

法政大学学術機関リポジトリ

HOSEI UNIVERSITY REPOSITORY

PDF issue: 2025-03-14

CF/PC複合材料の引張・衝撃試験評価

野中, 雅浩 / NONAKA, Masahiro

(発行年 / Year)

2008-03-24

(学位授与年月日 / Date of Granted)

2008-03-24

(学位名 / Degree Name)

修士(工学)

(学位授与機関 / Degree Grantor)

法政大学 (Hosei University)

2007 年度 修士論文

CF/PC 複合材料の引張・衝撃試験評価

EVALUATION OF TENSILE AND IMPACT CHARACTERISTICS
FOR CARBON FIBER REINFORCED POLYCARBONATE

指導教員 新井 和吉 教授

法政大学大学院 工学研究科 機械工学専攻 修士課程

06R1131 野中 雅浩

EVALUATION OF TENSILE AND IMPACT CHARACTERISTICS FOR CARBON FIBER REINFORCED POLYCARBONATE

Masahiro NONAKA

Abstract

Carbon fiber reinforced plastics (CFRP) have been used in aerospace because of its light weight, high strength and rigidity, design flexibility, etc. However, the impact resistance of CFRP is not strong enough for space structures facing the threat of debris collision. Thus, we have examined to develop a low-cost molding method for thermoplastic resin composites.

In this study, carbon fiber reinforced polycarbonate (CF/PC) composites were fabricated by the method. Static tensile test and low-velocity impact test were carried out. As a result, we found that the CF/PC had the high impact resistance compared with CF/EP (carbon fiber reinforced epoxy) composites. In the future, we hope to improve the molding process and investigate the other mechanical properties of the CF/PC composites.

目次

	頁
第 1 章 序論	1
1.1 研究背景	1
1.1.1 宇宙環境	1
1.1.2 スペースデブリ	1
1.1.3 複合材料	2
1.1.4 ポリカーボネート樹脂複合材料	2
1.2 研究目的	4
第 2 章 CF/PC 複合材料の低コスト成形法	5
2.1 材料	5
2.1.1 PC	5
2.1.2 炭素繊維	5
2.1.3 縫合糸	6
2.2 成形方法	7
2.3 断面観察	11
2.4 炭素繊維含有率 V_f	12
第 3 章 静的引張試験	13
3.1 試験片および試験方法	13
3.2 試験結果と考察	15
3.2.1 試験結果	15
3.2.2 考察	33
3.3 理論値（複合則）との比較	34
第 4 章 衝撃試験	37
4.1 試験片および試験方法	37
4.2 試験結果と考察	39
4.2.1 評価方法	39
4.2.2 試験結果	40

4.2.3	考察	48
4.3	衝撃試験後の観察結果	49
4.3.1	3次元形状測定	49
4.3.2	軟X線探傷試験	56
第5章 結論		61
参考文献		62
謝辞		63

第1章 序論

1.1 研究背景

1.1.1 宇宙環境

現在、国際宇宙ステーション運用をはじめとして、人類の新たな資源・エネルギー確保に伴う宇宙活動の活発化が予想される。しかしながら、宇宙にはさまざまな人工衛星やロケットが飛び交い、現状では宇宙での衝突事故も心配しなければならなくなっている。その例として、スペースシャトルは、衝突回避のため、打ち上げ時刻を5分刻みで変更することになっている。また、軌道上においても、衝突回避のためエンジン噴射を行うこともある。これらは、運用中の宇宙構造物同士の衝突に関してだが、その他にも、宇宙空間には人類の残したゴミが無数に散在しており、それらによる衝突も危惧しなければならない。

宇宙での衝突というものは、地上での自動車事故などに比べ、衝突スピードが桁違いに大きい。例えば、人工衛星やスペースシャトルが、人類の打ち上げた他の人工物体と遭遇するときの速度は平均 10 km/s である。それ以外にも、天然の宇宙物質であるメテオロイド（微小隕石）と遭遇するときの速度は 20～100 km/s である^[1]。そのため、たとえ 10 mm 以下の小さな物体であっても、衝突したときの破壊力は想像以上に大きく、大惨事となることが予想されている。

そのため、いま宇宙空間での安全確保が、人類の宇宙活動における最優先の課題となっている。

1.1.2 スペースデブリ

宇宙にはおよそ 1 万個の人工物が周回しているが、稼働中の人工衛星はそのうちわずか 6% に過ぎない。残りの 94% にあたるスペースデブリは年々増加しており、今後の宇宙開発の弊害であるとともに大きな国際問題となっている^[2]。

スペースデブリの定義については、

制御不能の人工物体

使われていない人工物体

現在ならびに将来にわたって有用な役割を果たさない人工物体

等が挙げられる^[1]。発生原因には、ミッションを終了した後、運用軌道上にそのまま放置された宇宙システム、推進系の爆発やデブリ同士の衝突による破砕等が挙げられる。デブリの数は、10 cm 以上が約 7,000 個、1～10 cm が約 17,000 個、0.1～1 cm が 3,500,000 個あると言われている。このデブリは、低軌道（高

度 480 km 以下) で平均 10 km/s で飛行しているため、たとえ微小なものでもデブリ自身の持つ運動エネルギーは多大である。

1.1.3 複合材料

複合材料とは、2 種類以上の材料を複合したものであり、強化のための強化材とそれを入れるための母材(マトリクス)から構成される。複合材料の利点は、強化材とマトリクスを自由に組み合わせられること、また繊維の配列や配向方向を設計でき、使用する場所に依じて、様々な特性を出すことができる。その反面、大きく異方性がある為、要所要所に依じて適切な設計をすることが、非常に重要になる^[3]。

複合材料の中でも、飛躍的に進化し需要を増やしているものとして、炭素繊維強化プラスチック CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) が挙げられる。現在、CFRP は航空宇宙分野をはじめ、スポーツ分野、船舶、建築分野でも使用されている。航空機の主翼や胴体等の構造部材や人工衛星の構体主構造、太陽電池パドルやアンテナリフレクタ等に使用されている熱硬化性樹脂を用いた CFRP は、一般の構造用金属材料に比べて一桁以上大きい比強度、比剛性を持ち、軽量で高性能な材料であるが、宇宙環境下で長期運用する場合は、デブリ衝突による破壊が危惧されている。そのため、デブリ衝突による破壊から構造物を守る、より耐衝撃性に優れた複合材料の開発が必要となっている。

1.1.4 ポリカーボネート樹脂複合材料

耐衝撃性に優れた樹脂の一つにポリカーボネート樹脂(以下 PC)が挙げられる。PC は熱可塑性樹脂の一つであり、耐衝撃性、透明性、耐熱性、寸歩安定性等に優れ、バランスのとれた汎用エンブラとして電機、自動車、医療等広範な用途に使用されており、生産量はエンブラの中でも最大級である^[4]。一方、構造材としての PC の適用を考えると、その剛性はおよそ 2400 MPa、引張強さがおよそ 70 MPa 程度であり、樹脂単体では機械特性的に不十分であると思われる。そこで、強化繊維との複合化による剛性・強度の向上が期待される。ところが、特に耐衝撃性に優れる PC は、成形温度においても樹脂の粘度が高く、強化繊維への含浸は困難である。また、樹脂と繊維の接着性が悪い、成形装置などにコストがかかるなどの課題がある。熱可塑性樹脂と熱硬化性樹脂の機械特性の比較を Fig.1.1.4 に示す。いずれも熱硬化性樹脂であるエポキシを 1 とし、その比率を表したグラフである。PC はエポキシに比べ、剛性では劣るものの、耐衝撃性では高い値を示していることが分かる。

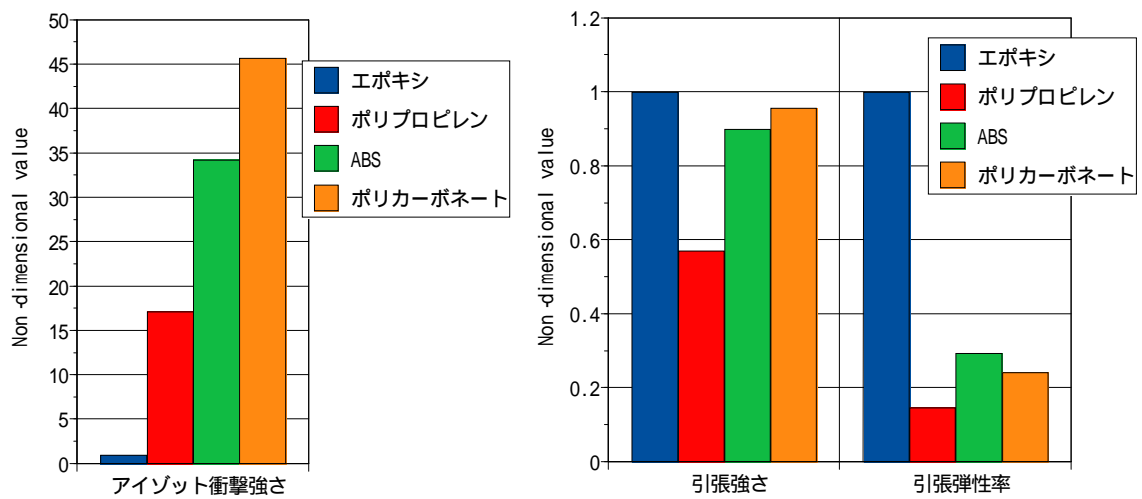


Fig.1.1.4 熱可塑性樹脂と熱硬化性樹脂の機械特性比較

1.2 研究目的

本研究においては、自動車用バンパの衝撃吸収材やスペースデブリ用シールド材¹⁵⁾に用いられる、耐衝撃性に優れた新複合材料の開発を最終目的としている。本研究では強化繊維に連続炭素繊維を、マトリクス樹脂に高粘度ポリカーボネートを選択し、CF/PC (Carbon Fiber Reinforced Polycarbonate) 複合材料(以下 CF/PC)の低コスト成形法を開発した。その成形法で作製した CF/PC について静的引張試験及び低速衝撃試験を行い、エポキシ樹脂を用いた CF/EP (Carbon Fiber Reinforced Epoxy) と比較検討した。引張試験の結果は複合則から予測した理論値と比較し、衝撃試験の結果は損傷形態の観察結果から考察した。

第2章 CF/PC 複合材料の低コスト成形法

2.1 材料

2.1.1 PC

ポリカーボネート樹脂は、帝人化成製、高粘度タイプ・シート状のパンライトフィルム PC-2151 を使用した。パンライトの基本物性を Table 2.1.1 に示す。メルトボリュームフローレート (MVR) とは、規格に準じた測定装置から 10 分間にどれだけの体積が流れ出すかを示す値で、値が大きいほど流動性が良いことを示す指標である。今回用いた高粘度タイプ PC の MVR は $2.5 \text{ cm}^3/10\text{min}$ であるが、低粘度タイプ PC の場合、MVR は $60 \sim 70 \text{ cm}^3/10\text{min}$ 程度である。

Table 2.1.1 パンライトの基本物性 (帝人化成資料より抜粋)

メルトボリュームフローレート	2.5	$\text{cm}^3/10\text{min}$
密度	1.2	g/cm^3
引張弾性率	2350	MPa
引張強度	60	MPa
破断歪	6.0	%
シャルピー衝撃強さ	89	kJ/m^2

2.1.2 炭素繊維

炭素繊維は SAERTEX 製の T800SC-24K を使用した。Fig.2.1.2 に炭素繊維の外観を、Table 2.1.2 に炭素繊維 T800S の力学特性を示す。今回使用した炭素繊維の表面には、ハンドリング性を良くする目的で、モノフィラメントを 12K (12,000 本) や 24K (24,000 本) で束ねるためのサイジング処理が施されている。

Table 2.1.2 T800S の力学特性 (東レ資料より抜粋)

密度	1.8	g/cm^3
引張弾性率	294	GPa
引張強度	5880	MPa
破断歪	2.0	%

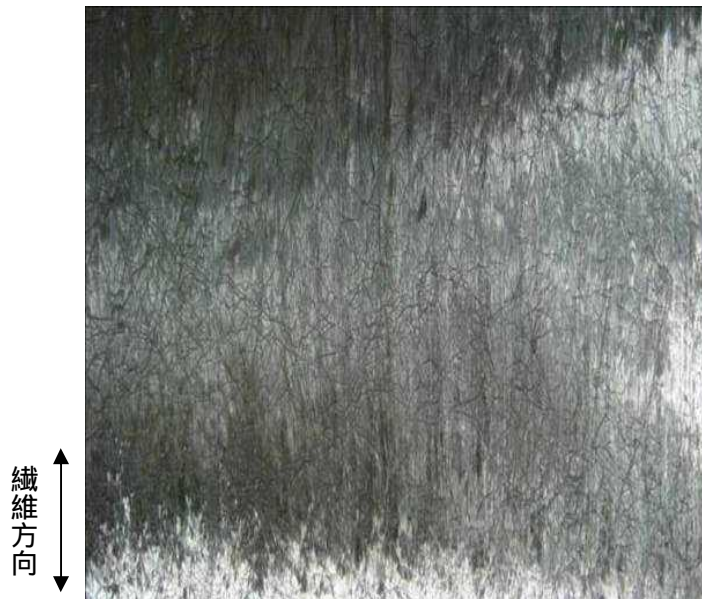


Fig.2.1.2 一方向連続炭素繊維シート T800SC-24K

2.1.3 縫合糸

本成形法では、炭素繊維板厚方向への PC 樹脂含浸性向上を目的として繊維と垂直な方向に縫合処理を施している。縫合糸には、クラレ製のベクトラン #50 を使用した。ベクトランは、ポリアリレート系の高強力繊維で、高強力・低吸水性、優れた耐磨耗性などの特徴を持ち、NASA の火星探査車の着陸用エアバックや、日本の「成層圏プラットホーム構想」に使われる飛行船にも採用されている^[6]。ベクトランの基本物性を Table 2.1.3 に示す。

Table 2.1.3 ベクトランの基本物性（クラレより抜粋）

密度	1.41	g/cm ³
引張弾性率	74.6	GPa
引張強度	3230	MPa
破断歪	3.8	%

2.2 成形方法

今回開発した CF/PC 複合材料の成形法は、ホットプレス成形機のみを使用する低コスト成形法である。通常の CFRP 成形に使われる半硬化プリプレグやオートクレーブ装置を使用していないことも低コスト化に寄与している。ホットプレス成形機には、Fig.2.2-1 の真空ホットプレス機(北川精機製)を使用した。本成形法の特徴は、高粘度の PC 樹脂を強化繊維にしっかりと含浸させる為、炭素繊維シートに縫合処理を施すことである。縫合することで繊維と繊維の間に隙間を作り、含浸性を向上させることが可能である。CF/PC 複合材料の成形方法は以下の手順に従う^[7]。

炭素繊維のロールから 200 mm×230 mm の大きさの一方方向連続炭素繊維シートを切り出す。

工業用マシン (JUKI 製) を使用し、その炭素繊維シートの繊維と垂直な方向にベクトラン糸を縫合させる。

平らな金型の上に縫合処理を施した炭素繊維シートとその繊維シートの両端に厚さ 0.3 mm のスペーサーを配置する。これに PC シートを乗せ熱圧成形し、最初に 200 mm×230 mm×0.3 mm t のプリプレグシートを作製する。

次に、このプリプレグシートを任意の積層構成で積層し、再び熱圧成形することで CF/PC 積層板を作製する。積層板の厚さは、スペーサーの厚さを調整することによって変更可能である。

炭素繊維シートにベクトランを縫合する際に使用した工業用マシンを Fig.2.2-2 に、ベクトランによる縫合処理を施した炭素繊維シートを Fig.2.2-3 に示す。また、成形方法の概略図を Fig.2.2-4 に示す。

本研究では、厚さ 1.2 mm, 2.4 mm のスペーサーを使用し、4ply 平均板厚 1.2 mm の一方方向強化 (UD) 複合材料と 8ply 平均板厚 2.4 mm の直交異方性複合材料 $[0_2/90_2]_s$ を作製した。

プレス成形時の成形条件 (温度・圧力・時間) は、プリプレグシート作製時は 270 °C、7.0 MPa、15 min、積層板作製時は 260 °C、1.0 MPa、10 min とした。プリプレグシート作製時の昇温及び昇圧プロセスの詳細を Fig.2.2-5 に示す。また、縫合間隔は全積層板に対し 10mm とした。



Fig.2.2-1 真空ホットプレス機



Fig.2.2-2 工業用ミシン（ベクトラン縫合用）

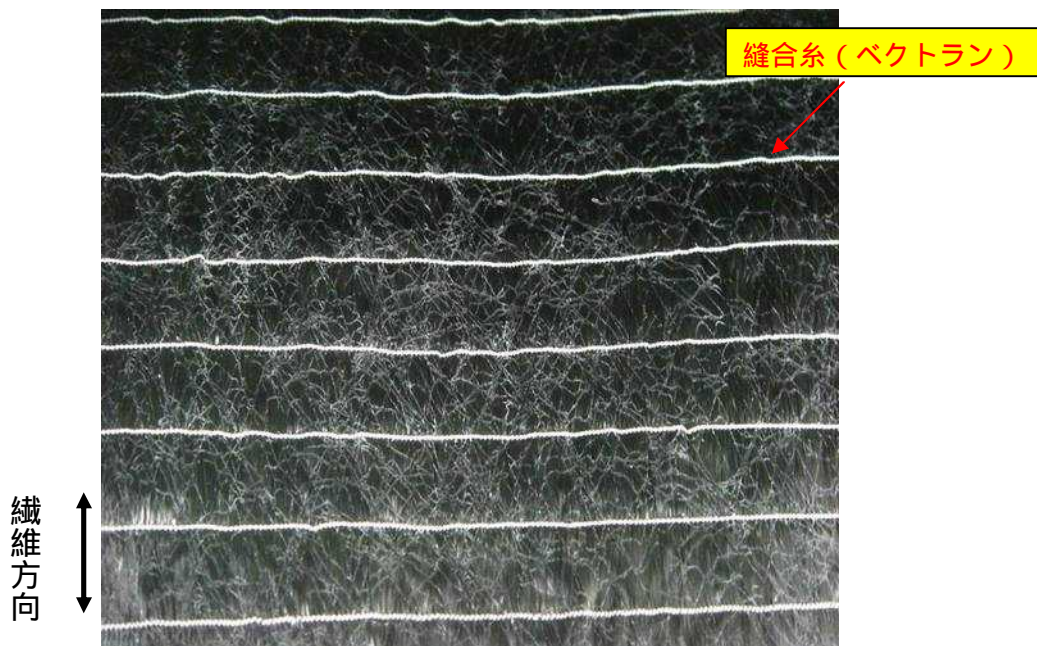


Fig.2.2-3 縫合処理を施した一方向炭素繊維シート

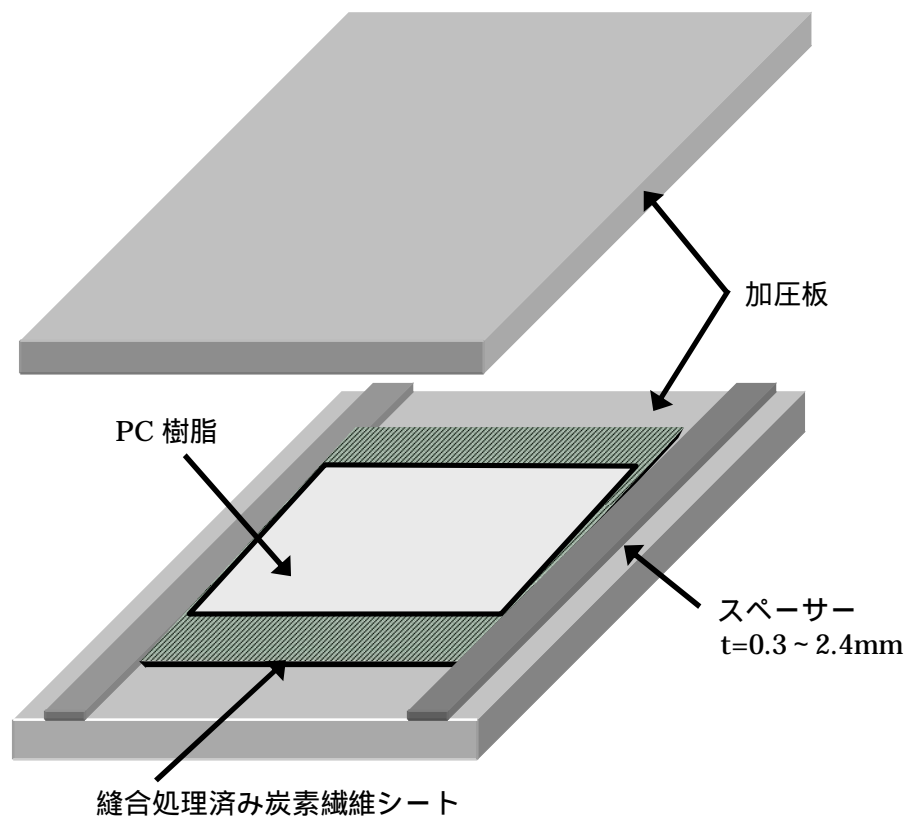


Fig.2.2-4 ポリカーボネート樹脂複合材料の低コスト成形法

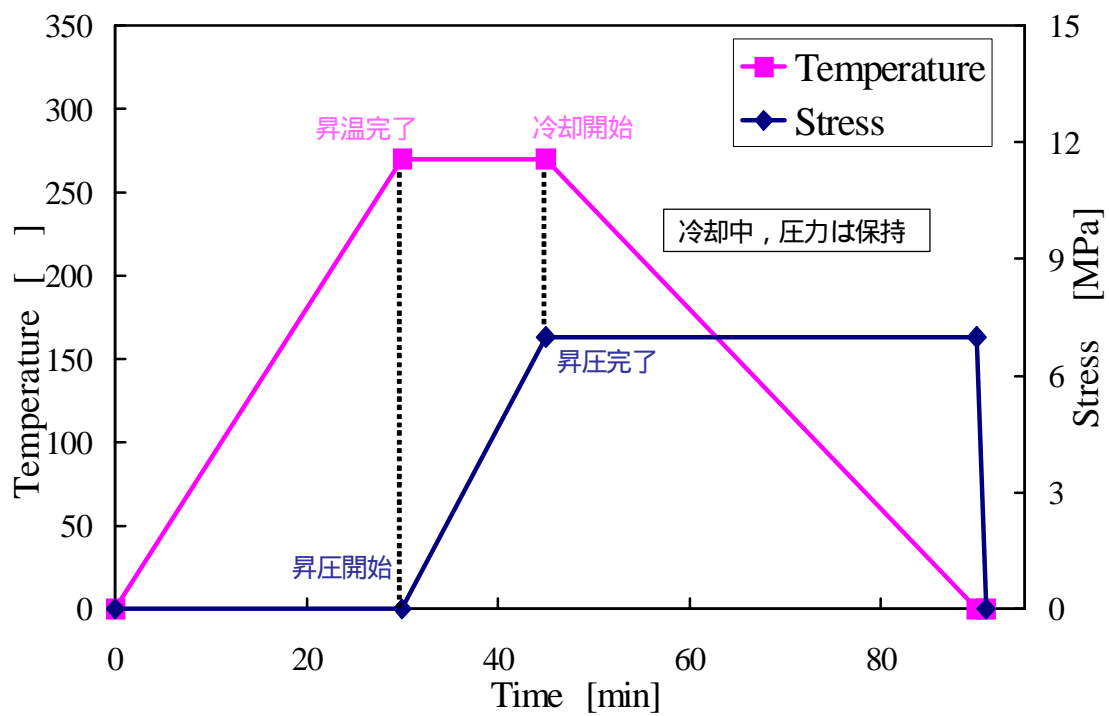


Fig.2.2-5 プリプレグシート成形プロセスの詳細

2.3 断面観察

作製した CF/PC 積層板の断面を光学顕微鏡で観察した結果を Fig.2.3 に示す。プリプレグシートではボイド等は観察されなかったが、積層板にした場合、 0° 層と 90° 層の層間などにボイドが観察され、そのボイドを起点にクラックが発生していることが観察された。ボイドが発生してしまった原因には、炭素繊維シート表面に施されたサイジング剤、プリプレグシート表面に残った離型剤の影響や成形プロセス（温度・圧力・冷却速度等）の影響が考えられる。通常、サイジング剤は熱硬化性樹脂が多く用いられているため、熱可塑性である PC との接着性が悪いと言われている^[8]。ボイドの発生を抑えるためには、プリプレグシート成形前に炭素繊維表面のサイジング剤を何らかの方法（化学的処理等）で除去、開繊し、繊維と PC の界面接着性を向上させることや、より最適な成形条件で CF/PC を作製することが必要である。

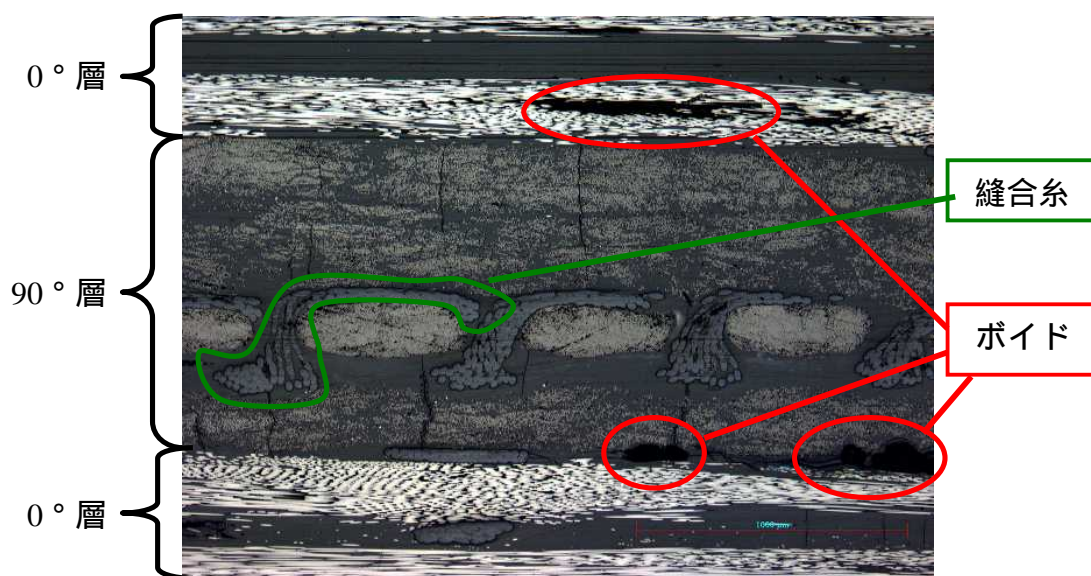


Fig.2-3 CF/PC 積層板の断面観察

2.4 繊維含有率 V_f

複合材料の力学的性質を考える場合の重要な要素のひとつが繊維含有率 V_f である。本研究では、複合材料の質量 M_c から繊維含有率 V_f を求めた。式(1)でマトリクスの体積 v_m を求め、その値を式(2)に代入し、 V_f を計算した。

$$M_c = M_m + M_f = \rho_m v_m + x \cdot A \cdot n \quad (1)$$

$$V_f = \frac{V - v_m}{V} \times 100 \quad (2)$$

ここで、 M_c は複合材料の質量[g]、 M_m はマトリクスの質量[g]、 M_f は繊維の質量[g]、 ρ_m はマトリクスの密度[g/m³]、 v_m はマトリクスの体積[m³]、 x は単位面積あたりの繊維質量[g/m²]、 A は繊維面積[m²]、 n は積層枚数[-]、 V は複合材料の体積[m³]である。 ρ_m は Table 2.1.1 の値を、それ以外は実測値を用いて計算した。また、単位面積あたりの繊維質量 x は定数であり、実測結果から $x=224.84$ g/m³ とした。今回作製した CF/PC の繊維含有率 V_f は、積層板によって若干異なるが 44.0% ~ 51.4% であった。

第3章 静的引張試験

3.1 試験片および試験方法

JIS K7073 を参考に、静的引張試験を行った。試験片は、4ply-CF/PC 一方向強化 (UD) 複合材料の 0°方向、90°方向、±45°方向、及び 8ply-CF/PC 直交異方性複合材料 $[0_2/90_2]_s$ の 4 種類であり、試験片寸法は、幅 20 mm、長さ 170 mm、厚さ 1.2 mm(4ply), 2.4 mm(8ply)である。100 kN のロードセルを装着した引張試験機 (8502, INSTRON 製) を用い、クロスヘッド速度 0.5 mm/min で負荷を与えた。標点間距離は 100 mm とし、ひずみ測定にはひずみゲージを用いた。また、比較としてエポキシ樹脂を用いて作製した CF/EP(Carbon Fiber Reinforced Epoxy)も同様の引張試験を実施した。CF/EP に用いた炭素繊維シートと CF/EP の積層構成は CF/PC と同じである。しかし、ホットプレス成形では積層板成形が上手くいかなかったため、成形方法はオートクレーブ成形法を用いた。各試験片の詳細を Table 3.1 に示す。また、試験に使用した試験機および試験片を Fig.3.1-1、Fig.3.1-2 に示す。

Table 3.1 引張試験片の詳細

炭素繊維	樹脂	積層構成	厚さ T[mm]	繊維含有率 V_f [%]	成形方法
T800SC	PC	4PLY 0°	1.2	44.40	ホットプレス
		4PLY 90°	1.2	46.18	
		4PLY ±45°	1.2	43.95	
		8PLY $[0_2/90_2]_s$	2.4	51.43	
	EPOXY	4PLY 0°	0.9	63.33	オートクレーブ
		4PLY 90°	0.9	61.87	
		8PLY $[0_2/90_2]_s$	1.7	65.75	



Fig.3.1-1 引張試験機

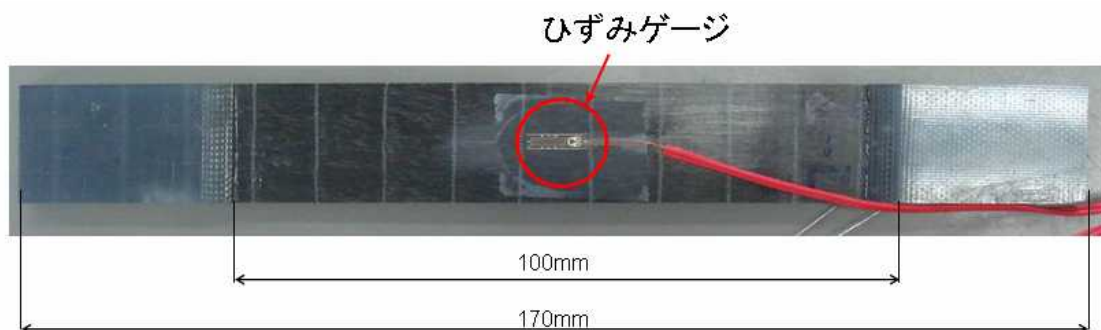


Fig.3.1-2 CF/PC の引張試験片

3.2 試験結果と考察

3.2.1 試験結果

UD 複合材料 0°方向

最初に、CF/PC 及び CF/EP の UD 複合材料 0°方向の引張試験結果をそれぞれ Fig.3.2.1-1, Fig.3.2.1-2 に示す。試験本数は CF/PC が 7 本、CF/EP が 8 本である。また、CF/PC と PC 単体の比較を Fig.3.2.1-3 に、CF/PC と CF/EP の比較を Fig.3.2.1-4 に示す。Fig.3.2.1-3, Fig.3.2.1-4 の CF/PC と CF/EP は平均値である。作製した CF/PC と CF/EP の V_f は異なるが、同等の評価を行う為 Fig.3.2.1-4 では CF/EP の V_f を CF/PC と同等の $V_f = 44.4\%$ に換算して補正した。CF/PC、CF/EP 各試験片の引張強度、破断ひずみをそれぞれ Table 3.2.1-1, Table 3.2.1-2 に示す。また、CF/PC、CF/EP (V_f 換算前)、CF/EP (V_f 換算後) の平均引張強度、平均破断ひずみ、平均ヤング率を Table 3.2.1-3 に示す。

その結果、CF/PC、CF/EP とともに破断までほぼ線形な挙動を示し、CF/PC の剛性は PC 単体と比べて大きく上昇した。通常、複合材の 0°方向の引張試験の結果は繊維の強さが支配的であるため CF/PC と CF/EP はほぼ同じ機械特性になるが、CF/PC の平均引張強度は 950 MPa、平均破断ひずみは 1.06 %、平均ヤング率は 90 GPa であり、CF/EP に比べ若干小さかった。

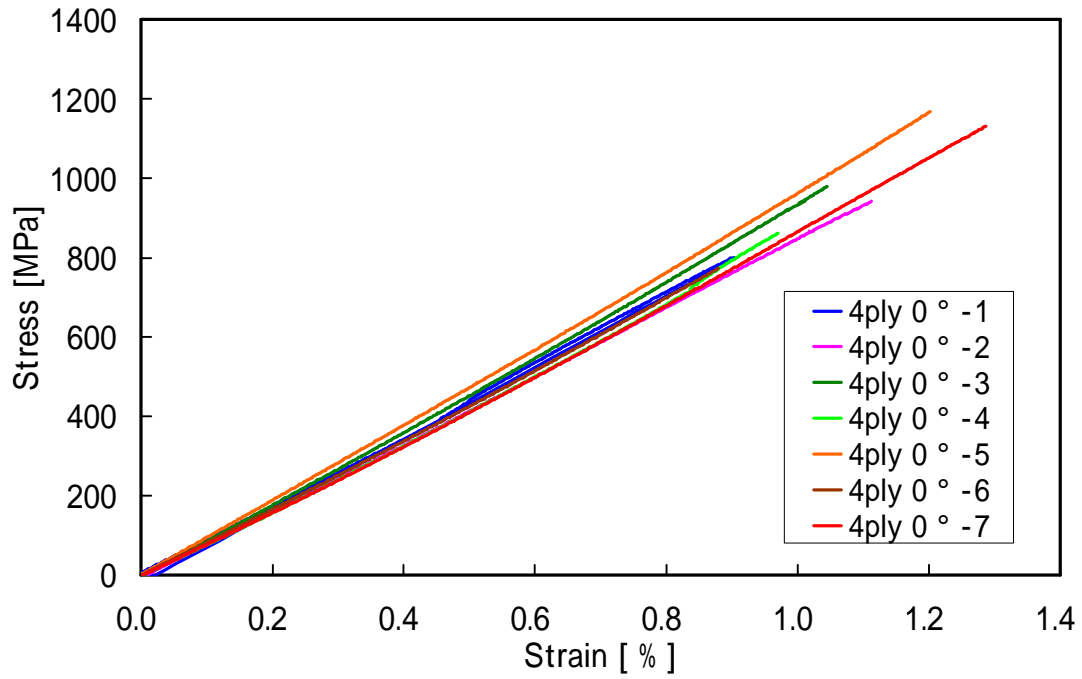


Fig.3.2.1-1 CF/PC 0°方向の応力-ひずみ線図

Table 3.2.1-1 CF/PC 0°方向の引張試験結果

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]
1	0.91	800
2	1.11	940
3	1.05	980
4	0.97	860
5	1.20	1170
6	0.88	770
7	1.29	1130
Average	1.06	950

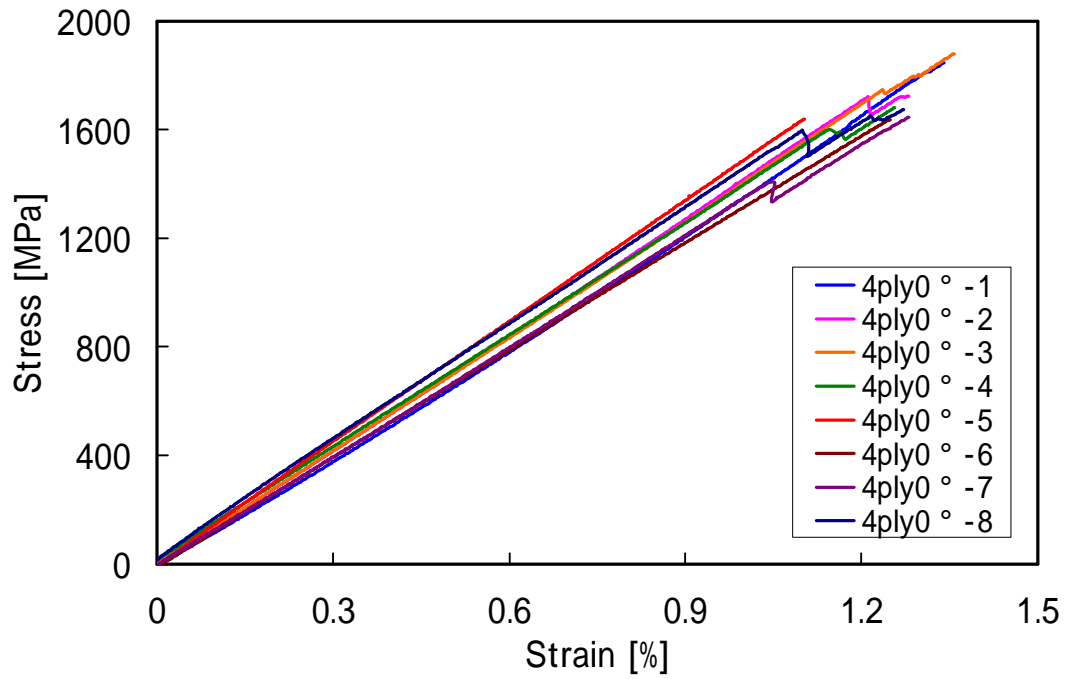


Fig.3.2.1-2 CF/EP 0° 方向の応力-ひずみ線図

Table 3.2.1-2 CF/EP 0° 方向の引張試験結果

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]
1	1.34	1850
2	1.28	1730
3	1.36	1880
4	1.26	1680
5	1.10	1640
6	1.25	1640
7	1.28	1640
8	1.27	1670
Average	1.27	1720

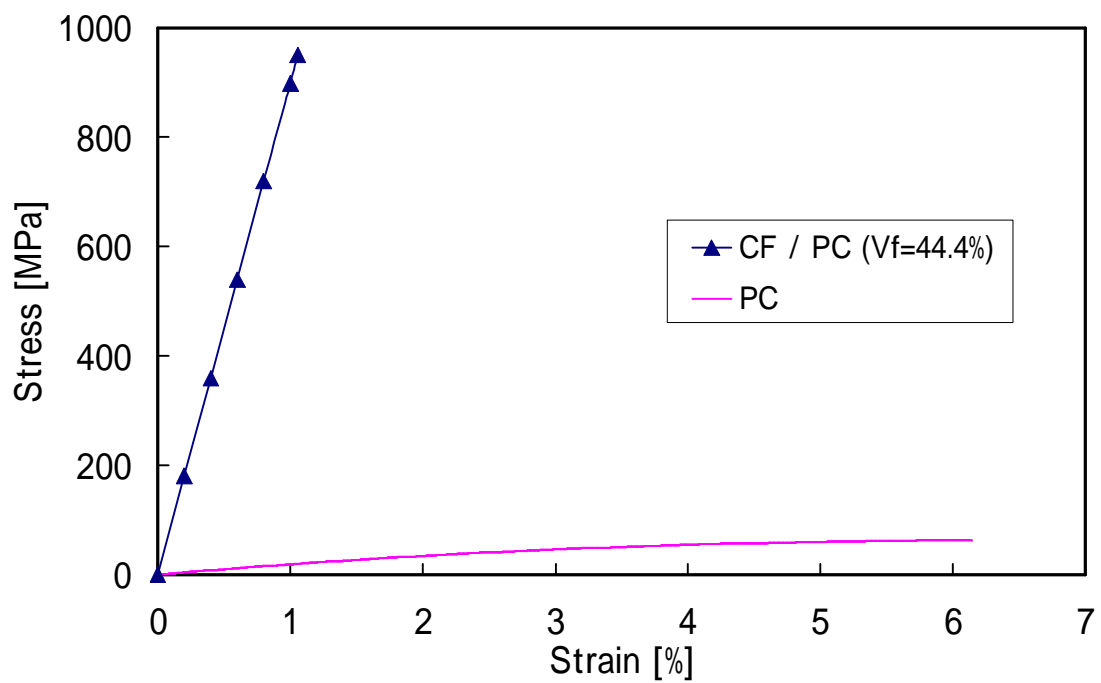


Fig.3.2.1-3 CF/PC 0°方向とPC単体の引張特性比較

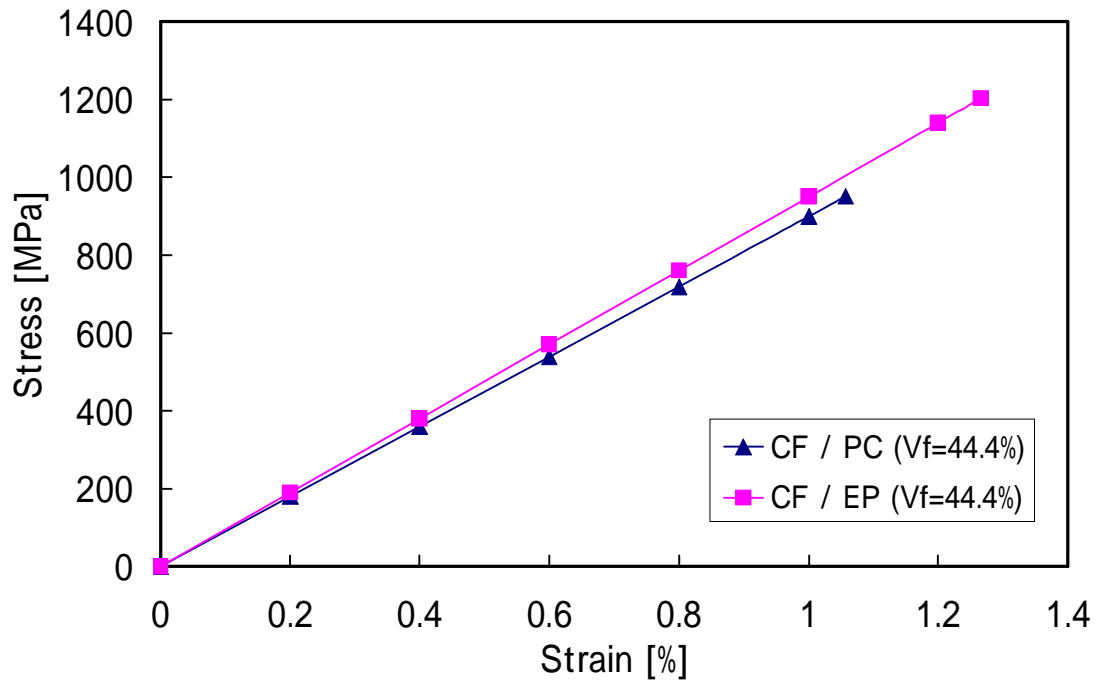


Fig.3.2.1-4 CF/PC 0°方向とCF/EP 0°方向の引張特性比較

Table 3.2.1-3 CF/PC, CF/EP 0°方向の引張特性平均値

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]	Tensile Modulus [GPa]
CF/PC 0° ($V_f = 44.4\%$)	1.06	950	89.6
CF/EP 0° ($V_f = 63.3\%$)	1.27	1720	135.4
CF/EP 0° ($V_f = 44.4\%$)	1.27	1200	94.5

UD 複合材料 90°方向

次に、CF/PC 及び CF/EP の UD 複合材料 90°方向の引張試験結果をそれぞれ Fig.3.2.1-5, Fig.3.2.1-6 に示す。試験本数は CF/PC、CF/EP とともに 8 本である。また、CF/PC の平均値と CF/EP の平均値の比較を Fig.3.2.1-7 に示す。CF/PC、CF/EP 各試験片の引張強度、破断ひずみをそれぞれ Table 3.2.1-4, Table3.2.1-5 に示す。また、CF/PC、CF/EP の平均引張強度、平均破断ひずみ、平均ヤング率を Table 3.2.1-6 に示す。

CF/PC の平均引張強度は 19.3 MPa、平均破断ひずみは 0.33 %、平均ヤング率は 5.84 GPa であり、剛性は CF/EP とほぼ同じ結果を示した。通常、複合材料の 90°方向の引張試験の結果は樹脂の特性が大きく影響するため、CF/PC も PC 単体のように破断ひずみが大きくなることが予想されたが、PC 単体の破断ひずみ 6.0% に比べ極端に小さかった。

また、90°方向の引張試験では縫合糸が荷重方向に配向している為、0°方向の引張試験とは異なる荷重履歴を示した。0°方向の荷重履歴を Fig.3.2.1-8 に、90°方向の荷重履歴を Fig.3.2.1-9 に示す。0°方向では、破断後に荷重が 0 になるのに対し、90°方向の場合は破断後も荷重が段階的に下がっていることがわかった。引張試験中の縫合糸の様子を Fig.3.2.1-10 に示す。

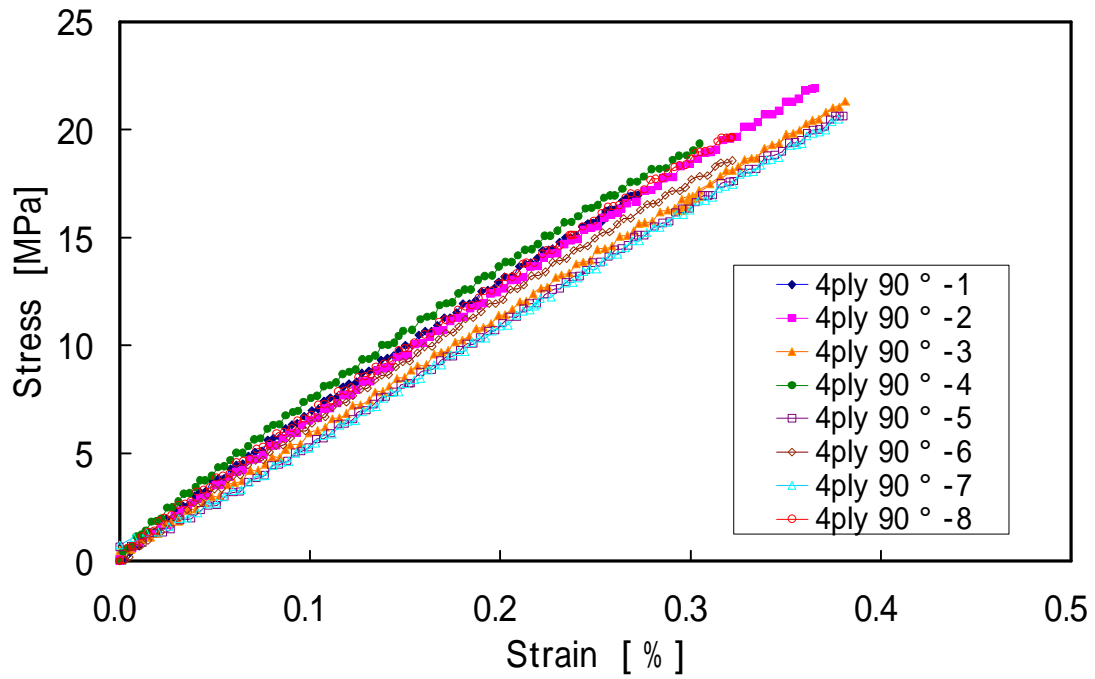


Fig.3.2.1-5 CF/PC 90° 方向の応力-ひずみ線図

Table 3.2.1-4 CF/PC 90° 方向の引張試験結果

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]
1	0.27	16.9
2	0.37	21.9
3	0.30	16.9
4	0.30	19.3
5	0.38	20.6
6	0.32	18.6
7	0.38	20.5
8	0.32	19.7
Average	0.33	19.3

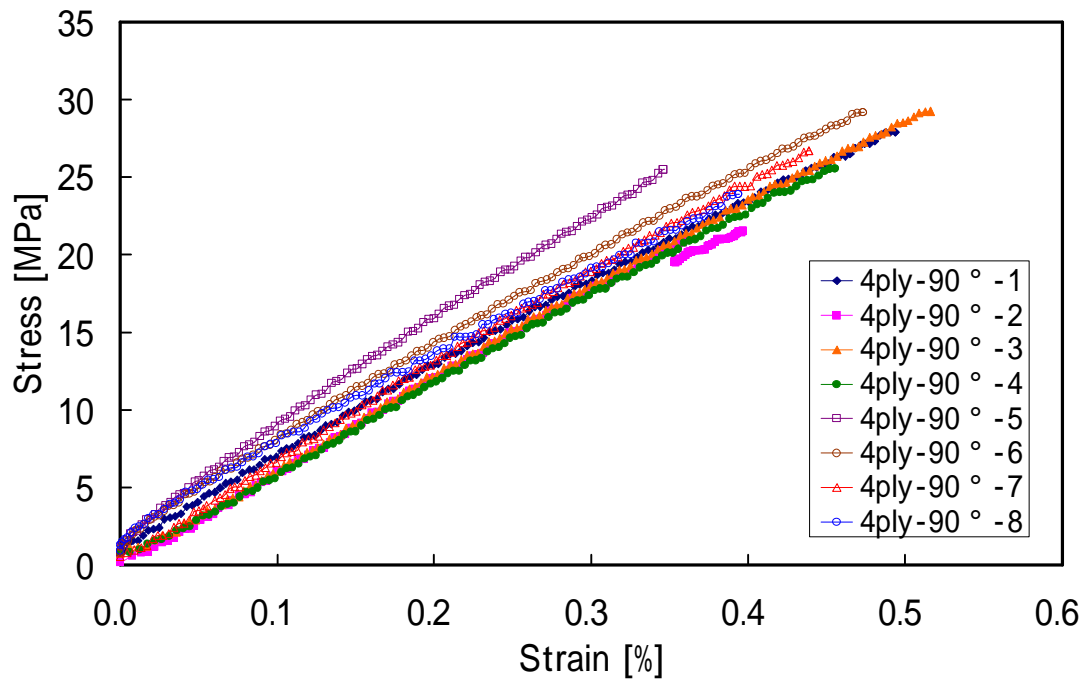


Fig.3.2.1-6 CF/EP 90° 方向の応力-ひずみ線図

Table 3.2.1-5 CF/EP 90° 方向の引張試験結果

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]
1	0.49	27.9
2	0.40	21.5
3	0.52	29.2
4	0.46	25.5
5	0.35	25.5
6	0.47	29.2
7	0.44	26.7
8	0.39	23.9
Average	0.44	26.2

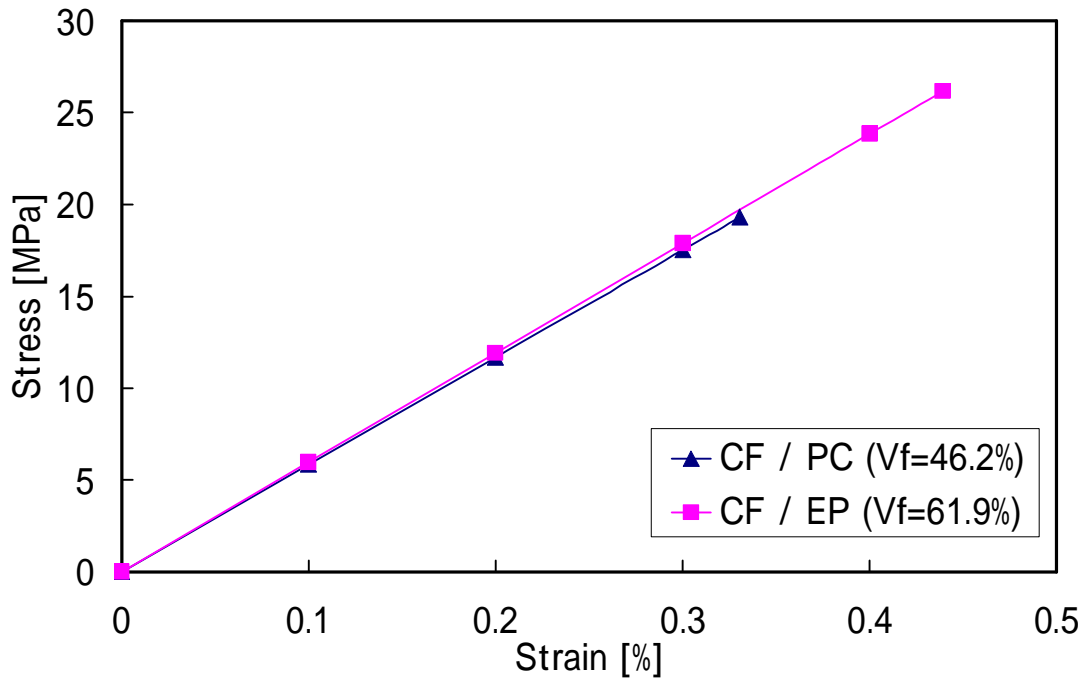


Fig.3.2.1-7 CF/PC 90° 方向と CF/EP 90° 方向の引張特性比較

Table 3.2.1-6 CF/PC, CF/EP 90° 方向の引張特性平均値

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]	Tensile Modulus [GPa]
CF/PC 90° ($V_f = 46.2\%$)	0.33	19.3	5.84
CF/EP 90° ($V_f = 61.9\%$)	0.44	26.2	5.95

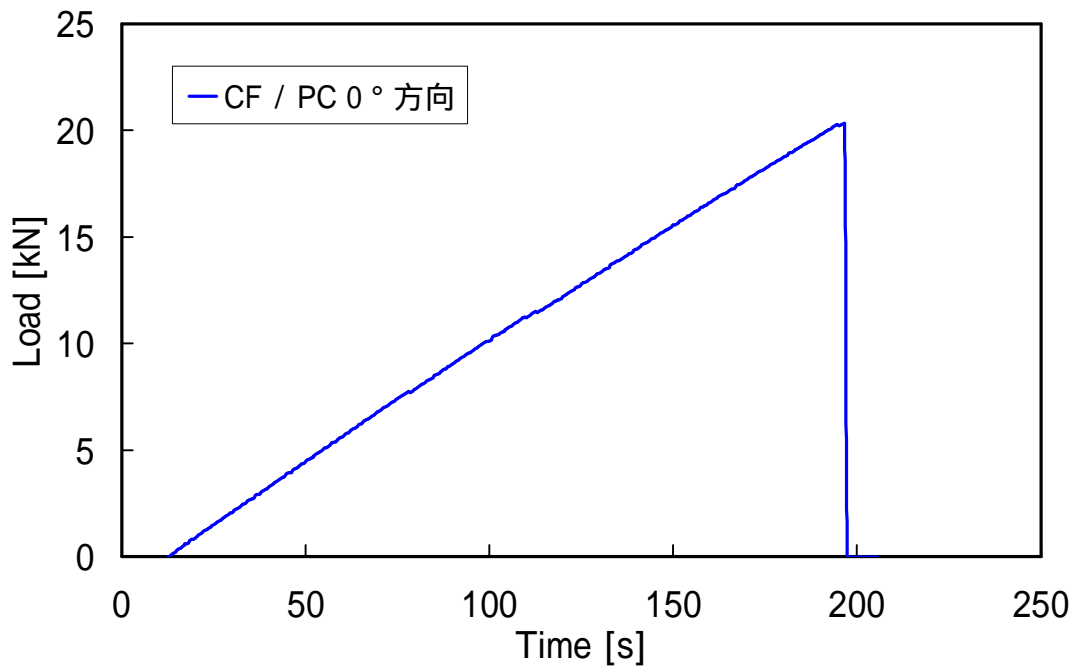


Fig.3.2.1-8 CF/PC 0° 方向の荷重履歴

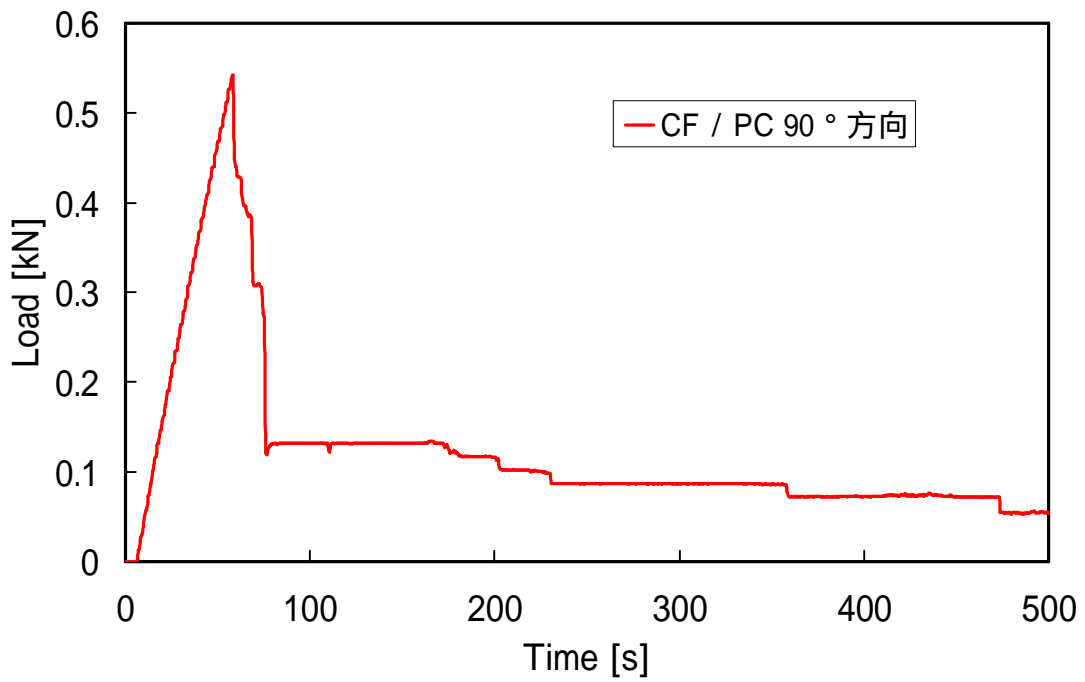


Fig.3.2.1-9 CF/PC 90° 方向の荷重履歴



Fig.3.2.1-10 CF/PC 90° 方向の引張試験における縫合系の影響

UD 複合材料 $\pm 45^\circ$ 方向

さらに、CF/PC の UD 複合材料 $\pm 45^\circ$ 方向の引張試験結果を Fig.3.2.1-11 に示す。試験本数は 5 本である。また、各試験片の引張強度、破断ひずみを Table 3.2.1-7 に示す。

CF/PC $\pm 45^\circ$ 方向の平均引張強度は 217 MPa、平均破断ひずみは 1.0 %、平均ヤング率は 21.7 GPa であることが分かった。また、 $\pm 45^\circ$ 方向の引張試験でも縫合系の影響がある為、 45° 方向の荷重履歴は 90° 方向の荷重履歴と同様の傾向を示した。 45° 方向の荷重履歴を Fig.3.2.1-12 に、引張試験中の縫合系の様子を Fig.3.2.1-13 に示す。

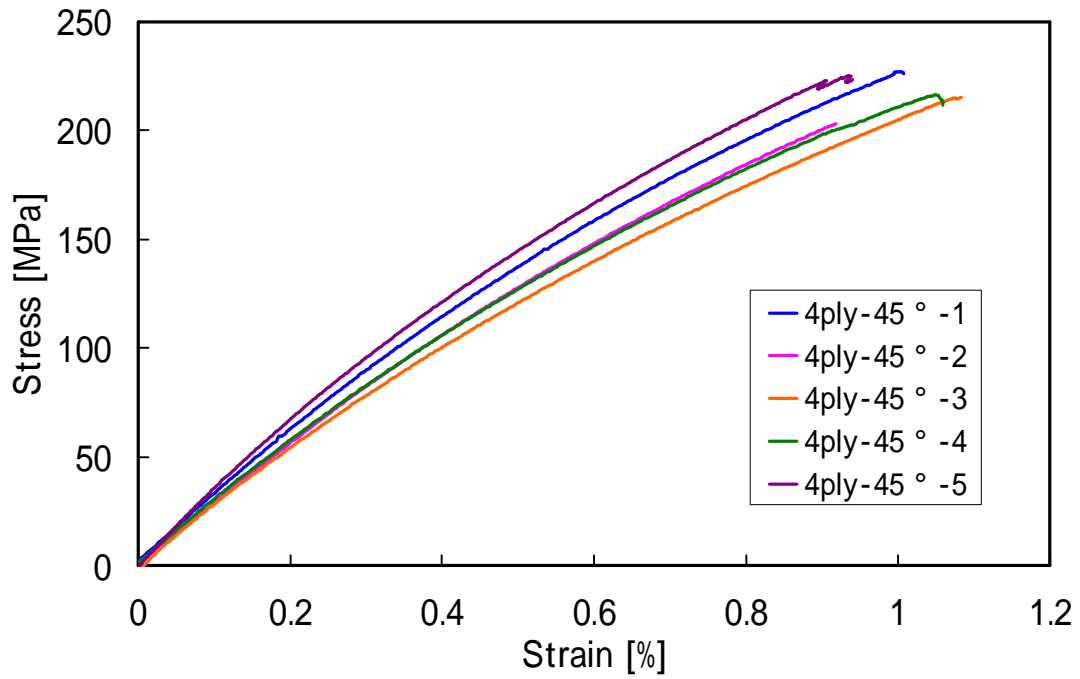


Fig.3.2.1-11 CF/PC ±45° 方向の応力-ひずみ線図

Table 3.2.1-7 CF/PC ±45° 方向 ($V_f = 44\%$) の引張試験結果

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]
1	1.01	227
2	0.92	203
3	1.08	215
4	1.06	216
5	0.94	225
Average	1.00	217

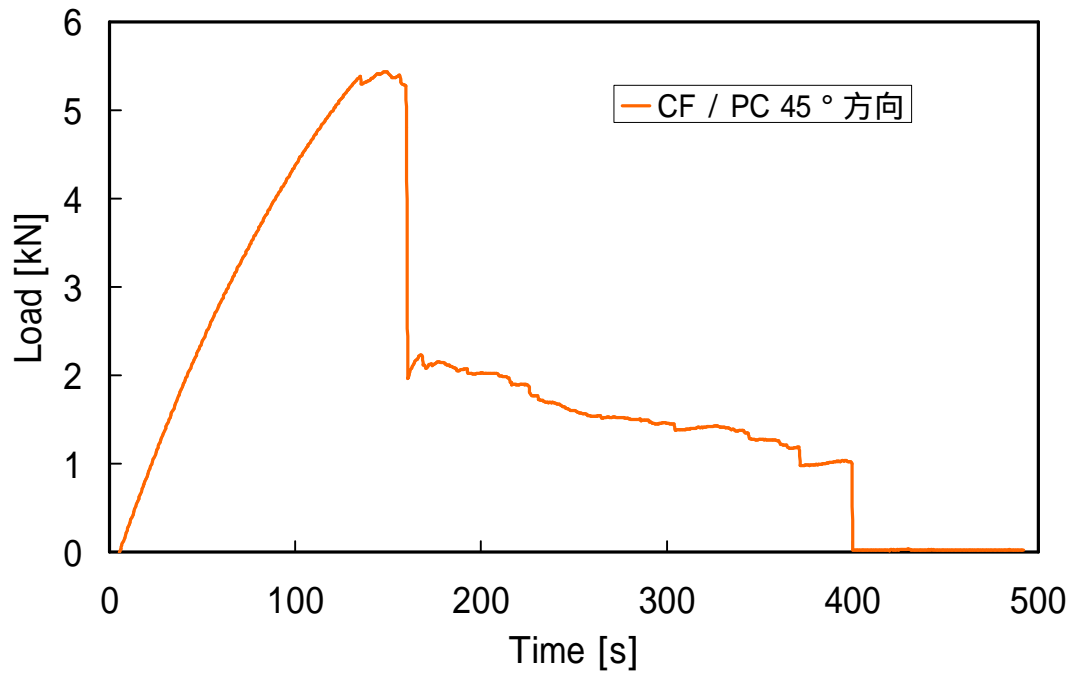


Fig.3.2.1-12 CF/PC ±45°方向の荷重履歴

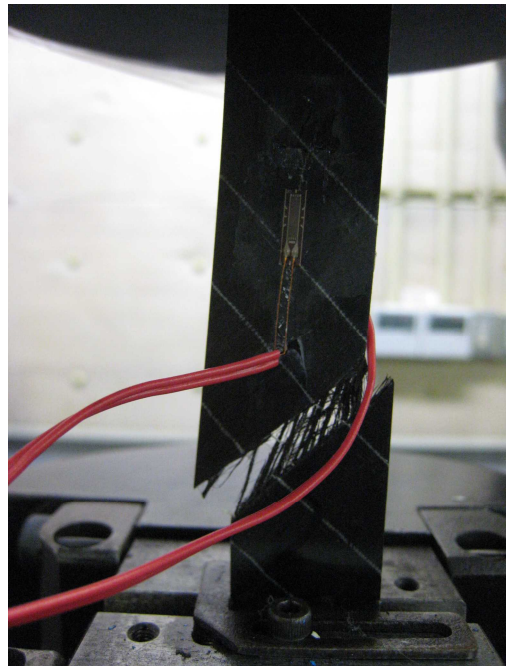


Fig.3.2.1-13 CF/PC ±45°方向の引張試験における縫合系の影響

直交異方性複合材料[0₂/90₂]_s

最後に、CF/PC 及び CF/EP の直交異方性複合材料[0₂/90₂]_s の引張試験結果を Fig.3.2.1-14, Fig.3.2.1-15 に示す。試験本数は CF/PC が 7 本、CF/EP が 4 本である。CF/PC の平均値と CF/EP の平均値の比較を Fig.3.2.1-16 に示す。UD 複合材料 0°方向の試験と同様に、CF/PC と CF/EP の V_f は異なるが、同等の評価を行う為 Fig.3.2.1-16 では CF/EP の V_f を CF/PC と同等の $V_f = 51.4\%$ に換算して補正した。CF/PC、CF/EP 各試験片の引張強度、破断ひずみをそれぞれ Table 3.2.1-8, Table 3.2.1-9 に示す。また、CF/PC、CF/EP (V_f 換算前)、CF/EP (V_f 換算後) の平均引張強度、平均破断ひずみ、平均ヤング率を Table 3.2.1-10 に示す。

CF/PC も CF/EP も破断まではほぼ線形な挙動を示している。CF/PC の平均引張強度は 564 MPa、平均破断ひずみは 1.14 %、平均ヤング率は 49 GPa であり、UD 複合材料 0°方向の引張試験結果と同じく、CF/EP に比べ若干小さかった。

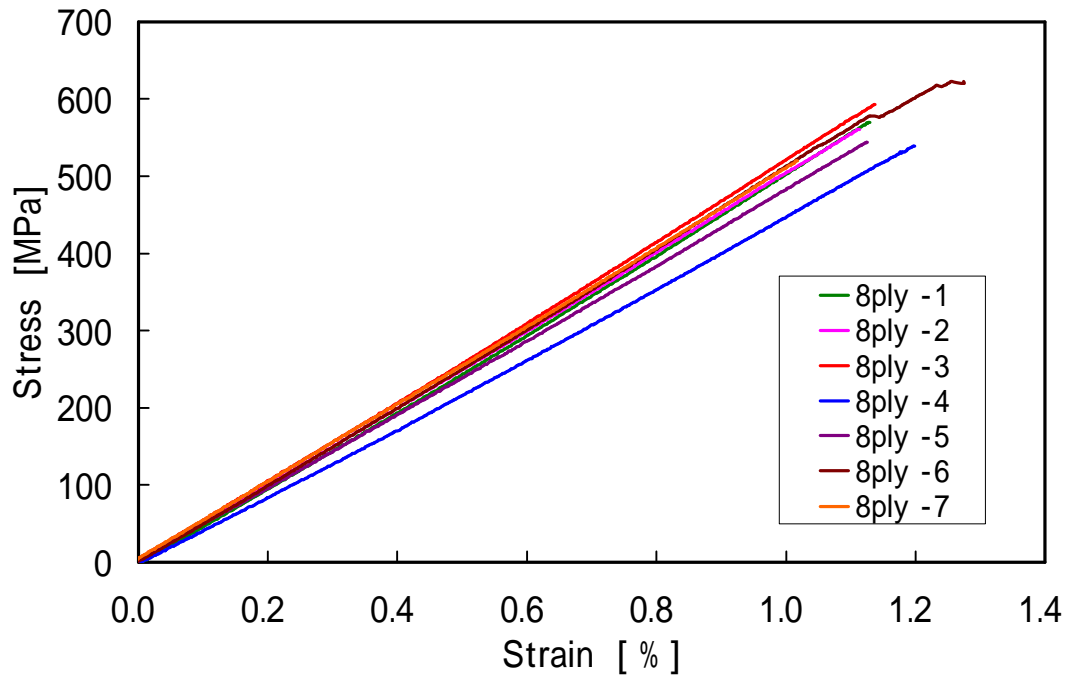


Fig.3.2.13 CF/PC [0₂/90₂]_s の応力-ひずみ線図

Table 3.2.1-8 CF/PC [0₂/90₂]_s の引張試験結果

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]
1	1.13	570
2	1.11	561
3	1.14	592
4	1.20	539
5	1.12	544
6	1.27	622
7	1.02	520
Average	1.14	564

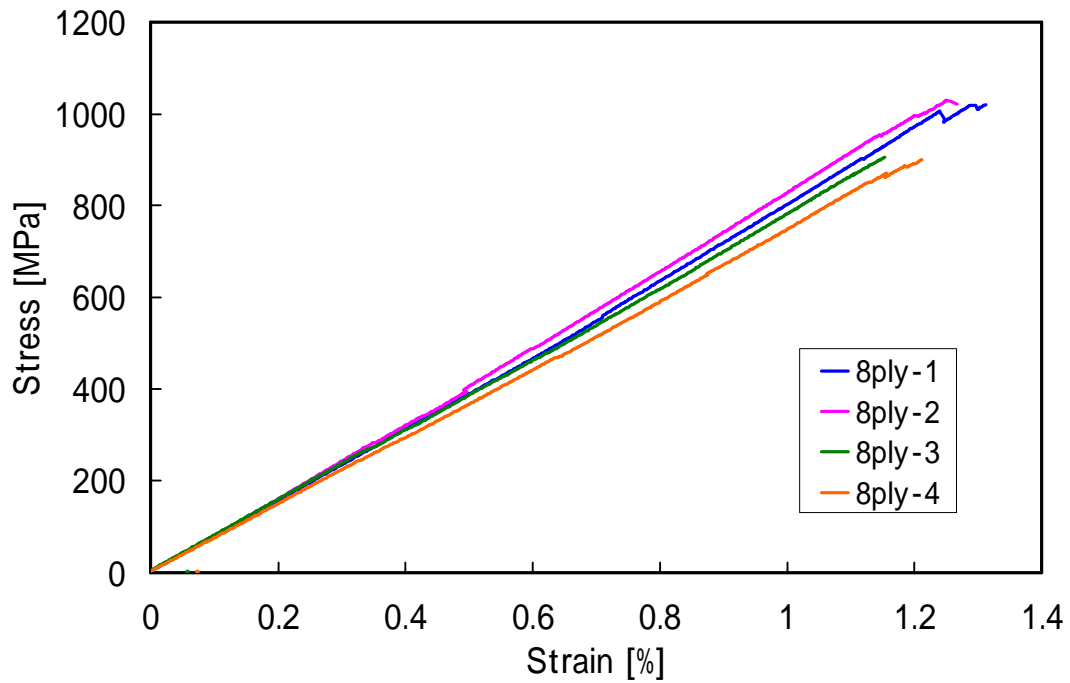


Fig.3.2.14 CF/EP [0₂/90₂]_s の応力-ひずみ線図

Table 3.2.1-9 CF/EP [0₂/90₂]_s の引張試験結果

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]
1	1.31	1020
2	1.39	1101
3	1.15	906
4	1.21	900
Average	1.27	982

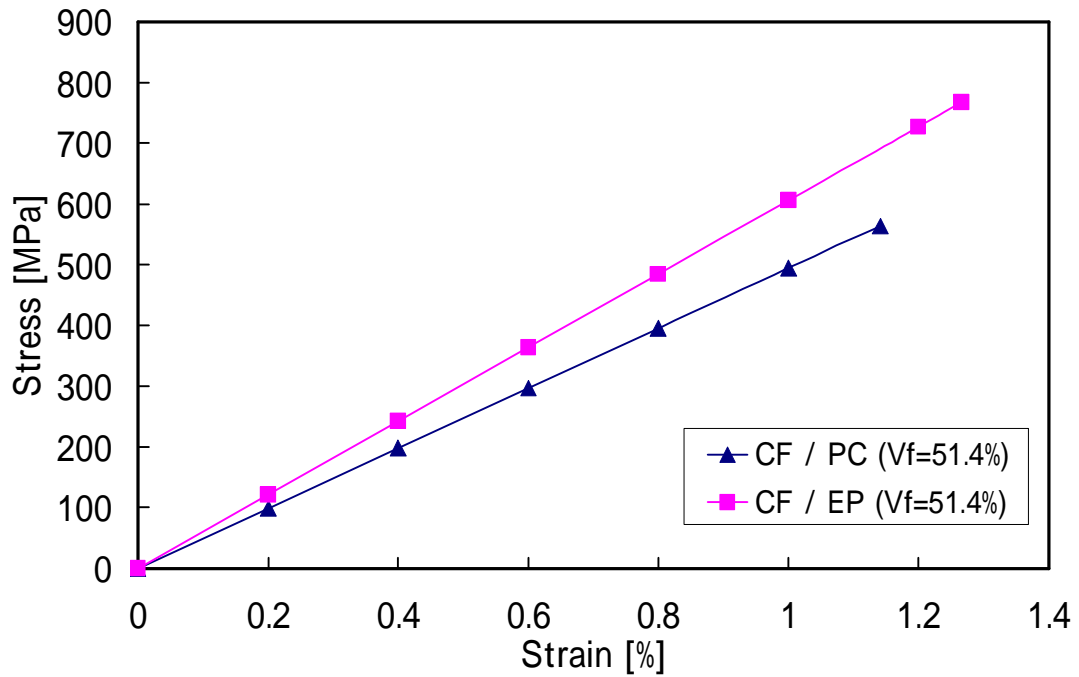


Fig.3.2.15 CF/PC [0₂/90₂]_s と CF/EP [0₂/90₂]_s の引張特性比較

Table 3.2.1-10 CF/PC [0₂/90₂]_s, CF/EP [0₂/90₂]_s の引張特性平均値

	Failure strain [%]	Tensile Strength [MPa]	Tensile Modulus [GPa]
CF/PC [0 ₂ /90 ₂] _s (V _f = 51.4%)	1.14	564	49.4
CF/EP [0 ₂ /90 ₂] _s (V _f = 65.8%)	1.27	982	77.3
CF/EP [0 ₂ /90 ₂] _s (V _f = 51.4%)	1.27	1200	60.6

3.2.2 考察

本成形法は改良段階の成形法であり、積層板中に繊維配向の乱れ、ポイドなどの欠陥が含まれていたことがCF/PCの強度・剛性を低下させた原因と考えられる。また、UD複合材料90°方向ではベクトランが荷重方向に配向している為、樹脂本来の伸びが制限され、CF/PCとCF/EPの剛性が同じ結果になったと考えられる。このことから繊維と垂直方向に縫合処理を施した場合、90°方向の強度特性は樹脂ではなく、縫合糸の特性に強く影響することが分かった。

今回新しく提案した成形法はポイド等の欠陥を減らすためにさらなる改善が必要ではあるが、樹脂単体では剛性の小さいPCの剛性を飛躍的に向上させることが出来たことから、強化繊維とPCの複合化に十分利用可能であると言える。

3.3 理論値（複合則）との比較

引張試験結果を複合則から予測した理論値と比較した。CF/PC の UD 0°方向と直交異方性材 $[0_2/90_2]_s$ の比較結果を Fig.3.3-1 と Fig.3.3-2 に示す。UD 0°方向には式(3.3-1)を直交異方性材 $[0_2/90_2]_s$ には式(3.3-2)の複合則を用いて計算を行った^{9)[10]}。

$$E_{1th} = E_f V_f + E_m (1 - V_f) \quad (3.3-1)$$

$$E_{3th} = \frac{E_{1ex} + E_{2ex}}{2} \quad (3.3-2)$$

ここで E_1 は UD 0°方向のヤング率、 E_2 は UD 90°方向のヤング率、 E_3 は直交異方性材 $[0_2/90_2]_s$ のヤング率であり、添え字の th は理論値、ex は実験値を示している。また、 E_f 、 E_m および V_f はそれぞれ炭素繊維のヤング率、PC のヤング率、炭素繊維含有率である。 E_f 、 E_m は 2 . 1 で示した値を用いた。

その結果、UD 0°方向では $E_{1th}=131.8$ GPa となり、試験結果 $E_{1ex}=89.9$ GPa と大きな差があった。そこで、引張試験片断面の観察結果 (Fig.2.3) からポイド率 V_v を、積層板中のベクトラン質量からベクトラン含有率 V_s を考慮し、再度計算を行った。ポイド率 V_v 、ベクトラン含有率 V_s を考慮した際の計算方法を以下に示す。

まず、ポイドを除いた複合材の体積を求める。ポイドを除いた体積 V' は

$$V' = (1 - V_v) \cdot V \quad (3.3-3)$$

で表される。本研究では $V_v=4.76\%$ とし計算した。次に、 V' におけるマトリクスの含有率 V'_m とベクトラン含有率 V'_s を求める。 V' におけるマトリクスの含有率は、

$$V'_m = \frac{V_m}{V'} \quad (3.3-4)$$

となり、 V' におけるベクトランの含有率は、

$$V'_s = \frac{V_s}{V'} \quad (3.3-5)$$

となる。よって、 V' における繊維含有率 V'_f は全体から V'_m と V'_s を引いたもの

なので、

$$V_f' = 1 - V_m' - V_s' \quad (3.3-6)$$

となる。 V' における繊維含有率 V_f' を式(3.3-1)に代入し、 V' における弾性係数 E'_{1th} を求める式(3.3-7)を得る。

$$E'_{1th} = (1 - V_f') \cdot E_m + V_f' \cdot E_f \quad (3.3-7)$$

本研究では、ポイド率 $V_v = 4.76\%$ 、ベクトラン含有率 $V'_s = 3.32\%$ で再度計算を行ったところ、 $E'_{1th} = 114.4$ GPa となり、試験結果 $E_{1ex} = 89.9$ GPa に近い傾向を示した。しかし、それでも試験結果と理論値に大きな差がある為、さらに縫合による面内の機械特性の劣化等を調べ、補正する必要があることが分かった。

一方、直交異方性材 $[0_2/90_2]_s$ では $E_{3th} = 54.9$ GPa となり、試験結果 $E_{3ex} = 49.4$ GPa に近い傾向を示した。このことから一般的な積層板の複合則を用いることで、CF/PC 積層板の剛性を予測可能であると言える。本研究では、 $0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ$ 方向の剛性が得られたので擬似等方性複合材料 $[-45/0/45/90]_s$ の剛性も予測可能である。

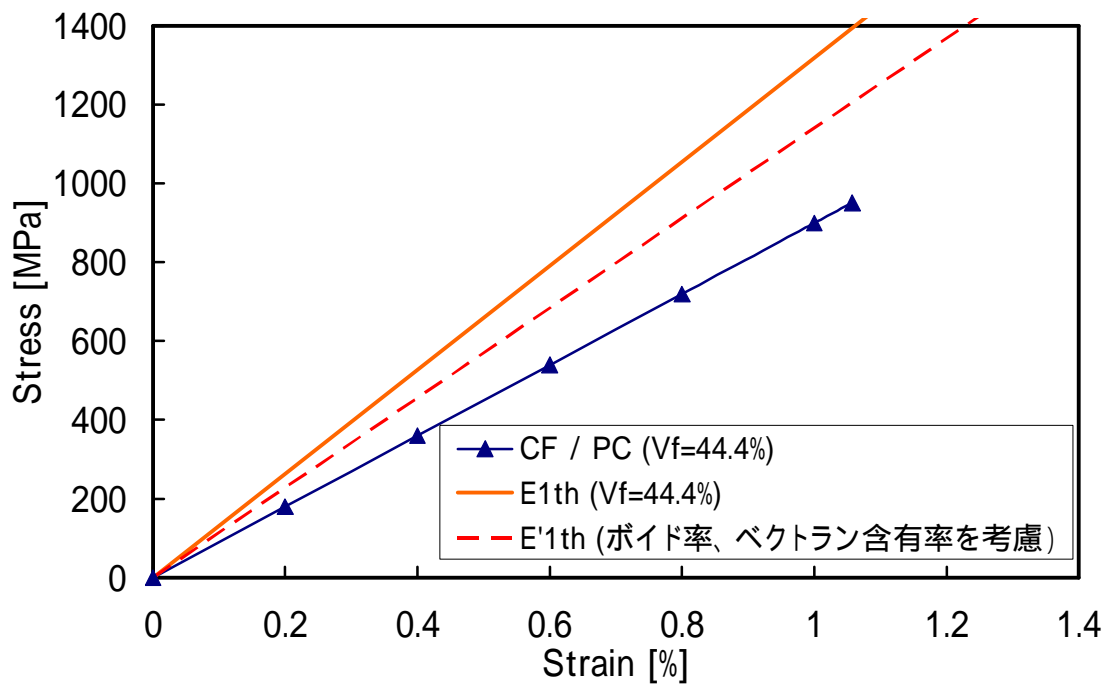


Fig.3.3-1 CF/PC-UD 0°方向の試験結果と理論値の比較

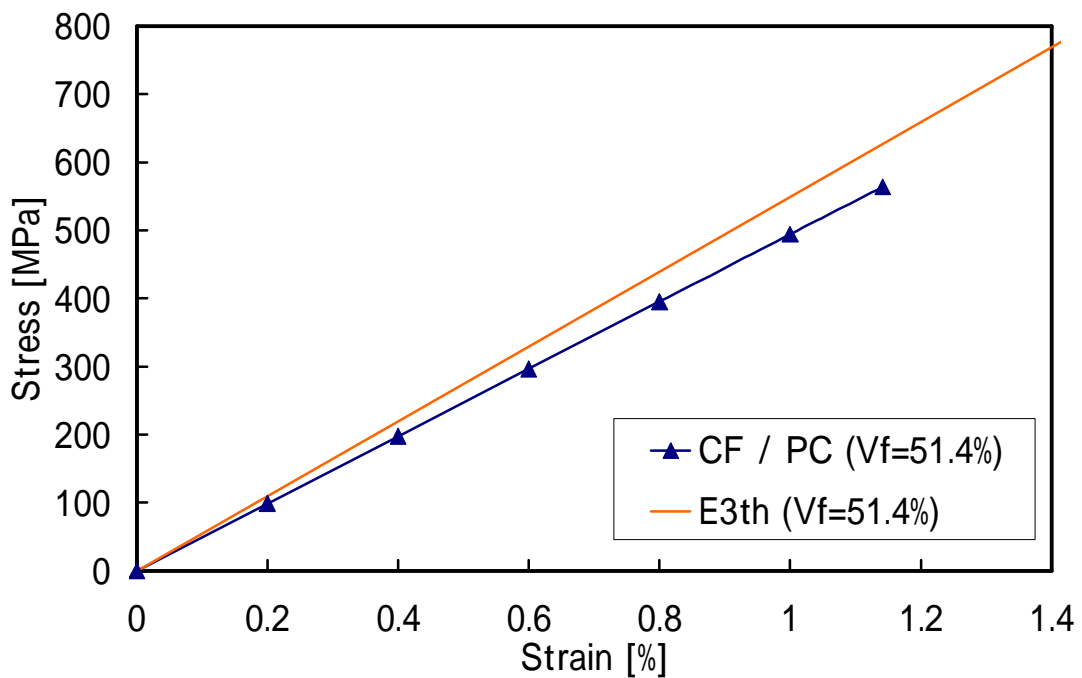


Fig.3.3-2 CF/PC[0₂/90₂]sの試験結果と理論値の比較

第4章 衝撃試験

4.1 試験片および試験方法

CFRPの損傷には、繊維破断、クラック、層間剥離など目視できない内部損傷があり、強度低下を引き起こす要因となる。航空機などに用いられるCFRPの損傷発生要因としては、工具の落下など異物衝突が挙げられる。その再現として、低速落錘型試験が行われている。複合材の分野では、統一規格はないため、NASAやBoeing社は独自に規格を設けている。SACMA規格は、Boeing社の社内規格にもなっており、広く用いられているため、SACMA規格を参考に低速衝撃試験を行った。

試験片はCF/PCの直交異方性複合材料 $[0_2/90_2]_s$ であり、試験片寸法は、幅100mm、長さ150mm、平均板厚2.4mmである。試験機は、落錘型衝撃試験機(Dynatup 9250HV, INSTRON製)を用い、先端径16mmのインパクトを使用した。衝撃エネルギーはインパクトを落とす高さ、落錘重量を変えることにより、変化させた。付与したエネルギーは5J/mm、10J/mm、15J/mm、20J/mmの4種類である。本試験でもCF/EPを用意し、比較した。試験機の外観をFig.4.1-1に、インパクトとSACMA規格用の治具をFig.4.1-2に示す。また、CF/PC、CF/EP各試験片の板厚、繊維含有率、付与したエネルギーをTable 4.1に示す。

衝撃後、3次元形状測定装置(KS-1100, KEYENCE製)を用い、衝撃点のデント深さとデント面積の計測を行った。さらに内部損傷を調べる為、軟X線探傷装置(SOFTEX製)で観察した。

Table 4.1 試験片の板厚、繊維含有率、及び付与したエネルギー

Number	Thickness [mm]	V_f [%]	Energy/Thickness [J/mm]
CF/PC-1	2.360	49.54	5
CF/PC-2	2.382	49.54	10
CF/PC-3	2.457	48.22	15
CF/PC-4	2.413	46.80	20
CF/EP-1	1.822	68.47	5
CF/EP-2	1.682	65.78	10
CF/EP-3	1.726	65.85	15
CF/EP-4	1.690	62.92	20

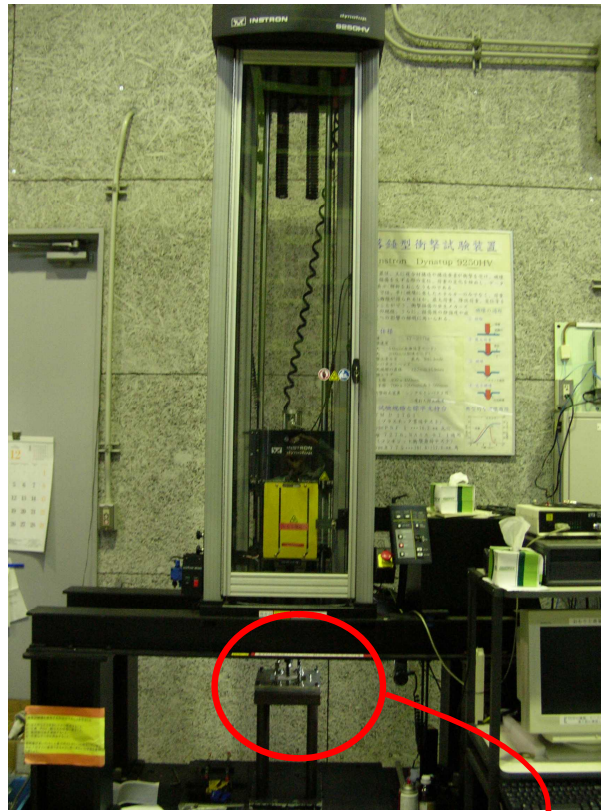


Fig.4.1-1 落錘型衝撃試験機

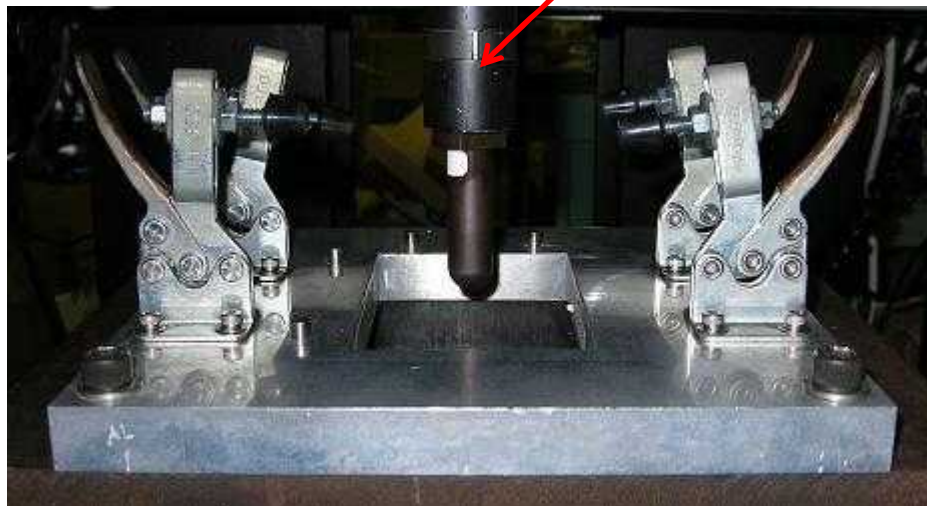


Fig.4.1-2 インパクト及び SACMA 規格用の治具

4.2 試験結果と考察

4.2.1 評価方法

最初に、低速衝撃試験における荷重とエネルギーについて説明する。試験片に衝撃を付与すると、試験片からの反力が試験機のインパクトにかかる。この反力の大きさを試験機のロードセルが感知し、荷重を測定している。材料によって荷重に耐えられる限界が存在するため、その荷重以上の衝撃を付与すると試験片は弾性変形域を超えて、破壊へと至る。すると、ロードセルへの反力は感知されず、極端に荷重が落ちることになる。次にエネルギーについて説明する。本試験で用いる試験機は、自由落下によってエネルギーを付与するものである。そのため、付与するエネルギーは、錘の重量とインパクトを落とす高さによって算出される位置エネルギーと等しい。試験片に衝撃を付与すると、試験片がエネルギーを吸収するが、全てのエネルギーを吸収するわけではなく、試験機のインパクトは跳ね返され、再び位置エネルギーへと変換される。つまり、全衝撃エネルギーは試験片が吸収するエネルギーと試験後の位置エネルギーの和に等しい。また試験片が弾性変形域を超え破壊へと至った場合、その試験片が吸収したエネルギーは荷重が耐えられなくなった時点（荷重が0になった時点）でのエネルギーとなる。本研究では、試験片が吸収したエネルギーを付与した総エネルギーで割った値をエネルギー吸収率として求め、評価した。

4.2.2 試験結果

衝撃エネルギー 5 J/mm

最初に、CF/PC-1 と CF/EP-1 に 5 J/mm の衝撃エネルギーを付与した後の観察写真をそれぞれ Fig.4.2.2-1, Fig.4.2.2-2 に示す。両者とも衝撃点でほとんど変形せず、大きな損傷は観察されなかった。Fig.4.2.2-3 はその際の荷重・エネルギー履歴である。両者とも荷重は山なりであり、0 から最大値になり再び 0 になっている。エネルギーは最大値になってから、ある一定の値に収束していることがわかる。よって、これらの試験片は 5.0J/mm の衝撃エネルギーに耐えていることがわかる。Table 4.2.2-1 に CF/PC-1、CF/EP-1 に与えた総エネルギー、吸収したエネルギー及び衝撃エネルギー吸収率を示す。衝撃エネルギー吸収率は吸収したエネルギーを総エネルギーで割った値である。

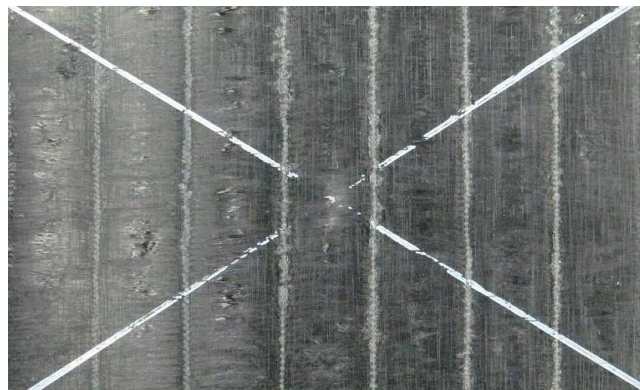


Fig.4.2.2-1 衝撃付与後の CF/PC 観察結果（衝撃エネルギー 5 J/mm）



Fig.4.2.2-2 衝撃付与後の CF/EP 観察結果（衝撃エネルギー 5 J/mm）

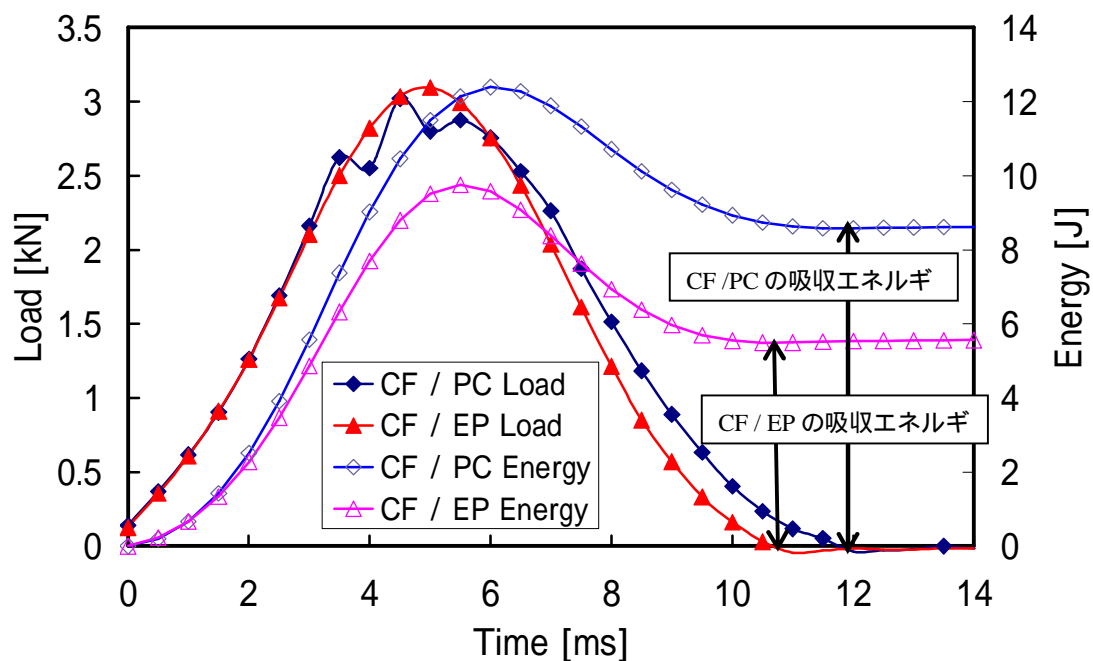


Fig.4.2.2-3 荷重・エネルギー履歴曲線（衝撃エネルギー 5 J/mm）

Table 4.2.2-1 衝撃試験結果（衝撃エネルギー 5 J/mm）

	板厚 [mm]	与えた エネルギー [J]	試験片が吸収した エネルギー [J]	エネルギー吸収率 [%]
CF/PC-1	2.36	11.8	8.58	72.7
CF/EP-1	1.82	9.1	5.52	60.6

衝撃エネルギー 10 J/mm

次に、CF/PC-2 と CF/EP-2 に 10 J/mm の衝撃エネルギーを付与した後の観察写真をそれぞれ Fig.4.2.2-4, Fig.4.2.2-5 に示す。CF/PC では衝撃点が大きく変形したが、CF/EP では衝撃点はほとんど変形せず、縫合糸に沿って破壊が起こった。Fig.4.2.2-6 にその際の荷重・エネルギー履歴を示す。Fig.4.2.2-6 から、CF/PC は 10 J/mm の衝撃エネルギーに耐えていることが分かる。一方、CF/EP は荷重が極端に下がる箇所があるため衝撃に耐え切れずに破壊されていることが分かる。Table 4.2.2-2 に CF/PC-2、CF/EP-2 に与えた総エネルギー、吸収したエネルギー及び衝撃エネルギー吸収率を示す。

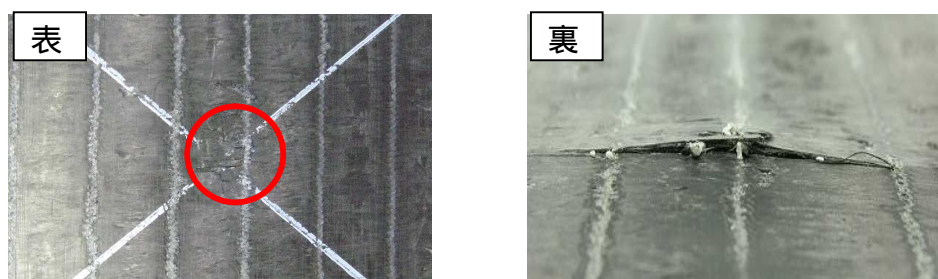


Fig.4.2.2-4 衝撃付与後の CF/PC 観察結果 (衝撃エネルギー 10 J/mm)

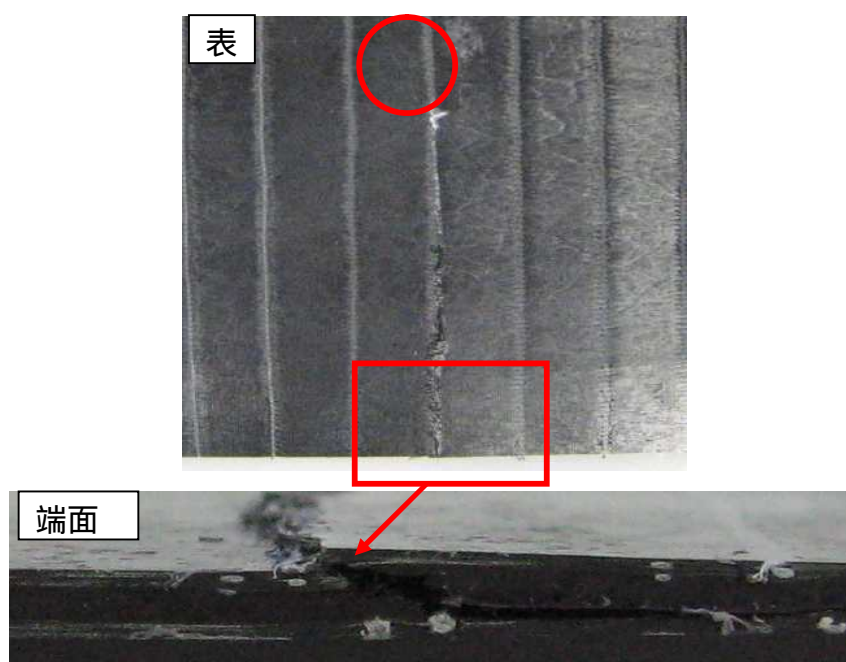


Fig.4.2.2-5 衝撃付与後の CF/EP 観察結果 (衝撃エネルギー 10 J/mm)

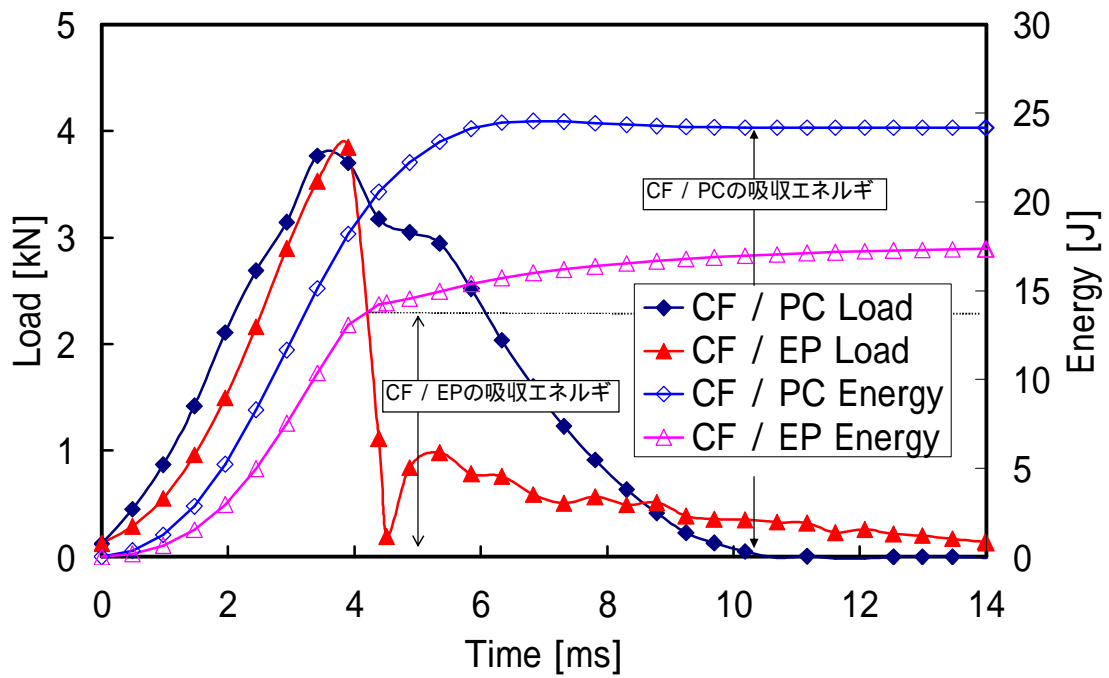


Fig.4.2.2-6 荷重・エネルギー履歴曲線（衝撃エネルギー 10 J/mm）

Table 4.2-2 衝撃試験結果（衝撃エネルギー 10 J/mm）

	板厚 [mm]	与えた エネルギー [J]	試験片が吸収した エネルギー [J]	エネルギー吸収率 [%]
CF/PC-2	2.38	23.8	23.3	98.0
CF/EP-2	1.68	16.8	14.22	84.6

衝撃エネルギー 15 J/mm

次に、CF/PC-3 と CF/EP-3 に 15 J/mm の衝撃エネルギーを付与した後の観察写真をそれぞれ Fig.4.2.2-7, Fig.4.2.2-8 に示す。衝撃エネルギー 10 J/mm の衝撃試験と同様に、CF/PC では衝撃点が大きく変形したが、CF/EP では衝撃点はほとんど変形せず、縫合糸に沿って破壊が起こった。Fig.4.2.2-9 にその際の荷重・エネルギー履歴を示す。損傷形態は異なるが、両者とも荷重が極端に下がる箇所があるため衝撃に耐え切れずに破壊されていることが分かる。Table 4.2.2-3 に CF/PC-3、CF/EP-3 に与えた総エネルギー、吸収したエネルギー及び衝撃エネルギー吸収率を示す。

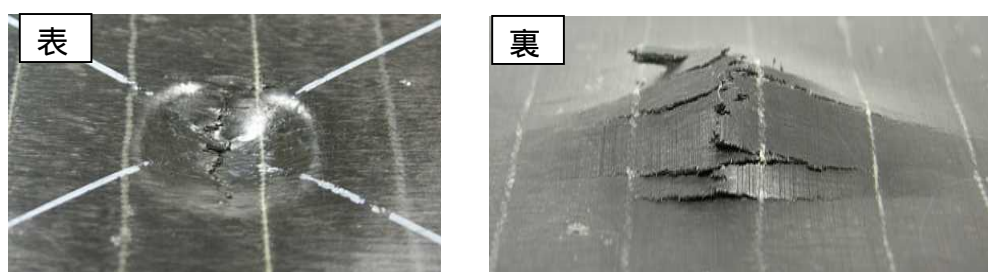


Fig.4.2.2-7 衝撃付与後の CF/PC 観察結果 (衝撃エネルギー 15 J/mm)

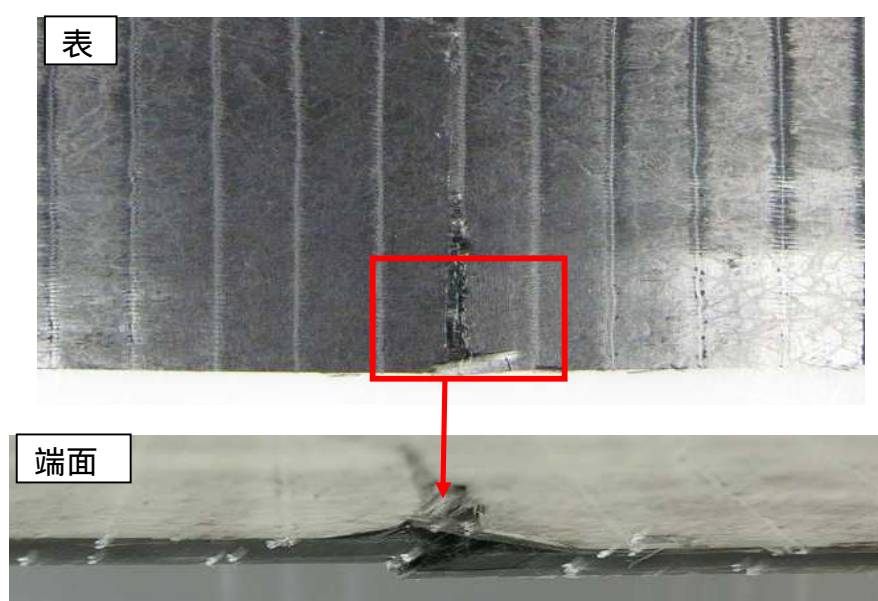


Fig.4.2.2-8 衝撃付与後の CF/EP 観察結果 (衝撃エネルギー 15 J/mm)

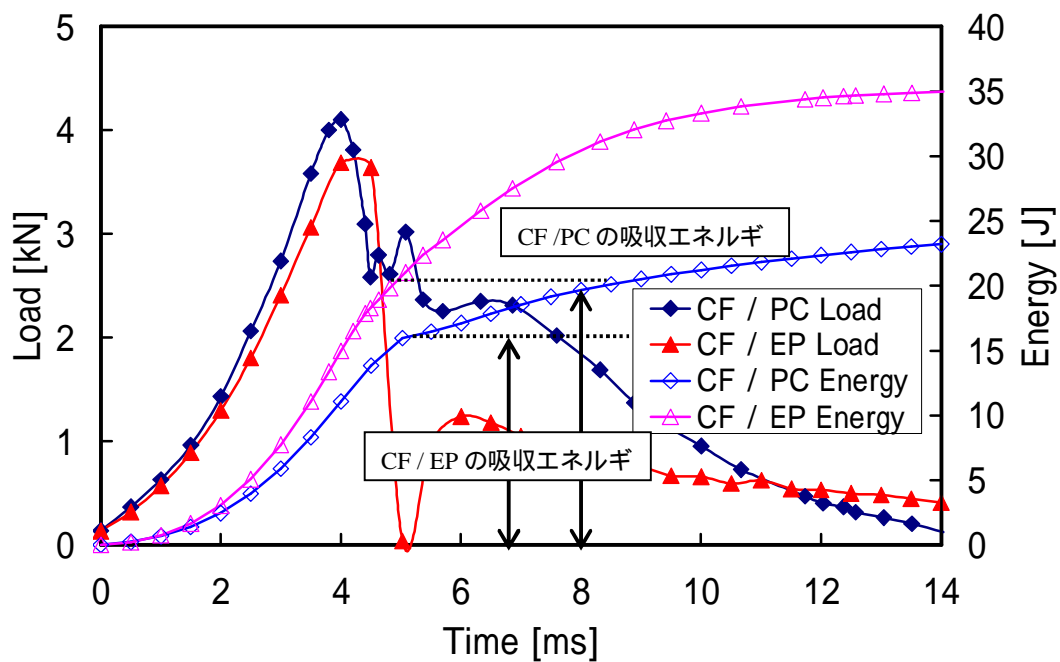


Fig.4.2.2-9 荷重・エネルギー履歴曲線（衝撃エネルギー 15 J/mm）

Table 4.2.2-3 衝撃試験結果（衝撃エネルギー 15 J/mm）

	板厚 [mm]	与えた エネルギー [J]	試験片が吸収した エネルギー [J]	エネルギー吸収率 [%]
CF/PC-3	2.46	36.9	18.93	51.3
CF/EP-3	1.73	26.0	15.96	61.4

衝撃エネルギー 20 J/mm

最後に、CF/PC-4 と CF/EP-4 に 20 J/mm の衝撃エネルギーを付与した後の観察写真をそれぞれ Fig.4.2.2-10, Fig.4.2.2-11 に示す。20 J/mm では CF/PC が成形不良であり、端面に層間はく離が発生してしまった為に、大きな変形は観察できなかった。CF/EP では 10 J/mm、15 J/mm の同様に、衝撃点はほとんど変形せず、縫合糸に沿って破壊が起こった。Fig.4.2.2-12 にその際の荷重・エネルギー履歴を示す。両者とも荷重が極端に下がる箇所があるため衝撃に耐え切れず、破壊されていることが分かる。Table 4.2.2-4 に CF/PC-4、CF/EP-4 に与えた総エネルギー、吸収したエネルギー及び衝撃エネルギー吸収率を示す。

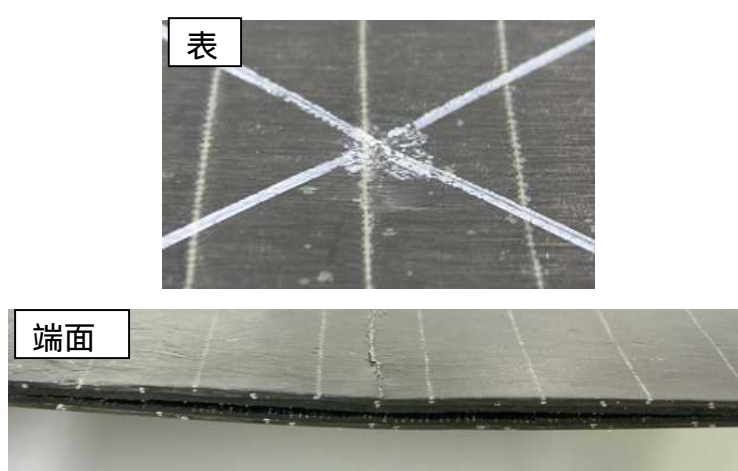


Fig.4.2.2-10 衝撃付与後の CF/PC 観察結果（衝撃エネルギー 20 J/mm）

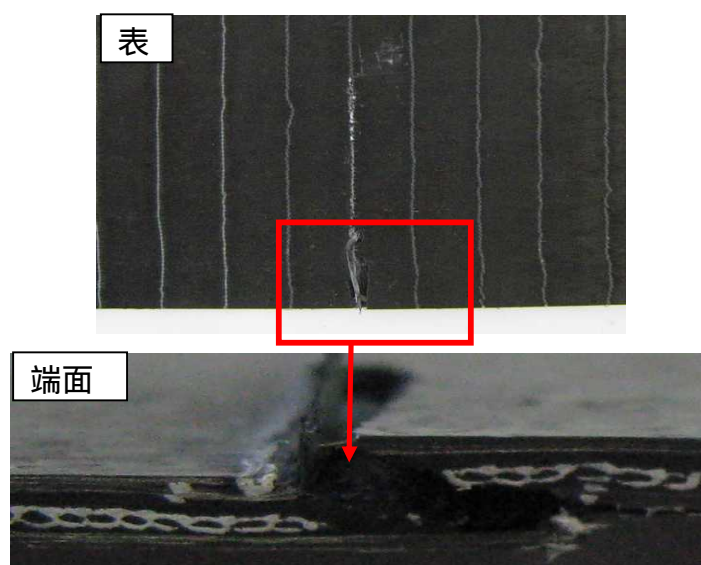


Fig.4.2.2-11 衝撃付与後の CF/EP 観察結果（衝撃エネルギー 20 J/mm）

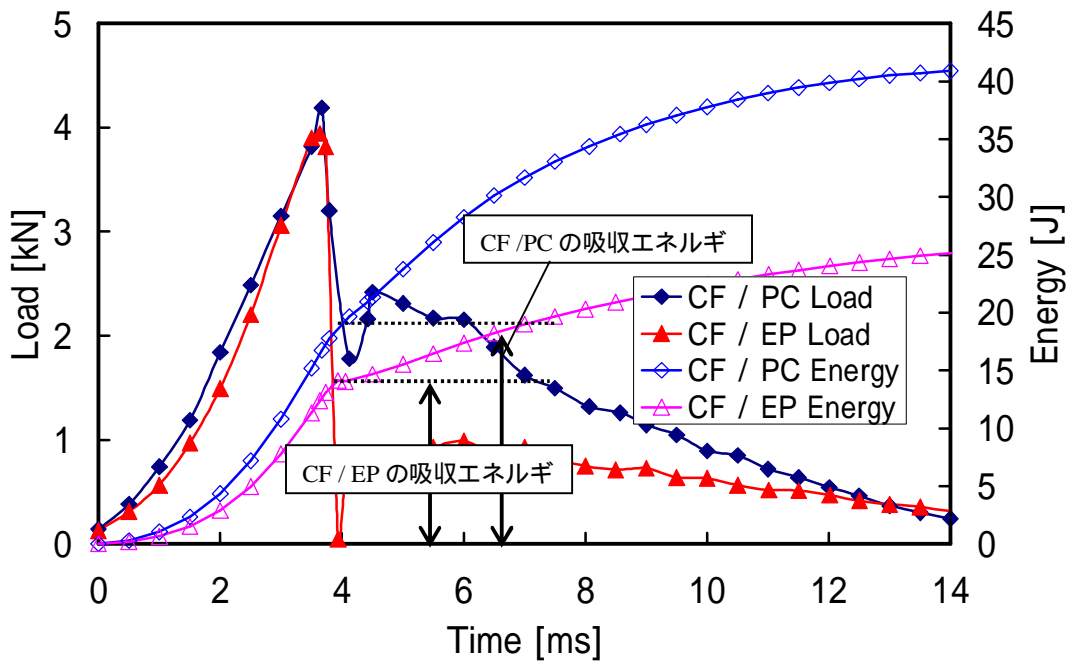


Fig.4.2.2-12 荷重・エネルギー履歴曲線（衝撃エネルギー 20 J/mm）

Table 4.2.2-4 衝撃試験結果（衝撃エネルギー 20 J/mm）

	板厚 [mm]	与えた エネルギー [J]	試験片が吸収した エネルギー [J]	エネルギー吸収率 [%]
CF/PC-4	2.41	48.2	19.7	40.8
CF/EP-4	1.69	33.8	14.1	41.7

4.2.3 考察

CF/PC では衝撃点が大きく変形したが、CF/PC では衝撃点がほとんど変形せず、縫合系に沿って破壊が起こった。これは CF/PC の方は面外剛性が小さいことを示し、面外荷重に対して繊維より樹脂の影響が大きいと考えられる。また、衝撃エネルギー 5 J/mm、10 J/mm では CF/PC の衝撃エネルギー吸収率は CF/EP に比べ、10 % ~ 15 % 大きかった。これらのことより、CF/PC の方が CF/EP よりもエネルギー吸収特性に優れていることが明らかとなった。衝撃エネルギー 15 J/mm、20 J/mm では、CF/EP の方が高いエネルギー吸収率を示しているが、CF/PC、CF/EP とともに貫通限界を超えている為、一概に比較できないと言える。

4.3 衝撃試験後の観察結果

4.3.1 3次元レーザー形状測定

衝撃試験後、各試験片のデント深さ及びデント面積を求めるため、3次元レーザー形状測定装置（KS-1100，KEYENCE 製）を用い、デント計測を行った。測定範囲は、試験片中央部 20 mm×20 mm とした。試験機の外観を Fig.4.3.1-1 に示す。また、各衝撃エネルギーの CF/PC、CF/EP の形状測定結果を Fig.4.3.1-2 ~ Fig.4.3.1-5 に示す。さらに、Table 4.3.1 に測定結果の詳細を示し、Fig.4.3.1-6 に CF/PC と CF/EP のデント深さの比較結果を、Fig.4.3.1-7 にデント面積の比較結果を示す。Fig.4.3.1-7 で CF/EP 5 J/mm の結果がない理由は、縫合糸上に衝撃点があるために正確なデント面積測定が困難であったからである。

CF/PC は 15 J/mm まで衝撃エネルギーが大きいものほど衝撃点のデントは深くなり、デント面積も大きくなることが分かった。一方、CF/FP は衝撃エネルギーが変化しても、デント深さ、デント面積ともにほとんど変化しないことが分かった。CF/PC の衝撃エネルギー 20 J/mm でデントが深くならなかったのは、試験片が成形不良であり、端面に層間はく離が発生してしまったからと推測される。



Fig.4.3.1-1 3次元レーザー形状測定装置

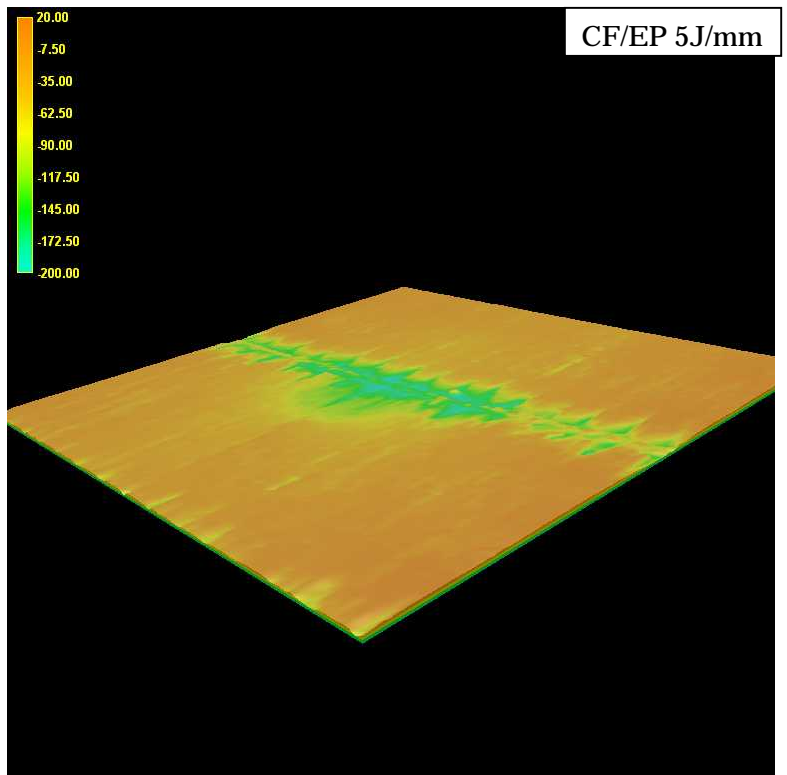
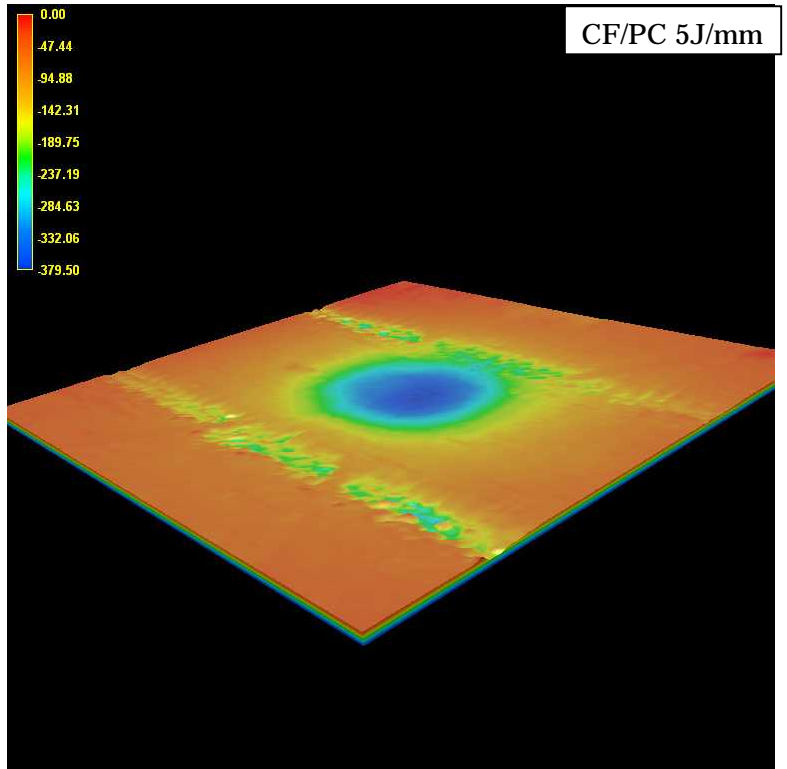


Fig.4.3.1-2 デント測定結果（衝撃エネルギー 5 J/mm）

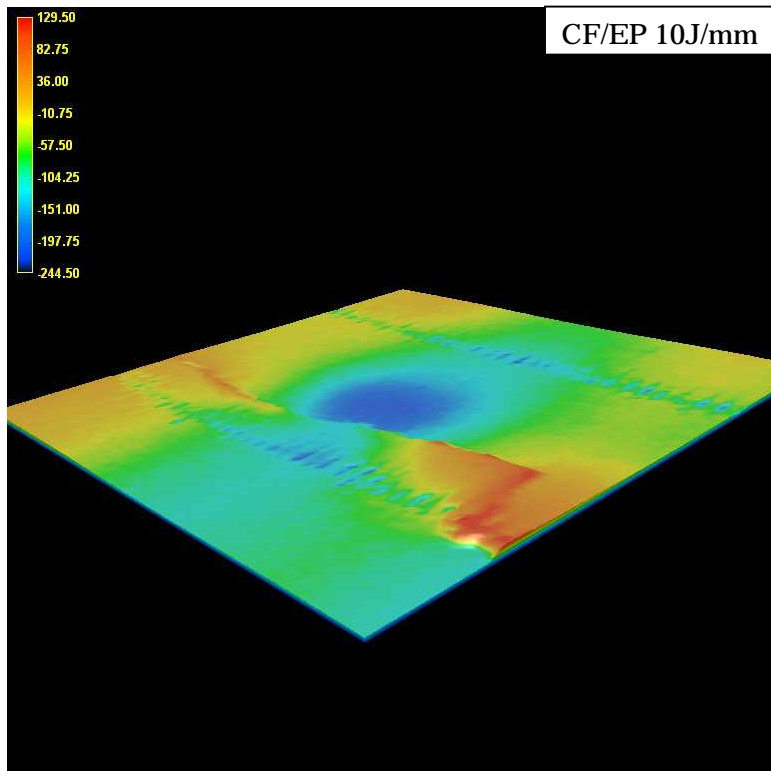
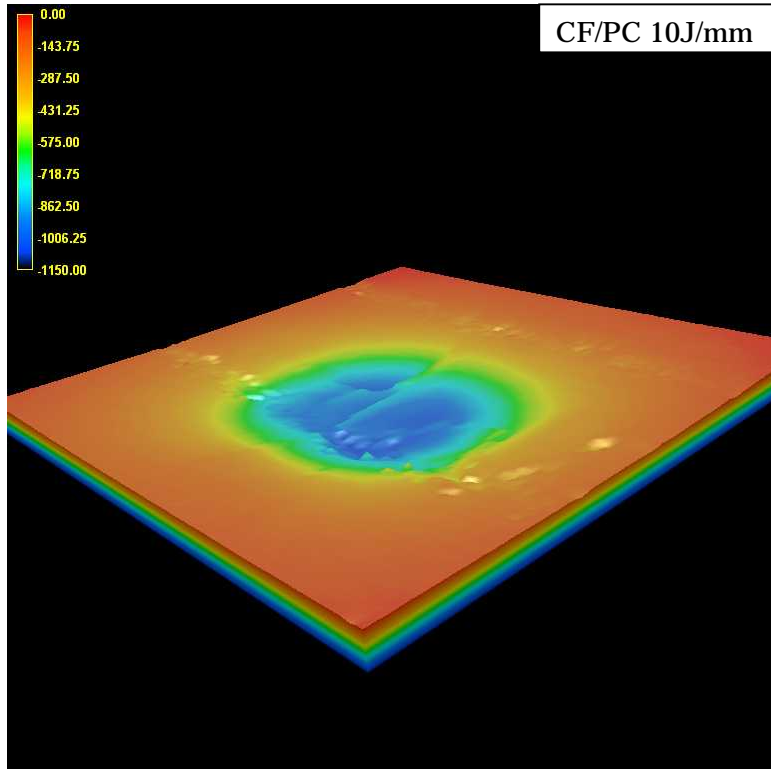


Fig.4.3.1-3 デント測定結果（衝撃エネルギー 10 J/mm）

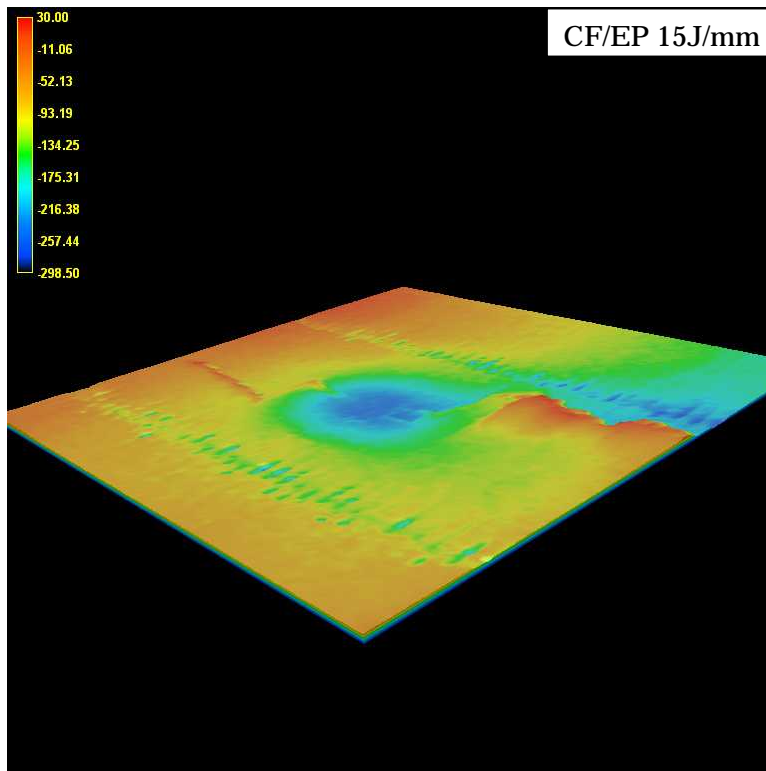
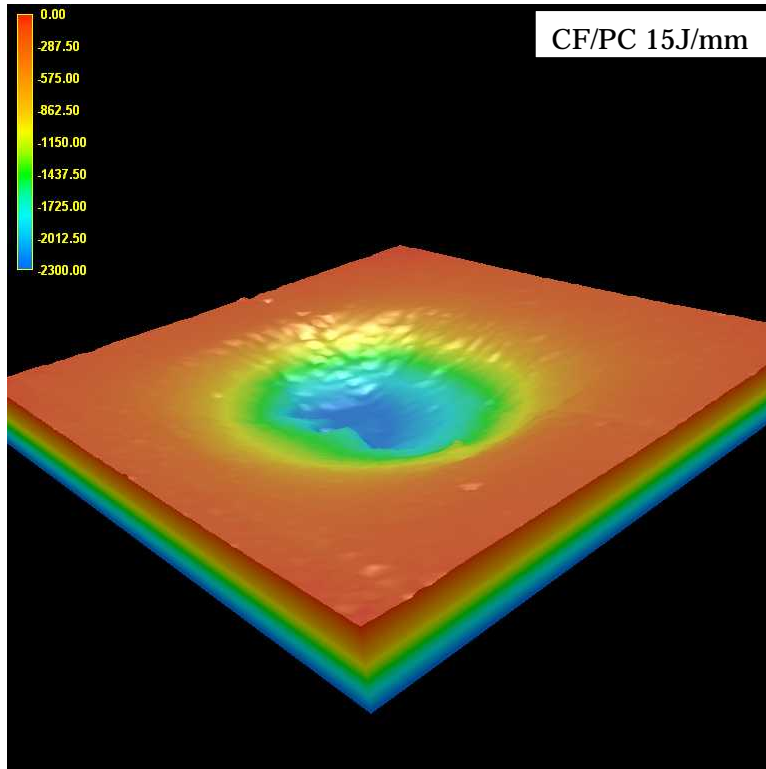


Fig.4.3.1-4 デント測定結果（衝撃エネルギー 15 J/mm）

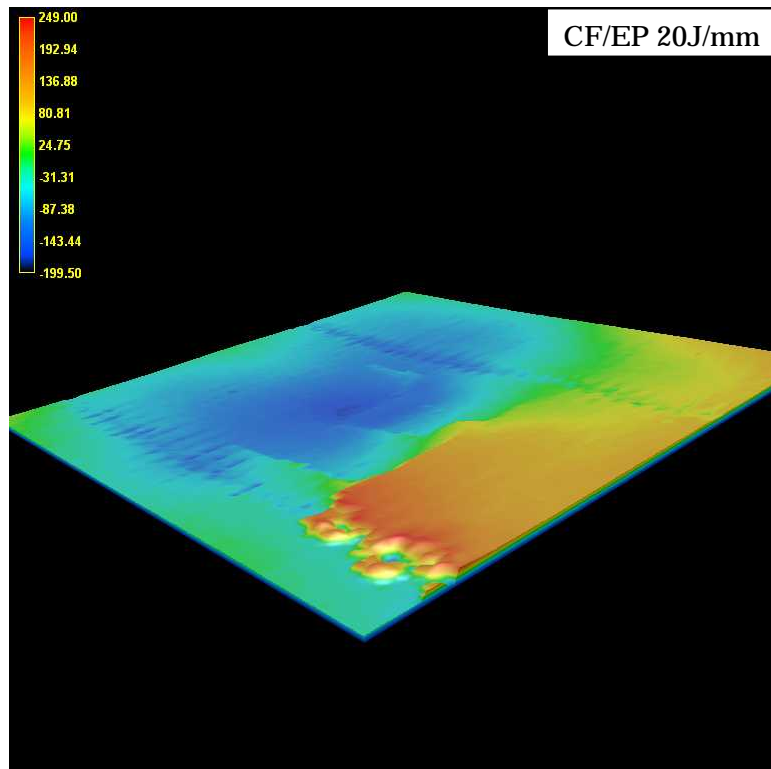
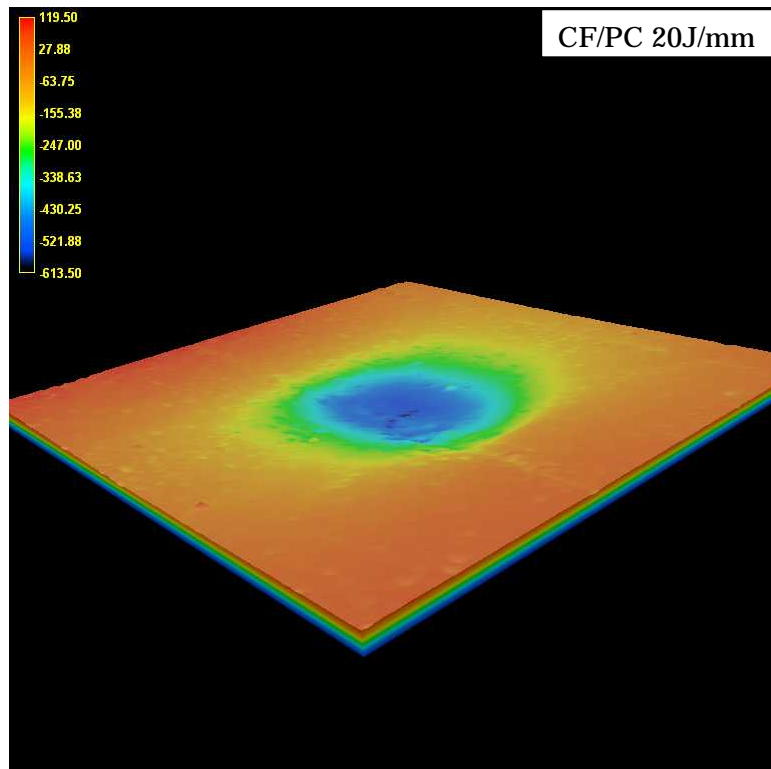


Fig.4.3.1-5 デント測定結果（衝撃エネルギー 20 J/mm）

Table 4.3.1 デント測定結果

Number	デント深さ[μm]	デント面積[mm^2]
CF/PC-1(5 J/mm)	379.5	55.1
CF/PC-2(10 J/mm)	939.3	96.7
CF/PC-3(15 J/mm)	2263.9	105.9
CF/PC-4(20 J/mm)	536.8	83.8
CF/EP-1(5 J/mm)	130.9	
CF/EP-2(10 J/mm)	209.3	30.8
CF/EP-3(15 J/mm)	236.6	16.5
CF/EP-4(20 J/mm)	154.9	23.9

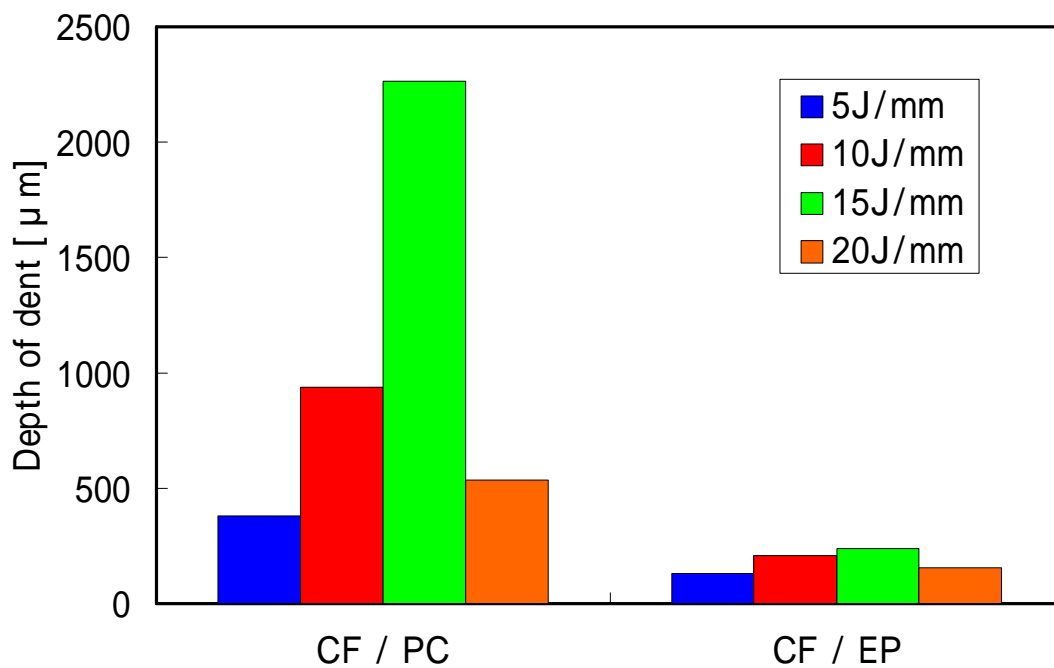


Fig.4.3.1-6 各衝撃エネルギーにおけるデント深さ

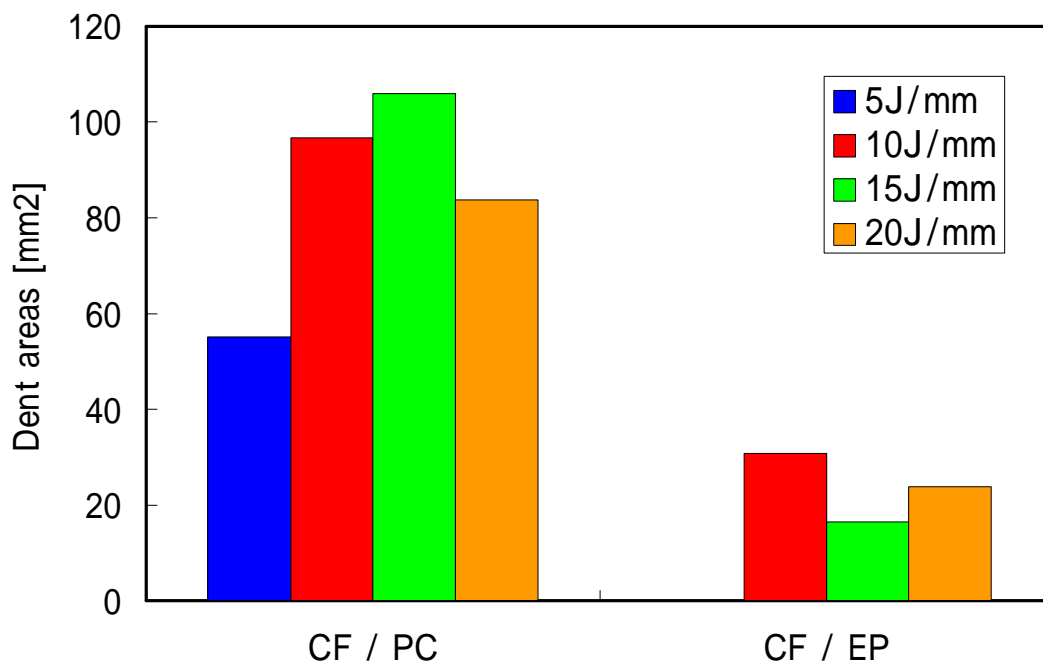


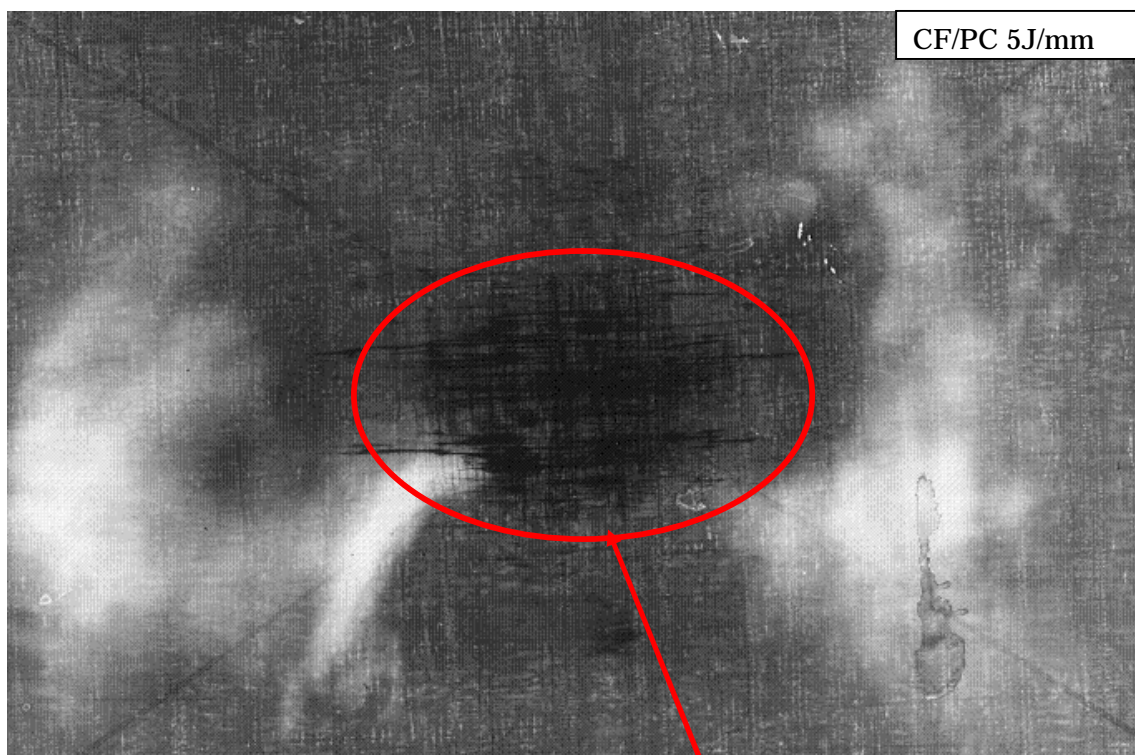
Fig.4.3.1-7 各衝撃エネルギーにおけるデント面積

4.3.2 軟X線探傷検査

次に、各試験片の内部損傷を調べる為に、軟X線探傷装置（SOFTEX 製）で観察した。軟X線探傷装置の概観を Fig.4.3.2-1 に、観察結果を Fig.4.3.2-2～Fig.4.3.2-5 に示す。CF/PC と CF/EP の衝撃損傷を比べてみると、CF/PC は衝撃点付近で大きく変形することにより衝撃エネルギーを吸収し、CF/EP のように縫合系に沿った大きなはく離が発生していないことが分かる。はく離のサイズは CF/PC の方が CF/EP に比べ小さいことから、衝撃付与後の機械的特性の低下も小さくなると推測され、CF/PC は耐衝撃性に優れていると言える。



Fig.4.3.2-1 軟X線探傷装置



衝撃点

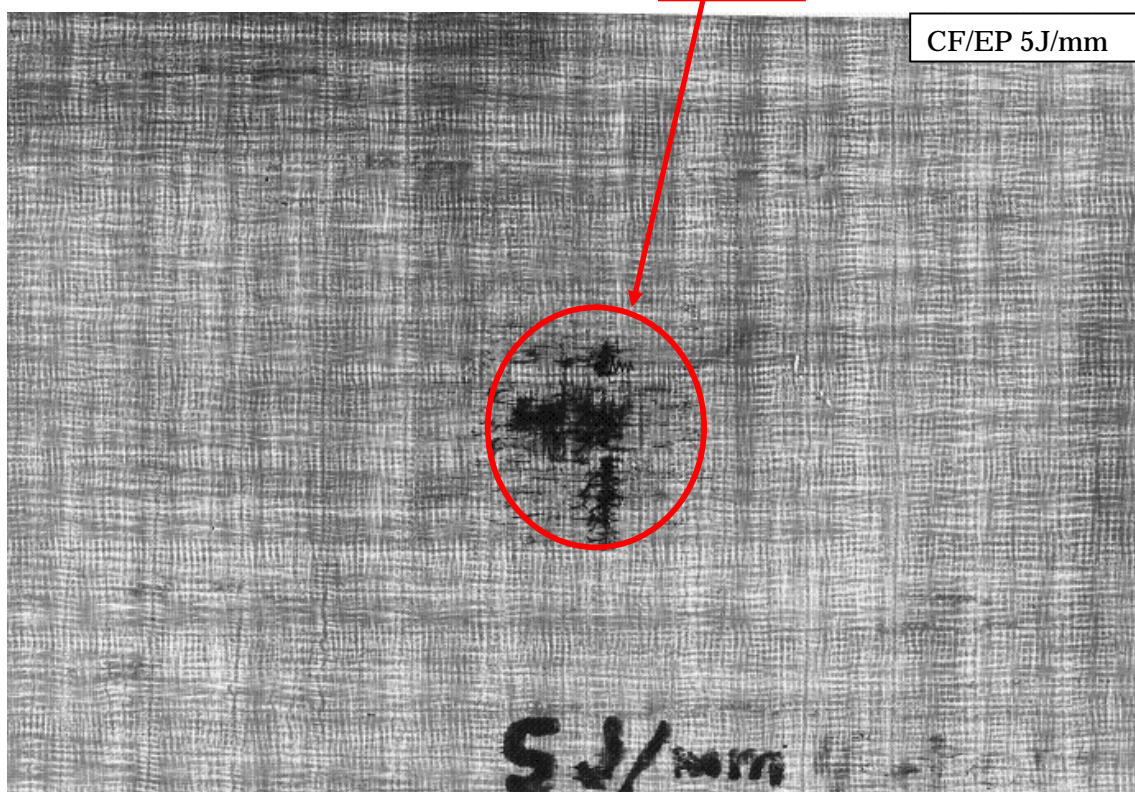
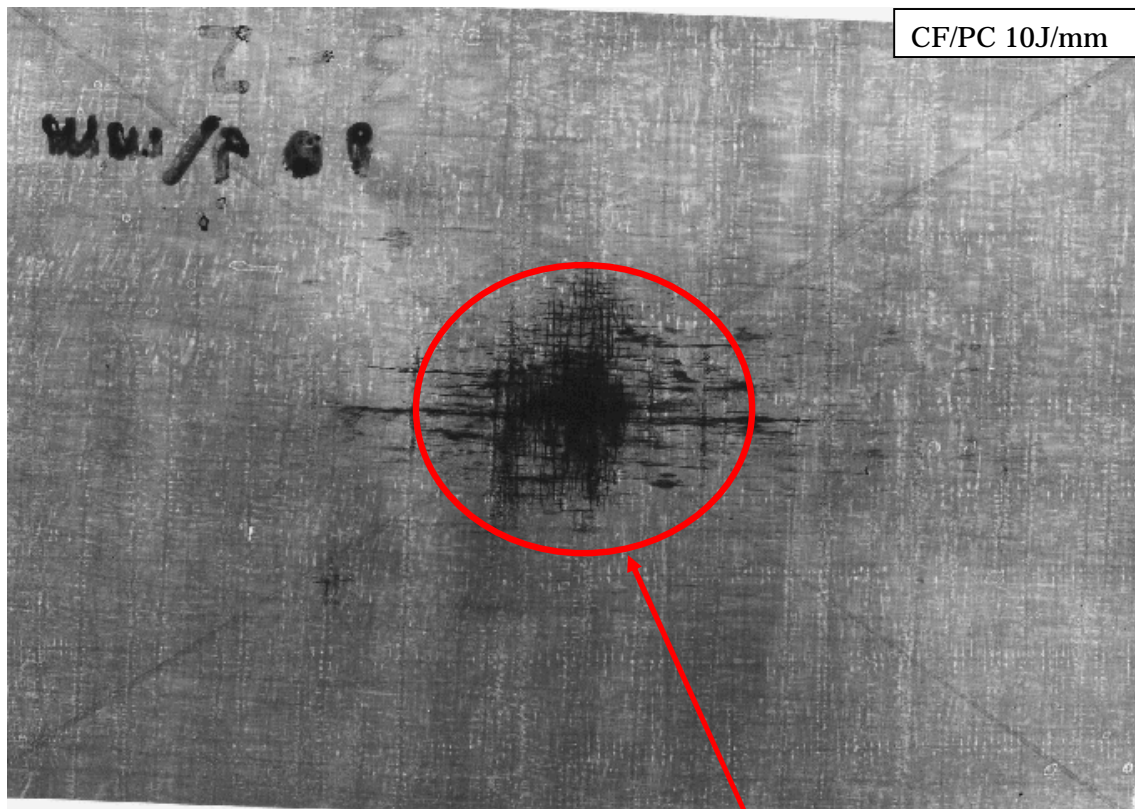
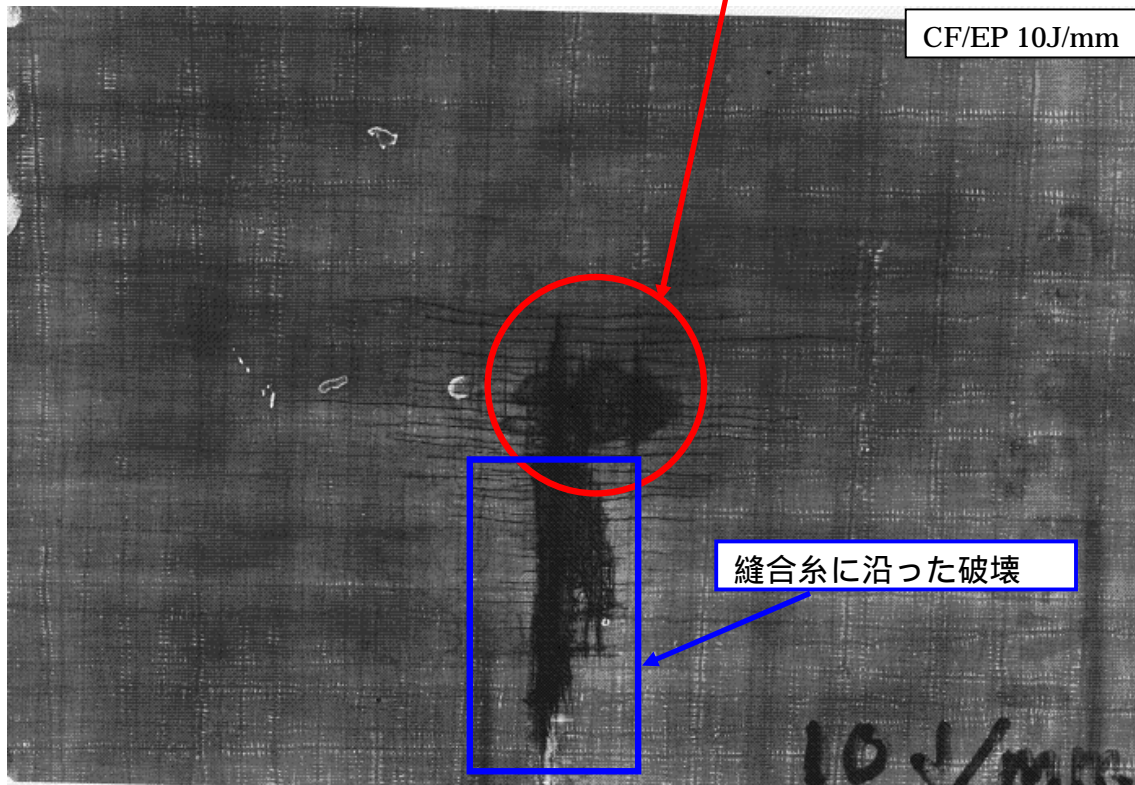


Fig.4.3.2-2 軟 X 線探傷結果 (衝撃エネルギー 5 J/mm)



衝撃点



縫合系に沿った破壊

Fig.4.3.2-3 軟 X 線探傷結果 (衝撃エネルギー 10 J/mm)

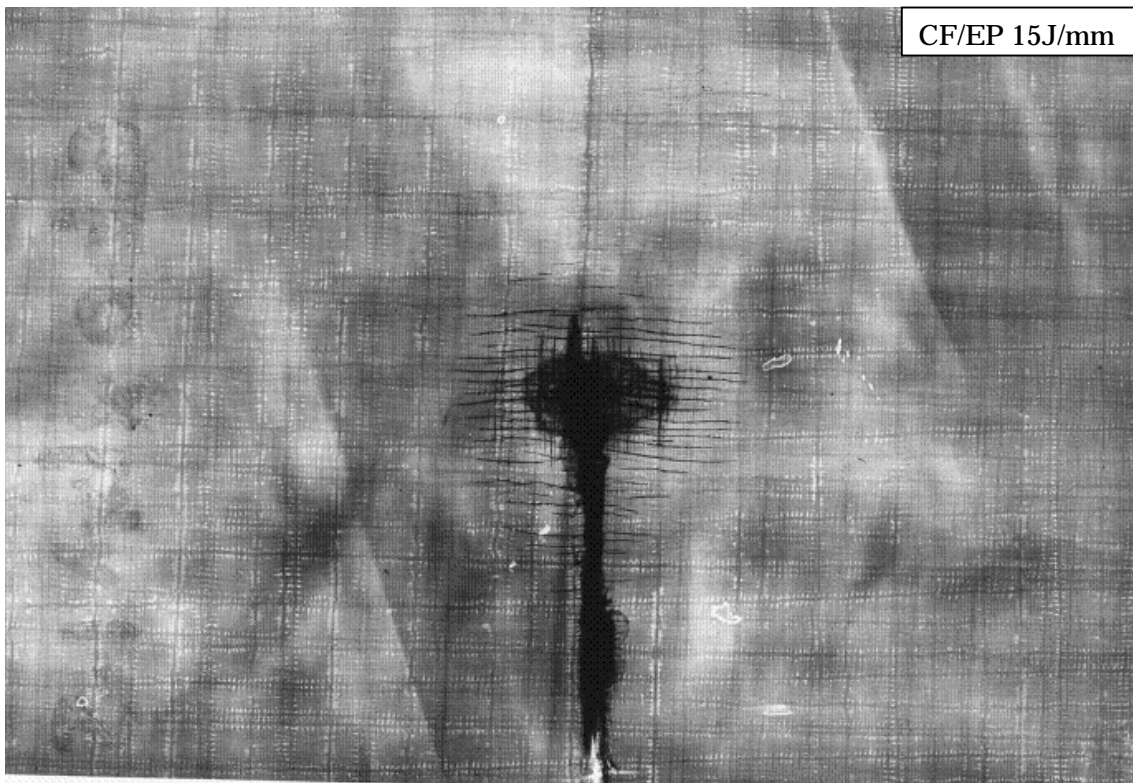
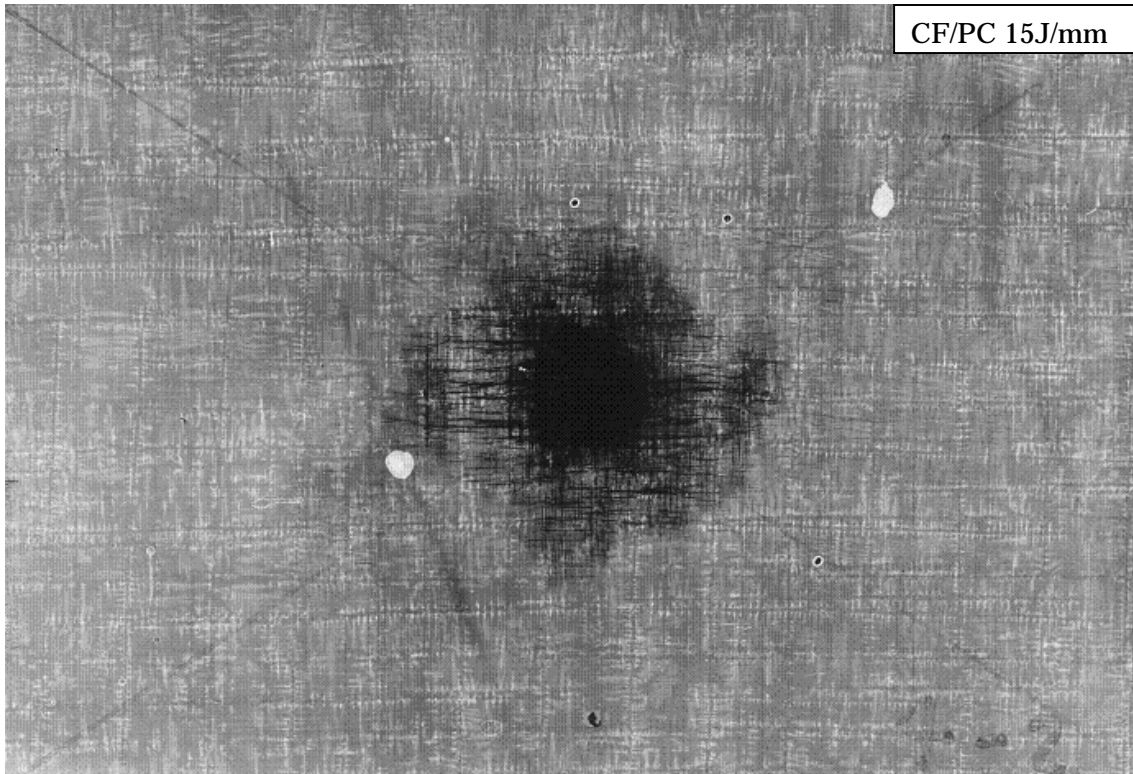


Fig.4.3.2-4 軟 X 線探傷結果 (衝撃エネルギー 15 J/mm)

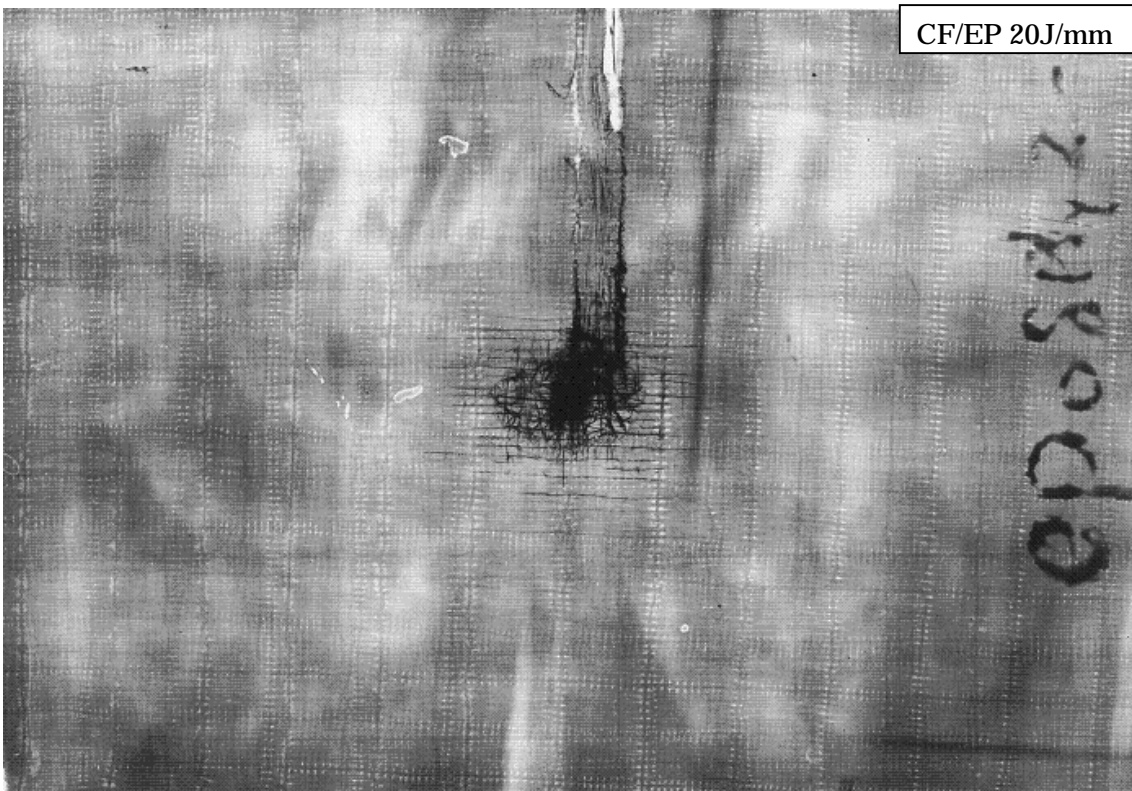
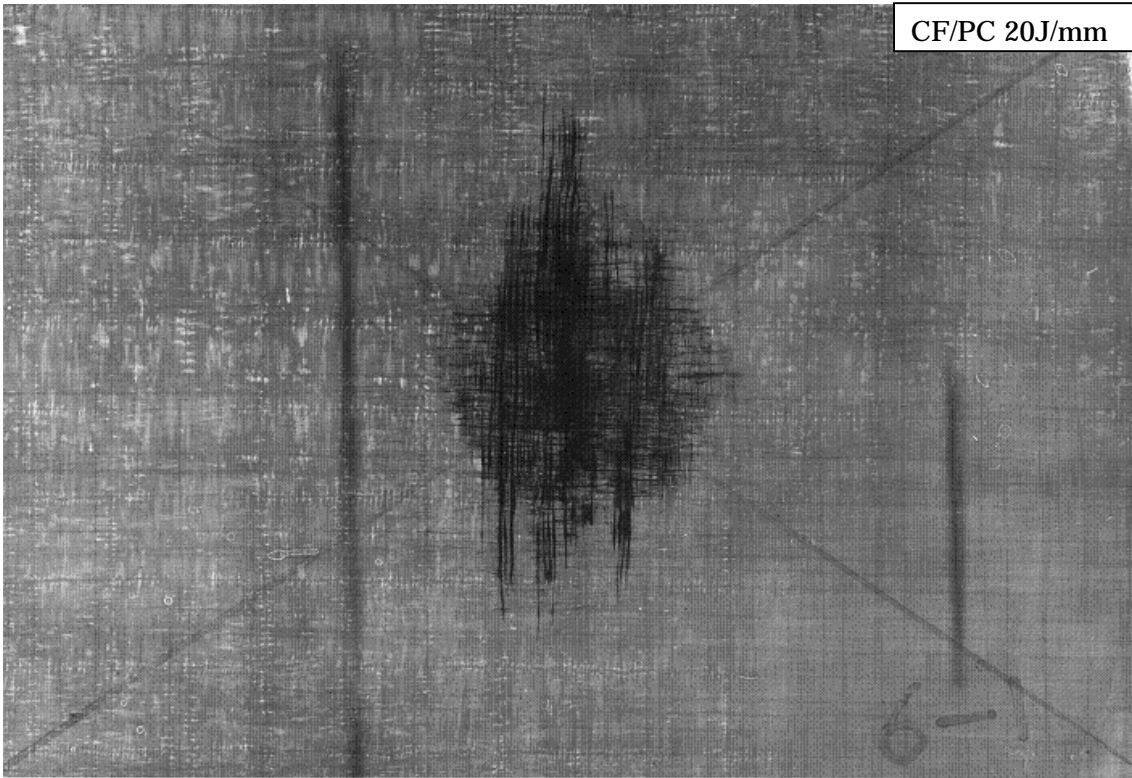


Fig.4.3.2-5 軟 X 線探傷結果 (衝撃エネルギー 20 J/mm)

第5章 結論

新しく提案した低コスト成形法を用いて作製した CF/PC 複合材料の引張・衝撃特性を調べた結果、以下のことが分かった。

1. UD 複合材料 0°方向と直交異方性複合材料 $[0_2/90_2]_s$ の引張特性を調べた結果、CF/PC は破断までほぼ線形な挙動を示した。CF/PC の剛性は CF/EP に比べ若干劣るものの、PC 樹脂単体と比べると大きく上昇した。
2. UD 複合材料 90°方向の引張特性を調べた結果、CF/PC と CF/EP の剛性が極めて近い値 (CF/PC : 5.84 GPa, CF/EP : 5.96 GPa) になった。このことから繊維と垂直方向に縫合処理を施した場合、90°方向の引張特性は樹脂ではなく、縫合系の特性に強く影響すると考えられる。
3. 直交異方性複合材料 $[0_2/90_2]_s$ の衝撃特性を調べた結果、CF/PC は衝撃点付近で大きく変形することにより衝撃エネルギーを吸収していることが分かった。衝撃エネルギー吸収率も CF/EP に比べ、10~15 %大きいことから、衝撃吸収材として期待できることが分かった。
4. 衝撃付与後の内部損傷を調べた結果、CF/PC の方が CF/EP よりはく離のサイズが小さいことから、衝撃付与後の機械的特性の低下も小さくなると推測される。

今後の課題としては、炭素繊維シート表面のサイジング剤除去による炭素繊維の開繊や成形プロセスの改善を行い、ポイド・クラック等の欠陥を減らし、品質を向上させる必要がある。また、高い衝撃特性を持つことからスペースデブリ用シールド材への適用を考慮し、高速衝撃試験等を実施していきたい。

参考文献

- [1] 八坂哲雄, 宇宙のゴミ問題 スペースデブリ , 裳華房, 1997, pp22-34
- [2] JAXA, “ JAXA 長期ビジョン-2005- ”, <http://www.jaxa.jp/index-j.html> (2005)
- [3] 三木光範, 福田武人, 元木信弥, 北條正樹, 複合材料, 共立出版, 1997
- [4] 高橋清, 新居和, 宮田清蔵, 柳田博明, 工業材料大辞典, 工業調査会, 1997, pp1265
- [5] Whipple, F. L., “ The meteoritic risk to space vehicles ”, *Vistas in Astronautics*, Pergamon Press, New York, Vol.2(1985), pp115-124
- [6] JAXA, “ 成層圏プラットフォーム構想 ”, <http://www.apg.jaxa.jp/res/uiat/sths/undex.html>
- [7] 「樹脂プリプレグの製造方法」, 出願番号 特許 2006-351832
- [8] 圖子博昭, 田村学, 大澤勇, 鵜沢潔, 高橋淳, 安田浩, 炭素繊維一方向ポリプロピレンの力学特性評価, 日本複合材料学会誌, Vol32(2006), 153-162
- [9] 宮入裕夫, 複合材料入門, 培風館, 2003, pp51-87
- [10] 石川隆司, 福田博, 荻原慎二, 先進複合材料工学, 培風館, 2005, p1-41

謝辞

本研究を行うに際し、終始懇切なるご指導、ご教授を賜りました、法政大学工学部機械工学科 新井 和吉 教授、ならびに JAXA 低コスト複合材チームリーダーの永尾陽典氏に厚く御礼申し上げます。

また、貴重なご指導、ご鞭撻を頂きました本学機械工学科 大川 功教授ならびに機械工学科諸先生方に深く御礼申し上げます。

また、本研究を進めるにあたり、多くのご協力を賜った JAXA 複合材センターの加藤 哲二氏、武田 真一氏に深く感謝の意を示します。

さらに、JAXA 複合材センターにて共に実験を行い有益な討論をして頂いた、本学部 4 年生 倉石 洋輝氏、早稲田大学 学部 4 年生 坂井 拓斗氏、2006 年度修了生 原 彩水氏に心より感謝致します。

最後になりましたが、共に新井研究室で研究を行って来ました、本学修士 2 年生 小山 修人氏、伴 康隆氏、美濃輪 秀明氏に心より感謝致します。