})] \quad (3.8)$$

\mathbf{I} は2階の単位方向テンソルであり、 \mathbf{D} は、

$$\mathbf{D} = d_2 \mathbf{n}_2 \otimes \mathbf{n}_2 \quad (3.9)$$

で定義されるとする。 \mathbf{n}_2 は単位ベクトル d_2 は 2 方向に垂直な亀裂に関する損傷パラメータであり、無損傷は 0 を、過重負荷能力を失った際は 1 を取る。このとき、有効ひずみと見かけのひずみの間の関係を縮約して行列表記すると

$$\begin{Bmatrix} \tilde{\varepsilon}_1 \\ \tilde{\varepsilon}_2 \\ \tilde{\varepsilon}_3 \\ \tilde{\gamma}_{12} \\ \tilde{\gamma}_{23} \\ \tilde{\gamma}_{31} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1-d_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1-\frac{d_2}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1-\frac{d_2}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{12} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \end{Bmatrix} \quad (3.10)$$

となり、見掛けのひずみと有効ひずみを関係づける損傷テンソルを $\mathbf{M}(\mathbf{D})$ とすると

$$\tilde{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{M}(\mathbf{D})\boldsymbol{\varepsilon} \quad (3.11)$$

と表すことが出来る。応力等価の仮説より、応力 $\boldsymbol{\sigma}$ は、

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{M}(\mathbf{D})\boldsymbol{\varepsilon} = \tilde{\mathbf{C}}\tilde{\boldsymbol{\varepsilon}} \quad (3.12)$$

を得る。 $\tilde{\mathbf{C}}$ は、損傷の影響を含んだ有効弾性テンソルである。

3.3.4 発展則の定式化

ここで計算のために、式(3.12)から $\mathbf{C}(\mathbf{D})$ の対称部分のみを使用し、対称テンソルとすると、単位面積あたりの弾性エネルギー e は

$$\begin{aligned} e = & \frac{1}{2} \left[D_{11}\varepsilon_1^2 + (2-d_2)D_{12}\varepsilon_1\varepsilon_2 + 2D_{13}\varepsilon_1\varepsilon_3 \right. \\ & + (1-d_2)D_{22}\varepsilon_2^2 + (2-d_2)D_{23}\varepsilon_2\varepsilon_3 + D_{33}\varepsilon_3^2 \\ & \left. + \left(1-\frac{d_2}{2}\right)D_{44}\gamma_{12}^2 + \left(1-\frac{d_2}{2}\right)D_{55}\gamma_{23}^2 + \frac{1}{2}D_{66}\gamma_{31}^2 \right] \end{aligned} \quad (3.13)$$

となる。ここで D_{ij} は \mathbf{C} の ij 成分である。

また、熱力学構成式理論から、

$$Y_2 = -\frac{\partial e}{\partial d_2} \quad (3.14)$$

が得られ、損傷変数 d_2 の同伴変数 Y_2 は弾性エネルギーから求められることがわかる。したがって式(3.14)を用いると

$$Y_2 = \frac{1}{2} \left[D_{12}\varepsilon_1\varepsilon_2 + D_{22}\varepsilon_2^2 + D_{23}\varepsilon_2\varepsilon_3 + \frac{1}{2}D_{44}\gamma_{12}^2 + \frac{1}{2}D_{55}\gamma_{23}^2 \right] \quad (3.15)$$

が得られる。 Y_2 による d_2 の発展則、 $d_2 = f(Y_2)$ が得られれば、有効ひずみを用いた連

連続体損傷力学の定式化が完了する。本研究では発展則として Toyama らの実験データを用い、[0/90₆/0]積層板に対する引張り試験と剛性変化の関係から発展則の定式化を行った[15]。損傷発展則を Fig.3.5 に示す。

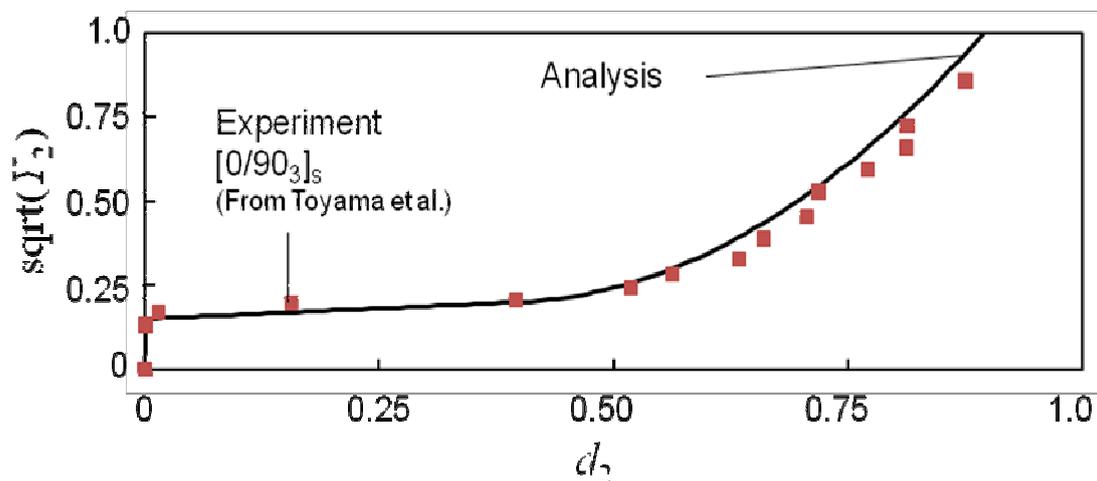


Fig.3.5 Toyama らの実験から得られた発展則

3.4 Cohesive 要素

3.4.1 Cohesive 要素の概念

Cohesive 要素は、厚さを持たない界面の結合と分離、すなわち剥離現象を力学的にモデル化するために用いられる要素の一つである。CFRP における層間剥離は、予め定められた領域内で起こる現象であり、Cohesive 要素によってモデル化することが適切だと考える。剥離は開始と進展に分けられ、剥離開始は通常、圧力に基づいて、進展はエネルギー解放率と破壊力学によるアプローチによって定式化される。本研究においても、剥離開始は応力基準で行い、剥離の進展はエネルギー基準で定式化された発展則を用いて剥離のモデル化を行う。

3.4.2 剥離開始基準

剥離開始は要素の保持可能荷重の低下開始を意味している。開始基準としては主に応力や相対変位が用いられ、本研究では応力を基準に用いる。剥離開始基準はモード混合を考慮して、以下のように定式化される[16], [17], [18]。

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (3.16)$$

ここで t_n , t_s , t_t はそれぞれ界面に対して垂直、第 1 せん断、第 2 せん断方向の応力を示しており、 t_n^0 は界面の引張強度を、 t_s^0 , t_t^0 は層間破壊強度をそれぞれ示す。また $\langle \ \rangle$

は,

$$\langle x \rangle = \begin{cases} x \leq 0 \Rightarrow 0 \\ x > 0 \Rightarrow x \end{cases} \quad (3.17)$$

となる Macaulay のかっこであり, 圧縮では剥離が開始しないために用いられている.

3.4.3 剥離進展

剥離の進展は, 剥離開始後の保持可能荷重の低下, つまり要素の剛性低下を意味している. この剥離の進展を定義するには以下の2つの定式化が必要となる[19].

一つ目は発生時の分離量 δ_m^0 から完全に分離した際の実分離量 δ_m^f までの相対変位と破壊にいたるまでの散逸エネルギー G^C の関係式である. ここで δ_m は有効変位であり, 界面間の各方向相対変位 $\delta_n, \delta_s, \delta_t$ から $\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2}$ と表されるものである. 散逸エネルギーと有効変位の関係を Fig.3.6 に示す.

二つ目は最終破壊までの損傷変数であるスカラー変数 D の発展則である.

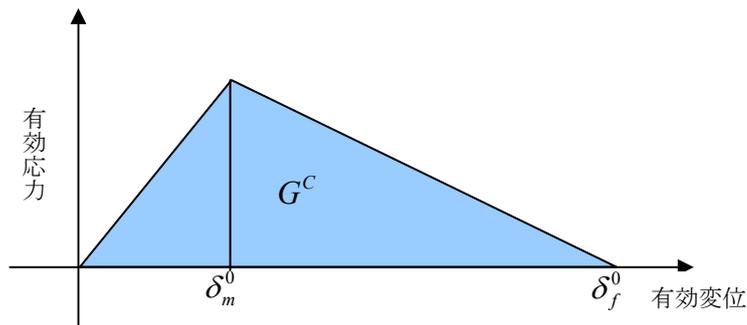


Fig.3.6 散逸エネルギーと有効変位の関係

・散逸エネルギー G^C

剥離の進展は, 進展過程において散逸する破壊エネルギーに基づいて定義することができる. 破壊エネルギーは有効変位-有効応力線図の示す面積部分に等しい. 本研究ではモード I, II の混合を考慮したべき乗形式の破壊基準,

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^C} \right\}^\alpha + \left\{ \frac{G_s}{G_s^C} \right\}^\alpha + \left\{ \frac{G_t}{G_t^C} \right\}^\alpha = 1 \quad (3.18)$$

を用いる. ここで G_n^C, G_s^C, G_t^C はそれぞれ界面に対して垂直方向, 第 1 せん断方向, 第 2 せん断方向の破壊エネルギーであり, G_n, G_s, G_t はそれぞれ界面に対して垂直方向,

第1せん断方向, 第2せん断方向における力と変位の仕事量

$$G_k^C = \int_0^{\delta_k^f} \tau_k d\delta_k \quad (k=n, s, t) \quad (3.19)$$

を表す. また, α はモード依存性を表すパラメータ関数であり, 層間破壊靱性と同様, 試験によって選定する. 本研究では過去の研究から $\alpha = 2.0$ とした. G_n^C , G_s^C , G_t^C には試験から得られた層間破壊靱性値を用いた.

・損傷変数 D

損傷変数 D は初期値 0 を取り, 進展に伴い 1 へ単調に変化する. 剥離発生後の各応力成分は損傷変数 D によって以下のように示される.

$$t_n = \begin{cases} (1-D)\bar{t}_n, & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n, & \bar{t}_n < 0 \end{cases} \quad (3.20)$$

$$t_s = (1-D)\bar{t}_s \quad (3.21)$$

$$t_t = (1-D)\bar{t}_t \quad (3.22)$$

ここで, \bar{t}_n , \bar{t}_s , \bar{t}_t は変位に対する非損傷状態での応力である.

損傷変数 D には有効変位 $\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2}$ を用いて表される以下の発展則を使用する.

$$D = \frac{\delta_m^f (\delta_m^{\max} - \delta_m^o)}{\delta_m^{\max} (\delta_m^f - \delta_m^o)} \quad (3.23)$$

ここで $\delta_m^f = 2G^C/T_{eF}^o$ であり, T_{eF}^o は剥離発生時の有効応力である. また δ_m^{\max} は負荷履歴における最大変位である.

3.5 繊維破断基準

繊維の破断は徐々に剛性が低下するような現象ではなく, 瞬間的な現象である. そのため応力基準で, 瞬間的に要素を削除することによってモデル化を行うことが適切であると考える.

応力が

$$\left\{ \frac{\langle \sigma_1 \rangle}{F_{LT}} \right\}^2 + \left\{ \frac{\tau_{13}}{F_{LS}} \right\}^2 = 1 \quad (3.24)$$

を満たすとき，引張り，せん断破壊とし，

$$\left\{ \frac{\langle -\sigma_1 \rangle}{F_{LC}} \right\}^2 = 1 \quad (3.25)$$

を満たすとき，圧縮破壊と定義し，それぞれ要素の消去を行う． F_{LT} ， F_{LS} ， F_{LC} はそれぞれ繊維方向引張強度，繊維方向—板厚方向せん断強度，繊維方向圧縮強度である．

3.6 解析で用いる物性値

Table 3.1 に解析で用いる物性値を示す．

Table 3.1 A-CP の物性値

物性値名称	数値
繊維方向弾性係数 E_1	165 [GPa]
繊維直交方向弾性係数 E_2	7.73 [GPa]
板厚方向弾性係数 E_3	7.73 [GPa]
ポアソン比 ν_{12}	0.326
ポアソン比 ν_{13}	0.326
ポアソン比 ν_{23}	0.450
横方向弾性係数 G_{12}	3.83 [GPa]
横方向弾性係数 G_{13}	3.83 [GPa]
横方向弾性係数 G_{23}	3.40 [GPa]
繊維方向圧縮強度 F_{LC}	1000 [MPa]
繊維方向引張強度 F_{LT}	2877 [MPa]
繊維方向-板厚方向せん断強度 F_{LS}	2000 [MPa]
モード I 破壊靱性値 G_n^C	0.319 [kJ/m ²]
モード II 破壊靱性値 G_s^C ， G_t^C	0.676 [kJ/m ²]
層間引張強度 t_n^0	65 [MPa]
層間せん断強度 t_s^0 ， t_t^0	130 [MPa]

Table 3.2 B-CP の物性値

物性値名称	数値
繊維方向弾性係数 E_l	165.3 [GPa]
繊維直交方向弾性係数 E_l	7.73 [GPa]
板厚方向弾性係数 E_l	7.73 [GPa]
ポアソン比 ν_{12}	0.326
ポアソン比 ν_{13}	0.326
ポアソン比 ν_{23}	0.450
横方向弾性係数 G_{l2}	3.83 [GPa]
横方向弾性係数 G_{l3}	3.83 [GPa]
横方向弾性係数 G_{23}	3.40 [GPa]
繊維方向圧縮強度 F_{LC}	1000 [MPa]
繊維方向引張強度 F_{LT}	1976 [MPa]
繊維方向-板厚方向せん断強度 F_{LS}	2000 [MPa]
モード I 破壊靱性値 G_n^C	0.226 [kJ/m ²]
モード II 破壊靱性値 G_s^C, G_t^C	0.478 [kJ/m ²]
層間引張強度 t_n^0	65 [MPa]
層間せん断強度 t_s^0, t_t^0	130 [MPa]

$E_l, E_l, E_l, \nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}, F_{LT}, t_n^0$ は 0° 材の引張試験, F_{LC} は 0° 材の圧縮試験, G_{l2}, G_{l3} は 45° 材の引張試験, G_n^C は DCB 試験, G_s^C, G_t^C は ENF 試験, t_s^0, t_t^0 はショートビーム試験によりそれぞれ求めた.

3.7 数値解析モデル

解析に用いたモデルの概要を Fig.3.7 に示す. CP モデルは対称性を考慮して 1/4 モデルとした. 各層は2つの低減積分 8 節点ソリッド要素であり, ソリッド要素に連続体損傷力学モデル及び応力基準の破壊則を, サブルーチンを用いて適用している. 各層間はソリッド要素間に二重節点を設け, Cohesive 要素を配置している. インパクトター及び治具は剛体でモデル化し, 各々に接触を考慮する. 解析は ABAQUS Explicit 6.10-1 を用いて行う.

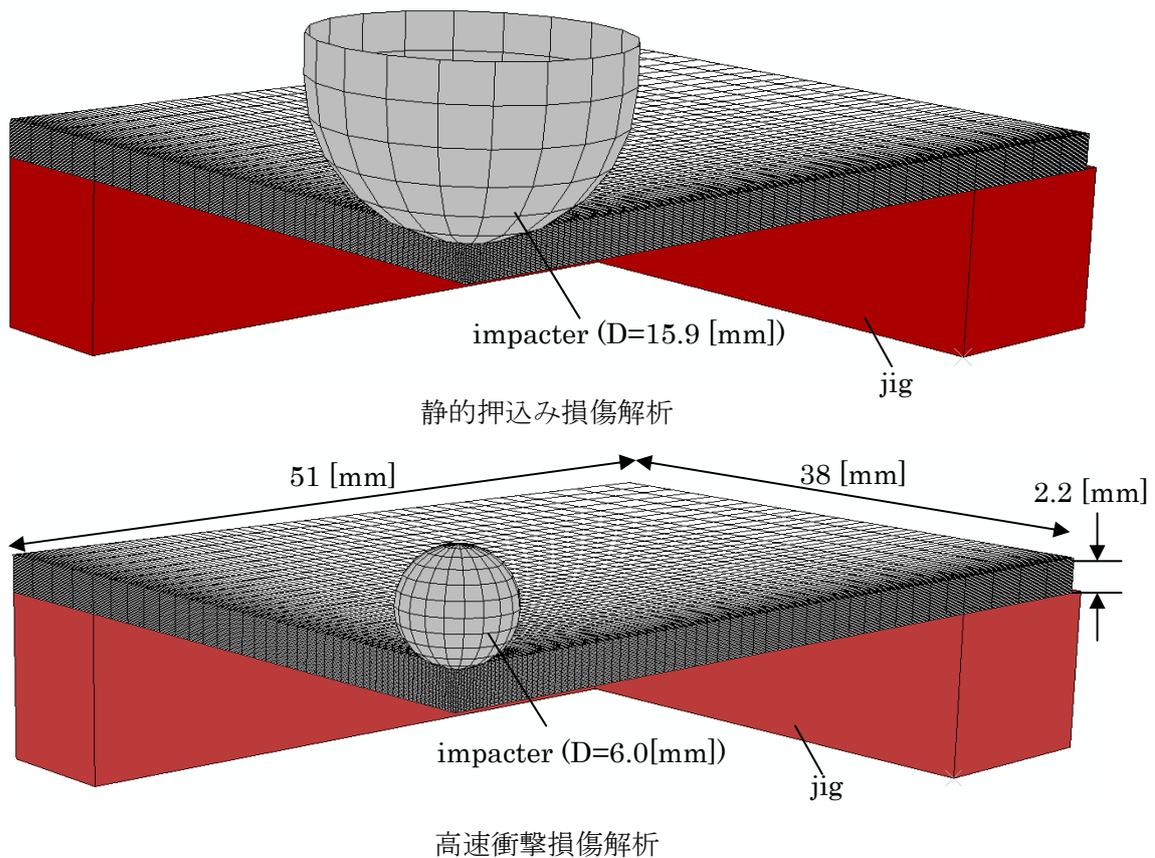


Fig.3.7 数値解析モデル

3.8 静的押込み損傷解析

3.8.1 緒言

数値解析によって損傷挙動を再現した際, 試験結果との比較によって, 損傷挙動を十分に再現できているかを確認することが必要となる. 2 章で示した静的押込み試験の詳細な損傷進展データと比較することで, その再現性について議論する.

3.8.2 マススケーリングを用いた計算コストの削減

試験結果の変位荷重線図に見られるように積層板への面外負荷は過酷な不連続性の現象を伴うものであり, 陰的解析では損傷を入れた際に解を収束させることが非常に困難であ

る。そこで本研究においては陽的解析を用いて数値計算を行うことを試みる。

しかし、静的押込みを陽的な解法を用いて表現する際、計算コストと安定性が問題となる。陽的な解法を用いた数値計算の計算時間は、表現対象となる事象完了までの総時間と比例し、要素ごとの安定限界の予測に基づいた時間増分は、Abaqus では以下のように記述される（ここでは減衰を無視している）。

$$\Delta t \leq \min \left(L_e \sqrt{\frac{\rho}{\hat{\lambda} + 2\hat{\mu}}} \right) \quad (3.26)$$

L_e は要素の特性長さ、 ρ は質量密度、 $\hat{\lambda} + 2\hat{\mu}$ は Lamé 定数である。本研究では 2 章で述べた通り、解析モデル内に粘着要素が採用されているが、粘着要素は厚さと質量のない層間を表現しているため特性長さ、質量密度が非常に小さい値となっている。そのため安定時間増分 Δt を非常に小さい値にする必要があり、事象完了までの総時間によってはインクリメント数が非常に大きくなってしまう。計算コストの削減方法としては、速度を上げる（事象の時間幅を減らす）、質量密度を増やす、Lamé 乗数を減らすなどがあるが、本研究では計算結果への影響を考慮し質量密度を増加させることにした。

例えば、材料の質量密度 ρ を倍率 f^2 で人為的に増加させると、総時間 T を $\frac{T}{f}$ に減少させる結果となる。この概念はマススケーリングと呼ばれる。本研究では倍率 400 のマススケーリングを行った。

マススケーリングを行う際に注意すべき点として慣性項の増大が挙げられ、結果への影響が懸念される。そこで体積粘性を増加させ、体積変形に関連した減衰項を増加させることで慣性項への影響との相殺を図る。

しかし、マススケーリング 400 倍と大きく取る必要があるため、体積粘性による減衰項の導入だけでは、慣性項の影響を相殺しきれない。そこで試験結果との比較の前段階として、まずマススケーリングによる慣性項の増大が、挙動に与える影響について調査する必要がある。同様の数値解析モデルにおいて陰的数値解析と陽的数値解析を行い、比較を行う。陰的数値解析は前述の通り、過酷な不連続性を伴う事象の表現には向かないため、そのような不連続性が生じない範囲において比較を行う。この比較においては粘着要素、および連続対損傷力学による損傷の再現は行っていない。数値計算結果からインパクトに働く反力と変位の関係図を Fig.3.8 に、負荷面における Mises 応力の分布状態を Fig.3.9 にそれぞれ示す。

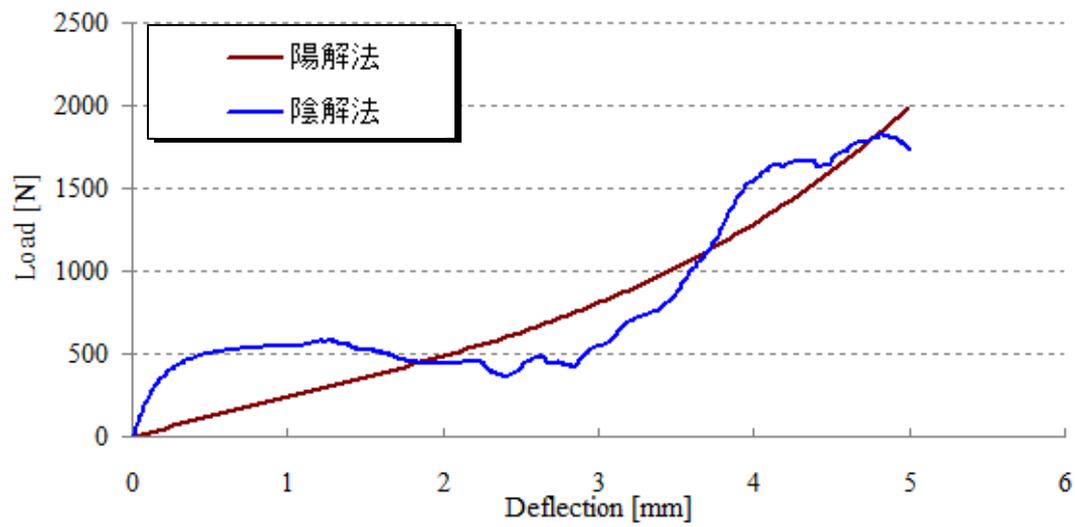
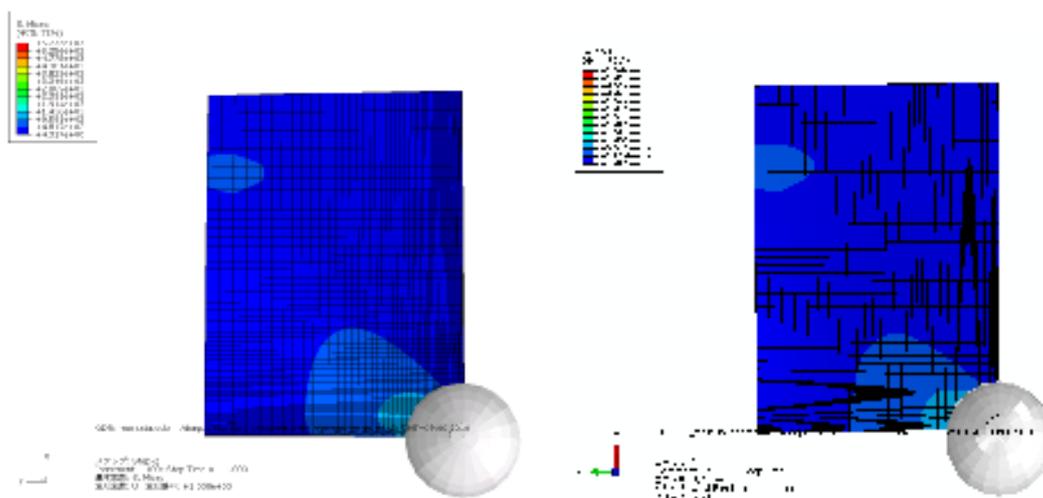


Fig.3.8 陽解法及び陰解法における荷重-変位線図(1 [m/s])



陰解法

陽解法

Fig.3.9 負荷面における応力状態(変位量 5 [mm])

荷重-変位線図を見ると、陽的な解析結果では慣性が増大した影響が生じていた。慣性の影響によって振振が生じても、陰的解析結果の荷重-変位線から大きく外れるものではなく、陰的解析結果と陽的解析結果は概ね一致することが確認できた。押し込み後の応力状態もよく合っていた。以上のことから、400倍のマスキングの導入によって数値計算結果に致命的な影響を与えることはないと考えられる。よって以後の解析は陽解法によって行う。

Solid 要素と同様に、Cohesive 要素にマスキングを適用した際の影響を調べる。Cohesive 要素は本来密度を持たない要素であり、マスキングによって密度を大きくすることで、Solid 要素と同様に慣性項の影響が考えられる。前段階として、まずは Cohesive 要素に損傷が生じない条件において、数値計算結果を行う。結果を Fig.3.10 に示す。

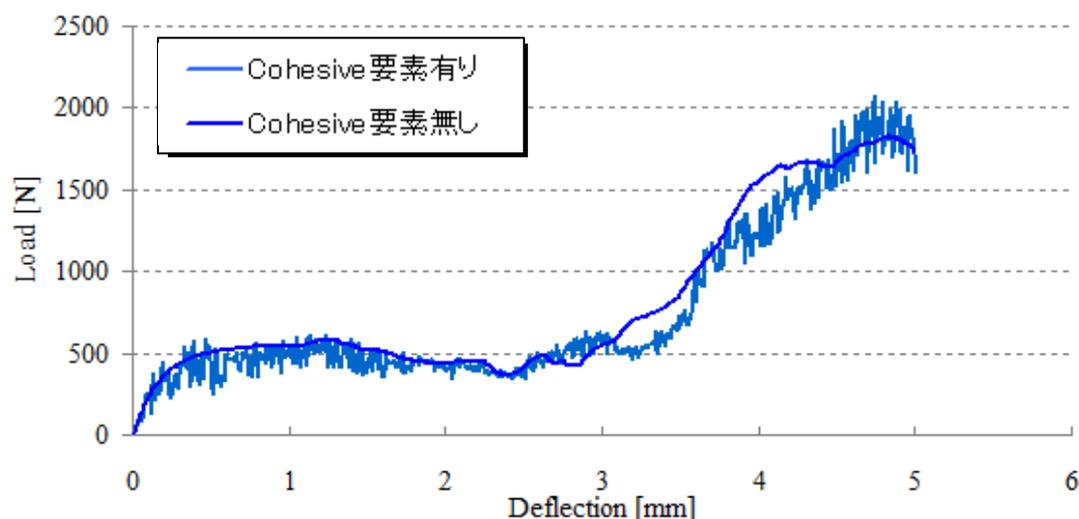


Fig.3.10 Cohesive 要素配置前後の荷重-変位線図 (1 [m/s])

Cohesive 要素を配置する前後の荷重変位関係はほぼ一致していた。Cohesive 要素配置後ではより微小な振動が生じているが、これは Cohesive 要素に生じる振動の影響であると考えられる。Cohesive 要素は Solid 要素に比べて密度を非常に低く定義しているため、Solid 要素とは異なる細かい振動が生じ、結果として大きな振動と微小な振動の二つが合わさった荷重-変位関係になっている。

次に Cohesive 要素に第3章で述べたエネルギー基準の結合力の低下を導入し、損傷が生じる条件で数値解析を行う。数値解析結果を Fig.3.11 に示す。

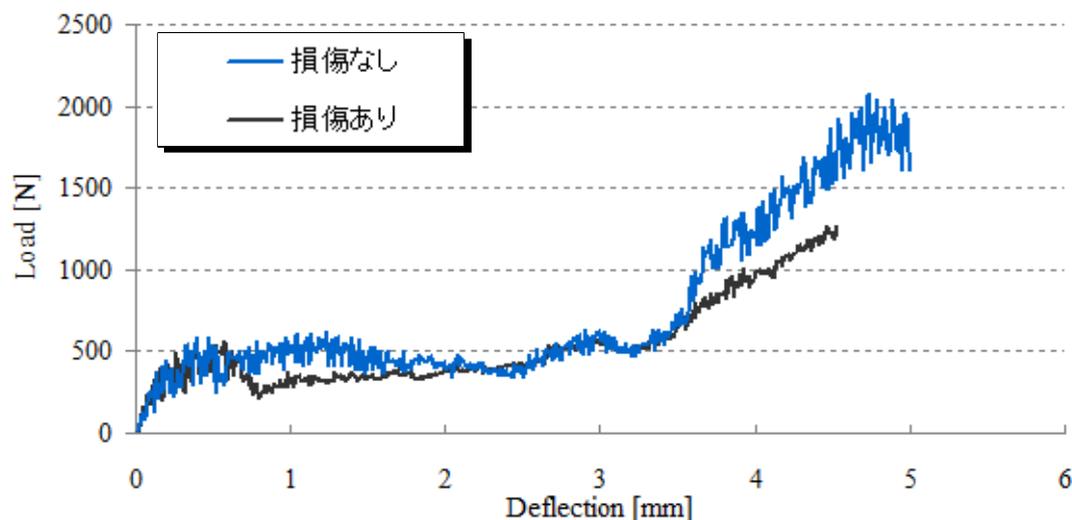


Fig.3.11 Cohesive 要素における損傷，非損傷比較(1 [m/s])

損傷が生じることによる荷重の低下が見られた。急激な荷重の低下などは生じておらず，計算モデルに 400 倍のマスケージングを導入しても数値計算が可能だと確認された。

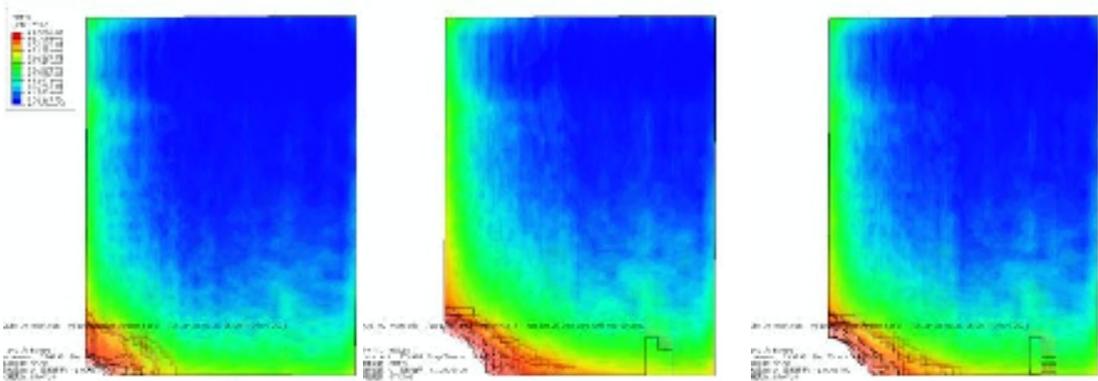
3.8.3 解析結果

前節までのモデルに第 2 章で述べた連続体損傷力学による Solid 要素の剛性低下及び応力基準の破壊則を導入し，静的な押し込み損傷解析を行う。押し込み速度は 3.7.2 で述べた計算コストの問題から，事象完了までの総時間を減らすために 1 [m/s]とした。解析は A-CP 及び B-CP を模擬した。

・ A-CP

A-CP における解析と試験での剥離進展の様子を Fig.3.12 に示す。最も剥離進展が見られた最背面の様子を示しており，色の濃淡は損傷変数 D の変化，つまり傷発生後の剛性の低下を示している。損傷前が青，損傷が進展するほど赤くなり，最終的には要素が消去されている。試験結果においても変位量 5.0 [mm]付近で大きな剥離進展が生じており，損傷進展挙動は定性的に合っていた。

最背面における Solid 要素の損傷変数 d_2 の分布図を Fig.3.13 に示す。こちらも損傷前が青で，損傷が進むにつれて赤になり，最終的に要素が消去される。また負荷面から見た鳥瞰図を Fig.3.14 に示す。解析では剥離の進展，層内き裂共に 90°方向に長く進展しているのに対し，試験では剥離進展，層内き裂共に長手方向に進展しており，逆の傾向を示した。原因として試験で発生した繊維方向へ伸びる長い層内き裂の影響が考えられる。試験では長い層内き裂先端の応力特異性に牽引される形で剥離が進展しているが，連続体損傷力学ではこのようなき裂端の応力得意性は表現できないため，異なる結果を示したと考えられる。



4.5 [mm]

5.0 [mm]

5.5 [mm]

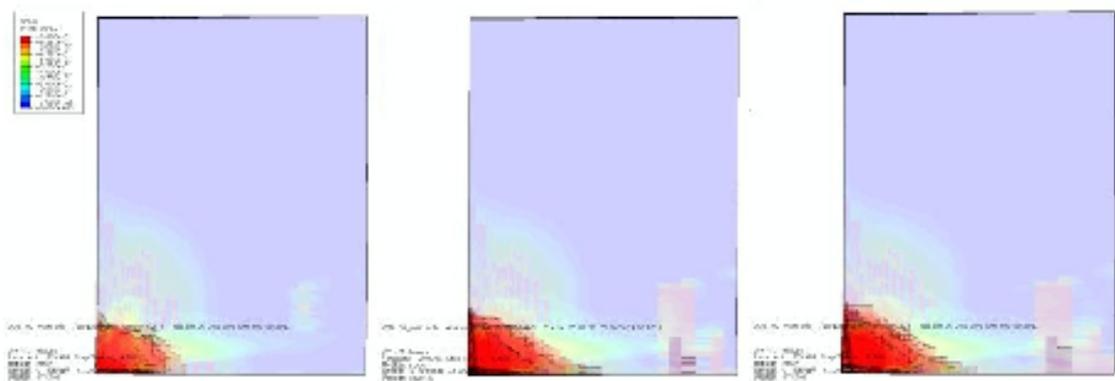


4.5 [mm]

5.0 [mm]

5.5 [mm]

Fig.3.12 剥離進展



4.5 [mm]

5.0 [mm]

5.5 [mm]

Fig.3.13 層内き裂進展

インパクトにおける反力と変位の関係を Fig.3.15 に示す。変位量 4.5 [mm]付近で最大荷重となり、その後急激な荷重低下が発生した。この荷重低下は試験では確認されないものであり、荷重-変位関係が試験結果と一致しなかった。また損傷後の荷重についても試験結果に比べ低い値で推移していた。解析結果は剥離進展、層内き裂共に試験にくらべて広範囲に進展しており、その結果解析で荷重が低くなったことが示唆される。

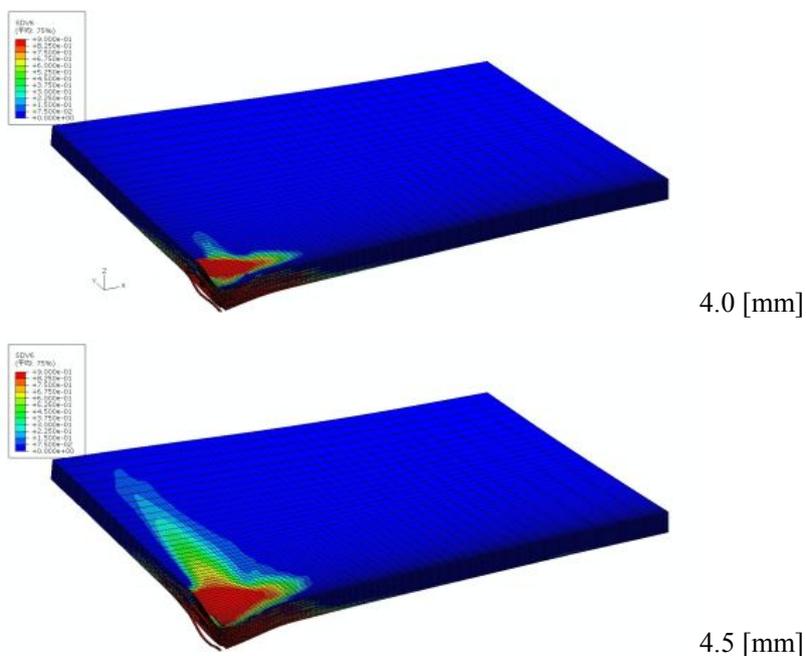


Fig.3.14 層内き裂進展

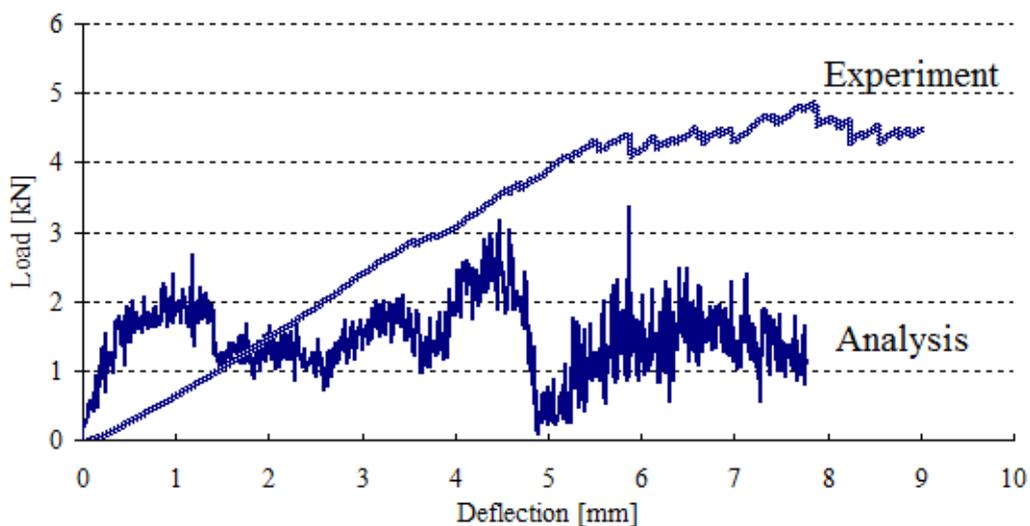


Fig. 3.15 A-CP 押込み損傷解析, 荷重-変位線図(1 [m/s])

・ B-CP

B-CP におけるインパクターにおける反力と変位の関係を Fig.3.16 示す. 最大荷重時の変位量は 1.0 [mm] 付近あり, 試験結果と大きく異なる結果であった. 慣性の影響によって振動した際に損傷が入り, その後低い荷重で推移したものと考えられる.

解析と試験での剥離進展の様子を Fig.3.17 に示す. A-CP との比較のために変位量 4.5~5.5 [mm] の範囲を示す. A-CP が 90° 方向に進展していたのに対して, B-CP はこの範囲では 0° 方向と 90° 方向にほぼ等しく進展しており, 試験結果と概ね一致した. しかし, 変位量が 6.0 [mm] を越えると 90° 方向に長く進展するようになり, A-CP と同様, 剥離進展の方向において試験結果と異なる挙動を示した.

最背面における Solid 要素の損傷変数 d_2 の分布図を Fig.3.18 に示す. 解析では層内き裂はやや長手方向に長く進展しており, 試験結果と合う挙動を示した. 剥離とは異なり事象完了まで進展方向は主に長手方向であった. また, 損傷範囲は長手方向に長いひし形状の損傷領域であり, 損傷の先端を中心にさらに菱形の損傷領域が見られた. これは試験結果においても同様の現象が確認でき, 試験結果と良く合っていた.

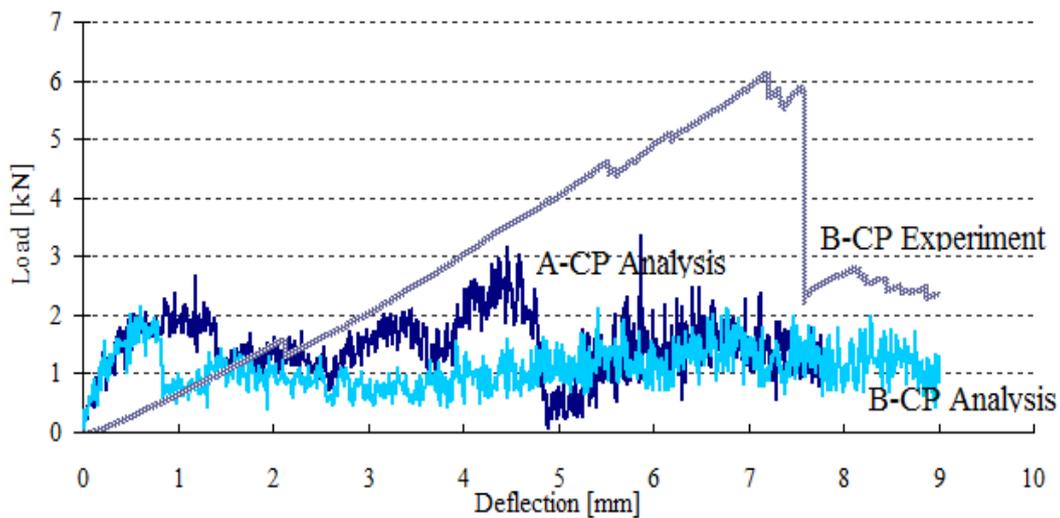


Fig. 3.16 B-CP 押し込み損傷解析, 荷重-変位線図(1 [m/s])

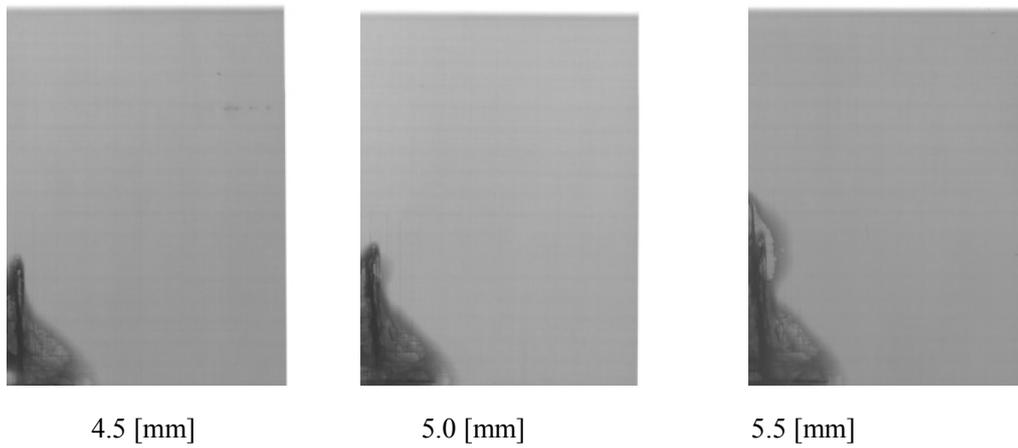
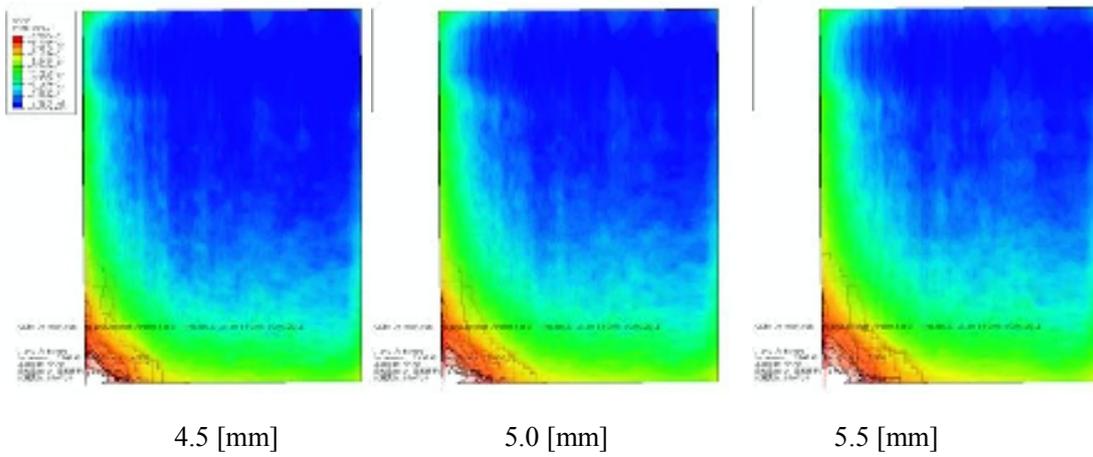


Fig.3.17 剥離進展

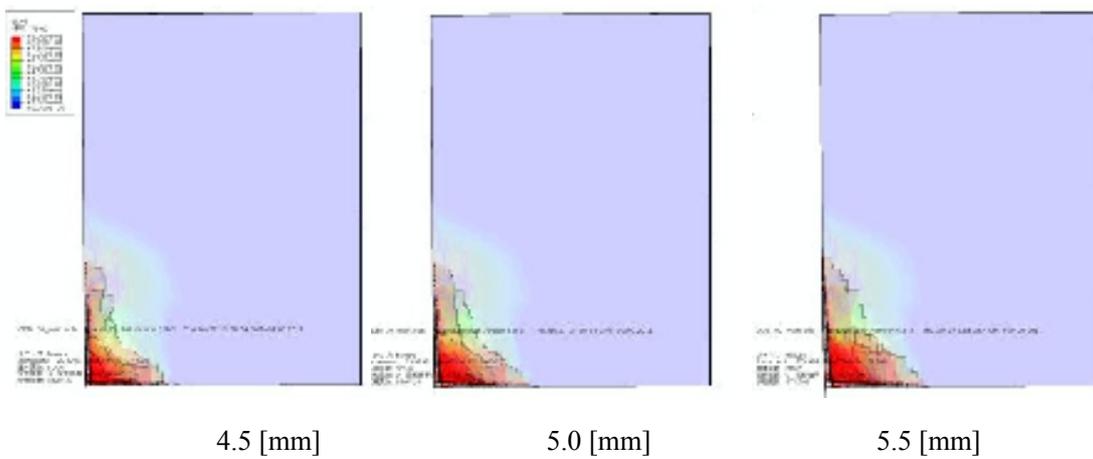


Fig.3.18 層内き裂進展

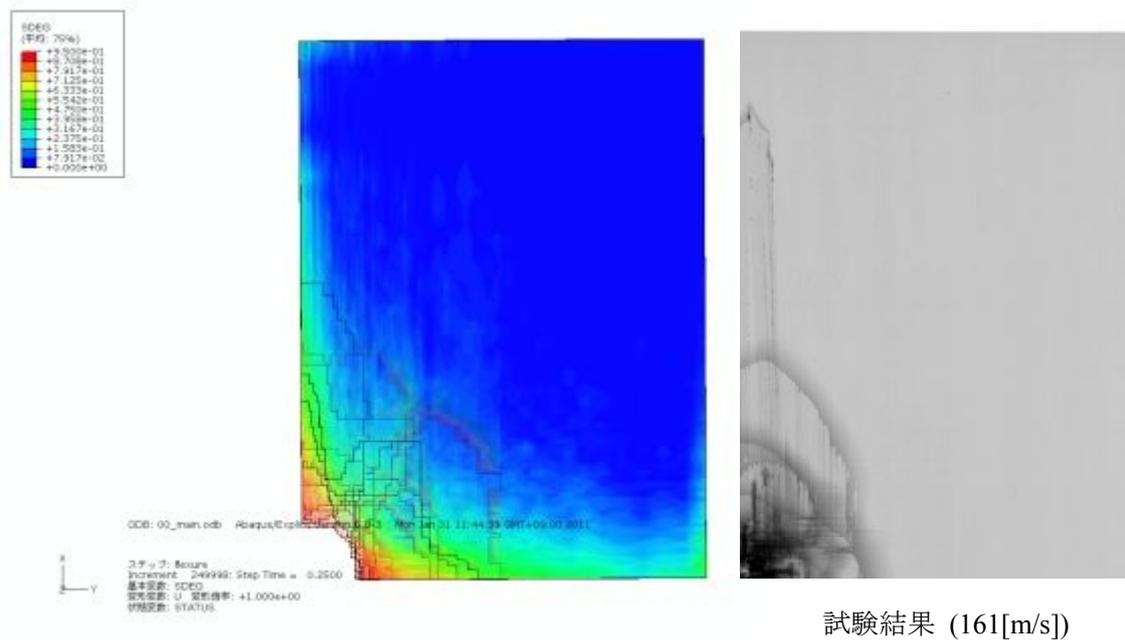
3.9 高速衝撃損傷解析

3.9.1 緒言

提案したモデルを用いて高速衝撃損傷を再現する。試験で測定された速度と同様の速度で解析を行い、結果を比較することでモデルの再現性について議論する。また、静的押込み損傷解析の結果と合わせて、負荷速度による損傷挙動への影響について考察する。

3.9.2 解析結果

速度は試験結果と比較する目的で 160 [m/s]とした。解析結果の Cohesive 要素の損傷状態を Fig.3.19 に示す。層間剥離は円状に広がり、やや 90° 方向に長く進展していた。また Solid 要素の損傷変数 d_2 の分布図を Fig.3.20 に示す。こちらは裏面ほど長手方向に損傷が密な部分が確認できた。これらは高速衝撃試験の結果と良く合っていた。



試験結果 (161[m/s])

Fig.3.19 高速衝撃損傷解析 層間剥離分布図

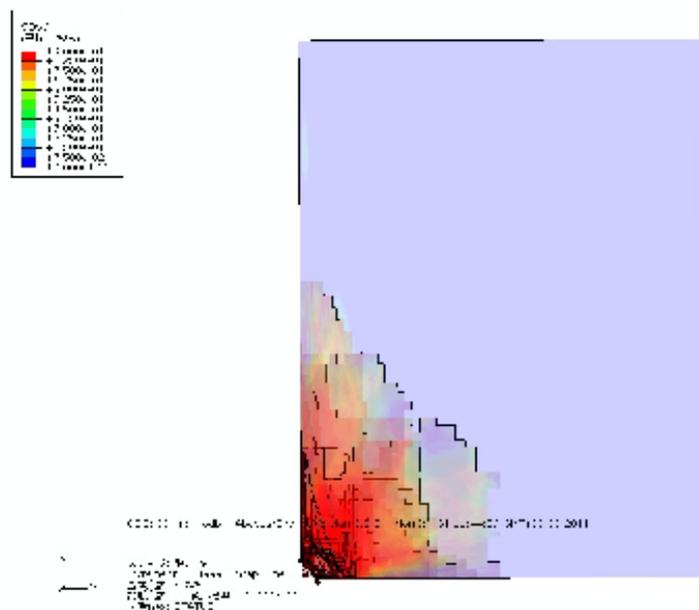


Fig.3.20 高速衝撃損傷解析 層内き裂分布

3.10 考察

き裂の進展において、B-CPの静的押込み、A-CPの高速衝撃では損傷範囲、損傷進展の方向の点で試験結果と一致する結果を得られた。しかしA-CPの静的押込み解析では90°方向に損傷が進展しており、試験結果と異なる進展方向を示した。

また剥離進展はどの試験片も円状に要素が削除されている点は同じであった。しかし、損傷範囲全体を見ると90°方向に主に損傷が進展しており、剥離進展においても試験結果と異なる進展方向を示した。

静的押込み解析において、き裂及び剥離進展の方向が試験と違っていたのは、静的押込み損傷試験で見られた長い層内き裂(Fig.3.21)による影響だと考えられる。本研究のモデルでは、このような長い層内き裂の先端における応力の特異性は再現できない。試験ではこの長いき裂に牽引される形で剥離が進展している。特に静的押込み試験ではこのき裂の発達が顕著に見られ、影響を大きく受けているものと考えられる。解析では、このき裂を再現できなかったために、静的押込みにおいて試験とは異なる損傷挙動を示し、逆に高速衝撃損傷では、この長いき裂による影響が少ないために解析結果と試験結果がよく合っていた可能性が示唆される。

以上のことから、静的押込み解析のような低速度での現象を正しく再現するには、この長いき裂をモデル化しなければならない。今後、例えばCohesive要素を用いてこの長いき裂を表現していくこと等が必要となる。

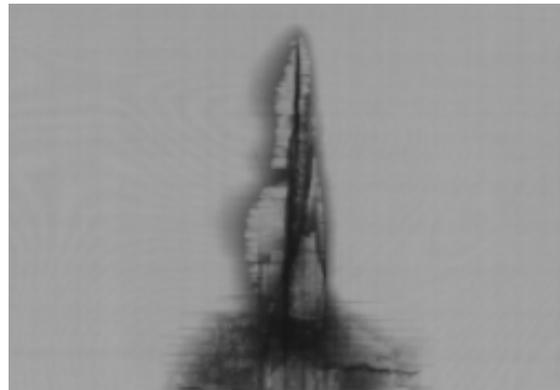


Fig.3.21 長手方向に伸びる長い層内き裂と剥離 (A-CP 静的押込み試験)

3.11 結言

CFRP 積層板の損傷解析から以下の知見を得た。

- 有効ひずみ概念による連続体損傷力学と Cohesive 要素を用いることで層内き裂と層間剥離を表現することができた。
- 静的押込み損傷解析では試験結果と損傷進展の方向に違いが見られた。
- 高速衝撃損傷解析では，試験結果とよく似た現象の再現を行うことができた。
- 静的押込み損傷は，長いき裂先端の応力の特異性による影響を強く受けることが示唆された。

第4章 結論

本研究では、ファンエンジンシステムのさらなる軽量化を図るため、CFRP 積層板への面外負荷によって発生する損傷を、数値解析によって予測することを目的とした。そのために、静的押込み試験によって詳細な損傷状態の調査を行うと共に、積層構成、物性値による損傷挙動を調査した。低速衝撃試験によって低速(3~4 [m/s])での損傷状態及び貫通限界を調査した。高速衝撃試験によって高速(130,160 [m/s])での損傷状態の調査を行った。また、連続体力学とCohesive要素を用いて数値解析モデルを構築し、静的押込み損傷及び高速押込み損傷の模擬を行った。その結果から以下の知見が得られた。

- ・ 層間破壊靱性値の違いによって異なる損傷挙動を示した。
- ・ 積層構成の違いによって層間剥離が異なる進展を示した。
- ・ 静的押込み損傷試験では層間剥離が生じることで繊維破断が抑制され、荷重が高くなることが示唆された。
- ・ 同一の繊維、樹脂の場合、低速度域では静的押込み損傷試験において繊維破断が少ない積層構成ほど貫通限界が高いことが示唆された。
- ・ 同一の繊維、樹脂、積層構成の場合、平織り材を用いると貫通限界が高くなることが示唆された。
- ・ 低速度域では長い層内き裂が全体の損傷に強く影響するが、高速度域では長い層内き裂が発生しないため、低速度と高速度で異なる損傷となることが示唆された。
- ・ 低速度域では静的押込み試験において繊維破断が少ない積層構成ほど貫通限界が高いことが示唆された。
- ・ 長い層内き裂が静的押込み損傷に強く影響を与えるのに対して、高速衝撃損傷にはあまり影響を与えないことが示唆された。
- ・ 有効ひずみ概念による連続体損傷力学と Cohesive 要素を用いることで層内き裂と層間剥離を表現することができた。
- ・ 静的押込み損傷解析では試験結果と損傷進展の方向に違いが見られた。
- ・ 高速衝撃損傷解析では、試験結果とよく似た現象の再現を行うことができた。
- ・ 解析の結果からも静的押込み損傷は、長いき裂による影響を強く受けることが示唆され、それはき裂先端の応力の特異性による影響であることが考えられた。

参考文献

- [1] 逸見啓,複合材料ファンブレードへの異物損傷破壊現象,(2008).
- [2] C.Leyens, F.Kocian, J.Hausmann and W.A.Kaysser, "Materials and design concepts for high performance compressor components," *Aerospace Sci. Technol.*, 7(2003),201-210.
- [3] For example: GE Aviation press release, "GE90-115B Fan Completing Blade Testing;On Schedule For First Engine To Test," June 17, (2001).
- [4] 株式会社IHI 航空宇宙事業本部技術開発センター,「エコエンジンプロジェクトの現状と今後の課題」,(2007).
- [5] 堀部恭平ほか,「GE90-115B エンジンの開発」, 石川島播磨技報, Vol.43 No.5(2003).
- [6] 株式会社IHI , GENxエンジンの開発, IHI技法VOL48No3(2008-9)
- [7] 耐空性審査要領, 運輸省航空局検査課編集, 626-9-626-11
- [8] For example: GE Aviation press release, "The GENX (GE Next-Generation) Engine,"April 06, (2004).
- [9] J. Janson and J. Hult, Fracture mechanics and damage mechanics, A combined approach, *Journal de Mecanique Appliquee*, Vol.1, (1977).
- [10] J. L. Chaboche, Sur l'utilisation des variables d'etat interne pour la description du comportement viacoplastique , ed. By W. K. Nowacki, PWN, Warsaw, (1980)
- [11] J.Lemaitre, Evaluation of dissipation and damage in metals subjected to dynamic loading, *Proceedings of International Conference on the Mechanical Behavior of Materials 1 (ICM 1)*, Kyoto, (1971).
- [12] J.L.Chaboche, The concept of effective stress applied to elasticity and viscoplasticity in the presence of anisotropic damage, *Mechanical Behavior of Anisotropic Solids*, Martinus Nijhoff Publishers, The Hague, (1982)
- [13] K.Saanouni, J. L. Chaboche and P. M. Lesne, On the creep crack-growth prediction by a nonlocal damage formulation, *European Journal of Mechanics, A/Solids*, vol. 8, (1989)
- [14] A.Yoshimura et al, 第52回構造強度に関する講演会講演集, (2010).
- [15] N.Toyama et al, *Co. pos. Sci. Technol*, 63, 1473-1479, (2003).
- [16] Camanho, P. P. and F. L. Matthews., Delamination Onset Prediction in Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates, *Journal of Composite Materials* (1999).
- [17] Davila, C.G. and E. R. Johnson.Analysis of Delamination Initiationin Postbuckled Dropped-Ply Laminates, *AIAA Journal* 31 (4), (1993)
- [18] Cui, W., M. R. Wisnom, and M. Jones, A Comparison of Failure Criteria to Predict

Delamination of Unidirectional Glass/Epoxy Specimens, Waisted Through the Thickness,
Composites, (1993)

[19]Abaqus Manual

参加学会

第 35 回複合材料シンポジウム, “ファンブレードにおける CFRP 衝撃損傷特性に関する研究”, (2010).

第 2 回日本複合材料学会, “異なる負荷速度における CFRP の面外衝撃損傷挙動”, (2011).

謝辞

本研究に取り組む中で多くのことを学ぶことができました。未熟な自分が二年間を通して成長することができ、こうして本論文を書き終えることができたのは、偏に周囲の人の支えがあったからこそだと思います。

小笠原教授には何不自由のない研究環境を提供して頂きました。研究報告会では教授からの御質問を通して研究とはどういうものなのか、重視すべきは何なのかということが、少しではありますが自分にもわかったような気がいたします。装置の使い方を教えていただくこともあり、研究のさまざまな部分でサポートをしていただきました。本論文を書くにあたって多くの意見を頂きました。大変お世話になりました。厚く御礼申し上げます。

武田教授には大学における場所を提供して頂きました。充実した修士生活を送ることができたのは教授のご好意によるものだと感じます。研究に対して多くの助言もしていただき、学会の際にも助力をしていただきました。大変お世話になりました。心より感謝いたします。

JAXA 職員の方々には装置の取り扱い等を教えていただきました。就業後に食事をふるまって頂くこともあり、大変楽しい時間を過ごすことができました。感謝の意を表します。

武田研究室の皆さんには研究の相談にのっていただくこともあり、多くの助言を頂きました。上園、高井、藤本、若槻とは、2年間共に過ごす中でさまざまな面でお世話になりました。皆さんのおかげで充実した修士生活を送ることができました。感謝の意を表します。

JAXA 研修生とは公私共に仲良くしていただきました。古谷、小松両氏は気軽に話せる友人であり、両氏のおかげで充実した研究生活を送ることができました。後輩のメンバーたちもよく話し合い手になってくれ、研修生みんなのおかげで楽しい時間を過ごすことができました。御礼申し上げます。

最後に、吉村さんには研究のあらゆる面でサポートをしていただきました。自分がこの2年間で少しでも成長できたとするなら、それは吉村さんのおかげだと感じます。様々な相談にのっていただき、迷惑をかけてしまうことも多かったと思います。忙しい中でも常に誠意を持って、丁寧に接していただき、鍛えて下さいました。研究に対する情熱や姿勢、研究の厳しさを教えていただきました。修士生活を通して様々なものを吉村さんから学ぶことができました。大変お世話になりました。厚く御礼申し上げます。

平成 23 年 2 月
永島 匠