博士論文

複合材料の飛翔体衝突に伴う損傷挙動に関する研究

名古屋大学大学院工学研究科

化学・生物工学専攻

山田　昌義

複合材料の飛翔体衝突に伴う損傷挙動に関する研究

第1章　緒論 ……[1-21]
1.1　はじめに …… 1
1.2　セラミックス、繊維強化モルタル、CFRP について …… 2
1.2.1　セラミックス …… 2
1.2.2　繊維強化モルタル …… 2
1.2.3　CFRP …… 3
1.3　飛翔体衝突について …… 4
1.3.1　実験装置 …… 4
1.3.2　衝突後の現象 …… 5
1.4　既往の研究 …… 5
1.4.1　セラミックス …… 5
1.4.2　繊維強化モルタル …… 6
1.4.3　CFRP …… 6
1.5　本研究の目的と意義 …… 8
参考文献 …… 10
図表 …… 17

第2章　セラミックスの飛翔体衝突に伴う損傷挙動 …… [22-50]
2.1　はじめに …… 22
2.2　試料と飛翔体 …… 23
2.2.1　試料 …… 23
2.2.2　飛翔体 …… 24
2.3　実験 …… 24
2.3.1　飛翔体衝突実験 …… 24
2.3.1.1　一段式ガス加速装置 …… 25
2.3.1.2　高速度ビデオカメラ …… 25
2.3.1.3　飛翔体衝突速度測定用のコイル …… 25
2.3.2　顕微ラマン計測 …… 26
2.3.3　き裂進展エネルギー …… 26
2.4　結果及び考察 …… 27
2.4.1　飛翔体衝突現象 …… 27
2.4.2　コーン体積（コーンクラック体積） …… 27
2.4.3　試料裏面から発生したデブリ …… 28
2.4.4　き裂進展エネルギー …… 28

2.5　まとめ …… 29
参考文献 …… 30
図表 …… 31

第3章　繊維強化モルタルの飛翔体衝突に伴う損傷挙動 …… [51-73]
3.1　はじめに …… 51
3.2　試料と飛翔体 …… 51
3.3　実験 …… 52
3.3.1　飛翔体衝突実験 …… 52
3.3.2　吸収エネルギー・コーン角度 …… 52
3.3.3　貫通限界速度式 …… 53
3.3.3.1　Q.M.Li 式 …… 53
3.3.3.2　Degen 式 …… 55
3.3.3.3　Change 式 …… 56
3.3.4　飛翔体衝突時の発生圧力計測 …… 56
3.4　結果及び考察 …… 58
3.4.1　飛翔体衝突現象 …… 58
3.4.2　飛翔体衝突時の発生圧力 …… 59
3.4.3　貫通限界速度域と吸収エネルギー …… 59
3.5　まとめ …… 60
参考文献 …… 61
図表 …… 63

第4章　飛翔体の材質が CFRP の損傷挙動に与える影響 …… [74-91]
4.1　はじめに …… 74
4.2　試料と飛翔体 …… 74
4.2.1　試料 …… 74
4.2.2　飛翔体 …… 74
4.3　実験 …… 75
4.4　結果及び考察 …… 76
4.5　まとめ …… 77
参考文献 …… 78
図表 …… 79

第5章　CFRP の 3 次元変形計測 ……[92-108]
5.1　はじめに …… 92

5.2　試料と飛翔体 …… 92
5.3　実験 …… 92
5.3.1　3 次元計測 …… 92
5.3.2　横からの飛翔体衝突観察 …… 93
5.3.3　シミュレーション …… 94
5.4　結果及び考察 …… 94
5.4.1　3 次元計測 …… 94
5.4.2　横からの飛翔体衝突観察 …… 95
5.4.3　シミュレーション …… 95
5.5　まとめ …… 96
参考文献 …… 96
図表 …… 97

第6章　CFRP の飛翔体衝突に伴う損傷挙動 ……[109-158]
6.1 はじめに ……109
6.2 試料と飛翔体 ……110
6.2.1 試料 ……110
6.2.1.1　炭素繊維 ……110
6.2.1.2　樹脂 ……110
6.2.1.3　CFRP の作成方法 ……111
6.2.2 飛翔体 ……111
6.3 実験 ……112
6.3.1　準静的実験 ……112
6.3.2　平板衝突実験 ……112
6.3.3　飛翔体衝突実験 ……112
6.4 結果および考察 ……117
6.4.1　準静的特性 ……117
6.4.2　平板衝突現象 ……118
6.4.3　飛翔体衝突現象 ……118
6.4.3.1　貫通破壊現象 ……118
6.4.3.2　3 次元計測結果 ……120
6.4.4.　経験式検討 ……122
6.5　まとめ ……123
参考文献 ……124
図表 ……126

第7章　結論 ……[159-165]
図表 ……164

謝辞 ……[166]

第１章　緒論

1.1 はじめに

世界自然保護基金ジャパン（WWF　Japan）とグローバル・フットプリント・ネットワーク(GFN)は共同で「エコロジカル・フットプリント・レポート　日本 2009」[1]を発表した。これは地球環境が本来持っている生産力や廃棄物の収容力と人間による消費量や廃棄量との比較を行い、木材や水産物等の資源の消費や二酸化炭素の排出により日本がどれくらい、どのような形で地球の自然環境に負荷を掛けているのかを示したものである。その結果、世界中の人々が日本人と同じ消費生活をするには 2.3 個分の地球が必要であることが分かった。図 1-1 は日本の環境負荷の内訳を示しているが、とくに石油等の燃焼によって生じる二酸化炭素の排出による負荷が多いことがわかる。このことより、生活レベルを維持しつつ、環境負荷を下げるには、省エネルギーを目指す必要がある。

省エネルギーを達成する方法としてはハイブリッド車や電気自動車、省エネ家電等の機能を維持しつつも消費エネルギーやCO_2の排出がこれまでのものと比べ少ないもの、また、太陽光発電、風力発電等の環境に負荷のかからない発電方法、さらに、リサイクル、リユース等が挙げられる。日本においては運輸部門がCO_2の排出量の約 2 割を占めており[2]、これらの燃費向上が急務とされている。自動車と航空機の 1 人 1kmあたりのCO_2排出量はバスと鉄道に比べて高く(図 1-2)、燃費を向上させる余地があり、省エネルギーを達成する一つの方法である。この燃費を向上させる方法としては、上述したハイブリッド車や電気自動車等の方法の他に新素材の適用による軽量化も挙げられる。

新素材として注目されているのはCFRP（炭素繊維強化プラスチック）である。CFRPとは軽量ではあるが、強度が低く構造材として適していない樹脂と単体では構造材として使用できないが、強度が高い炭素繊維を組み合わせることにより、軽くて強い材料を目指したものである。特に航空機においてボーイング 787 では全重量の約 50%でCFRPが使用されており[3]、MRJでは全重量の約 30%でCFRPが使用される[4]等ますます重要になっている。自動車においても一部高級車において使用されているが、東レ㈱では大量生産可能な高速形成技術を確立しており[5]、今後自動車へも普及すると考えられる。また、構造部材だけではなく、航空機エンジンの高効率化、低環境負荷化のため、ターボファンエンジンのファンブレード、ファンケースへのCFRPの適用も検討されている[6]。

その他の素材としては、既存のセラミックスの特性を向上させた、ファインセラミックス（以下、セラミックスとする）は金属に比べて軽く、耐熱性にも優れているので、ガスタービンのタービンブレードへの適用が検討されている[7]。タービン自体の軽量化と高温化によって発電効率が格段に向上する。実用化には至っていないものの、300kW級のガスタービンの設計試作運転研究では熱効率42.1%という従来の金属ガスタービンでは達成できない世界最高水準の成果が得られている[8]。一般的にセラミックスの体積が小さくなると中に含まれる欠陥の数が減るため信頼性が高まり、熱ひずみの影響も小さくなるため小型のガ

スタービンへの適用が期待されている[9]。

しかしながら、このような高速移動体あるいは高速運動体においては、異物との衝突が問題となる。CFRP は耐衝撃性に弱い材料であり、衝突によって発生したき裂が部材の破断を引き起こすことがある。特にセラミックスは周知の通り脆性材料であるため異物との衝突に対する対策は重要である。

環境負荷の観点からすれば、原子力発電も重要である。原子力発電は上記で述べた環境負荷における最大の要因である二酸化炭素や酸性雨や光化学スモッグ等大気汚染の原因となる窒素酸化物（NOx）や硫黄酸化物（SOx）も排出しない。しかしながら、発電中は中性子線やガンマ線が発生するため、重大事故が発生するとその影響は地球規模に及ぶ。特に、2001 年 9 月 11 日の航空機衝突事件以降、コンクリートで出来た構造物に対する航空機等の衝突が議論されている。

このように、これらの材料は今後とも人類が持続的開発を行う上で重要な材料であるが、異物と衝突する部位や部材への応用が期待されている。これらの実用化を図るためには、異物との衝突に伴う材料挙動を知る必要がある。

1.2 セラミックス、繊維強化モルタル、CFRP について

本研究で対象とするセラミックス、繊維強化モルタル、CFRP について概観する。繊維強化モルタル、セラミックスは延性をほとんど示さない脆性な材料である。

1.2.1 セラミックス

ファインセラミックスとは目的の機能を十分に発現させるため、化学組成、微細組織、形状および製造工程を精密に制御して製造したもので、主として非金属の無機物質から成るセラミックス[10]のことである。

大きな特徴としては硬く、酸化しにくく、熱に強いことである。例えば、窒化ケイ素（Si_3N_4）、炭化ケイ素（SiC）、アルミナ（Al_2O_3）等はモース硬度 9 以上を示す。また、金属アルミニウムは 660℃で溶けるが、アルミニウムの酸化物であるアルミナは 2050℃まで溶けず、高温でも酸化しにくく、表面近傍の構造や化学組成は変化しない[11]。しかしながら、機械的・熱的衝撃に弱く、加工が困難である欠点を有する。特に衝撃に弱いという欠点はガスタービン材料に適用する上で大きな壁となっている。

1.2.2 繊維強化モルタル

モルタルとはセメント、水、細骨材（川砂、海砂、山砂、砕砂等）及び必要に応じて加える混和材料を構成材料とし、これらを練り混ぜ一体化したものである。コンクリートはモルタルに川砂利や砕石等粗骨材を追加したものである[12]。コンクリートの成分容積比の一例を図 1-3 に示す。一般に良品質の骨材を用いるとその強度がセメントペーストの強度より強いので、モルタル（コンクリート）の強度はセメントペーストの品質すなわち、水セメ

ント比(W/C)と水和速度によって支配される[13]。
コンクリートの長所、短所をまとめると次のようになる[14]。
長所
・ 形状及び寸法に制限無く、部材や構造材を作ることが出来る。
・ 任意の強度のものができる。
・ 安価である。
・ 耐久性、耐火性、遮音性が優れる。
・ 圧縮強度が大きい。
・ 大断面で安定性を必要とする構造物または大きい曲げモーメントに抵抗するような剛性の高い構造物を経済的につくることができる。
短所
・ 引張強度が小さい。
・ 重量が大きい（重力ダムや湾岸構造物では長所になる。）
・ ひび割れを生じやすい。
・ 硬化するのに時間を要する（施工日数が長い）
・ 現場施工の場合、品質管理が難しい（施工が粗雑になりやすい。）
である。

繊維強化モルタルは不連続の短い繊維を一様に分散させたモルタルを指す。短所であった引張強度や靱性、ひび割れ強度等の改善を目的としている。このため、変形に対する追従性が良好で、鉄筋コンクリート部材の表面に繊維強化モルタルを用いた場合、鉄筋コンクリート部への有害因子の進入を抑制し、さらに高強度化をはかることが期待されている[15]。原子力発電所等に繊維強化モルタルを適用できれば、耐衝撃性の向上が期待できる。

1.2.3 CFRP

CFRPは炭素繊維を樹脂に含浸させた材料である。CFRPの製造方法としては一方向にそろえた繊維か、織物にした繊維を樹脂に含浸させ、プリプレグを作成する。そのプリプレグを積み重ねてプレス形成やオートクレーブ形成等を行う。フィラメント・ワインディングは繊維の束を樹脂液の中を通して樹脂を含浸させ、これをそのまま旋盤型の機械を利用して回転している型に自動的に巻き付けそのまま硬化させる方法である[16]。

樹脂は主に加熱すると高分子の網目構造を形成し硬化する熱硬化性樹脂と、加熱することで柔らかくなる熱可塑性樹脂に分けられる。熱硬化性樹脂は架橋構造した網目状高分子であるので一般的に強度が高く、耐熱性や耐薬品性がある[17]。CFRPでは主に熱硬化性樹脂であるエポキシ樹脂が用いられる。熱可塑性樹脂を用いることにより高靱性のCFRPを作成することが検討されている[18]。

炭素繊維はポリアクリロニトリル（PAN）系炭素繊維とピッチ系炭素繊維に分けられる。PAN系炭素繊維はポリアクリロニトリルから紡糸、延伸、乾燥させて得られた繊維を酸化

雰囲気中において 200～300℃で不融化処理が行われる。その後、不活性条件下 1000～2000℃で熱処理が行われ炭素繊維が形成される。最後に最終使用条件に適応させるため、繊維表面処理、サイジング等を行う。ピッチ系炭素繊維は原料として光学的等方性ピッチ、異方性ピッチが使用される。この原料は紡糸可能な状態まで処理される。その後、200～350℃の酸化雰囲気で不融化処理が行われさらに、1000～1500℃で炭素化処理が行われる。最後に繊維表面処理、サイジング等を行う。異方性ピッチから得られた繊維は機械的特性のうち、弾性率にすぐれている[18]。本研究ではPAN系、ピッチ系両方の炭素繊維を使用した。

マトリックスである樹脂の耐熱性がそのままCFRPの耐熱性となる欠点がある。耐熱温度は 200℃程度と低いが、ビフェニルテトラカルボン酸二無水物とジアミン樹脂を混ぜることで耐熱温度を 300～400℃にあげる開発がなされている[16]。

1.3 飛翔体衝突について

高速衝突の例としては、尼崎で発生した列車の脱線事故、渋谷で発生したガス爆発事故等大規模なものから、飛行機に対するバードストライク、エンジン内での異物衝突等中～小規模なもの、またはスペースデブリ等超高速なものから、工具の落下等低速なものがあげられる。それぞれの速度域、衝突規模等から、適切な実験装置、実験方法を選ぶ必要がある。

1.3.1 実験装置

ひずみ速度はクリープ現象($10^{-8}s^{-1}$)から衝撃波の伝播($10^{6}s^{-1}$)まで幅広く、目的のひずみ速度を得るには試験機を選択する必要がある。

落錘式衝撃試験機は衝突物である錘の自然落下を利用するもので、落差 h によって $v=\sqrt{2gh}$（g は重力）が得られる。この実験は大規模化が可能で、実際の構造物を模擬した対象物に数トンの錘を落下させた実験が報告されている[19]。振子式衝撃試験機はシャルピー及びアイゾット型の試験機に代表されるように、広く使用されている。シャルピー型の試験機は振り子に設置したハンマーを振り降ろし試験片の切り欠き背後から三点曲げ方式で破断させ、その後の振り上がり角度から破断に要したエネルギーを求める[20]。ホプキソン棒法はこれらよりさらにひずみ速度が速い。円柱状試験片を 2 本の細長い弾性棒間に挟み込み、打撃棒を高速衝突させ計測された応力波から、動的応力とひずみの関係を求めることができる[21]。衝突物を加速する方法はホプキソン棒法より速いひずみ速度が得られる。一般的に、火薬もしくは圧縮気体等を用いて飛翔体を加速させる。速度域に応じて直接飛翔体を加速させる 1 段式、1 段目のピストンで軽ガスを圧縮し 2 段目のピストンで飛翔体を加速させる 2 段式がある。本研究では 1 段式および 2 段式加速装置を用いており、詳しい説明は後述する。

1.3.2 衝突後の現象

飛翔体が試料に衝突した後の状態で表面破壊、貫入、裏面剥離、貫通に分けられる[22]。図 1-4 にそれぞれの状態を示す。表面破壊は試料表面に損傷が発生するものの飛翔体が跳ね返った状態。貫入は飛翔体が途中で止まった状態を指す。裏面剥離は、飛翔体が貫通しなかったものの裏面にも剥離が発生した状態を指す。これは、飛翔体衝突時に発生する衝撃波と試料の裏面で反射する反射波が重畳し、引張応力が発生するためである[23]。

1.4 既往の研究

1.3 で述べたように、衝突現象と一括りにしても、規模、速度域とも範囲は広い。本研究ではコンクリート構造物の外壁、タービンエンジン等の部品や飛行機、自動車等に異物が衝突したことを想定し、試料と飛翔体との質量寸法の比に安全率を考慮し、速度域としては～1500m/s 程度としている。ここでは、この条件における既往の研究について述べる。

1.4.1 セラミックス

セラミックスでは主に、タービンの部品を想定している[24]-[39]ため、後述するコンクリートに対する実験で用いられた飛翔体よりもかなり小さい飛翔体が用いられている。また、金属とセラミックスを組み合わせての実験[40]-[46]も多く行われている。本研究ではタービンの部品を想定しているため、セラミックス単体に対する実験について述べる。

S.R.Choiら[26]は商用ガスタービンの窒化ケイ素AS800、SN282、NC132 について実験を行った。AS800 とSN282 は粒界を長くすることによって、靱性を高めている。NC132 は粒界が細かい窒化ケイ素である。飛翔体として直径 1.59mmの鋼球を速度域 220-440m/sで用いた。その結果、細長い粒界によって強靱化されたAS800 が一番、耐衝撃性が高く、反対にNC132 は耐衝撃性が低かった。これは、粒界が細かく、靱性が低いためであると考えられる。

秋宗ら[31]はクラックが発生する衝突速度を機械的特性を制御した窒化ケイ素で調べた。飛翔体は直径 1mmのジルコニア球である。この実験の結果、ヘルツクラックが発生した速度は破壊靱性と関係があるものの、弾性率とは関係が無いことが分かった。

このように、破壊靱性は衝突現象に影響を及ぼすと考えられる。ジルコニアにみられる応力誘起相変態は破壊靱性に影響を及ぼす。応力誘起相変態とは正方晶から単斜晶への相変態であり、これによってクラックの進展が阻止され、見かけ上、破壊靱性が向上する。工藤ら[47]は部分安定化ジルコニアに対して、圧子を圧入し、顕微ラマンで変態領域を 2 次元分布観察して、圧子周辺部で応力誘起相変態が発生したことを確認している。

E.Stressburger[48]が図 1-5 に示す方法で試料内部を想定したクラック進展の観察を行っているものの、試料内部のクラック進展を観察する手段がないのが現状である。

既往の研究より、破壊靱性はセラミックスにおける衝突現象に影響を及ぼすことが分かる。また、破壊靱性は粒界の形状、クラックの進展、応力誘起相変態等にも密接に関係してい

る。よって、衝突現象を解明するには、破壊靱性等の機械的特性のみではなく、クラックの破面、相変態について考察することによってより定量的に現象を把握できると考えられる。また、これまでのセラミックスの衝突現象に関する報告では主に、2～3 種類のセラミックスを比較したのみであるため、これではクラックの破面、相変態についても考察を行うことは困難であり、同じ試験条件で出来るだけ多くの種類のセラミックスを比較することは大変重要である。

1.4.2 繊維強化モルタル

これまで、コンクリート、鉄筋コンクリートに対して飛翔体を用いた衝突実験[49]-[60]が行われてきた。これらの実験ではコンクリートは構造材としての使用を想定しているため、板厚が 30mm～300mm程度の試料が用いられている。主に、飛翔体の貫通、不貫通、飛翔体衝突後の残留強度、コーン角度等を調べており、鉄筋の効果、コンクリートの強度等と比較されている。また、貫通限界速度等に関する実験式も多く導かれている[61]-[65]。

A.N.Dancygir[50]は 400×400×50 mm^{3}のNSC (Normal Strength Concrete・圧縮強度 35 MPa)とHSC(High Strength Concrete・圧縮強度 90 MPa)に対して重量 125g、直径 25mm の飛翔体を用いて衝突実験を行った。その結果、損傷は貫通限界速度付近が一番大きく、HSCはNSCより貫通しにくいが、裏面のクレーター径は大きいことが分かった。

S.J.Hanchak[51]らも同じく圧縮強度を変更した鉄筋コンクリートに対して飛翔体を用いて実験を行った結果、140MPa級のコンクリートは 48MPa級のコンクリートより 20%残存速度が低いことを確認した（図 1-6)。

森川[52]らは鋼製ライナーで補強したRC板の耐衝撃性を評価した。600×600×50～160 mm^{3}のRC板に薄い鋼板を取り付け、重量 430g、直径 35mmの飛翔体を用いて衝突実験を行った。鋼製ライナーを裏面に取り付けることにより、RC板の裏面剥離を防止すると共に、貫通に対しても効果があるのに対し、前面に装着した場合は貫通や裏面剥離防止にほとんど効果がない。

A.N.Dancygir[53]は鋼製の繊維を鉄筋コンクリートに入れると剥離範囲が小さくなり、特に高強度のコンクリートに繊維を配合すると耐貫通性が良くなり、裏面の剥離も少なくなることを報告している。

上記の研究より、高強度のコンクリートは飛翔体が貫通しにくく、ライナーや繊維配合等の強化も、貫通現象に対して有効であることが分かる。

このように、鉄筋コンクリートについては報告が多くあるものの、繊維補強モルタルについては飛翔体を用いた衝突実験の報告はほとんどない。

1.4.3 CFRP

CFRPは機械部品、宇宙機器、さらには民間航空機の一次構造部材と幅広く使用されているため、対象となる速度域も工具の落下程度の速度からスペースデブリを模擬した速度ま

で幅広く行われている。モルタルやセラミックスと比較して幅広い材質の飛翔体が用いられている[66]-[86]。例えば、アルミ合金やエポキシ樹脂のような硬い飛翔体ではヘルツ接触を、シリコンゴムのような柔らかい飛翔体では衝突により飛翔体が流動するとして、式(1)および(2)で表される衝撃応力が求められている[66]（図 1-7）。直交積層CFRPの剥離発生と衝撃力との関係から、剥離を生じさせる限界応力が存在し、その応力は飛翔体の材質によらず一定であることが報告されている。また、柔らかく長い飛翔体の衝突では飛翔体のエネルギー増加に対する剥離の増加分が、他の条件と比較して小さい。これは、飛翔体の運動エネルギーが衝突中の飛翔体の変形・損傷に費やされるためである。

柔らかい飛翔体： $P = \rho_s \cdot A_s \cdot V_i^2$ (1)

硬い飛翔体： $M_p \cdot V_i^2 = P^2{}_{max} / k + 4/5 \cdot P^{5/3}{}_{max} / n^{2/3}$ から求まる P (2)

ただし、

$n = 4/3 \cdot (r)^{1/2} \cdot ((1 - v^2) / E + 1 / E_T)^{-1}$

k ：CFRP の線形剛性[N/m]

P ：衝撃力[N]

ρ_s ：飛翔体の密度[kg/m^3]

A_s ：飛翔体の断面積[m^2]

V_i ：衝突速度[m/s]

M_p ：飛翔体の質量[kg]

r ：飛翔体の曲率[1/m]

N ：飛翔体のポアソン比[-]

E ：飛翔体の弾性率[GPa]

E_T ：CFRP横方向弾性率[GPa]

である。

また、試料のサイズによって衝突破壊現象が異なることが指摘されている。低速（落錘試験）での衝突時には試料のサイズや形状は破壊現象に大きく影響する。すなわち、試料が大きくなると、貫通に必要なエネルギーは大きくなる。反対に高速での衝突時にはせん断による局所的な変形が支配的になるため、試料のサイズや形状は大きな影響を及ぼさない[67]。高速飛翔体の衝突では、一般に衝突エネルギーが同じ場合、飛翔体が軽いほどその損傷が大きい。これは、飛翔体速度が高いことにより、CFRPの変形が部分的になり、小さな領域でエネルギーを散逸するためである。そのイメージを図 1-8[68]に示す。

また、航空宇宙分野の使用を想定して、試料を設置したチャンバー全体を液体窒素によって冷却し、雰囲気温度を-150℃で飛翔体衝突実験を行った報告がある[69]。織物を用いたCFRPに対して重量 1.73gの飛翔体を 60-520m/sで衝突させ、雰囲気温度を 25℃、-60℃、-150℃で実験を行ったが、損傷領域に差は認められない(図 1-9)。また、一方向材のCFRPにおいても貫通限界速度以上では雰囲気温度による損傷領域の違いはなかった。

試料を十分に貫通する速度域では、試料サイズや雰囲気温度はあまり影響しないと考えら

れる。CFRPの積層配置を変更し、他の物質を接着することによって吸収エネルギーが変化することがある。FujiらはCFRPの吸収エネルギーに試料裏面（飛翔体が貫通する面）が重要な役割を担っていることを報告した[70]。飛翔体の衝突する面から厚さ方向に３分割し、使用する炭素繊維を変えてCFRPを作製し、実験を行った。その結果、吸収エネルギーには、繊維の積層配置が重要であり、この速度域では、高強度繊維を飛翔体が抜ける面に配置することが効果的であることが分かった。このような配置にすることで、繊維の破壊で飛翔体のエネルギーを吸収していることが推察される。

飛翔体が衝突する面（表面）にエポキシ樹脂を配した場合、飛翔体の材質によらず剥離を抑制する効果が認められる[71]。しかし、飛翔体が抜け出る面（裏面）に配した場合には、硬い飛翔体ではその効果は認められない。これは、エポキシ樹脂の表面への配置はCFRPへの衝突力低減に寄与するのに対して、裏面への配置では衝突力低減に寄与するCFRP部材への剛性付与への寄与がないためである。さらに、吸収エネルギーの高いCFRPは高速度ビデオカメラの結果より、大きい変形が生ずることを見いだした[77]。

これらのことは、いずれも試料裏面から発生した破片の運動エネルギーだけではなく、部材のたわみが飛翔体の吸収エネルギーに大きな役割を果たしていることを示唆している。したがって、飛翔体が貫通する面での局所的な変形が発生する場合には、積層方法も吸収エネルギーに関係することが示唆される。

衝突破壊現象の観察方法としては高速度ビデオカメラやフラッシュX線等による飛翔体衝突時の破壊現象の観察、SEMや光学顕微鏡等を用いた飛翔体衝突後の試料の微細観察、全体観察、さらに超音波探傷機等を用いた試料内部の破壊観察等がある。また、試料裏面にグリッド状の模様をプリントし、飛翔体貫通時の試料の挙動を計測した“Fine-grid Technique”が報告されている[72]。その他に、ゲージを試料内部に装着して飛翔体衝突時の圧力やひずみの計測が行われている[73]。

1.5 本研究の目的と意義

上述したように、人類が持続的開発を行うために省エネルギーを達成するにはより軽く、より強い材料を航空機、自動車等の本体やガスタービン内部に適用する必要がある。しかしながら、これらの材料は金属材料等と比較して耐衝撃性に対して弱く、実用化を行うためにはそれぞれの材料の耐衝撃性を把握する必要がある。近年、飛翔体を加速させる技術や高速度ビデオカメラ等の高速現象をとらえる技術が発達し、多くのデータが取得されてきたが、材料作製、材料合成からの研究は皆無に等しい。たとえば、上述したように、セラミックスの場合、多くても 2～3 種類を比較したに過ぎず、それ以上の機械的特性あるいは組織を変えたセラミックスを同一の実験条件で比較した研究はほとんど行われていない。CFRP においても、樹脂、炭素繊維の機械的性質を比較した報告はほとんどない。高速度ビデオカメラの技術が発達し、衝突破壊現象をより詳細に観察できるようになったが、定量的な計測を行うことは難しく、定量的な議論を行うためには工夫が必要である。

これは、飛翔体を加速させる技術が発達したとはいえ、実験を行うには、多額の費用、多くの労力が必要であること、準静的試験では JIS 等において試験方法、試験条件、解析方法等が詳細に定義されているのに対して、衝突試験ではほとんど定義されておらず、実験が異なると、実験結果を比較することが難しいためであると考えられる。

そこで本研究の目的を「同一の実験環境下でセラミックス、モルタル、CFRP に対して飛翔体衝突実験を行うことにより、材料横断的に損傷挙動を解明し、材料設計に資するための基礎を構築すること。」とした。速度域については、自動車や飛行機の本体、タービンブレード、ガスタービン等を想定して約 370m/s を上限とした。繊維強化モルタルについては外部における爆発時に発生した破片が衝突したことを想定して、約 1100m/s を上限とした。

飛翔体が物体に高速で衝突した時、物体中には衝撃波が発生する。物体は高ひずみ速度で変形するため、準静的試験を行った場合と異なる。よって、本研究では飛翔体を衝突させ、破壊現象を調べ考察した。さらに、衝突現象と準静的特性との関係について考察した。これは、準静的試験と衝突破壊現象の関係を示すことが出来れば、材料を設計する上で大きなメリットとなると考えられるためである。

セラミックスの物性は粒内と粒界の性質のいずれかが強調されたり、あるいは競合しあったりすることによって違ってくる。よって、飛翔体衝突時に発生したき裂が粒内を通るか、粒界を通るかによって飛翔体衝突現象は異なってくる。塩谷[87]らはクラックが粒界を進むのに必要なエネルギー γ_i と粒内を進むのに必要なエネルギー γ_t の比を変更して、クラック進展のシミュレーションを行った。この結果、クラックが粒内と粒界を進むのに必要なエネルギーの比 γ_i/γ_t が 0 から 1 に至るまで破面の形成エネルギーはほぼ直線的に減少することを示した（図 1-10）。このことより、クラックの進展経路は飛翔体が持つ運動エネルギーの消費に関しても影響を与えると考えられる。

モルタル・繊維強化モルタルはセラミック、CFRP と比較すると引張強度が弱いため、飛翔体衝突時に発生するスポール現象に大きな影響を及ぼすと考えられる。また、細骨材、セメントは比較的細かい粒子であるのに対して、短繊維はこれらと比較して長いため、短繊維の破断箇所を調べることによって材料設計に資するための基礎を見出すことが出来ると考えられる。

CFRP は飛翔体衝突時に弾性変形が観察される。この弾性変形により試料が飛翔体を保持する時間が長くなり、試料が吸収する飛翔体の運動エネルギー量に影響を与えている。複合材料は強化繊維、マトリックス、界面から成り立っており、その特性はこれらに依存する。そこで、CFRP を用いてこれら材料構成要素の効果について検討する必要がある。

これまで、衝撃破壊に関する研究では、材料にかかわらずその解析は、試験後の試料観察と高速度ビデオカメラやフラッシュ X 線による観察が主であった。しかしながら、これでは、定量的な観察を行うことが困難であり、材料設計に資する提案への貢献は限定的である。これらの問題を解決すべく、圧力ゲージや 3 次元計測を行い、定量的な観察を行うことによって、材料設計に資するための基礎を示す。

これらの目的達成のため、本論文を以下の構成とした。

「第 1 章　緒論」では、本研究の背景、目的、意義等を述べた。
「第 2 章　セラミックスの飛翔体衝突に伴う損傷挙動」では、典型的な脆性材料であるセラミックスを用いて静的な機械的特性が飛翔体衝突現象に与える効果について検討した。原料、焼結温度を変更することによって機械的性質の異なる試料を作成した。飛翔体衝突後に発生したコーンクラック、き裂進展部の SEM 観察を行いセラミックの機械的性質等と比較した。また、臨界エネルギー開放率を求めて、飛翔体衝突時に表面の生成に費やされたエネルギーを算出した。
「第 3 章　繊維強化モルタルの飛翔体衝突に伴う損傷挙動」では、PE（ポリエチレン）繊維強化モルタルを用いて繊維強化が飛翔体衝突現象に与える効果について検討した。母材を一定にして、繊維量を変化させた。飛翔体衝突後に発生したコーンクラックの角度や吸収エネルギーを計測し、破面観察を行った。鉄筋コンクリートに関する既存の実験式と比較することでモルタルにおける繊維の効果を検討した。
「第 4 章　飛翔体の材質が CFRP の損傷挙動に与える影響」では、材質の異なる飛翔体を用いて、飛翔体の運動エネルギー、運動量、衝突発生圧力が CFRP の飛翔体衝突現象に与える影響について検討した。
「第 5 章　CFRP の 3 次元変形計測」では、損傷挙動の定量的評価を行うために用いた 3 次元計測の有用性について CFRP を用いて検討した。3 次元計測の結果と、他の方法による計測結果とを比較し、精度の検討を行った。さらに、シミュレーションとの比較を行い、シミュレーションの実用化に向けた検討を行った。
「第 6 章　CFRP の飛翔体衝突に伴う損傷挙動」では、材料設計に資するための基礎を構築するために、第 4 章、第 5 章で得られた成果を活用して CFRP の飛翔体衝突現象に与える材料構成要素（強化繊維、マトリックス、界面）の効果について検討した。
「第 7 章　結論」では、本論文の全体を総括し、結論を述べた。

参考文献

[1]　エコロジカル・フットプリント・レポート　日本 2009，世界自然保護基金ジャパン.
[2]　運輸・交通と環境　2009 年版，交通エコロジー・モビリティ財団.
[3]　http://www.toray.co.jp/news/carbon/nr060425.html
[4]　http://eco.nikkeibp.co.jp/em/ecolabo/12/index.shtml
[5]　http://www.toray.co.jp/news/carbon/nr050422.html
[6]　http://www.geae.com/aboutgeae/presscenter/ge90/ge90_20051012.html
[7]　壹岐典彦，マイクロセラミックガスタービンの試験運転，日本ガスタービン学会誌 Vol.36，No.3，213-218 (2008).

[8] 「セラミックガスタービン技術開発」最終評価報告書，産業技術審議会評価部会 セラミックガスタービン技術開発評価委員会.
[9] 吉田博夫，マイクロセラミックガスタービン，Vol.111，162-163 (2008).
[10] JIS R 1600 ファインセラミックス関連用語.
[11] 掛川一幸，機能性セラミックス化学，朝倉書店.
[12] 土木学会編，コンクリート工学（Ⅰ）施工 彰国社.
[13] 川野清，新しいコンクリート工学，朝倉書店.
[14] 小林一輔，最新コンクリート工学，森北出版.
[15] 水越睦視，ポリエチレン繊維補強モルタルの基礎性状と引張部位への適用に関する研究，香川高等専門学校研究紀要 1，69-75 (2010).
[16] 大谷杉郎，作る立場からみた 複合材料入門，裳華房.
[17] 富士明良，工業材料入門，東京電機大学出版局.
[18] 誰でも使える FRP，強化プラスチック協会.
[19] 今野久志，鋼・コンクリート合成落石覆道の重錘落下衝撃実証実験，北海道開発土木研究所月報第 597 号，2-8 (2003).
[20] 日本機械学会，衝撃破壊工学，技報堂出版.
[21] 横山隆，衝撃試験法の基礎と実際，第三回衝撃工学フォーラム，日本材料学会衝撃部門委員会.
[22] 石川信隆，基礎からの衝撃工学，森北出版.
[23] 林卓夫，衝撃工学，日刊工業出版社.
[24] S.R.Choi, “Foreign object damage behavior in a silicon nitride ceramic by spherical projectiles of steel and brass”，Materials Science and Engineering，A497，160-167 (2008).
[25] S.Hamada and T.Teramae，“Impact damage of SiC and Si_3N_4 ceramics by solid particles”，Journal of the Society of Materials Science，39(443)，1082-1088(1990).
[26] S.R.Choi，J.M.Pereira，L.A.Janosik and R.T.Bhatt，“Foreign object damage in flexure bars of two gas-turbine-grade silicon nitrides”，Materials Science and Engineering A，379(1–2)，411-419 (2004).
[27] S.R.Choi，“Foreign object damage in disks of gas-turbine-grade silicon nitrides by steel ball projectiles at ambient temperature”, Materials Science and Engineering A, 497(1–2)，160-167 (2008).
[28] Y.Motoyashiki，S.Hasegawa，K.Okudaira and E.Sato，“Micrometeroid impact on ceramic thin components for interplanetary probe”，International Journal of Impact Engineering，35(12)，1666-1671(2008).
[29] Y.Akizuki, M.Takahashi, N.Okabe and S. Shibazaki, “Fracture behaviors of silicon carbide due to flying sphere”, The Japan Society of Mechanical Engineers Collection

of Papers, 44, 55-56 (2006).
[30] 鈴木章彦, 夏村匡, 杉山茂勝, 寺前哲夫, 浜田晴一, “小球衝突による炭化ケイ素板の破壊”, 日本機械学会論文集（A 編）, 56 巻, 532 号, 2431-2436 (1990).
[31] 秋宗淑雄, 穐場亨, 岡本裕介, 広崎尚登, ” セラミックス粒子衝撃損傷に及ぼす材料特性値の影響”, 日本セラミックス学術論文誌, 102(1187), 653-657 (1994).
[32] I.Maekawa and H.-S.Shin, “Damage induced in SiC by a particle impact”, Engineering Fracture Mechanics, 40(4/5), 879-886 (1991).
[33] S.M.Wiederhorn and B.R.Lawn, ” Strength degradation of glass resulting from impact with spheres”, Journal of The American Ceramic Society-Wiederhorn and Lawn 60(9–10) 451-458 (1977)
[34] N.Kawai, Y.Harada, M.Yokoo, T.Atou, K.G. Nakamura and K.Kondo, “Dynamic deformation and fracture of mullite($3Al_2O_3$・$3SiO_2$) ceramics under hypervelocity impact”, International Journal of Impact Engineering, 35(12), 1612-1615 (2008).
[35] E.Strassburger, “Visualization of impact damage in ceramics using the edge-on impact technique”, International Journal of Applied Ceramic Technology, 1(3), 235-43 (2004).
[36] 稲垣慶亨, 高速粒子衝突によるセラミックスの損傷に関する研究, 日本機械学会 2004 年度年次大会講演論文集, 215-216 (2004).
[37] 大串浩司, 本間恭二, 市川昌弘, 岡部永年, 阿部豊, “小球衝突によるセラミックスの表面損傷と残留強度の評価”, 日本機械学会論文集（A 編）, 65(634), 1263-1268 (1999).
[38] 高橋学, 黄木景二, 岡部永年, 秋月洋輔, 柴崎司郎, “飛翔球衝突によるセラミック平板の損傷挙動”, 日本機械学会論文集（A 編）, 72(724), 2045-2049 (2006).
[39] W.T.Lo, C.A.Jeng, J.L.Huang, H.H.Lu and D.F.Lii, “Investigation of ballistic impact properties and fracture mechanisms of Ti_3SiC_2 ternary ceramics”, Journal of alloys and Compounds, 455(1-2), 413-419(2008).
[40] D.Sherman, “Impact failure mechanisms in alumina tiles on finite thickness support and the effect of confinement”, International Journal of Impact Engineering, 24(3), 313-328 (2000).
[41] D.A.Shockey, A.H.Marchand, S.R.Skaggs, G.E.Cort, M.W.Burkett and R.Parker, “Failure phenomenology of confined ceramic targets and impacting rods”, International Journal of Impact Engineering, 9(3), 263-275 (1990).
[42] V.Madhu, K.Ramanjaneyulu, T.B.Bhat and N.K.Gupta, “An experimental study of penetration resistance of ceramic armour subjected to projectile impact”, International Journal of Impact Engineering, 32(1–4), 337-350(2005).
[43] I.Horsfall and D.Buckley, The effect of through-thickness cracks on the ballistic performance of ceramic armour systems , International Journal of Impact

Engineering, 18(3), 309-318 (1996).

[44] Z.Zuoguang, W.Mingchao, S.Shuncheng, L.Min and S.Zhijie, "Influence of panel/back thickness on impact damage behavior of alumina/aluminum armors", Journal of the European Ceramic Society, 30(4), 875-887(2010).

[45] P.J. Hazell, C.J. Roberson and M.Moutinho, "The design of mosaic armour: The influence of tile size on ballistic performance", Materials and Design, 29(8), 1497–1503(2008).

[46] C.E.Anderson Jr, T.Behner, D.L.Orphal, A.E.Nicholls and D.W.Templeton, "Time-resolved penetration into pre-damaged hot-pressed silicon carbide International", International Journal of Impact Engineering, 35(8), 661–673 (2008).

[47] 工藤成史，水野二郎，長谷川英雄，"Y_2O_3-PSZにおける応力誘起相変態の顕微ラマン観察"，窯業協会誌，94(8)，737-741(1986).

[48] E.Stressburger, "Visualization of Impact Damage in Ceramics Using the Edge-On Impact technique", International Journal of Applied Ceramic Technology, 1 (3), 235-242 (2004).

[49] D.J. Frew, M.J. Forrestal and J.D. Cargile, "The effect of concrete target diameter on projectile deceleration and penetration depth ", International Journal of Impact Engineering, 32(10), 1584-1594 (2006).

[50] A.N.Dancygier , D.Z.Yankelevsky and C.Jaegermann , "Response of high performance concrete plates to impact of non-deforming projectiles", International Journal of Impact Engineering, 34(11), 1768-1779 (2007).

[51] S.J. Hanchak, M.J.Forrestal, E.R.Young and J.Q.Ehrgott, "Perforation of concrete slabs with 48 MPa (7 ksi) and 140 MPa (20 ksi) unconfined compressive strengths" International Journal of Impact Engineering, 12(1), 1-7(1992).

[52] 森川博司，飛来物の高速衝突を受ける鋼製ライナー付き鉄筋コンクリート板の耐衝撃性に関する実験と解析，日本建築学会構造系論文集，第 477 号，107-114 (1995).

[53] A.N.Dancygier and D.Z.Yankelevsky, "High strength concrete response to hard projectile impact" , International Journal of Impact Engineering , 18(6) , 583-599(1995).

[54] 川合伸明，三沢智史，篠原保二，林静雄，高速飛翔体衝突に対するRC柱部材の衝撃破壊特性，学術講演梗概集. C-2，構造IV，鉄筋コンクリート構造，プレストレストコンクリート構造，壁構造・組積構造，579-580(2008).

[55] Q.M.Li and D.J.Tong, "Perforation thickness and ballistic limit of concrete target subjected to rigid projectile impact", Journal of Engineering Mechanics, 129(9), 1083-1091 (2003).

[56] M.H.Zhang, V.P.W.Shim, G.Lu and C.W.Chew, "Resistance of high-strength concrete to projectile impact", International Journal of Impact Engineering, 31(7), 825-841 (2005).

[57] A.N.Dancygier, "Rear face damage of normal and high-strength concrete elements caused by hard projectile impact", American Concrete Institute Structual Journal, 95(3), Title no.95-S27 (1998).

[58] 白井哲男，上林厚志，大野友則，上田眞稔 ，石川信隆 ，小型剛飛翔体の高速衝突に対するサンドイッチ形式鉄筋コンクリート板の局部損傷とその推定法, 日本建築学会構造系論文集 (473), 149-158 (1995).

[59] X.W.Chen, S.C.Fan and Q.M.Li, "Oblique and normal perforation of concrete targets by a rigid projectile", International Journal of Impact Engineering, 30(6), 617-637 (2004).

[60] F. Vossoughi, C.P. Ostertag, P.J.M. Monteiro and G.C. Johnson, "Resistance of concrete protected by fabric to projectile impact", Cement and Concrete Research, 37(1), 96-106 (2007).

[61] Q.M.Li, S.R.Reid, H.M.Wen and A.R.Telford, "Local impact effects of hard missiles on concrete targets", International Journal of Impact Engineering, 32(1-4), 224-284 (2005).

[62] P.Degen, "Perforation of reinforced concrete slabs by rigid missiles", Journal of the Structural Division, Vol.106, No.ST7, 1623-1642(1980).

[63] W.S.Change, "Impact of solid missiles on concrete barriers", Journal of the Structural Division, 107(ST2), 257-271 (1981).

[64] A.Haldar, M.Asce and H.Hamich, "Local effect of solid missiles on concrete structures. Journal of the Structural Engineering, 110(5), 948-960 (1984).

[65] A.K.Kar and M.Asce, "Local effects of tornado generated missiles", Journal of the Structural Division, 104(ST5), 809-816 (1978).

[66] S-M.Jang, T.Adachi, A.Yamaji and J-S.Kook, "Comparing Damage in CFRP Laminates due to Soft Body and Hard Body Impact", Materials Science Research Insternational, 8(3), 151-155 (2002).

[67] W.J.Cantwell and J.Morton, "Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP", Composites, 20(6), 545-551 (1989).

[68] W.J.Cantwell and J.Morton, "The influence of varying projectile mass on the impact response of CFRP", Composite Structures, 13(2), 101-114 (1989).

[69] J.Lopez-Puente, R.Zaera and C.Nawarro, "The effect of low temperatures on the intermediate and high velocity impact respose of CFRPs", Composites PartB, 33(8), 559-566 (2002).

[70] K.Fujii, M. Aoki, N.Kiuchi, E.yasuda and Y.Tanabe, “Impact perforation behavior of CFRPs using high-velocity steel sphere”, International Journal of Impact Engineering, 27(5), 497-508 (2002).

[71] S-M. Jang, T. Adachi, and A. Yamaji, “Imapct damage resistance of CFRP laminate with Epoxy-Resin surface layer”, Materials Science Research Insternational, 9(2), 138-142 (2003).

[72] R.I.Hammond, W.G.Proud, H .T.Golrein and J.E.Field, “High-resolution optical study of the impact of carbon-fiber reinforced polymers with different lay-ups”, International Journal of Impact Engineering, 30(1), 69-86(2004).

[73] Y.Tanabe and M.Aoki , “Stress and strain measurements in carbon-related materials impacted by a high-velocity steel sphere”, International Journal of Impact Engineering, 28(10), 045-1059 (2003)

[74] C.Ulven, U.K.Vaidya and M.V.Hosur, “Effect of projectile shape during ballistic perforation of VARTM carbon/epoxy composite panels “, Composite Structures, 61(1-2), 143-150 (2003).

[75] H. Kasano, “Impact perforation of orthotropic and quasi-isotropic CFRP laminates by a steel ball projectile “Composite Materials, 10(4), 309-318 (2001).

[76] 角大詩，安田榮一，田邊靖博，平成 18 年度衝撃波シンポジウム講演論文集，273-276 (2007).

[77] P.J.Hazell, A.Cowie, G.Kister, C.Stennett and G.A.Cooper, “Penetration of a woven CFRP laminate by a high velocity steel sphere impacting at velocities of up to 1875 m/s “ , International Journal of Impact Engineering, 36(9), 1136-1142 (2009).

[78] P.J.Hazell and G.Appleby-Thomas, “A study on the energy dissipation of several different CFRP-based target completely penetrated by a high velocity projectile”, Composite Structures, 91(1), 103-109 (2009).

[79] W.J.Cantwell and J.Morton, “Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP”, Composites, 20(6), 545-551 (1989).

[80] M.A.Will , T.Franz and G.Nurick, “The effect of laminate stacking sequence of CFRP filament wound tubes subjected to projectile impact”, Composite Structures, 58(2), 259-270 (2002)

[81] M.Hosur, R.Murthy, T.Ramamurthy and A.Shet, “Estimation of impact-induced damage in CFRP laminate through ultrasonic imageing”, NDT & International, 31(05), 359-374 (1998).

[82] G.Caprino, V.Lopresto and D.Santoro, “Ballistic impact behaviour of stitched graphte/eoxy laminates” Composite Science and Technology, 67(3-4), 325-335 (2007).

[83] G.A.O.Davies, X.Zhan, G.Zhou and S.Watson, ”Numerical modeling of impact damage”, Composites, 25(5), 342-350 (1994).

[84] W.J.Cantwell and J.Morton, “The impact resistance of composite materials – a review”, Composites, 22(5), 347-362 (1991).

[85] D.C.Phillips and B.Harris , “Polymer Engineering Composites”. By OW. Richardson, Applied Science Pub., 45-154 (1977).

[86] Y. Tanabe, K. Sasaki, T. Akatsu, E. Yasuda and A. Sawaoka, Proc. 6th Int'l Symp. Ceramic Materials and Components for Engines, 511-515 (1997).

[87] 塩谷義, クラックの粒内/粒界径路進展モデルの解析によるセラミックスの強度評価法, 日本機械学會論文集 A編, 59(564), 2000-2004(1993).

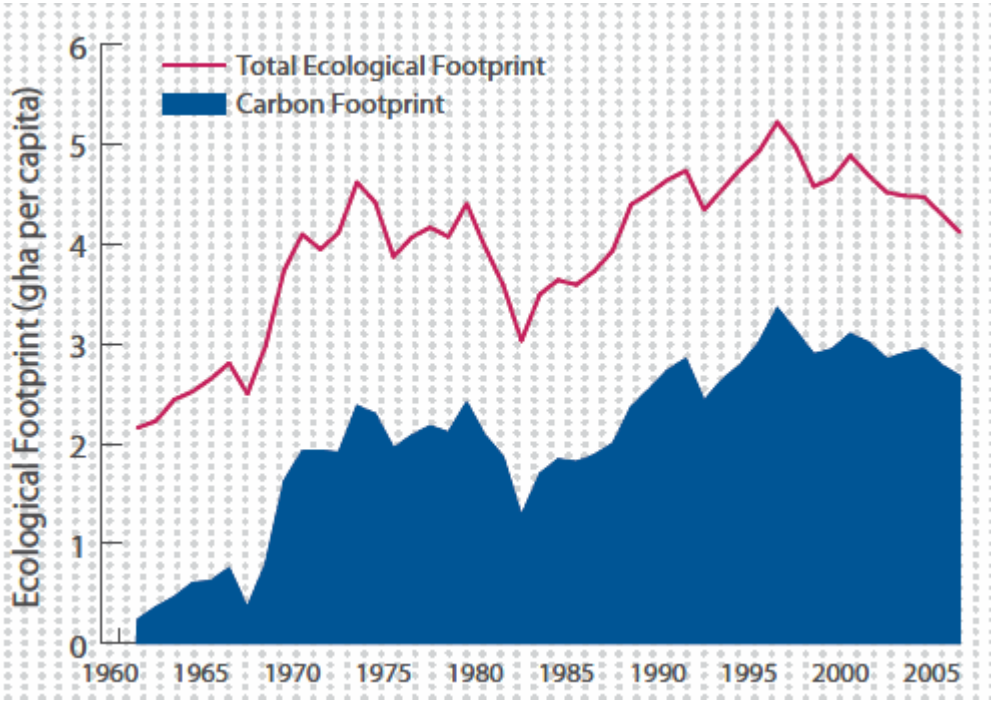


Fig.1-1 The contribution of the carbon Footprint to Japan's Ecological Foot print of consumption. ([1] Fig.7)

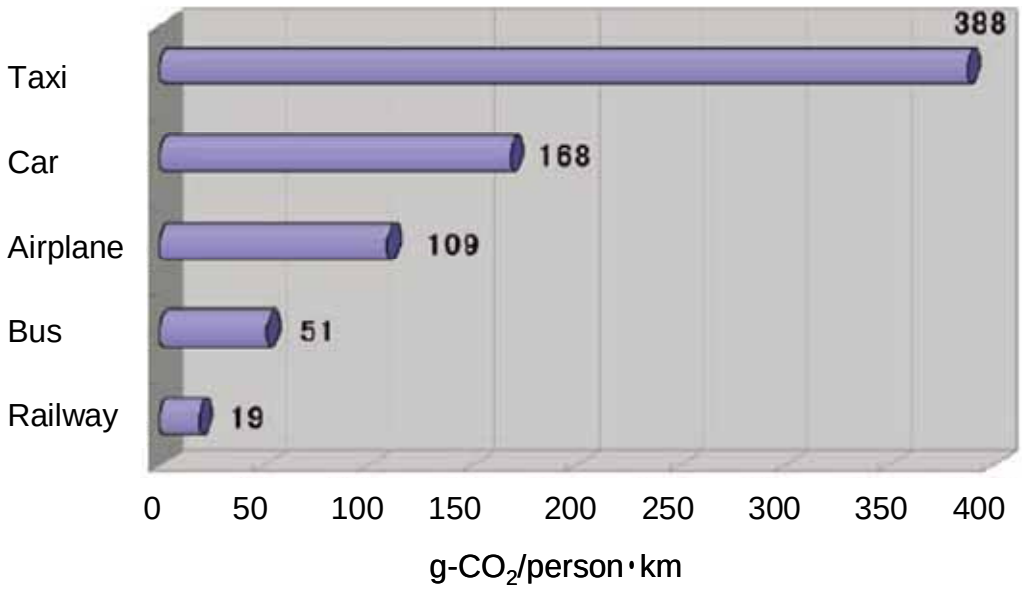


Fig.1-2 Carbon dioxide emitted in transportation. ([2] P11)

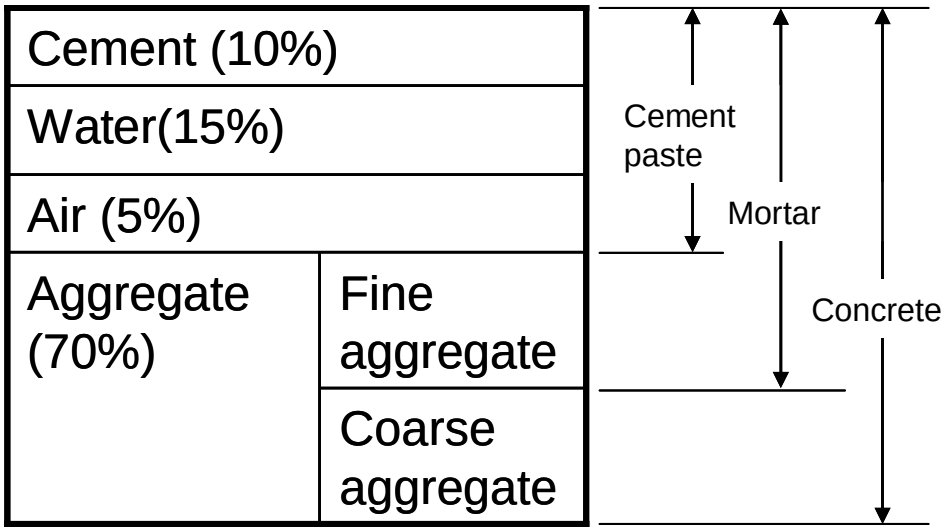


Fig.1-3 Volume ratio of concrete.

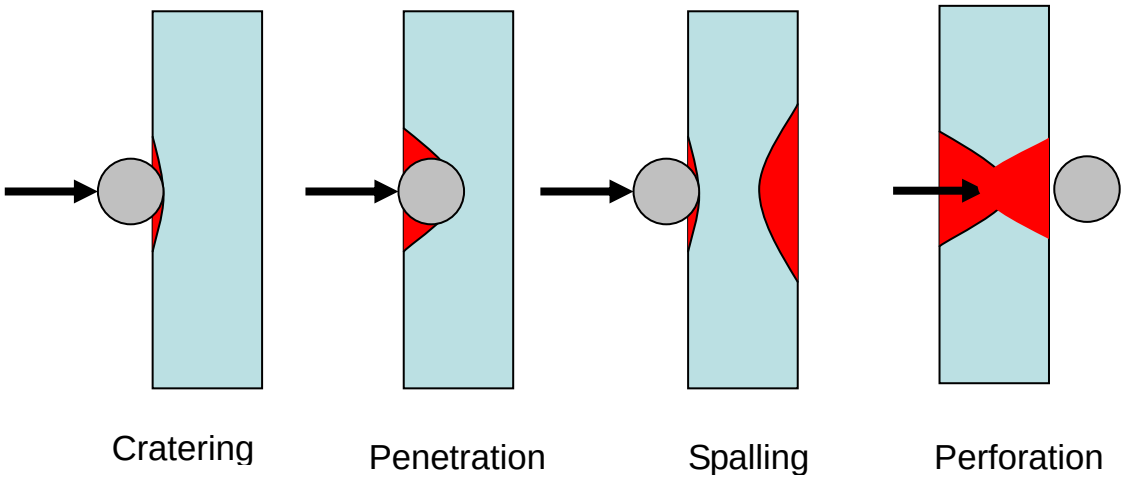


Fig.1-4 Schematic images of impact phenomena.

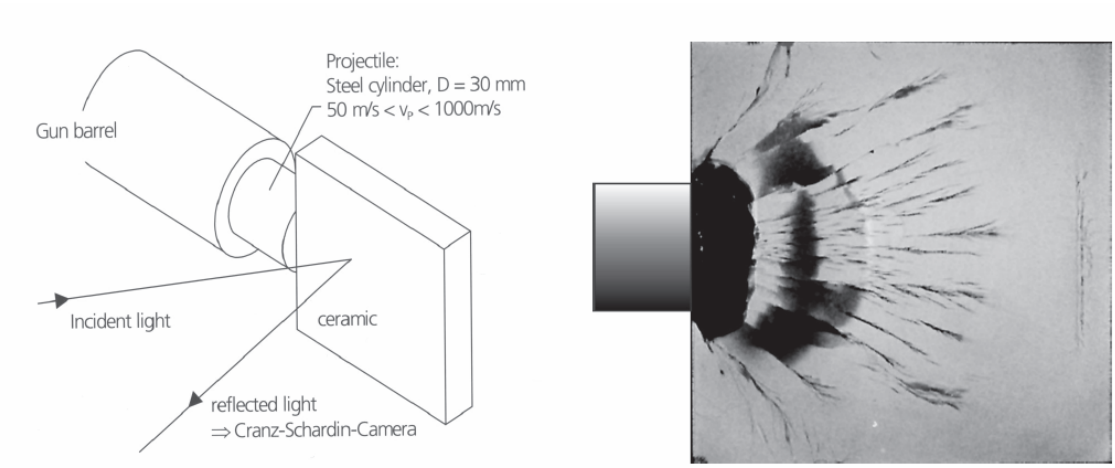


Fig.1-5 Schematics of EOI test configuration (left) and typical high-speed photograph of fractured ceramic (right). ([65] Fig.1)

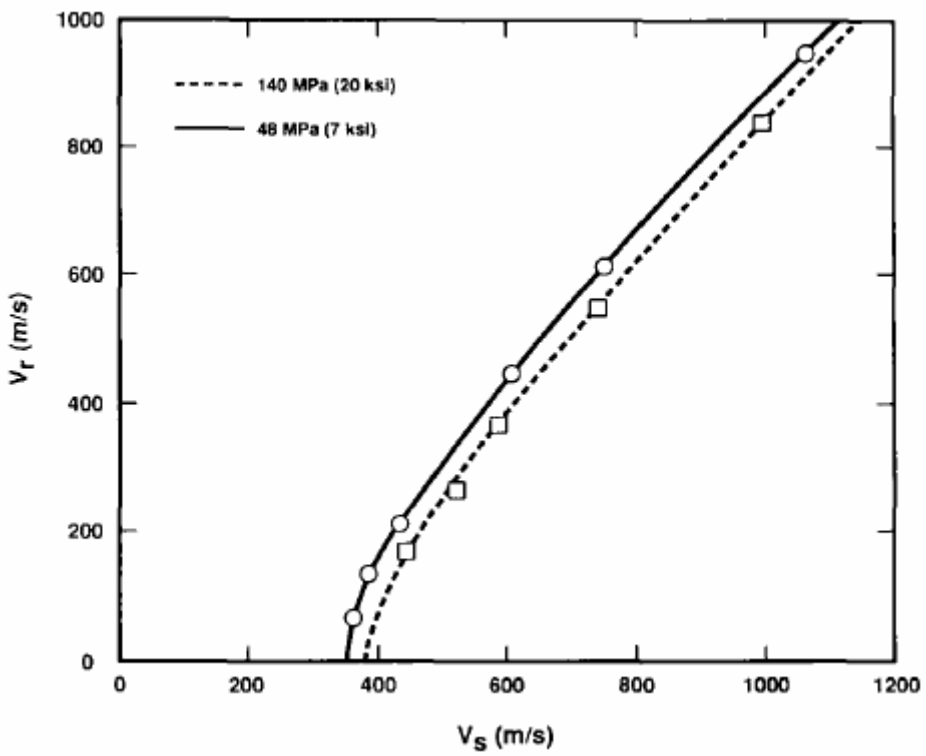


Fig.1-6 Residual velocity versus striking velocity. ([25] Fig.5)

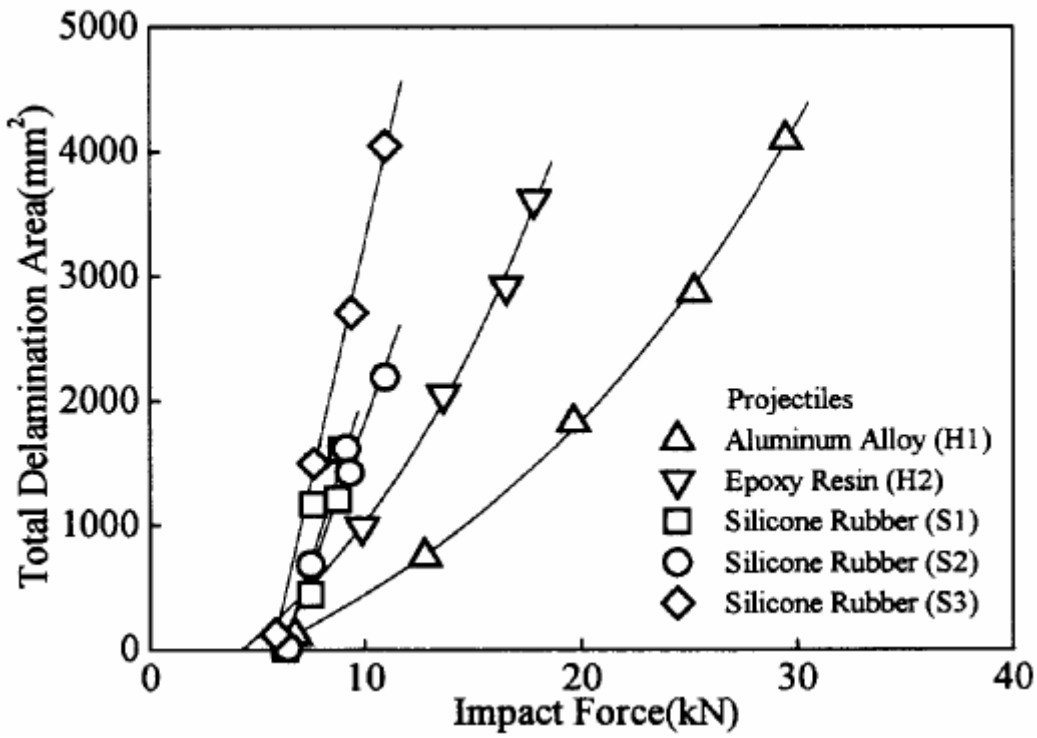


Fig.1-7 Total delamination area vs. maximum impact force. ([66] Fig.6)

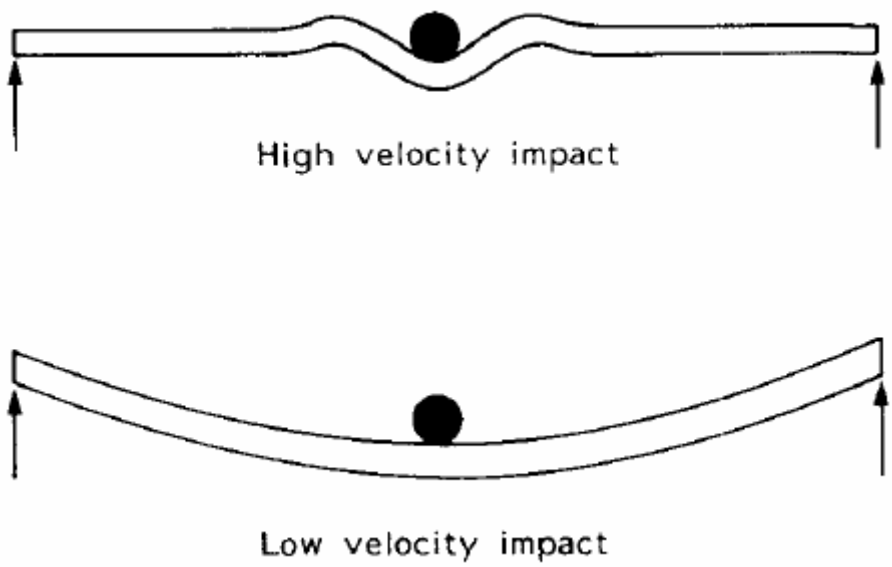


Fig.1-8 Schematics representation of the impact response under (a) high velocity impact loading (b) Low velocity impact loading. ([68] Fig.7)

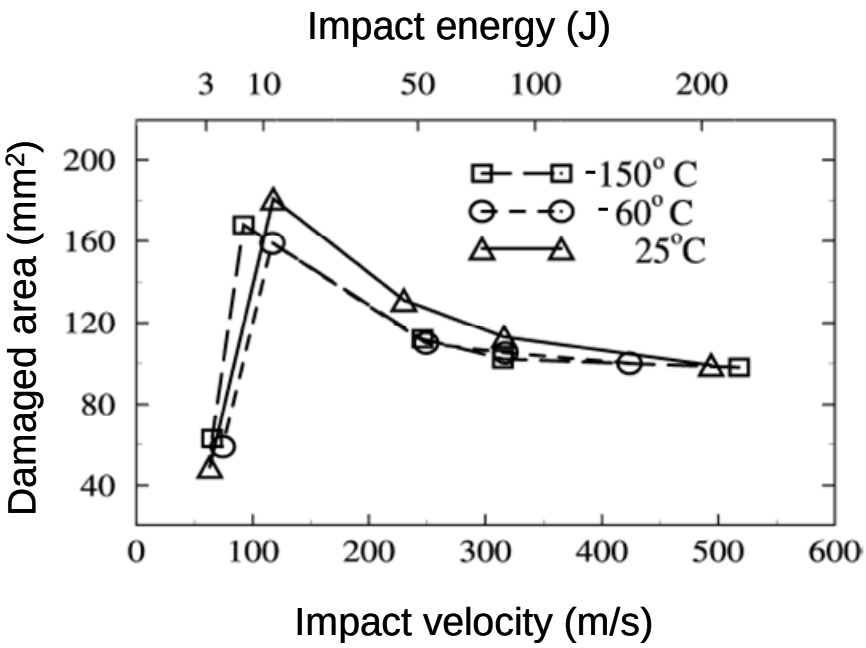


Fig.1-9 Damage extension in woven laminates vs impact velocity and energy at three different temperatures. ([69] Fig.5)

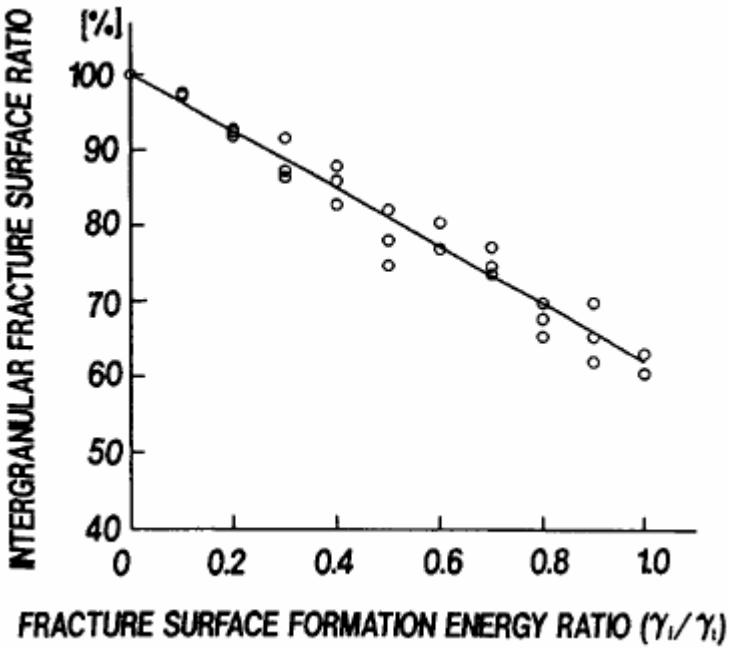


Fig.1-10 Fracture surface formation energy ratio vs. intergranular fracture surface ratio. ([87] Fig.6)

第 2 章　セラミックスの飛翔体衝突に伴う損傷挙動

2.1　はじめに

セラミックスは軽量、耐熱性、耐摩耗性等に優れているため、例えば、発電プラントの材料として用いると、プラントそのものの高温化、高圧化が可能となり効率の向上が可能となる。特にガスタービンについては、米国、欧州、日本においてセラミックスを適用する研究開発が行われている[1]。一般的に、セラミックスの体積を小さくすると、中に含まれる欠陥が少なくなり、回転体の遠心力も低くなるので、破損の危険性が低くなる。よって、小型のガスタービンへのセラミックス適用が期待されている[2]。しかしながら、ガスタービンを小型化しても、セラミックスは脆性な材料であるため、プラント内で発生した粒子等が高速回転するセラミックスタービンに衝突すれば、大きな被害が発生することが容易に予測される。セラミックスの破壊挙動の把握を行うことは重要である。

セラミックスの破壊挙動を詳細に把握するためには、準静的な試験と、動的な試験を行う必要がある。セラミックスに対する準静的な試験は多く行われており[3]、[4]、評価方法についても規格化されている。それに対して、動的な試験の実施例は少なく、評価方法も規格化されていない。

動的な試験は、主に比較的厚いセラミックスの裏面にバックプレートを装着した試料に対して飛翔体を衝突させ、その破壊現象が調べられている。例えば、直径 0.3 インチの飛翔体を用いてアルミナとバックプレートに鋼板とアルミニウムを用いた実験が行われている[5]。この結果、バックプレートの曲げ剛性が高いと、アルミナの損傷が少なくなることが分かった。また、B_4CとTiB_2に対してタングステン－ニッケル－鉄飛翔体を用いた実験が行われている[6]。B_4CはTiB_2よりラジアルクラックの本数が多く、クレータサイズが大きくなることが分かった。これは、TiB_2の方が圧縮降伏強度が高いからである。ガスタービンを想定した実験がおこなわれており、SiCとSi_3N_4に対して鋼球、SiCおよびSi_3N_4の飛翔体を衝突させている。SiCは鋼球の衝突に対して最も強度低下が大きく、Si_3N_4はSiC球の衝突に対して最も強度低下が大きいことが分かった[7]。

このように、それぞれの実験条件でセラミックスの破壊現象が調べられているが、同じ実験条件で系統的にセラミックスを比較し、その特性、さらには組織と対応づけた包括的な研究は著者が知る限り、皆無である。加えて、セラミックスの製造技術が進歩し高性能なセラミックスが安価に手に入るようになってきており、ガスタービンへの応用がさらに現実味を増している。ガスタービンへのセラミックスの適用を促進するためには、セラミックスの特性と破壊現象との関係を明らかにする必要がある。

よって、本章では、様々なセラミックスに対して飛翔体衝突実験を行い、損傷現象とセラミックスの特性・組織との関係について考察を行う。

2.2　試料と飛翔体

2.2.1　試料

試料として、炭化ホウ素、アルミナ（純度 99%、96%、99.99%）、部分安定化ジルコニア、アルミナ－ジルコニア、ムライト、窒化ケイ素を用いた。表 2-1 に今回用いたセラミックスの種類及び機械的性質を示す。それぞれの原料を金型で一軸成形後、98MPaで静水圧プレス成形した。アルミナ（純度 99%、96%）、ジルコニア、ムライトは大気雰囲気中1515-1670℃、高純度アルミナ（純度 99.99%）は 1300-1600℃、窒化ケイ素はN_2雰囲気中1900℃、炭化ホウ素はAr雰囲気中 2100℃にて常圧下で焼成を行った。得られた焼結体を70×70×4mm^3の形状に加工し、飛翔体衝突実験用試料とした。また、各種機械的特性評価用に所定の大きさに加工した。

特性として密度、曲げ強度、弾性率、破壊靭性、ビッカース硬度を選び、それぞれ、JIS-R1634(1998)、JIS-R1601(1995)、JIS-R1602(1995)、JIS-R1607（1995)、JIS-R1610(2003)に基づき計測した。破壊靱性の測定は、SEPB(single-edge precracked beam)法を用いた。SEPB 法とはあらかじめ、ビッカース圧痕等を起点とした予き裂を板厚方向に導入した試験片に対して、予き裂と反対方向に荷重をかけた三点曲げ試験を行い、その際の最大荷重と予き裂長さから、破壊靱性値を求める計測方法である。この値が低い程き裂が進展しやすいことを表している。試験片への押し込み速度は 0.5mm/min であり、計測結果より式(1)を用いて破壊靱性値を求めた。

$$K_{IC} = \left(\frac{PS}{BW^{\frac{3}{2}}}\right)\left\{\frac{3}{2}\left(\frac{a}{W}\right)^{\frac{1}{2}} Y\left(\frac{a}{W}\right)\right\} \tag{1}$$

ただし、$\frac{S}{W} = 4.0$、$0 \le \frac{a}{W} \le 1$のとき、

$$Y\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{\left[1.99 - \frac{a}{W}\left(1 - \frac{a}{W}\right)\left\{2.15 - 3.93\frac{a}{W} + 2.7\left(\frac{a}{W}\right)^2\right\}\right]}{\left(1 + 2\frac{a}{W}\right)\left(1 - \frac{a}{W}\right)^{\frac{3}{2}}} \tag{2}$$

$\frac{S}{W} = 7.5$、$0.1 \le \frac{a}{W} \le 0.6$のとき、

$$Y\left(\frac{a}{W}\right)=1.964-2.837\frac{a}{W}+13.711\left(\frac{a}{W}\right)^2-23.250\left(\frac{a}{W}\right)^3+24.129\left(\frac{a}{W}\right)^4 \qquad (3)$$

である。ここで、

K_{IC}　：破壊靱性値［MPa・m$^{0.5}$］

P　：試験片が破壊するまでの最大荷重［N］

S　：三点曲げ支点間距離［m］

B　：試験片厚さ［m］

W　：試験片の幅［m］

a　：予き裂長さ［m］

である。

部分安定化ジルコニアは密度が高く、曲げ強度が高い特徴を持っている。ムライトは破壊靭性が小さく、ビッカース硬さが小さい。窒化ケイ素は曲げ強度、破壊靭性が高い。炭化ホウ素は密度が低く、弾性率及びビッカース硬さが高いことが特徴として挙げられる。また、焼成温度を変えて作製したアルミナは設定温度を上げることにより、密度、弾性率は大きく変化しないものの、曲げ強さ、ビッカース硬さは低くなり、破壊靱性値は高くなっている。

2.2.2　飛翔体

飛翔体には、SUJ2 製の直径 4mm（質量 0.262g）の球を用いた。SUJ2 は JIS G4805 で規定された、市販のベアリング球である。よって、形状及び機械的特性のバラツキが少ないことが期待される。表 2-2 に特性を示す。

2.3　実験

2.3.1　飛翔体衝突実験

一段式ガス加速装置を用いて「2.2.2 飛翔体」で述べた飛翔体を加速した。実験方法の概略図を図 2-1 に示す。試料はチャンバー内の冶具に設置し、飛翔体を衝突させた。試料は飛翔体の進行方向に対して垂直になるよう設置した。また、試料後方に、飛翔体衝突後の試料から発生したデブリを回収するため、段ボールに両面テープとガムテープからなる回収板を設置した。飛翔体の衝突、貫通の様子は高速度ビデオカメラを用いて撮影した。衝突速度はコイルを用いて算出した。それぞれの装置の詳細については下記に示す。

2.3.1.1　一段式ガス加速装置

本研究に用いた一段式ガス加速装置の概略図を図 2-2 に示す。一段式ガス加速装置とは高圧ガスを駆動力にして飛翔体を加速する装置である。コンプレッサーに高圧ガス(ヘリウム)を充填し、電磁弁の開放によりガスを開放し、飛翔体を加速した。本装置を用いてヘリウムガスで得られる飛翔体の最高速度の平均は 350m/ｓ程度である。

飛翔体は、直径 7mm、全長 10mm の円柱状のサボ(材質：ポリカーボネート)とともに加速される（図 2-3)。加速された飛翔体とサボはサボストッパーにおいて分離され、飛翔体のみ試料に衝突する（図 2-4)。

2.3.1.2　高速度ビデオカメラ

チャンバーには複数の観察窓が設置されており、その窓を通して試験片の破壊挙動の撮影を行った。本研究で用いた高速度ビデオカメラは IMACON468(HADLAND PHOTONICS LIMITED)、HPV-1(島津製作所)である。

IMACAON468 は一度のトリガ入力で 8 コマの高速度写真を撮ることができる超高速度フレーミングカメラである。8 コマの全てに独立したディレイ(トリガ入力からカウントした撮影時間)と露光時間を設定することができる。撮影時間及び露光時間は最小 10ns 単位で設定できる。

HPV-1 は一度のトリガ入力で 102 枚の高速度写真を撮ることができる。撮影間隔は 1μs、2μs、4μs、8μs、・・・33ms の間で選ぶことができる。露光時間は撮影間隔の 1/8、1/4、1/2 のいずれかを選択できるが、最小で 250ns であるため、撮影間隔が 1μs のときは 1/4、1/2 のどちらかの選択となる。トリガーポイントは 102 枚の写真のうちで任意に選ぶことができる。

2.3.1.3　飛翔体衝突速度測定用のコイル

飛翔体の速度は加速管の先に設置した検速用コイルにて計測した。検速用コイルは独立した 3 つのコイルから構成され、それぞれのコイルは幅 7mm のボビンに径 0.23mm のエナメル線を 200 回巻きつけたものである。また、各コイルの間隔は 27mm であり、各コイルには永久磁石を取り付けている。サボストッパーによりサボから分離された飛翔体は各コイルの中心部を通る。飛翔体には磁性体の SUJ2 を採用しているため、コイルを通過する際に誘導起電力が発生する。この誘導起電力をオシロスコープ(DL1540 横河電機)で計測し、各コイルの誘導起電力発生の時間差とコイル間距離から飛翔体の衝突速度を算出した。検速用のコイルから試験片までは 240mm 程度の距離が存在するが、チャンバー内は 3.0torr 程度まで減圧しているため、コイルから試験片衝突までの空気抵抗は無視できるとした。

2.3.2　顕微ラマン計測

部分安定化ジルコニアにおける応力誘起相変態の発生の有無を確認するため、顕微ラマン計測を行った。表 2-3 に計測条件を示す。計測場所は飛翔体衝突部、衝突部周辺部、及び衝突部から離れた部分である（図 2-5）。

2.3.3　き裂進展エネルギー

グリフィスの理論によると、試料中で弾性ひずみエネルギーが表面生成エネルギーより大きい場合にき裂が進展する。臨界エネルギー解放率 G_{IC} はき裂が単位面積増加するときに解放されるポテンシャルエネルギー量、すなわち、き裂が進展するための単位面積あたりに必要なエネルギー量である。破壊靱性値を用いて式(4)のように表わされる。

$$G_{IC} = \frac{K_{IC}^2\left(1-\nu^2\right)}{E} \quad [\mathrm{J/m^2}] \tag{4}$$

ここで、

K_{IC}　：破壊靱性値　[MPa・m$^{0.5}$]

E　：弾性率　[GPa]

ν　：ポアソン比

である。

安田らは臨界エネルギー解放率について、粒内破面率fを重みとした粒内破壊の臨界エネルギー開放率 G_{IC}^{trans} と粒界破壊の臨界エネルギー開放率 G_{IC}^{inter} の和で表すことができるとした[8]。以下のように表わされる。

$$G_{IC} = (1-f)G_{IC}^{inter} + fG_{IC}^{trans} \tag{5}$$

$$= (G_{IC}^{trans} - G_{IC}^{inter})f + G_{IC}^{inter} \tag{6}$$

本研究ではアルミナ(A99.99)、窒化ケイ素、ムライトに対して解析を行い、き裂進展エネルギーを求めた。

2.4　結果及び考察

2.4.1　飛翔体衝突現象

図 2-6 に飛翔体衝突時の試料表面の高速度ビデオカメラ画像、図 2-7 に同じく試料裏面の高速度ビデオカメラ画像を示す。図 2-6 に示すように、すべてのセラミックスで飛翔体は貫通せず、試料表面で破損した。また、試料裏面では試料が粉々に破損しているのが分かる。図 2-8 に飛翔体衝突後の試料の写真を示す。飛翔体衝突後の試料は試料表面を頂点とするコーン状に欠損（コーンクラック）が生じた。このコーンクラックの他にラジアルクラックが発生しているのが分かる。飛翔体衝突時に発生する応力波とその反射波によって生じる引張力によってコーン状に破壊するとされている。ただし、図 2-9 に示すように、部分安定化ジルコニアについては、コーンクラックの形成は認められなかった。この原因については後で述べる。

2.4.2　コーン体積（コーンクラック体積）

コーンクラックについて、表面と裏面の衝突孔の長径及び短径と板厚より、コーン体積を推定し、「2.2.1　試料」で記したセラミックスの機械的性質である密度、曲げ強さ、破壊靱性値、弾性率、ビッカース硬さとの比較を行った。その結果を図 2-10～14 に示す。焼成温度を変えて作成したアルミナにおいて、密度はほぼ同じであるが、コーン体積が異なった。全般的に曲げ強さが強くなると、コーン体積は減少するが、焼成温度を変えたアルミナでは逆の結果になり、弾性率はほぼ同じであるが、コーン体積が異なった。ビッカース硬さについては特に傾向は認められなかった。よって、コーン体積は破壊靱性値と高い相関を示すことが分かった。破壊靱性値が高くなるほど、コーン体積が小さくなるのが分かる。しかし、部分安定化ジルコニアはコーンクラックが発生しなかった。

図 2-15～23 にコーンクラック表面のSEM写真を示す。ただし、部分安定化ジルコニアはコーンクラックが発生しなかったので示していない。これらの写真より、コーン体積が大きいムライト、アルミナ(A99.99　1300℃) や 炭化ホウ素は粒内破壊を示し、それらよりコーン体積の小さいアルミナやアルミナージルコニアは粒内破壊と粒界破壊の混合、さらにコーン体積の小さいアルミナ(A99.99　1600℃)や窒化ケイ素はほぼ粒界破壊を示しているのが分かる。さらに図 2-24～32 にSEPB法で計測した破面のSEM写真を示す。コーンクラックが発生する際のクラックの進展様式と破壊靱性値を測定する際に生じるクラックの進展様式がほぼ同じであり、高い相関を示している。表 2-4 に示すように、種々のセラミックスに対して実験を行ったことによって、破壊靱性値と飛翔体衝突に伴う破壊様式の具体的な関係を求めることができた。既往の研究においてもコーンクラックのSEM観察は行われてはいたが[6]、1、2 種類のセラミックスの比較であり、本研究のように、粒内、粒界の破壊形態と破壊現象の関係を具体的に示した研究は行われていない。

本研究では、部分安定化ジルコニアのみコーンクラックが発生しなかった。また、ア

ルミナ－ジルコニアのコーンクラック体積も他のセラミックスと比べると小さい。これは、部分安定化ジルコニアの応力誘起相変態によるもの[9]と考え、表面及び衝突部近傍の顕微ラマン計測を行った。図 2-33 に測定結果を示す。衝突部外側（衝突痕より約 2mm外側）では 510、370cm^{-1}あたりに試料表面及び衝突部中心部では観察されなかったピークが存在するのが分かる。これは、単斜晶のピークであり[10]、衝突部外側では正方晶から単斜晶への応力誘起相変態が発生したことを示している。衝突部中心部では応力誘起相変態が発生していないが、飛翔体の衝突圧力によって体積膨張を伴う相変態が妨げられたためと考えられる。その代わり、衝突部外側は相変態が発生し、マイクロクラックによる応力の緩和あるいはクラックの進展が阻止されたため、部分安定化ジルコニアは他のセラミックスと比較してコーン体積が小さくなったと考えられる。図 2-34 に模式図を示す。

2.4.3　試料裏面から発生したデブリ

試料後方に設置した破片回収板に付着した破片の光学顕微鏡観察を行った。一例として図 2-35 にムライトの破片の光学顕微鏡観察結果、図 2-36 にアルミナ－ジルコニアの破片の光学顕微鏡観察結果を示す。粒内破壊を示したムライト、炭化ホウ素、アルミナ(A99.99 1300°C)は 50μm 以下の細かい破片が観察された。アルミナ(A96、A99、A99.99 1450°C)およびアルミナ－ジルコニアは概ね 100μm 以上、アルミナ（A99.99 1600°C)と窒化ケイ素は概ね 200μm 以上であった。

図 2-37 に試料側面から撮影したデブリ排出の高速度ビデオカメラ画像を示す。この図より、飛翔体衝突直後のデブリは小さく、速度が速い。その後、時間が経つにつれ、デブリサイズは大きくなり、速度が遅くなるのが分かる。

それぞれの破片について SEM 観察を行ない、ムライト、炭化ホウ素、アルミナ(A99.99 1300°C)は粒内破壊を示す等、コーンクラック部や SEPB 試験片と同じ破壊様式を示していることが分かった。よって、セラミックスの破壊靱性値はデブリの寸法にも影響を及ぼしていると推察される。

2.4.4　き裂進展エネルギー

はじめに、粒界と粒内における臨界エネルギー解放率について検討する。表 2-5 に SEPB 試験片における粒内破壊の比率及び臨界エネルギー開放率を示す。焼成温度を変えたアルミナ(A99.99)について、それぞれの臨界エネルギー解放率および、粒内破面率と式(6)を用いて回帰分析を行い、粒界と粒内における臨界エネルギー解放率を求めた。表 2-6 に計算結果を示す。この結果、粒界における臨界エネルギー解放率の方が、粒内における臨界エネルギー解放率よりも高いことが分かる。これは、粒界の方がよりき裂が進展するのに必要なエネルギーが高いことを示している。また、図 2-12 に示したように主に粒内破壊を示す破壊靭性値の低いセラミックスはコーン体積が大きかったが、粒内における臨界エネルギー解放率が低いためである。

アルミナ（A99.99)、ムライト及び窒化ケイ素の表面生成エネルギーについて計算を行った。表面生成エネルギーは生成表面の総面積と臨界エネルギー解放率から求めた。表面積はラジアルクラック、コーンクラック、デブリの表面積からなると考えられる。デブリの表面積は回収板で回収したデブリの画像解析を行って算出した。デブリの形状はほとんどが平らな板状であったので、解析結果から得られた面積の2倍をデブリの表面積とした。表 2-7 に飛翔体の運動エネルギーに対する表面生成エネルギーの割合を示す。表 2-5 と比較すると、アルミナ(A99.99)の SEPB 試験片とコーンクラックの粒内破面率はほぼ同じであることが分かる。ムライトとアルミナ(A99.99 1300℃)は他のセラミックスと比較して表面積は大きいが、臨界エネルギー解放率が低いため、表面生成エネルギーも低くなった。反対に、窒化ケイ素は表面積が小さかったが、臨界エネルギー開放率が高いため、表面生成エネルギーも高くなった。破壊靭性値と、粒内破面率と飛翔体の運動エネルギーに対する表面生成エネルギーとの割合を図 2-38 と図 2-39 に示す。これらの図より、飛翔体の運動エネルギーに対する表面生成エネルギーの割合は 0.5[%]から 3.5[%]の間であることが分かる。また、破壊靱性値が高くなるもしくは粒内破面率が低くなるとその割合は高くなることがわかる。すなわち、表面生成エネルギーは破壊モードならびにコーン体積に大きく関係している。粒径や組織の制御を通して粒界を制御することで、破壊様式、デブリの寸法、コーン体積を制御出来る可能性が示された。

2.5 まとめ

セラミックスの特性ならびに組織が飛翔体の衝突に伴う損傷挙動に与える影響を検討するために、異なる機械的特性を持つセラミックスに対し、φ4mm の SUJ2 製球状飛翔体を 350m/s 程度に加速して衝突実験を行ない、以下のことを明らかにした。

(1) 破壊靱性値が高くなるとコーン体積は小さくなり、コーンクラック表面の破壊様式は破壊靱性値で分類できる。しかし、部分安定化ジルコニアでは衝突近傍での応力誘起相変態によって、コーンクラックが発生しない。

(2) コーンクラック表面ならびにデブリの破壊様式は、準静的な試験である SEPB 試験片のそれとほぼ同じである。

(3) 粒界の臨界エネルギー開放率は、粒内の臨界エネルギー開放率より高い。

(4) 表面生成エネルギーは飛翔体の運動エネルギーの 0.5%から 3.5%の間である。表面生成エネルギーは破壊靱性値と粒内破面率に比例し、破壊靱性値が高いほど、粒内破面率が低いほど、表面生成エネルギーが高くなることを定量的に明らかにした。

表面生成エネルギーを定量的に評価できたことで、飛翔体運動エネルギーの消費過程を解明するための重要な一歩を踏み出せたと考えている。さらに、デブリ量や飛翔体衝突後の残留強度等セラミックスの損傷挙動に重要な役割を果たしているコーンクラックの寸法を組織・粒界の制御や応力誘起相変態を利用することで制御可能なことを明らかにした。

本研究で用いたセラミックスでは焼成温度や純度を変えて組織や粒径を制御している。このことは、例えば、粒界に不純物を析出させることにより、粒界破壊を促進させる方法で、異物衝突時の損傷を低減する可能性があることを示している。

参考文献

[1] 巽哲男，鶴園佐蔵”セラミックス”，日本ガスタービン学会誌，31(2)，76-80(2003).

[2] 吉田博夫, ”マイクロセラミックスガスタービン”, 日本機械学會誌, 111(1072), 162-163 (2008).

[3] D.Casellas，M.M.Nagl，L.Llanes and M.Anglada，”Fracture toughness of alumina and ZTA ceramics microstructural coarsening effects”，Journal of Materials Processing Technology，143–144，148–152 (2003).

[4] T.Tani，Y.Miyamoto，M.Koizumi and M.Shimada，”Grain Size Dependences of Vickers microhardness and Fracture Toughness in $A1_2 0_3$ and $Y_2 0_3$”，Ceramics international，12(1)，33-37(1986).

[5] D.Sherman，”Impact failure mechanisms in alumina tiles on finite thickness support and the effect of confinement”, International Journal of Impact Engineering 24，313-328(2000).

[6] D.A.Shockey，A.H.Marchand，S.R.Skaggs，G.E.Cort，M.W.Burkett and R. Parker，”Fialure phenomenology of confined ceramic targets and impacting rods”, International Journal of Impact Engineering 9(3)，263-275(1990).

[7] 浜田晴一，寺前哲夫，”固体粒子の衝突によるSiC及びSi_3N_4系セラミックススの破壊挙動”，材料，39(443)，1082(1990).

[8] 安田公一，多々見純一，麻田和敏，松尾陽太郎，木村脩七，”多結晶セラミックスの粒内破面率に及ぼす粒径の影響に関する確率的解析”，Journal of the Society of Japan, 102 (9)，887-889 (1994)

[9] D.R.Clarke and F.Adar，”Measurement of the Crystallographically Transformed Zone Produced by Fracture in Ceramics Containing Tetragonal Zirconia“, Journal of the American Ceramic Society，65(6)，284-288(1982).

[10] C.M.Phillippi and K.S.Mazdiyasni，”Infrared and Raman Spectra of Zirconia Polymorphs”，Journal of the American Ceramic Society，54(5)，254-258(1971)

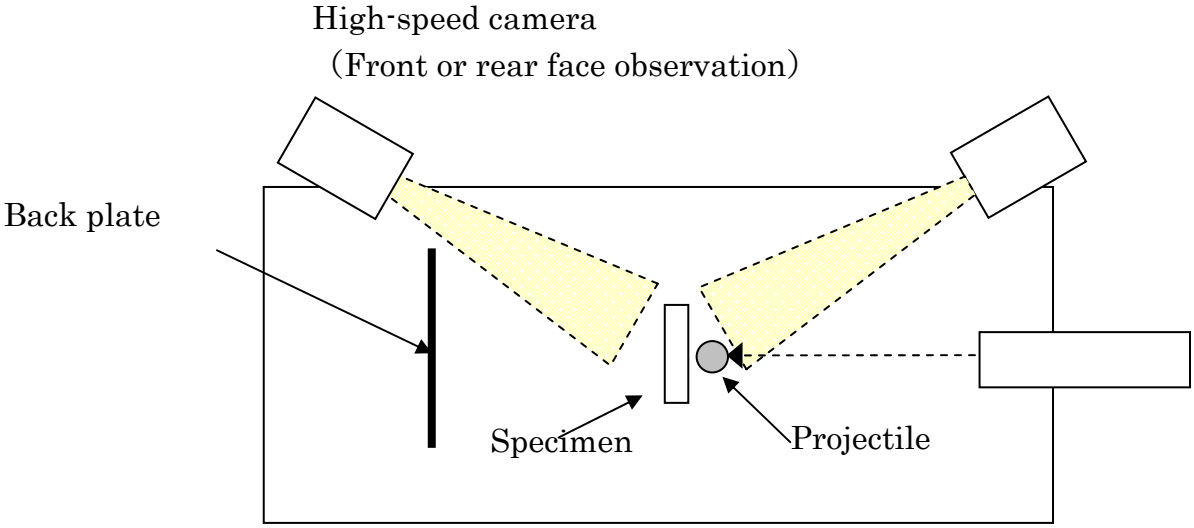


Fig. 2-1 Experimental setup.

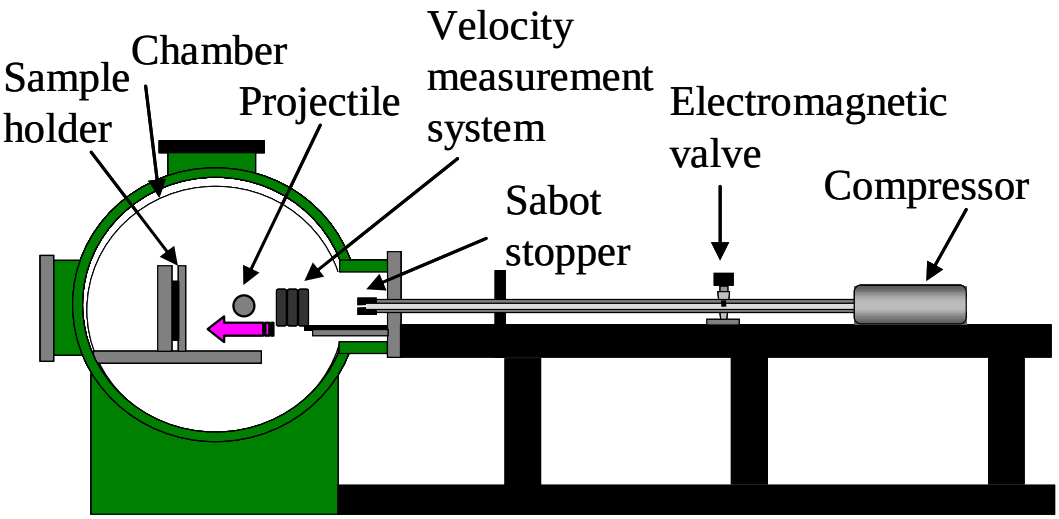


Fig.2-2 Schematic image for a one-stage light gas accelerator.

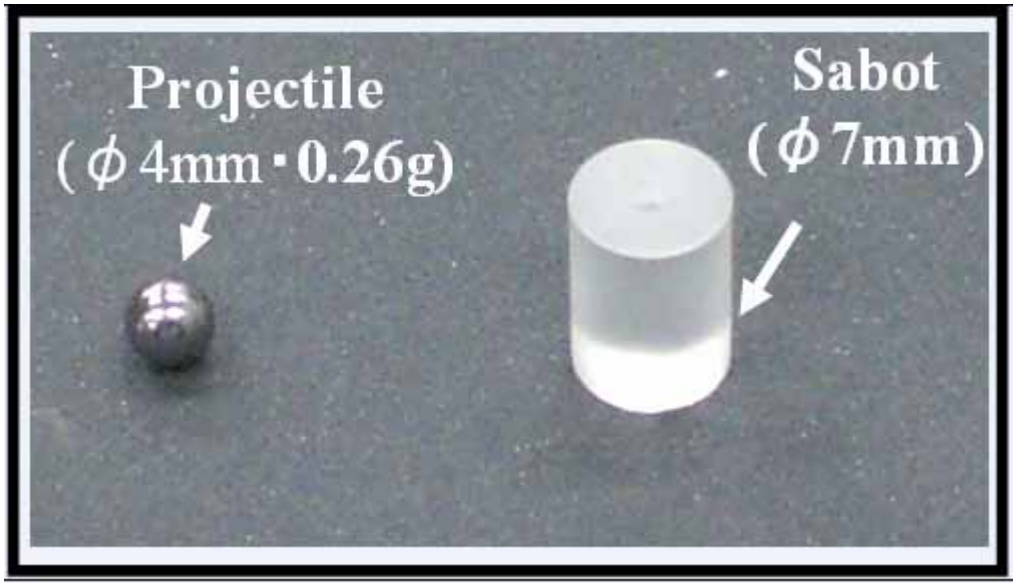


Fig.2-3 Projectile and sabot.

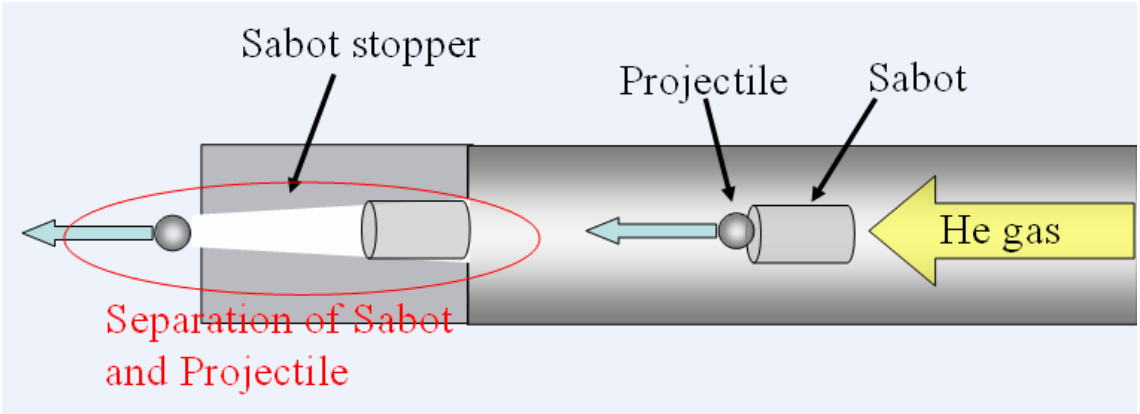


Fig.2-4 Separation of projectile and sabot.

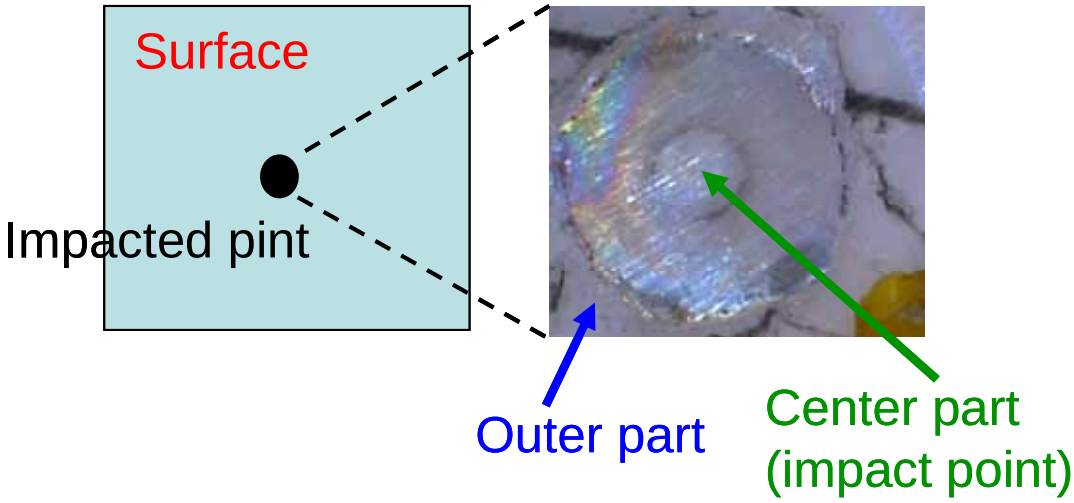


Fig.2-5 Position of Raman Microscopy.

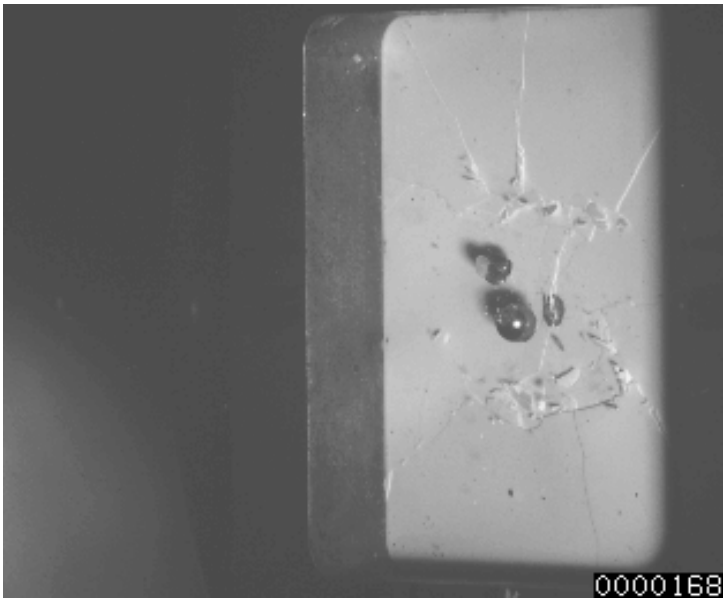


Fig.2-6 Front-face photo of the impact fracture of alumina-zirconia specimen.

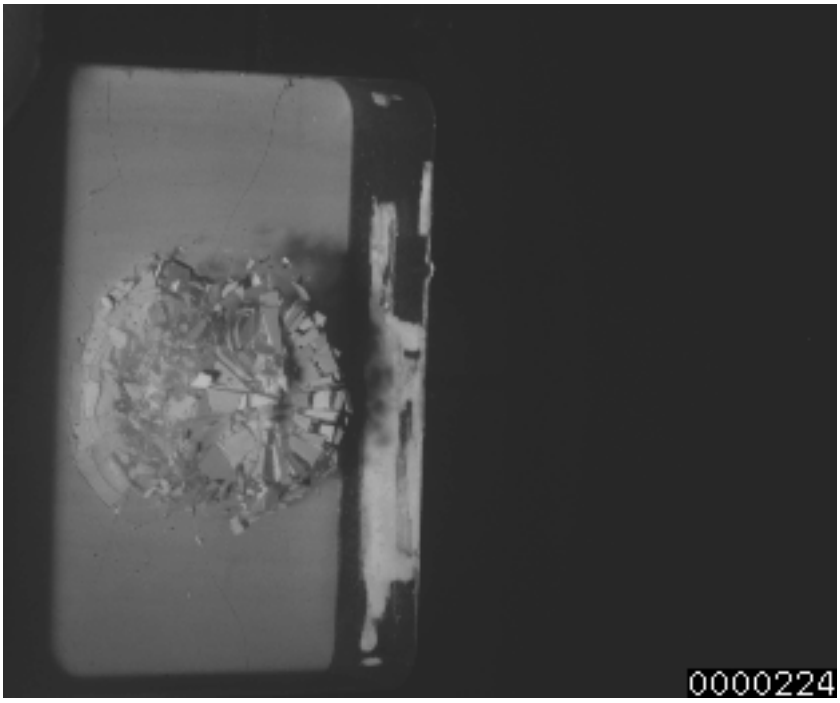


Fig.2-7 Rear-face photo of the impact fracture of Mullite.

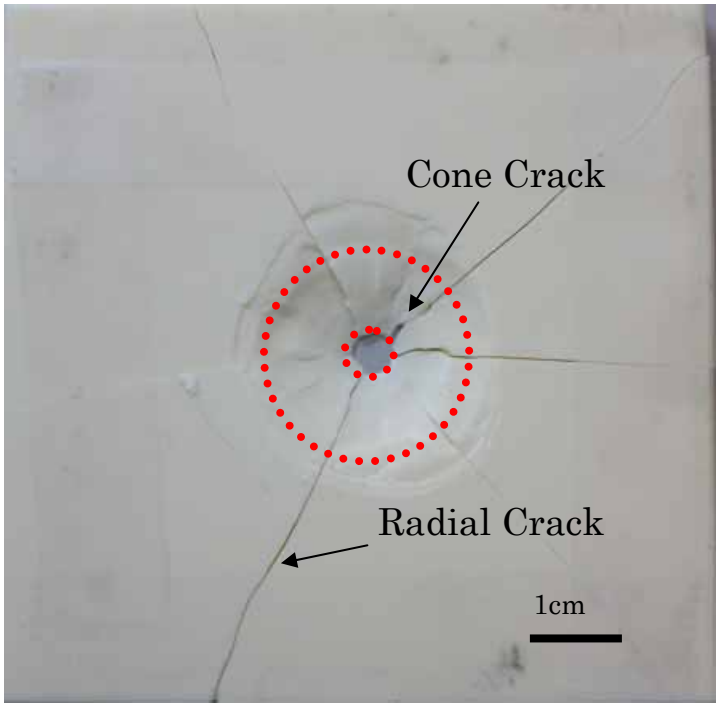


Fig.2-8 Rear face of the alumina (A99) specimen after projectile impact.

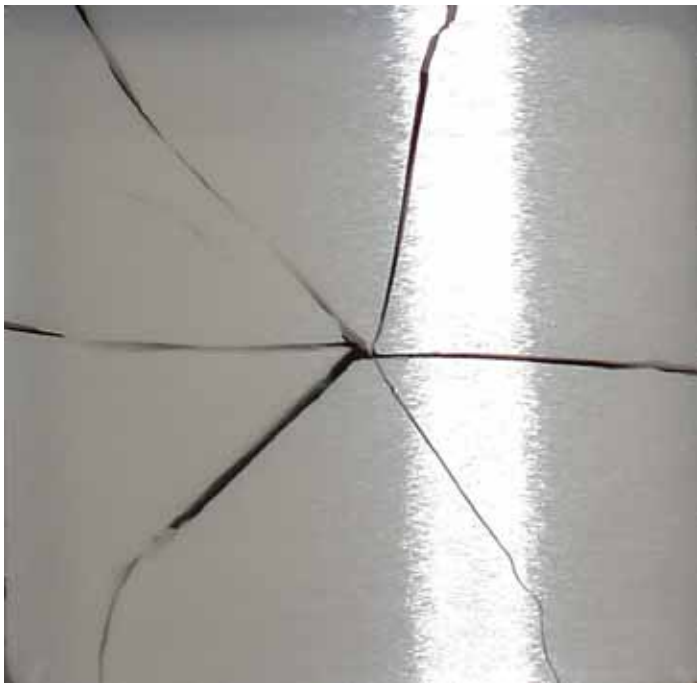


Fig.2-9 Rear face of the zirconia (3Y-TZP) specimen after projectile impact.

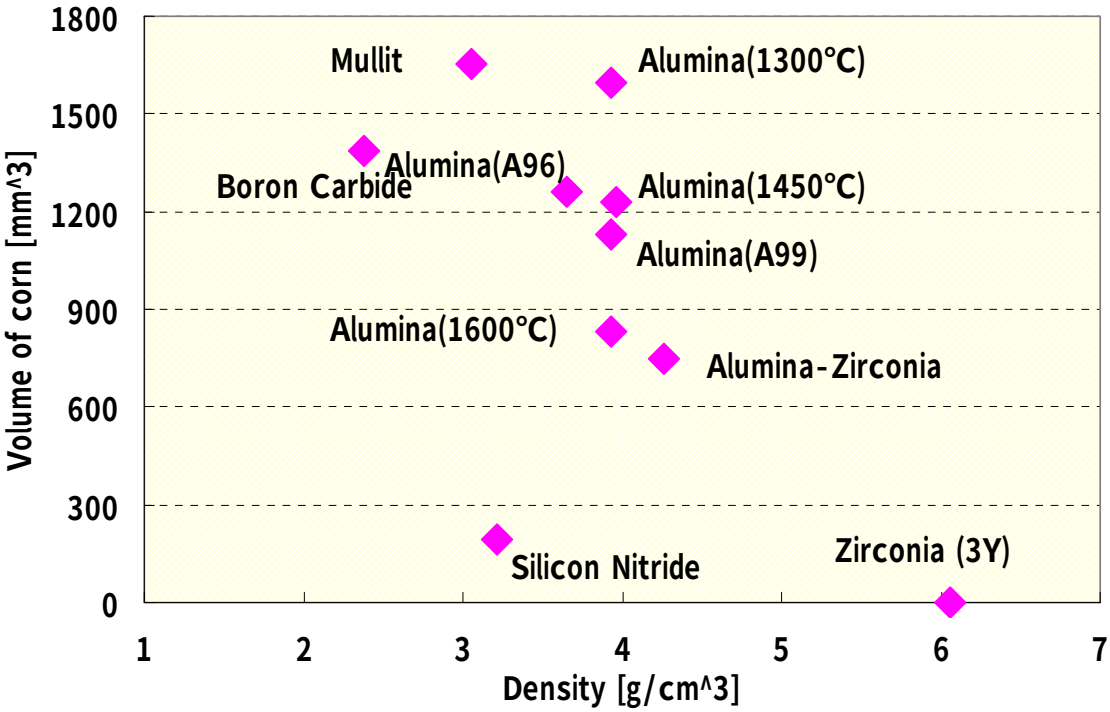


Fig.2-10 Relation between volume of cone crack and density.

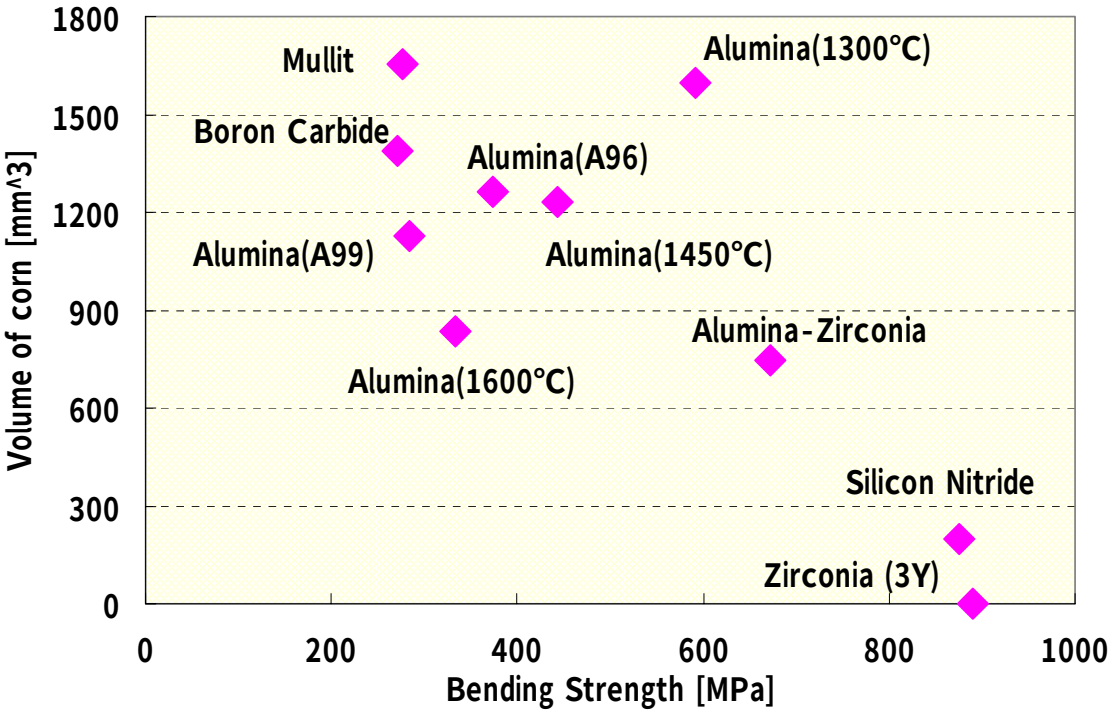


Fig.2-11 Relation between volume of cone crack and bending strength.

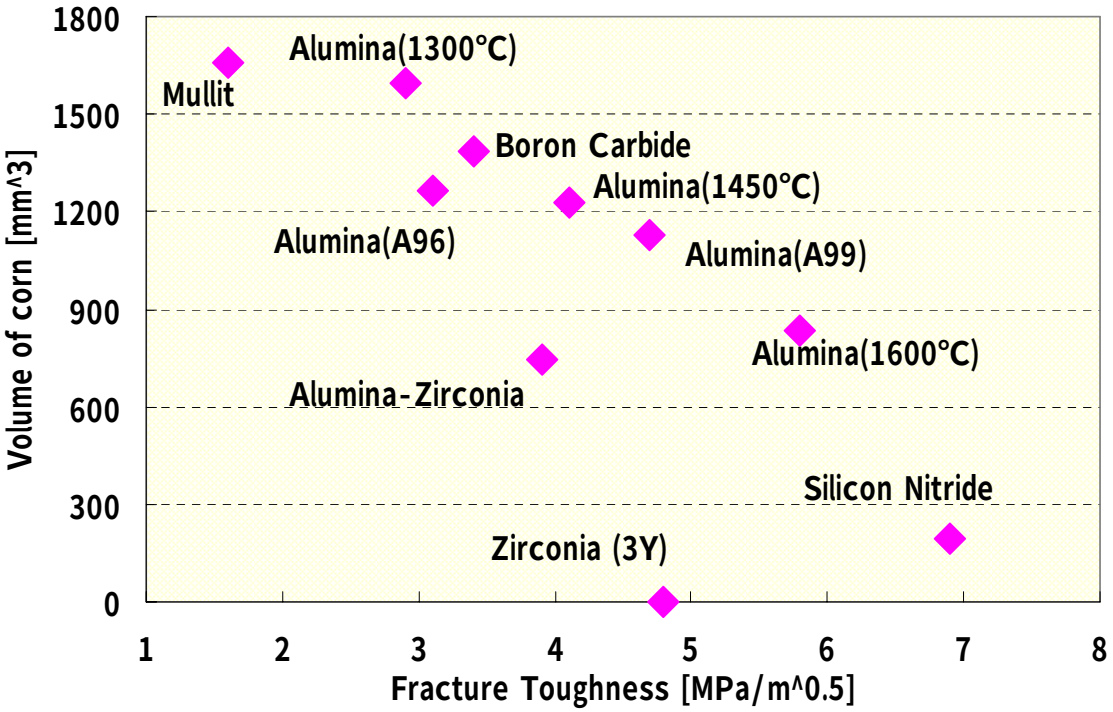


Fig.2-12 Relation between volume of cone crack and fracture toughness.

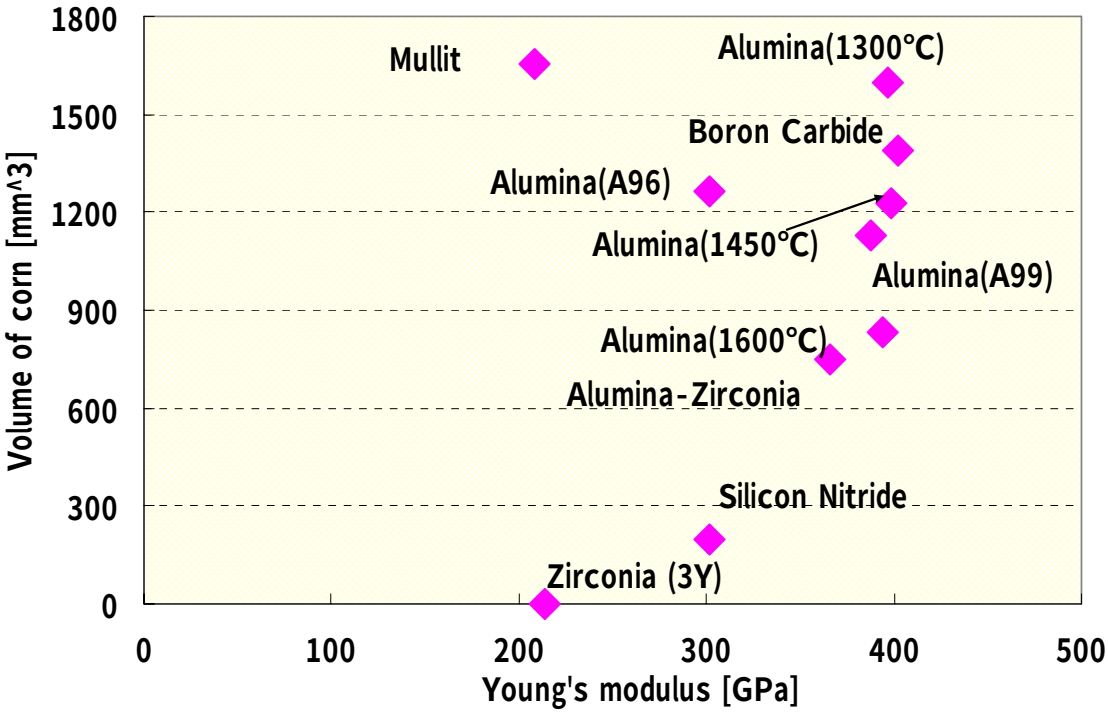


Fig.2-13 Relation between volume of cone crack and young's modulus.

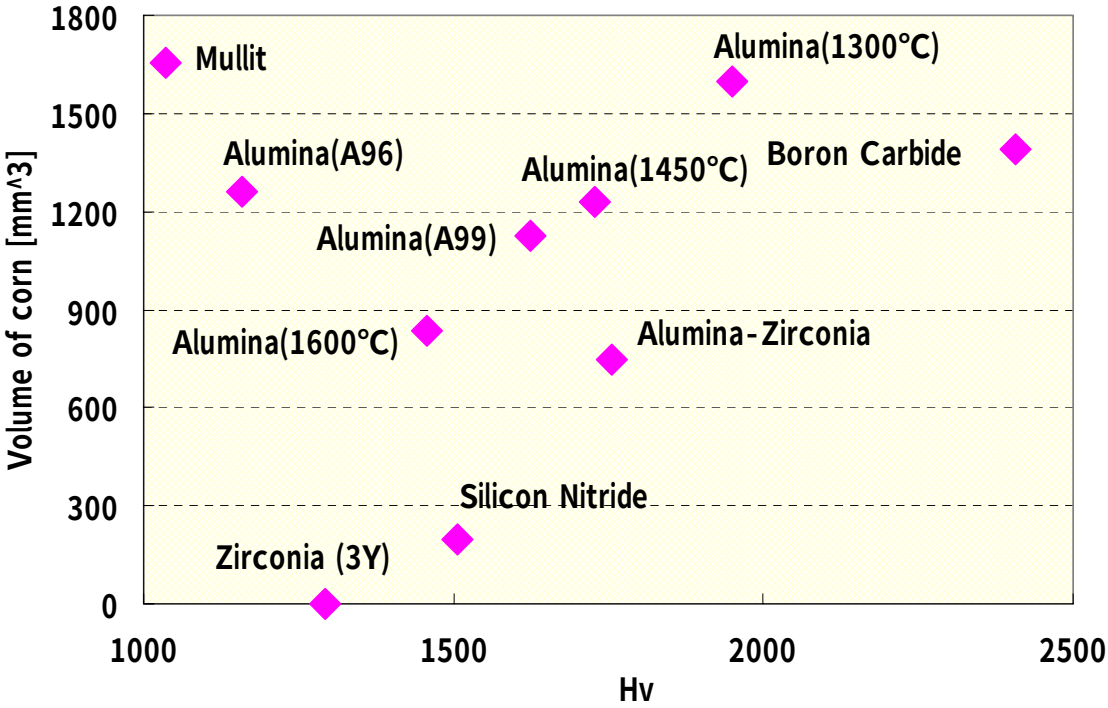


Fig.2-14 Relation between volume of cone crack and Hv (Vickers hardness).

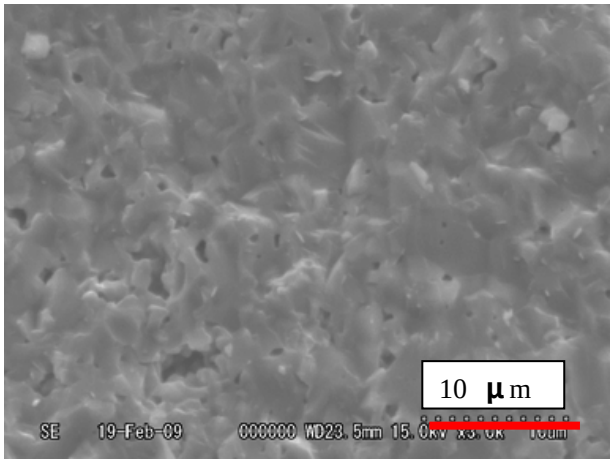


Fig.2-15 SEM image of cone crack surface (mullite).

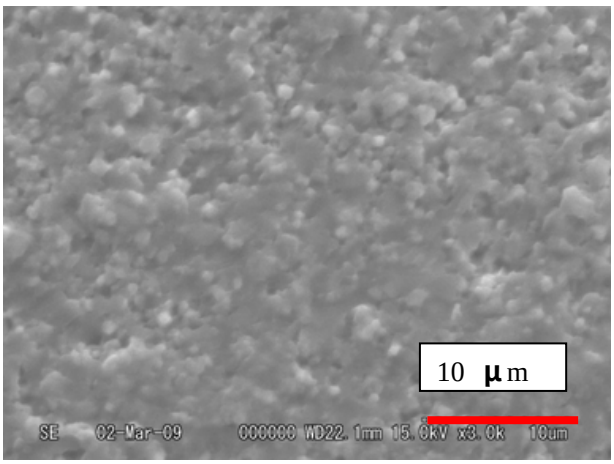


Fig.2-16 SEM image of cone crack surface (alumina(A99.99 1300℃)).

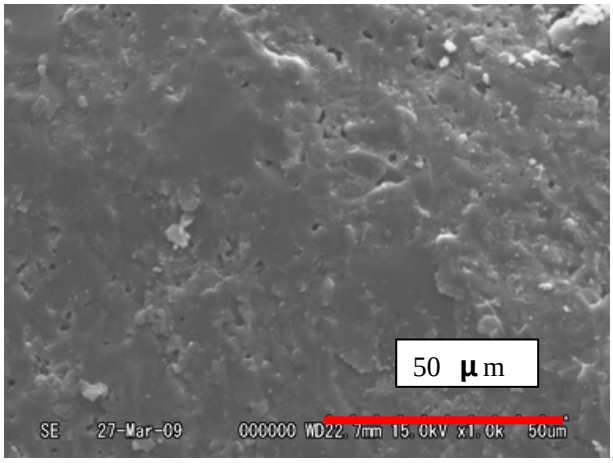


Fig.2-17 SEM image of cone crack surface (boron carbide).

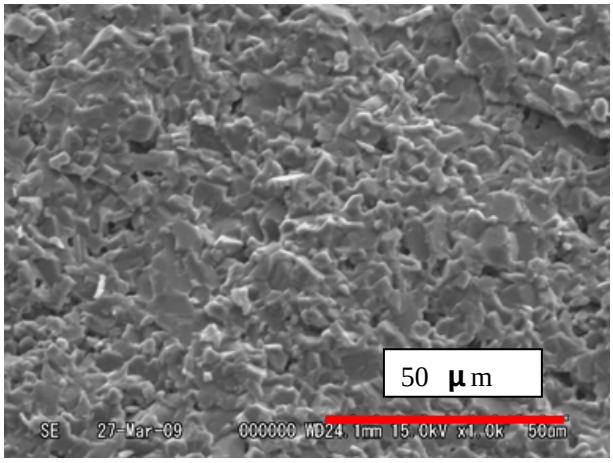


Fig.2-18 SEM image of cone crack surface (alumina(A96)).

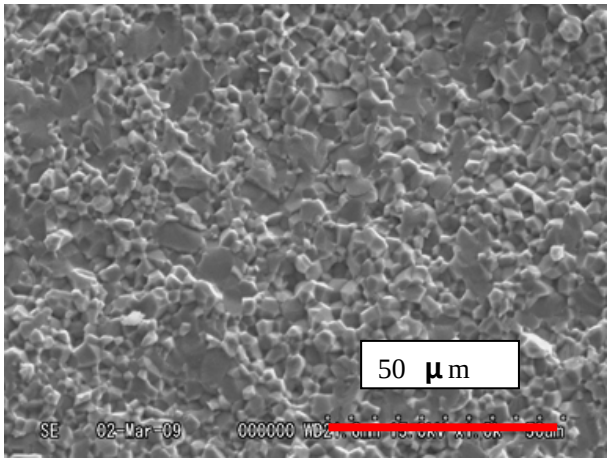


Fig.2-19 SEM image of cone crack surface (alumina(A99 1450℃)).

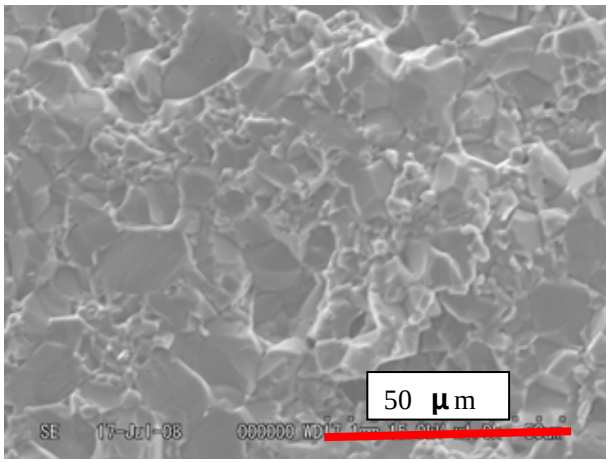


Fig.2-20 SEM image of cone crack surface (alumina (A99)).

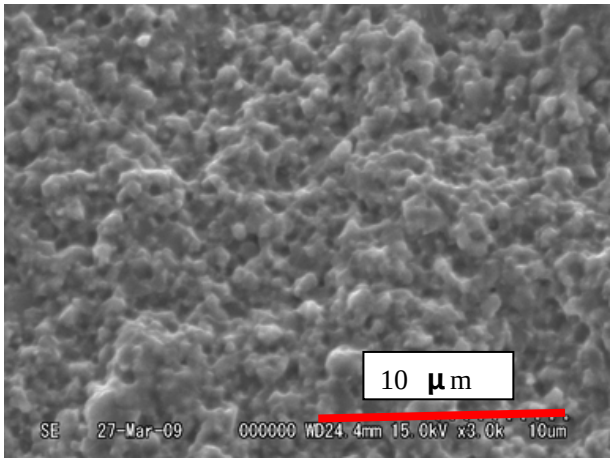


Fig.2-21 SEM image of cone crack surface (alumina-zirconia).

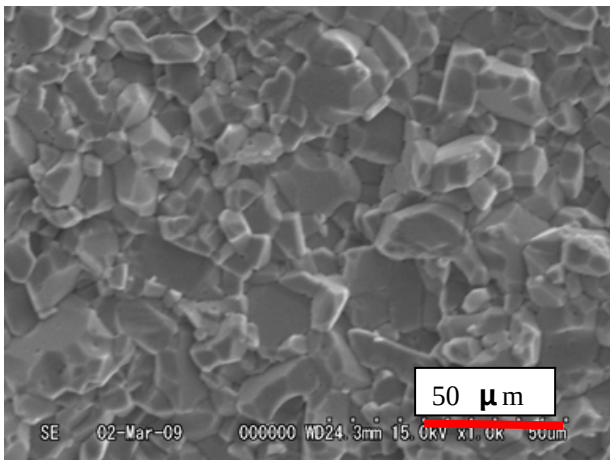


Fig.2-22 SEM image of cone crack surface (alumina (A99.99 1600℃)).

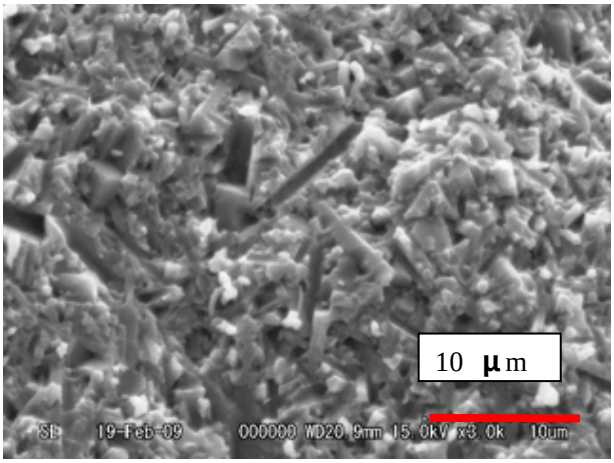


Fig.2-23 SEM image of cone crack surface (silicon nitride).

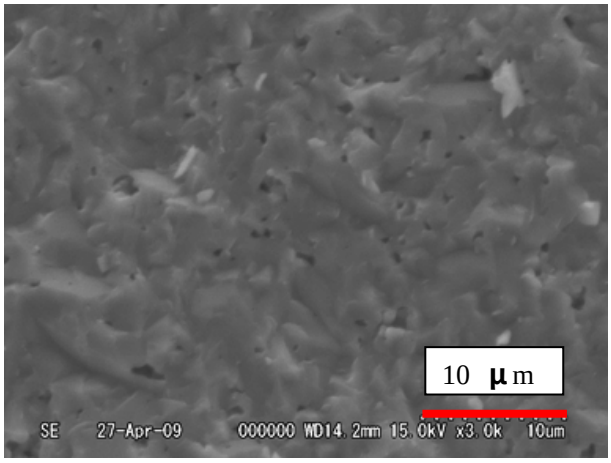


Fig.2-24 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (mullite).

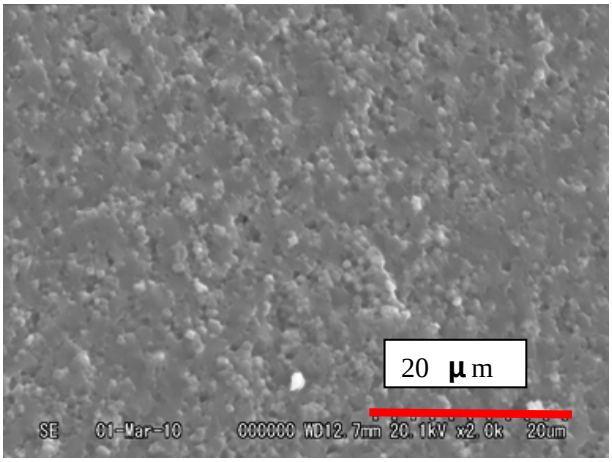


Fig.2-25 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (alumina(A99.99 1300℃)).

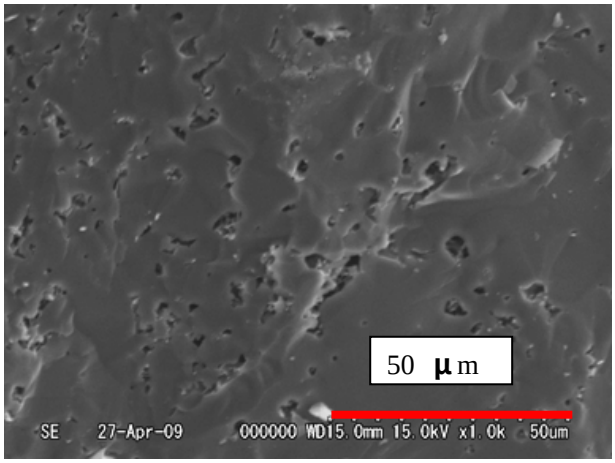


Fig.2-26 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (boron carbide).

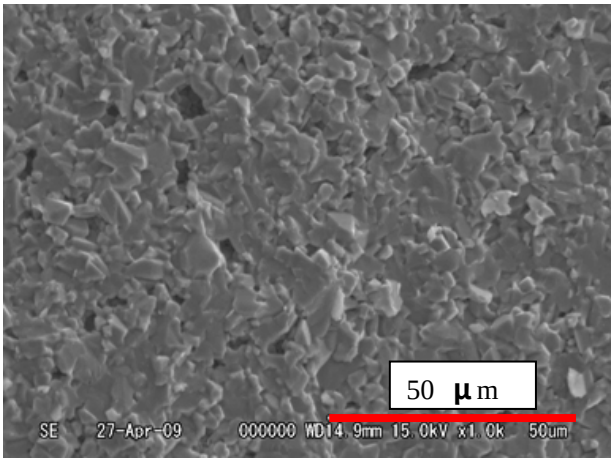


Fig.2-27 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (alumina(A96)).

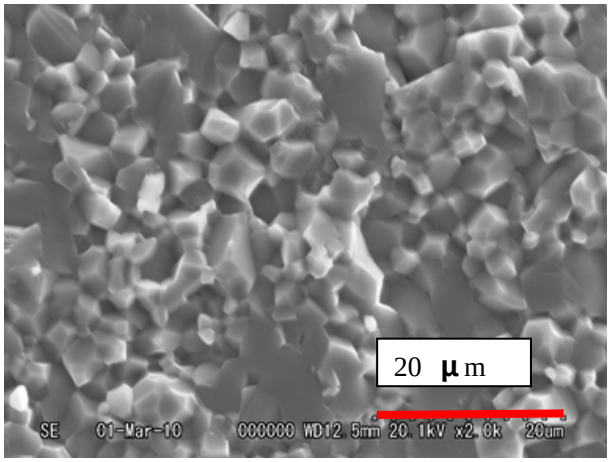


Fig.2-28 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (alumina(A99 1450℃)).

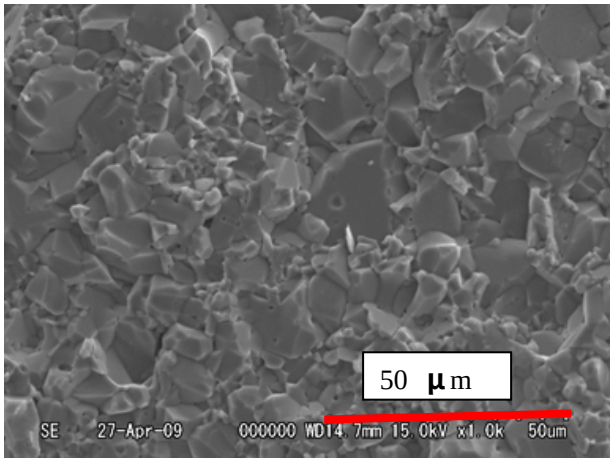


Fig.2-29 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (alumina (A99)).

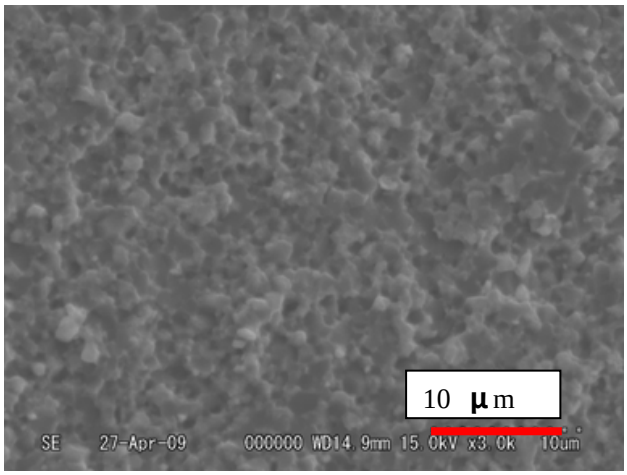


Fig.2-30 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (alumina-zirconia).

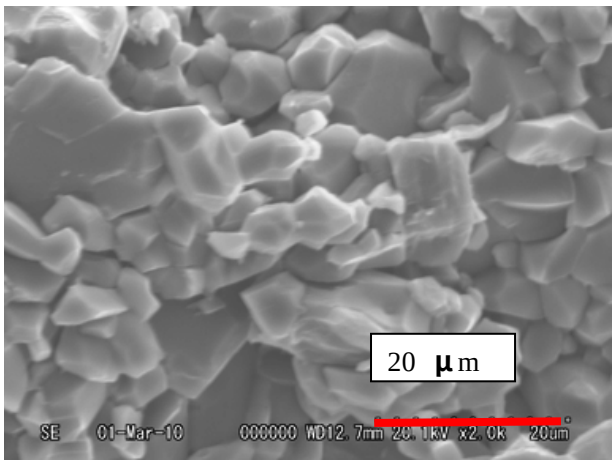


Fig.2-31 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (alumina (A99.99 1600℃)).

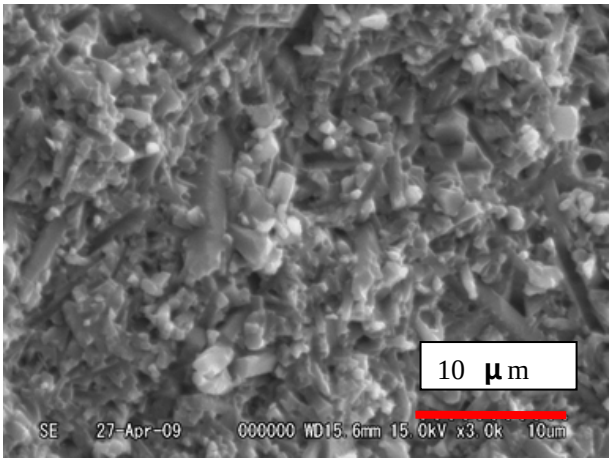


Fig.2-32 SEM image of fracture surface in SEPB specimen (silicon nitride).

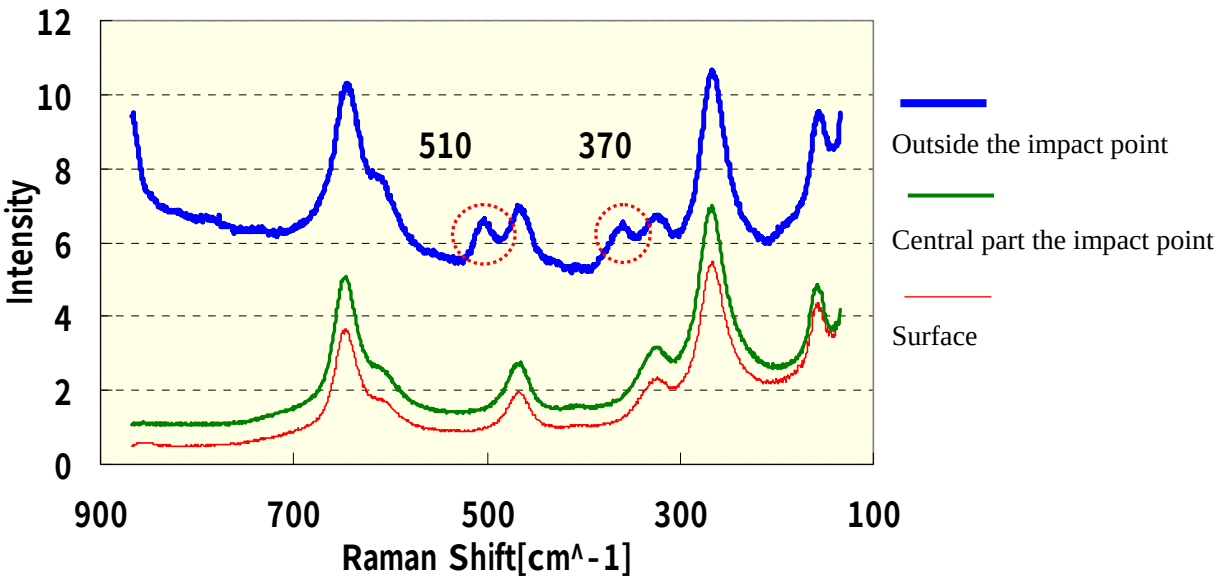


Fig.2-33 Raman spectra of Zirconia (3Y-TZP) surface.

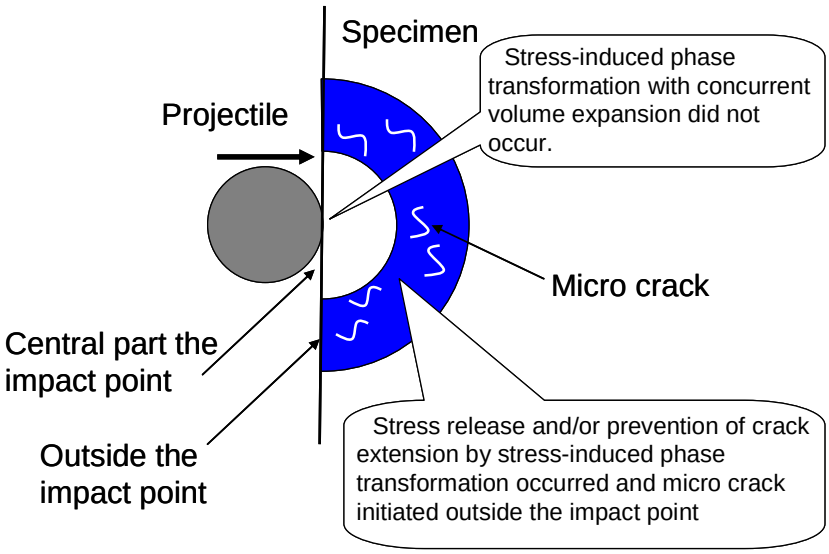


Fig.2-34 Image of phenomenon under projectile impact (Zirconia(3Y-TPZ).

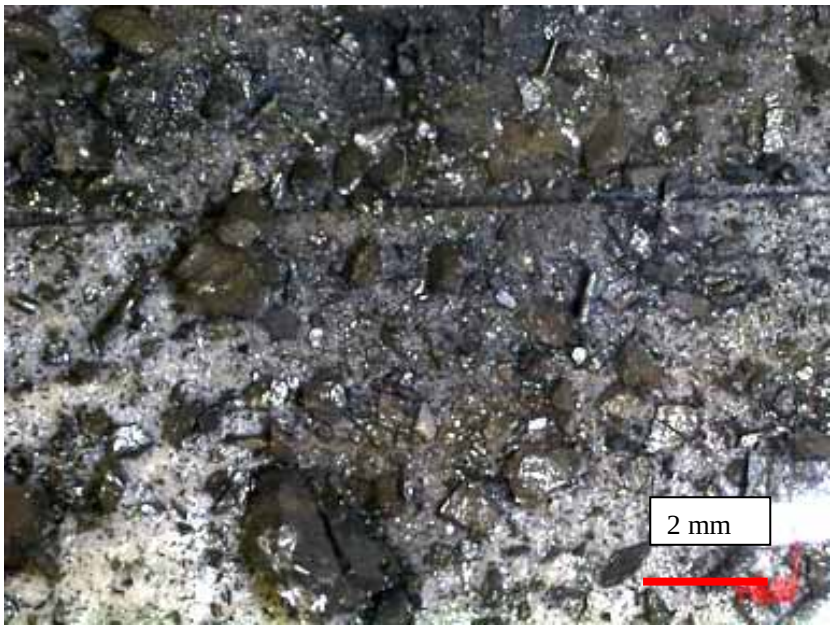


Fig.2-35 Optical microscope image of debris collected from boron carbide.

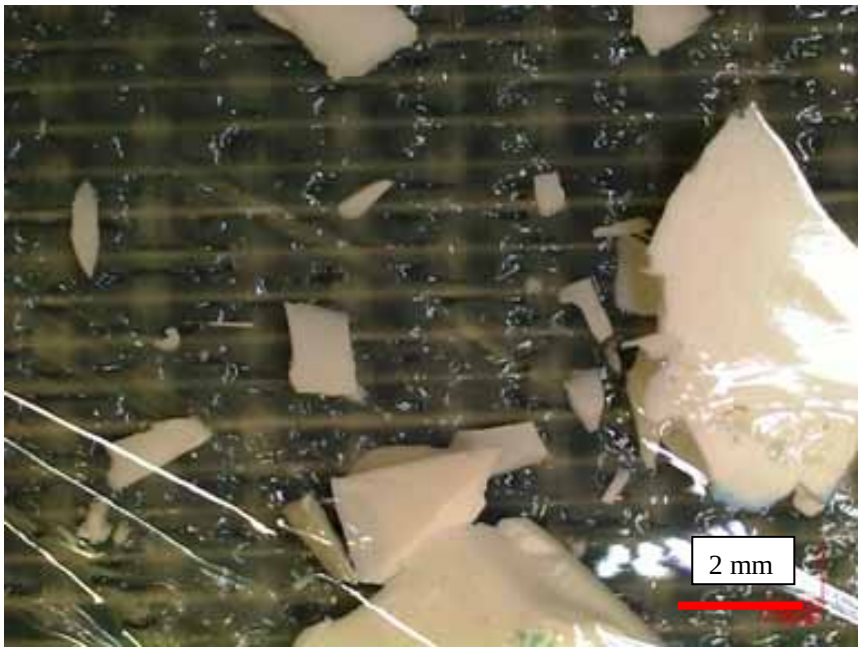


Fig.2-36 Optical microscope image of debris collected from alumina-zirconia.

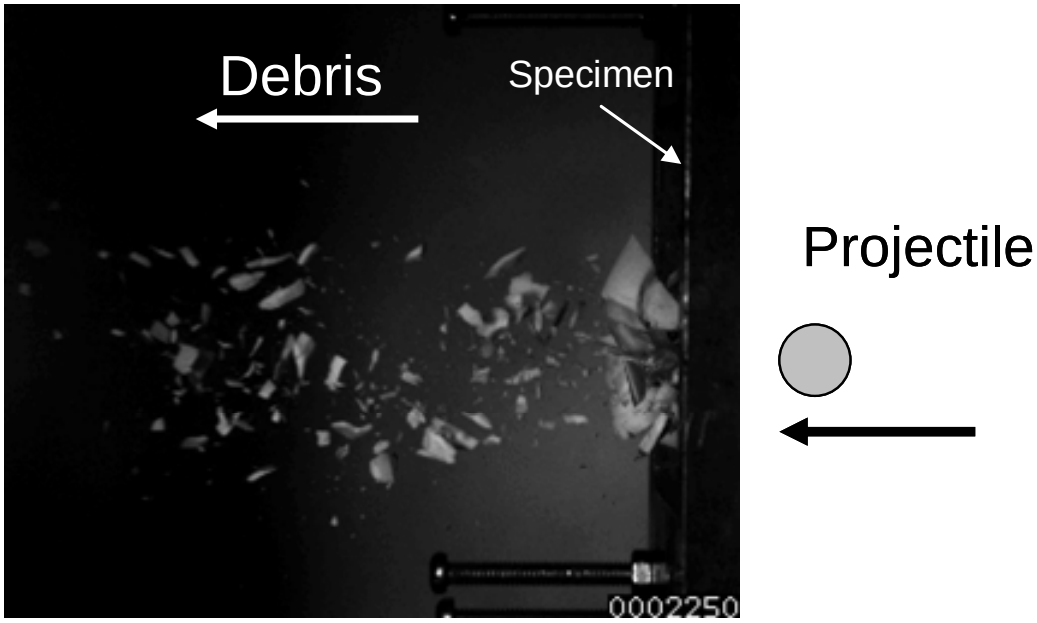


Fig.2-37 Side view of specimen under projectile impact.

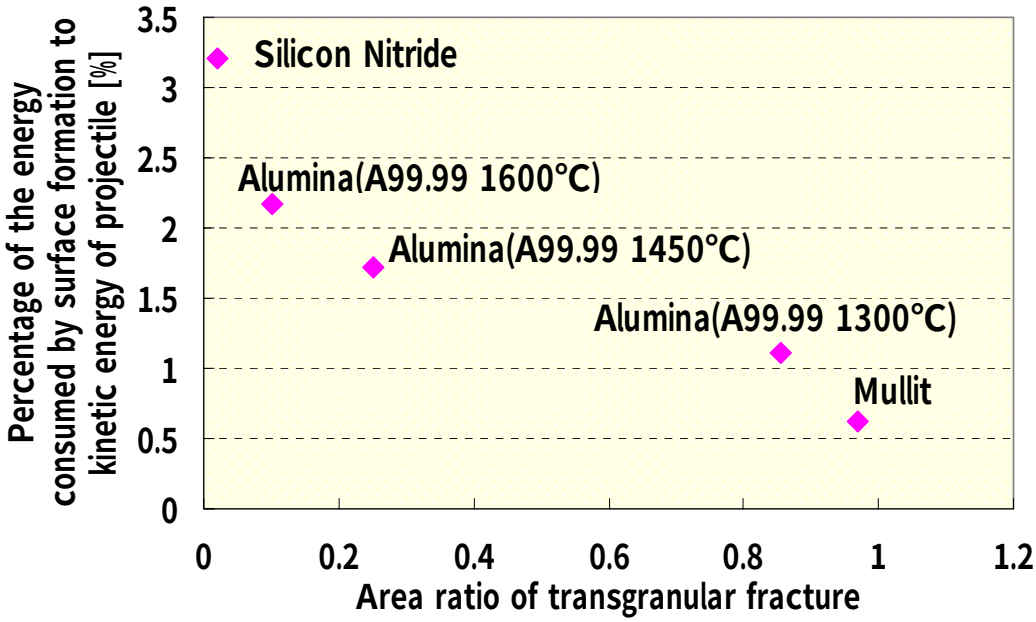


Fig.2-38 The relationship between the percentage of the energy consumed by surface formation to kinetic energy of the projectile and the area ratio of transgranular fracture.

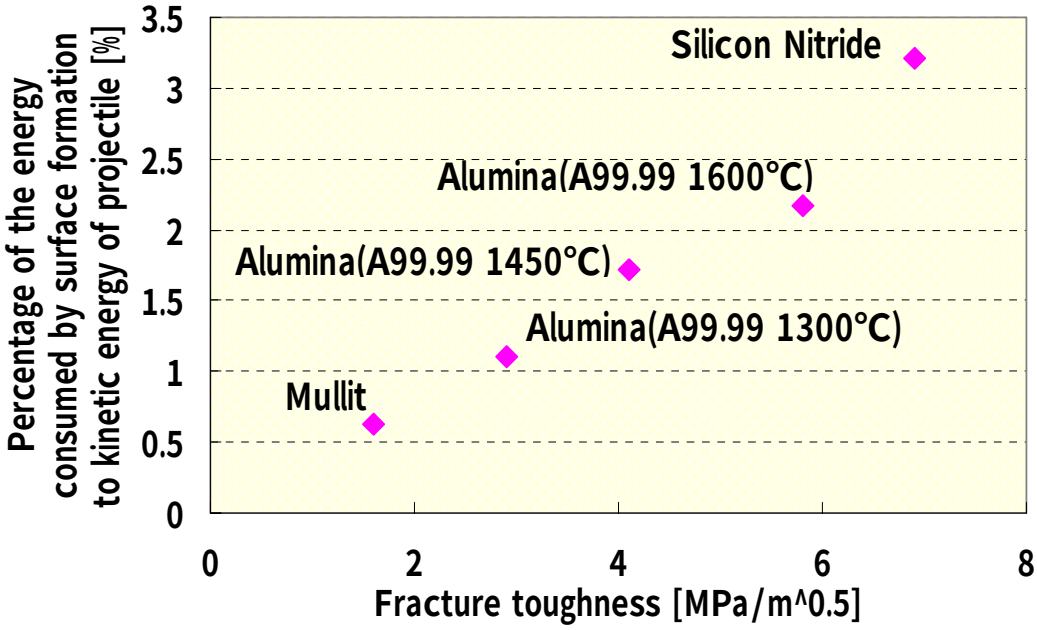


Fig.2-39 The relationship between the percentage of the energy consumed by surface formation to kinetic energy of the projectile and fracture toughness.

Table 2-1 Mechanical properties of specimens.

	Density [g/cm^3]	Flexural Strength [MPa]	Fracture Toughness [MPa ·m$^{0.5}$]	Young's Modulus [GPa]	Poisson ratio	Hv
Boron Carbide	2.376	271	3.4	402	0.163	2408
Alumina(A96)	3.651	373	3.1	302	0.224	1158
Alumina(A99)	3.930	284	4.7	388	0.233	1624
Alumina(A99.99 1300°C)	3.934	591	2.9	397	0.235	1951
Alumina(A99.99 1450°C)	3.964	444	4.1	399	0.237	1729
Alumina(A99.99 1600°C)	3.933	334	5.8	394	0.236	1456
Zirconia (3Y-TZP)	6.055	890	4.8	214	0.314	1292
Alumina-Zirconia	4.257	673	3.9	366	0.241	1756
Mullite	3.054	277	1.6	208	0.271	1035
Silicon Nitride	3.216	876	6.9	302	0.275	1506

Table 2-2 Mechanical properties of SUJ2.

	Density [g/cm^3]	Young's Modulus [GPa]	Hv
SUJ2	73.8	210	800

Table 2-3 Measurement conditions.

Ar ion laser	514.5 nm	Exposure time	30 s
Laser power	400 mW	Cumulated number	2
Laser diameter	2 µm	Field lens diamete	50 times the pupil diameter
Eyesight	40 µm		

Table 2-4 Range of fracture toughness and main fracture mode.

	Main fracture mode
$1.6 < K_{IC} < 3.4$	Transgranular fracture
$3.1 < K_{IC} < 4.7$	Both transgranular and intergranular fractures
$5.8 < K_{IC} < 6.9$	Intergranular fractures

Table 2-5 Area ratio of transgranular fracture and critical energy release rate.

	Area ratio of transgranular fracture (SEPB specimen)	Critical energy release rate [J/m^2]
Alumina(A99.99 1300°C)	0.91	20
Alumina(A99.99 1450°C)	0.26	40
Alumina(A99.99 1600°C)	0.11	81

Table 2-6 Critical energy release rate of intergranular fracture and transgranular fracture.

	Critical energy release rate [J/m^2]
G_{IC}^{inter}	73
G_{IC}^{trans}	11

Table 2-7 Calculation results of the percentage of the energy consumed by surface formation to kinetic energy of the projectile.

	Crack surface areas [mm^2]	Area ratio of transgranular fracture	Critical energy release rate [J/m^2]	Energy consumed by surface formation [J]	Percentage of the energy consumed by surface formation to kinetic energy of the projectile [%]
Mullite	7740	0.97	11	0.09	0.63
Alumina(A99.99 1300°C)	8346	0.88	20	0.17	1.11
Alumina(A99.99 1450°C)	7112	0.25	40	0.28	1.72
Alumina(A99.99 1600°C)	4201	0.10	81	0.34	2.17
Silicon Nitride	3358	0.02	145	0.49	3.21

第3章　繊維強化モルタルの飛翔体衝突に伴う損傷挙動

3.1　はじめに

繊維強化モルタルとはモルタルに繊維を補強材として配合した材料である。本研究では繊維に PE（ポリエチレン）繊維を用いた。

これまでにも、コンクリート、鉄筋コンクリートに対して飛翔体衝突実験[1]-[5]が行われている。これらの実験ではコンクリートは構造材としての使用を想定しているため、板厚が30mm～300mm程度の試料が用いられている。例えば、圧縮強度を変えた鉄筋コンクリートに対して、飛翔体衝突実験を行い、圧縮強度が高いと貫通しにくいことが示されている[5]。また、鋼製ライナーを補強した鉄筋コンクリートに対し、裏面に鋼製ライナーを設置した場合、裏面のコンクリートの飛散防止に役立ち、貫通に対して効果があることが突き止められている[6]。鋼製の繊維を配合した鉄筋コンクリートに対しての飛翔体衝突実験では、鋼製の繊維によって、耐貫通性が高くなり、裏面の剥離も少なくなることが見いだされている[3]。

一方、繊維補強モルタルについては飛翔体衝突実験の報告は著者の知る限りほとんどない。加えて、繊維補強モルタルは大型施設等の外壁（厚さ 10mm 程度）、さらに PE 繊維の非磁性を利用したリニアモーターカー高架橋内壁等への利用を想定おり、板厚が 30mm～300mm 程度の試料を用いた飛翔体衝突実験での解明では難しいと考えられる。

そこで、本研究では板厚が 11.5mm の PE 繊維補強モルタルに対して、一段式及び二段式軽ガス加速装置を用いた飛翔体衝突実験を行い、PE 繊維補強モルタルにおける繊維の効果を検討した。これまでに発表されたモデルを用いて PE 繊維補強モルタルの貫通限界速度域の計算を行い、実験結果との比較を行った。

3.2　試料と飛翔体

モルタルとはセメント、水、細骨材（川砂、海砂、山砂、砕砂等）及び必要に応じて加える混和材料を構成材料とし、これらを練り混ぜ一体化したものである。コンクリートはモルタルに川砂利や砕石等粗骨材を追加したものである[7]。

表 3-1 に用いたモルタルおよびPE繊維補強モルタルの配合及び機械的性質、表 3-2 に用いた高強度ポリエチレン繊維の物性値[8]を示す。ポリエチレン繊維を入れなかった試料をプレーンモルタル、ポリエチレン繊維を 0.5%、1.5%入れた試料をそれぞれモルタル 0.5、モルタル 1.5 と呼ぶ。本研究では繊維混入率の効果を調べるため、水結合材比(W/B)、繊維長、養生方法等を統一した。各材料をモルタルミキサー（容量 30 リットル）を用いて 300 秒かけて練り混ぜた後、繊維を投入して 120 秒練り混ぜた。その後、型枠に打設して 1 日後に脱型した後、28 日間水中養生を行った。飛翔体衝突実験に用いた試料の寸法は 75mm×75mm、板厚は 11.5mm、分散 0.81mmである。

圧縮強度は JIS-A1108 に準じて計測を行い、引張強度は JIS-A1113（プレーンモルタル）

及び、土木学会の「複数微細ひび割れ型繊維補強セメント複合材料設計・施工指針（案）」に記載されている一軸直接引張試験（モルタル 0.5、モルタル 1.5）に準じて計測を行った。また、モルタル 0.5、モルタル 1.5 の破壊靱性値として引張応力－ひずみ曲線の引張応力軸およびひずみ軸で囲まれた面積を用いた。図 3-1 に引張応力－ひずみ曲線を示す。繊維を入れることにより圧縮強度は低くなるが、引張強度が高くなることが分かる、破壊靱性値については繊維含有率を上げることにより高くなることが分かる。

飛翔体については、「2.2.2　飛翔体」で述べた飛翔体と同じ飛翔体を使用した。詳細は 2.2.2 を参照されたい。

3.3　実験

3.3.1　飛翔体衝突実験

本研究では飛翔体速度を約 200～1100m/s まで加速させて試料に衝突させた。約 350m/s までは一段式ガス加速装置、それ以上の速度域では二段式軽ガス加速装置を用いた。一段式ガス加速装置については「2.3.1.1　一段式ガス加速装置」を参照されたい。二段式軽ガス加速装置の概要を図 3-2 に示す。二段式軽ガス加速装置（400m/s～1100m/s）は火薬室において火薬を燃焼させることによりピストンを移動させ、管の中に充填させたヘリウムを圧縮させる。さらに、その圧縮されたヘリウムが、その先にある飛翔体を加速させる装置である。火薬室と飛翔体設置部には、切り欠きを入れた金属製のダイヤフラムを設置し、火薬及びヘリウムの圧力を効率的に飛翔体に伝えた。飛翔体は一段式ガス加速装置と同様、サボに取り付けてあり、サボストッパーで飛翔体とサボを分離させ、飛翔体のみ試料と衝突させる。飛翔体の速度は、火薬量及びダイヤフラムの材質によって調整した。火薬量が多い程、ダイヤフラムの材質が高強度な程、飛翔体の速度は高くなる。

試料を設置した試料室には観察用の窓があり、高速度ビデオカメラにより試料の破壊過程を観察することができる。高速度ビデオカメラ IMACON468（HADLAND PHOTONICS）で試料側面を撮影し、 HPV-1（島津製作所）で試料前面もしくは後面の撮影を行った。光源はショートアークパワーフラッシュ（日進電子工業）を使用した。IMACON468 は 8 コマの撮影が可能で 25μ～150μsec の間隔で撮影を行った。それぞれの高速度ビデオカメラの詳細については「2.3.1.2　高速度ビデオカメラ」を参照されたい。図 3-3 に試料および高速度ビデオカメラの設置状況を示す。

飛翔体の衝突速度は誘導起電力を利用したコイルを用いて計測した。詳しくは「2.3.1.3 飛翔体衝突速度計測用のコイル」を参照されたい。

3.3.2　吸収エネルギー・コーン角度

飛翔体の衝突現象を把握するために、吸収エネルギーとコーン角度を計測した。

吸収エネルギーは飛翔体が試料を貫通する前後の速度より求めた運動エネルギーの差で

ある。すなわち、試料を貫通するのに必要なエネルギーと考えられる。また、飛翔体から見た場合は試料によって「吸収されたエネルギー」と解釈することができる。吸収エネルギーの概念図を図 3-4 に示す。

モルタルに飛翔体が衝突する際にコーンクラックが発生する。コーン部分は一般的に曲線を描いているが、Q.M.Liらは直線と見なしコーンクラックのなす角を測定した[9]。本研究においても貫通孔径、試料裏面径、コーンクラックの高さを測定してコーン角度αを求めた。図 3-5 にコーン角度の概念図（試料断面）を示す。

3.3.3　貫通限界速度式

Q.M.Liらは貫通限界速度式を導いている[10]。さらに貫通限界速度式の計算結果は鉄筋コンクリートに対する実験結果と良く一致することを確認ている。本研究ではこの式を用いて本実験条件での計算を行い、モルタル及びPE繊維補強モルタルにおける貫通限界速度を考察した。これまでDegen式[11]、Change式[12]、Haldar式[13]、Kar式[14]等が様々なコンクリートの貫通限界速度に関する実験式を提案している。以下に貫通限界速度式を紹介する。

3.3.3.1　Q.M.Li 式

貫通限界速度式は無次元の貫通限界$V_{BL}/\sqrt{d^3 f_{cn}/M}$が以下のように定義されている。この式は圧縮強度 22.1-140MPa のコンクリート及び直径 0.0254-0.305m、速度 27.1-552m/s、重量 0.11-339.56kg の飛翔体を想定している。

$$\frac{V_{BL}}{\sqrt{\frac{d^3 f_{cn}}{M}}} \le \frac{\sqrt{k\pi S}}{2}\sqrt{\frac{f_c}{f_{cn}}} \tag{1}$$

の場合

$$\frac{V_{BL}}{\sqrt{\frac{d^3 f_{cn}}{M}}} = \sqrt{\frac{k\pi S}{3}}\sqrt{\frac{f_c}{f_{cn}}}\left[\frac{1}{2S\tan(\alpha)}(Y-1)\right] \tag{2}$$

となり、

$$\frac{V_{BL}}{\sqrt{\frac{d^3 f_{cn}}{M}}} > \frac{\sqrt{k\pi S}}{2}\sqrt{\frac{f_c}{f_{cn}}} \tag{3}$$

の場合

$$\frac{V_{BL}}{\sqrt{\frac{d^3 f_{cn}}{M}}} = \sqrt{S}\sqrt{\frac{f_c}{f_{cn}}}\left[\frac{\pi}{2}\left(\frac{t}{d}-\frac{k}{2}-\frac{\sqrt{\sqrt{3}S\tan(\alpha)+1}-1}{2\tan(\alpha)}\right)\right]^{\frac{1}{2}} \tag{4}$$

となる。ここで、

$$Y = \frac{3S^2}{16k^2}\left\{\sqrt{1+\frac{8k}{\sqrt{3}S}\left(1+\frac{2k}{\sqrt{3}S}\right)+2\left(\frac{H_0}{d}\right)\tan(\alpha)}-1\right\} \tag{5}$$

$$S = 82.6 f_C^{-0.544} \quad \text{（単位は MPa）} \tag{6}$$

$$k = \left(0.707+\frac{h}{d}\right) \tag{7}$$

である。ここで、

d ：飛翔体直径 [m]

f_{cn} ：プレーンコンクリートの圧縮強度 [Pa]

f_c ：鉄筋コンクリートの圧縮強度 [Pa]

M ： 飛翔体重量 [kg]

α ： コーン角度 [°]

h ： 飛翔体の先端長さ [m]

t ： 試料板厚 [m]

である。

3.3.3.2 Degen 式

貫入深さ X [m]と飛翔体径 d [m]の比 $\frac{X}{d}$ は以下のように定義されている。この式は圧縮強度 28.4-43.1MPa、板厚 0.15-0.60m のコンクリート及び直径 0.1-0.31m、速度 25-310m/s

の飛翔体を想定している。

$$\frac{X}{d} < 2$$

の場合、

$$\frac{X}{d} = 0.00697\left(\frac{1}{\sqrt{f_c}} Nd^{0.2} DV^{1.8}\right)^{0.5} \tag{8}$$

$$\frac{X}{d} > 2$$

の場合、

$$\frac{X}{d} = \frac{1.21\times10^{-5}}{\sqrt{f_c}} Nd^{0.2} DV^{1.8} + 1.0 \tag{9}$$

となる。

さらに、貫通限界板厚 e[m]と飛翔体径 d[m]の比 $\frac{e}{d}$ は以下のように定義される。

$$\frac{X}{d} < 1.52$$

の場合、

$$\frac{e}{d} = 2.2\left(\frac{X}{d}\right) - 0.3\left(\frac{X}{d}\right)^2 \tag{10}$$

となり、

$$1.52 < \frac{X}{d} < 13.42$$

の場合、

$$\frac{e}{d} = 0.69 + 1.29\left(\frac{X}{d}\right) \tag{11}$$

となる。

ただし、

N　　：飛翔体先端形状係数（球状は 1.0）

D　　：飛翔体密度[kg/cm^3]

V　　：衝突速度[cm/s]

である。

3.3.3.3　Change 式

貫通限界板厚 e について、Change らは以下の式を提案した。この式は圧縮強度 22.8-45.5MPa のコンクリート及び直径 0.051-0.61m、速度 16-311.8m/s、重量 0.11-342.9kg の飛翔体を想定している。

$$e = \left(\frac{6096}{V}\right)^{2.5}\left(\frac{mV^2 \times 10^{-3}}{df_c}\right)^{0.5} \tag{12}$$

となる。

以上、いくつかの式を紹介したが、コンクリートを対象としているため、飛翔体の直径は本研究で用いた飛翔体より大きく、試料の板厚も大きい。しかしながら、コーン角度が飛翔体衝突現象に影響を与えることから、Q.M.Li らの式は本研究で計測したコーン角度を考慮している。また、本研究で用いた繊維強化モルタルの圧縮強度は約 90MPa であるので、対象とする範囲に入っている。そこで、本研究では PE 繊維量の違いによるコーン角度の計測を行ない、Q.M.Li らの式を用いて繊維配合の効果を検討した。

3.3.4　飛翔体衝突時の発生圧力計測

発生圧力と損傷との関係について検討するため、飛翔体が試料に衝突した際に発生した試料内部の圧力を PVDF ゲージを用いて計測した。PVDF（Polyvinylidene Diflurorid）ゲージは圧電プラスチックを金属皮膜で挟んだものである。PVDF ゲージの感応部（3mm×3mm）にかかる圧力をチャージインテグレータを介して、電圧に変化させオシロスコープ等で読みとり、その値を圧力に換算した。PVDF ゲージは測定できる圧力の範囲が広く、外部電源が不要である等の特徴を持つため、衝撃圧縮下の圧力を測定するのに広く利用されている。

試料間に挟み込んだ応力ゲージのリード線に電線をはんだ付けし、チャージインテグレータ(CI-50-1、Dynasen)を介してデジタルオシロスコープ(WAVE runner DS-4264 岩通計測)に接続した。応力ゲージから出力された電荷がチャージインテグレータに帯電され、電

圧変化として圧力を計測することができる。

応力ゲージから得られた電圧をV_mとする。この値と以下の式よりアクティブエリア面積に対し発生した電荷Q/Aを求めた。

$$\frac{Q}{A}=\frac{V_m}{A_g}\times C_c \tag{13}$$

A_gは応力ゲージのアクティブエリア面積(＝0.1cm²)、Ccはチャージインテグレータの電荷容量(＝0.101μC)である。このQ/Aを、各ゲージのキャリブレーションデータ及び測定条件による補正を含んだ以下の式に代入して$(Q/A)^*$を算出した。応力ゲージのアクティブエリアは一辺が 3mmの正方形であるのに対して飛翔体は直径 4mmであるので、アクティブエリア全域に応力が作用していると考えられる。

$$\left(\frac{Q}{A}\right)^*=\left(\frac{Q}{A}\right)\times\frac{0.0180}{C_S}\left[\frac{\left\{1.0+0.01(20-T_t)\left(1-\frac{P_t}{10^3}\right)\right\}}{\{1.0+0.01(20-T_c)\}}\right] \tag{14}$$

ただし、

C_s　：　準静的試験によって求められた各ゲージのキャリブレーション値[μC/cm²]

T_t　：　測定時の気温[℃]

T_c　：　キャリブレーションを行った際の気温[℃]

P_t　：　測定圧力の近似値[MPa]

である。上記式により電荷値$(Q/A)^*$を以下の式に代入して、飛翔体の進行方向の圧縮応力σ_x[GPa]に変換した。

$$\sigma_x=0.58\left(\frac{Q}{A}\right)^*+0.38\left\{\left(\frac{Q}{A}\right)^*\right\}^{1.6}+0.55\left\{\left(\frac{Q}{A}\right)^*\right\}^{3.5} \tag{15}$$

本研究では図 3-6 に示すように、PVDF ゲージを板厚 5mm の試料で挟み、感応部に飛翔体が当たるように設置した。飛翔体を試料に約 350m/s で衝突させ最高圧力を測定した。

3.4　結果及び考察

3.4.1　飛翔体衝突現象

一例として図 3-7～9 にプレーンモルタル、モルタル 0.5、モルタル 1.5 の飛翔体貫通後の

写真を示す。プレーンモルタルは 370m/s以上の速度でバラバラになり、モルタル 1.5 はコーンクラック、モルタル 0.5 はコーンクラック及びラジアルクラックが発生した。これらの結果より、PE繊維の含有量が増えることにより試料の損傷、特に崩壊が低減されることが分かる。M.H. Zhang[15] らはコンクリートに鋼繊維を入れた試料を用いた飛翔体衝突実験において同様の効果を確認しており、鋼繊維の架橋効果に起因するとしている。PE繊維補強モルタルにおいても繊維の架橋効果によって試料の損傷が低減されたと考えられる。

図 3-10～12 に試料裏面から観察した高速度ビデオカメラの画像を示す。図 3-10 はプレーンモルタル、図 3-11 はモルタル 0.5、図 3-12 はモルタル 1.5 である。それぞれ、飛翔体衝突後及びその 80μsec 後の写真を示す。飛翔体衝突後ではプレーンモルタルの方がより広範囲に膨らみが発生した。さらに時間が経過するとプレーンモルタルではラジアルクラックが試料の端まで進展し、さらに大きいコーンクラックが発生した。しかしながら、モルタル 0.5 ではラジアルクラックは発生したものの、プレーンモルタルより、その数は少ない。さらに、モルタル 1.5 ではラジアルクラックが発生しなかった。この結果として、図 3-7～3-9 に示すようプレーンモルタルはバラバラになったのに対してモルタル 0.5 はラジアルクラックが発生してもバラバラにならず、モルタル 1.5 はコーンクラックのみ発生したことが高速度ビデオカメラ画像からも分かる。

図 3-13 にコーン角度と衝突速度の関係を示す。プレーンモルタルは 370m/s以上でバラバラになったため、1 点しか計測できなかったが、繊維強化モルタルよりもコーン角度は大きくなった。モルタル 1.5 とモルタル 0.5 を比較するとモルタル 1.5 の方がコーン角度は小さかった。コーンクラックは飛翔体衝突時に発生する衝撃波と試料の裏面で反射する反射波が重畳し、引張応力がかかるため発生する[16]。よって、コーン角度は引張強度が最も低いプレーンモルタルが最も大きく、引張強度や破壊靱性が最も高いモルタル 1.5 が最も小さくなる。A.N.Dancygir[17]は 400×400×50 mm^3のNSC (Normal Strength Concrete・圧縮強度 35 MPa)に対して重量 125g、直径 25mmの飛翔体を用いて衝突実験を行い、コーン角度の平均は約 66°であることを示した。また、白井[18]らは 600×600×70-90mmの鉄筋コンクリートに対して重量 430g、 直径 39mmの飛翔体を用いて衝突実験を行い、コーン角度は約 50°であるとしている。さらに、X.W.Chen[19]らはこれまでの様々な実験結果よりコーン角度は概ね 60°としている。これらのことより、コンクリートと本研究で求めた繊維強化モルタルのコーン角度は同程度であると考えられる。

上記の結果より、モルタルに繊維を入れることにより、飛翔体衝突時にモルタルがバラバラになることを防ぐ事ができる。さらに、繊維量を増やすとラジアルクラックの発生を防ぎ、コーンクラック角度を低く抑えることができることが分かった。繊維が骨材と同等の効果を示すことが分かった。

図 3-14 にモルタル 0.5 のコーンクラック部の光学顕微鏡の写真を示す。この写真より、試料表面から出ている PE 繊維は長くても 1mm 程度であり、コーンクラックが発生する際には PE 繊維が破断していたことがわかる。図 3-15 に同じくモルタル 0.5 の引張試験後の

破断面を示す。図 3-14 と比較すると、試料表面から出ている PE 繊維の量が多く、さらに、3mm 程度の PE 繊維も見受けられるため、飛翔体衝突実験時より多く、繊維の引き抜きが発生したと考えられる。このことは、飛翔体が高速で衝突する場合には繊維が引き抜かれる前に引張破断するため、繊維の引張特性、特に荷重保持性がより重要になるとを示唆している。また、それと同時に繊維とモルタルの界面強度も重要になる。

3.4.2　飛翔体衝突時の発生圧力

表 3-3 に飛翔体衝突時の発生圧力の最大値を示す。本研究ではそれぞれの試料に対して複数回実験を行い、平均値を求めた。繊維を入れることによって、発生圧力が低くなることが分かった。これは、弾性率の低い繊維を入れることで圧力が分散され、飛翔体衝突時に発生する圧力が緩和されたためと考えられる。また、図 3-16 に圧力履歴の一例を示す。最高値になるまでの時間が約 8μsec 後と後述する CFRP と比較して長い（「6.4.2　平板衝突現象」に詳述）すなわち、先頭圧力波の立ち上がりが緩やかである。これは、CFRP と比較してモルタル内に含まれる空気の割合が高いためであると考えられる。また、圧力が最大値に達してから、試料裏面の希薄波の重畳によって圧力が下がるのが確認される。

3.4.3　貫通限界速度域と吸収エネルギー

飛翔体が試料を貫通した下限値と貫通しなかった上限値の間を貫通限界速度域とする。表 3-4 に貫通限界速度域の実験結果と貫通限界速度式の計算結果とを示す。実験結果で比較するとプレーンモルタルの貫通限界速度域は PE 繊維補強モルタルの貫通限界速度域よりも低かった。PE 繊維補強モルタルの計算結果は実験結果と良い一致を示しているのに対してプレーンモルタルの実験結果は計算結果よりも低くなった。すなわち、モルタルに繊維を入れることによって、貫通限界速度域が鉄筋コンクリートで求められた式を適応できるほど高くなったことを示唆している。これは PE 繊維強化モルタルにおいては PE 繊維が鉄筋コンクリートにおける粗骨材（砂利）のかみ合わせや鉄筋の固定と同等の効果を示したためと考えられる。反対に、プレーンモルタルについては、これらの効果が期待できないため、鉄筋コンクリートを対象とした予測式よりもはるかに低くなったと考えられる。

図 3-17 に図 3-4 に示した方法で求めた吸収エネルギーと衝突エネルギーとの関係を示す。衝突エネルギーとは、試料衝突直前の飛翔体の運動エネルギーである。吸収エネルギーは試料のコーンクラックおよびラジアルクラックにおける表面生成エネルギー、試料裏面から発生するデブリの運動エネルギー及び表面エネルギー、繊維を破断するために必要なエネルギー等に変換されていると考えられる。図 3-17 より、衝突エネルギーが高くなる、すなわち衝突速度が高くなると吸収エネルギーが高くなることが分かる。これは、衝突速度が高くなるにつれコーン角度が大きくなることから（図 3-13）、裏面から発生するデブリ量が多くなりデブリの運動エネルギーが大きくなるためと考えられる。さらに、コーンクラック及びデブリの表面積も大きくなるため表面生成エネルギーが大きくなり、結果として吸収エネルギ

ーが大きくなると考えている。同じ速度域で比較すると同一線上に乗ることからプレーンモルタルを含めて繊維含有量の違いによる吸収エネルギーに大きな違いは無いことが分かる。図 3-14 より、飛翔体衝突後の破面では繊維が破断しており、繊維の引き抜けによるエネルギー吸収効果が大きくないことが分かる。よって、吸収エネルギーはほとんど変わらなかったと考えられる。図 3-17 中に衝突エネルギーと吸収エネルギーが同じである関係、すなわち、衝突エネルギーがすべて吸収エネルギーに消費される場合を黒線で示す。この黒線と比較すると、速度が低い領域では衝突エネルギーと吸収エネルギーがほぼ同じで、速度が高くなるにつれ、吸収されるエネルギーの割合は低くなる。これは、速度が低い領域では、試料を貫通する時間が長く、運動エネルギーのほとんどが吸収されるのに対し、速度が高い領域では貫通時間が短くなり、脆性なモルタルでのき裂進展が先行するために結果として、吸収されるエネルギーの割合が低くなると考えられる。

図 3-18 に 316m/s で衝突したプレーンモルタルの裏面から撮影した高速度ビデオカメラ画像を示す。この画像より、コーンクラックが発生しているのが確認できる。プレーンモルタルは繊維が入っていないため、引張強度が低くさらに発生圧力が高くなり、コーンクラックが約 300m/s でも発生する。反対に PE 繊維補強モルタルは引張強度もしくは破壊靱性値が高く、発生圧力が低くなるため、約 300m/s ではコーンクラックが発生せず、貫通できない。これらの 2 つの効果が相乗して繊維強化モルタルの貫通限界速度域は高くなったと考えられる。

3.5　まとめ

脆性材料において繊維強化が飛翔体の衝突に伴う材料の損傷挙動に与える影響を検討するために、プレーンモルタル及び繊維含有量を変えて作製した PE 繊維補強モルタルに対し、φ4mm の SUJ2 製球状飛翔体を 200m/s～1100m/s に加速して衝突実験を行ない、以下のことを明らかにした。

(1)　モルタルに繊維を配合することにより、飛翔体衝突時の損傷は低減され、コーン角度が小さくなり、発生圧力が低くなる。しかしながら、吸収エネルギーについては変化しない。

(2)　繊維を配合することにより、鉄筋コンクリートの貫通限界速度域に関する実験式が適用できる程、貫通限界速度域が高くなる。

(3)　飛翔体衝突後の破面では繊維が破断しているのに対して、引張試験の破面では繊維の引き抜きが多く観察された。このことは、飛翔体衝突時の破壊現象では、繊維の引き抜けによるエネルギー吸収効果が大きくないことを示しており、項(1)で吸収エネルギーに大きな相違がなかったことと対応する。繊維強化の効果を向上させるためには、繊維自体の荷重保持能力（例えば、強度×断面積）の向上が重要である。

モルタルに繊維を配合することによって貫通限界速度域が鉄筋コンクリートと同程度に

なることを定量的に示すことができた。また、破壊靱性値が上がるため、第２章で述べたセラミックスと同様に、き裂進展を低減させることができ、コーン角度や損傷（破片化してバラバラになること）が低減されたと結論づけることができる。

これらを踏まえて、繊維強化モルタルの製造について考えてみる。繊維の含有量を多くすることで損傷は低減するが、多量の導入は繊維の塊がき裂発生源になり、損傷を増大させる危険性が高くなる。また、モルタルペーストの粘性が増すため、生産効率が落ちることが懸念される。PE よりも荷重保持能力が高く高靱性な繊維を用いることで、さらなる損傷の低減が期待できる。したがって、繊維の検討を行うには、繊維の機械的特性だけではなく、引き抜けを制御するモルタルとの界面強度、繊維配向に伴う粘度上昇等の生産性に関するパラメータの検討が求められる。

参考文献

[1] D.J. Frew, M.J. Forrestal and J.D. Cargile, “The effect of concrete target diameter on projectile deceleration and penetration depth “, International Journal of Impact Engineering, 32(10), 1584-1594(2006).

[2] A.N.Dancygier, D.Z.Yankelevsky and C.Jaegermann, “Response of high performance concrete plates to impact of non-deforming projectiles”, International Journal of Impact Engineering, 34(11), 1768-1779(2007).

[3] A.N.Dancygier and D.Z.Yankelevsky, “High strength concrete response to hard projectile impact”, International Journal of Impact Engineering, 18(6), 583-599(1995).

[4] 川合伸明，三澤智史，篠原保二，林静雄，”高速飛翔体衝突に対する RC 柱部材の衝撃破壊特性”，日本建築学会学術講演梗概集，579-580(2008).

[5] S.J.Hanchak, M.J.Forrestal, E.R.Young and J.Q. Ehrgott, “Perforation of concrete slabs with 48 MPa (7 ksi) and 140 MPa (20 ksi) unconfined compressive strengths”, International Journal of Impact Engineering, 12(1), 1-7(1992).

[6] 森川博司，河西良幸，坪田張二，内田孝，大野友則，小暮幹太，”飛来物の高速衝突を受ける鋼製ライナー付き鉄筋コンクリート板の耐衝撃性に関する実験と解析”，日本建築学会構造系論文集，(477)，107-114(1995).

[7] コンクリート工学（Ｉ）施工　土木学会編　彰国社.

[8] M.Kunieda, E.Denarie, E.Bruhwiler and H.Nakamura, “Challenges for strain hardening cementitious composites - deformability versus matrix density” Proc. of the Fifth International RILEM Workshop on HPFRCC, 31-38(2007).

[9] Q.M.Li and D.J.Tong, “Perforation thickness and ballistic limit of concrete target subjected to rigid projectile impact”, Journal of Engineering Mechanics, 129(9),

1083-1091(2003).

[10] Q.M.Li, S.R.Reid, H.M.Wen and A.R.Telford, “Local impact effects of hard missiles on concrete targets”, International Journal of Impact Engineering, 32(1-4), 224-284(2005).

[11] P.Degen, “Perforation of reinforced concrete slabs by rigid missiles”, Journal of the Structural Division, 106(ST7), 1623-1642(1980).

[12] W.S.Change, “Impact of solid missiles on concrete barriers”, Journal of the Structural Division, 107(ST2), 257-271(1981).

[13] A.Haldar, M.Asce and H.Hamich, “Local effect of solid missiles on concrete structures”, Journal of the Structural Engineering, 110(5), 948-960(1984).

[14] A.K.Kar and M.Asce, “Local effects of tornado generated missiles”, Journal of the Structural Division, 104(ST5), 809-816(1978).

[15] M.H.Zhang, V.P.W.Shim, G.Lu and C.W.Chew, “Resistance of high-strength concrete to projectile impact”, International Journal of Impact Engineering, 31(7), 825-841(2005).

[16] 林卓夫，田中吉之助，衝撃工学，日刊工業新聞社.

[17] A.N.Dancygier, “Rear face damage of normal and high-strength concrete elements caused by hard projectile impact”, American Concrete Institute Structual Journal, 95(3), 95-S27(1998).

[18] 白井哲男，上林厚志，大野 友則，上田眞稔，石川信隆，”小型剛飛翔体の高速衝突に対するサンドイッチ形式鉄筋コンクリート板の局部損傷とその推定法”，日本建築学会構造系論文集，473，149-158(1995).

[19] X.W.Chen, S.C.Fan and Q.M.Li, “Oblique and normal perforation of concrete targets by a rigid projectile”, International Journal of Impact Engineering, 30(6), 617-637(2004).

[20] F.Vossoughi, C.P.Ostertag, P.J.M.Monteiro and G.C.Johnson, “Resistance of concrete protected by fabric to projectile impact”, Cement and Concrete Research, 37(1), 96-106(2007).

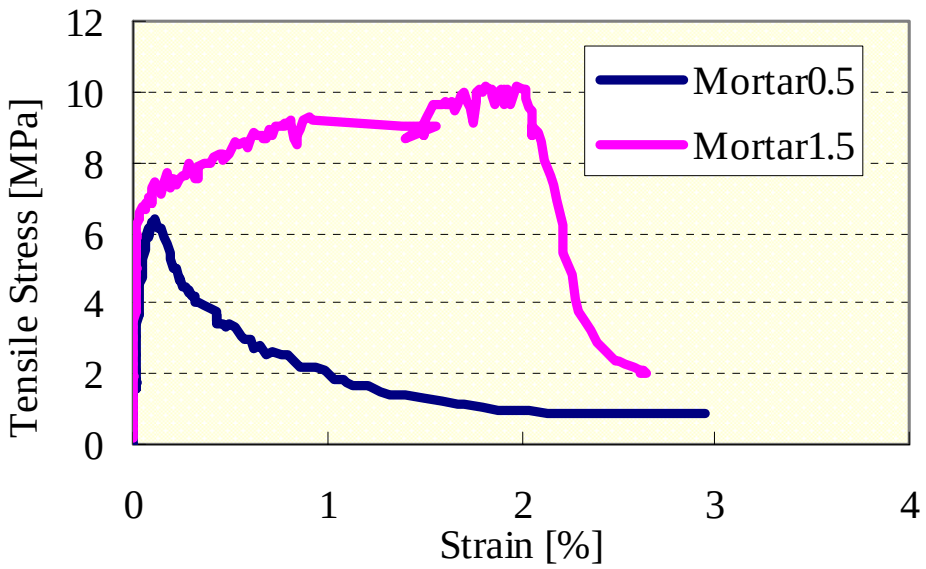


Fig.3-1 Tensile stress vs. strain.

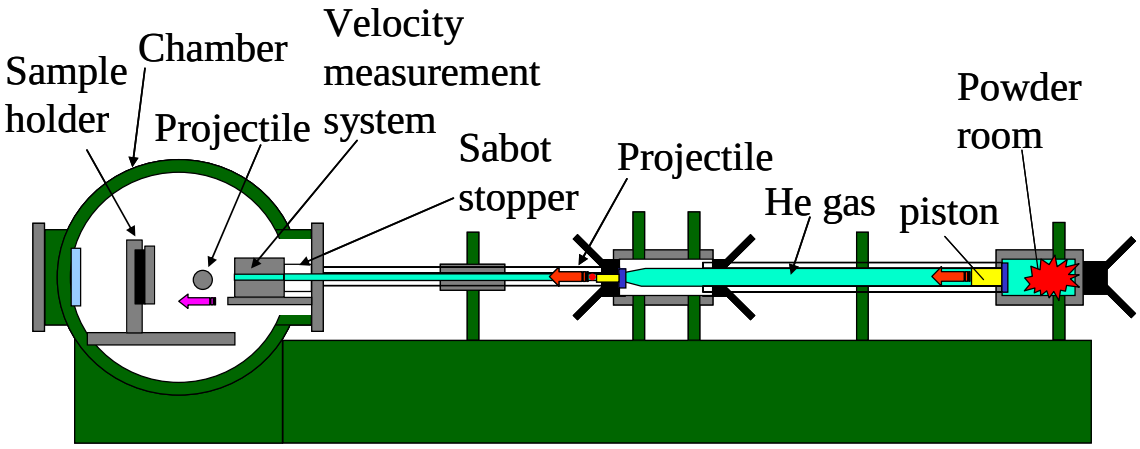


Fig.3-2 Schematic image for a two-stage light gas accelerator.

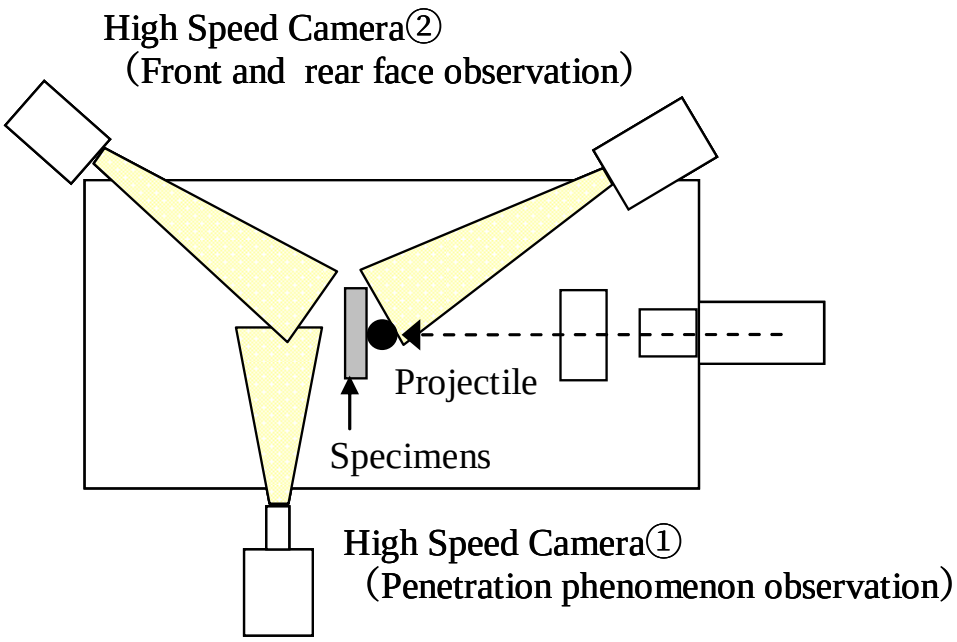


Fig.3-3 Schematic image of the set up of High Speed Camera.

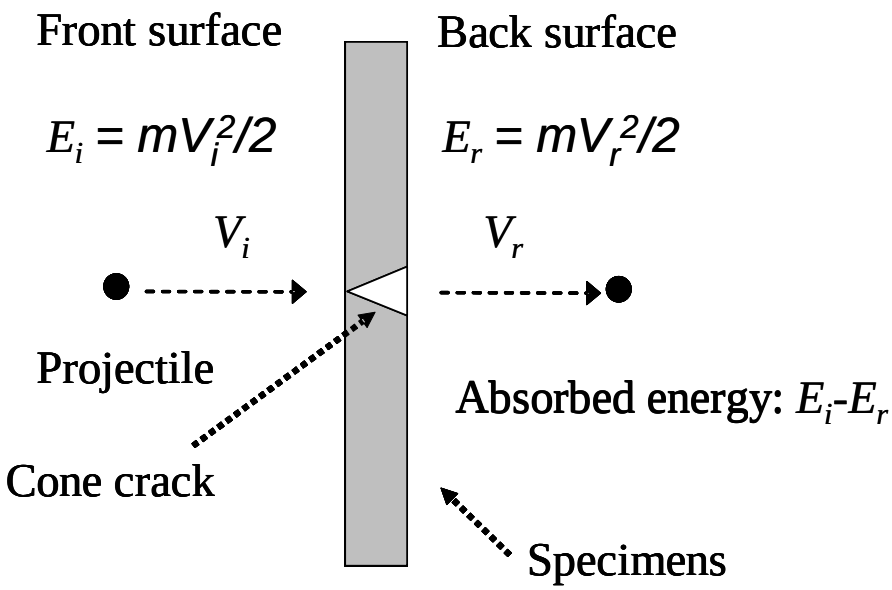


Fig.3-4 Schematic image for calculation of absorbed energy.

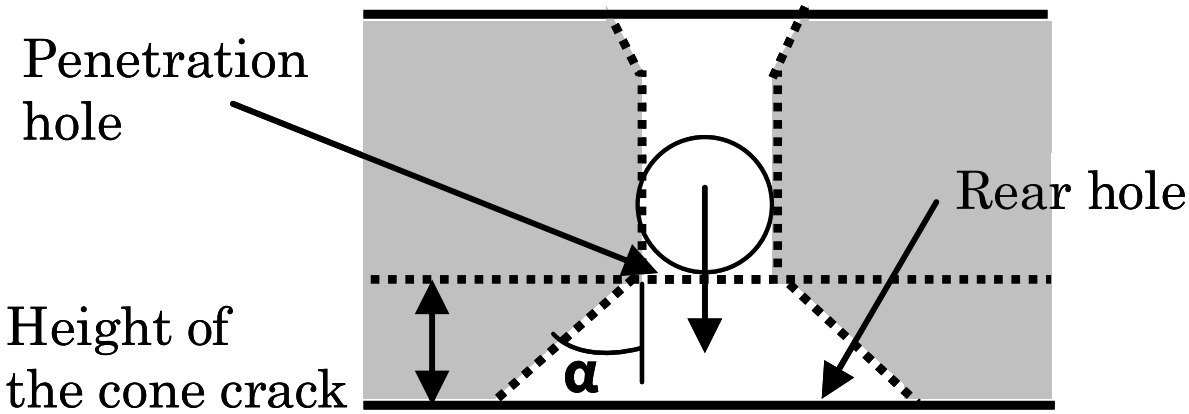


Fig.3-5 Schematic image for cone slope angle.

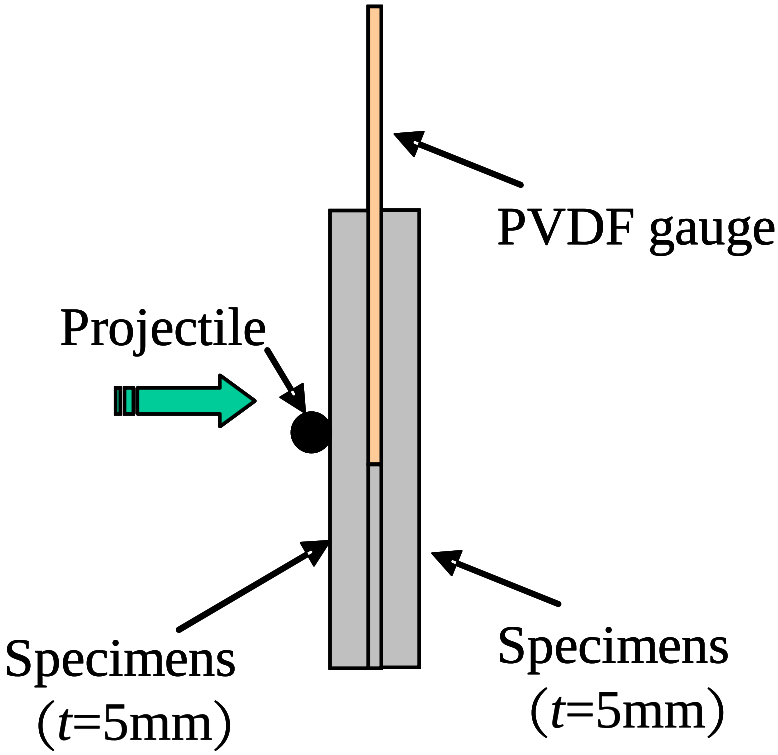


Fig.3-6 Schematic image of the set up of PVDF gauge.

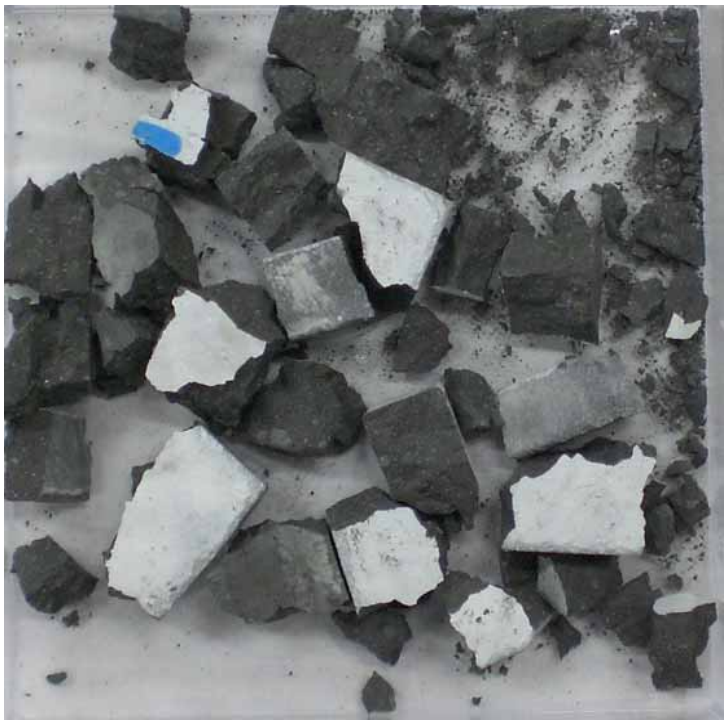


Fig.3-7 Specimen after impact test (Plain mortar・impacted at 664m/s).

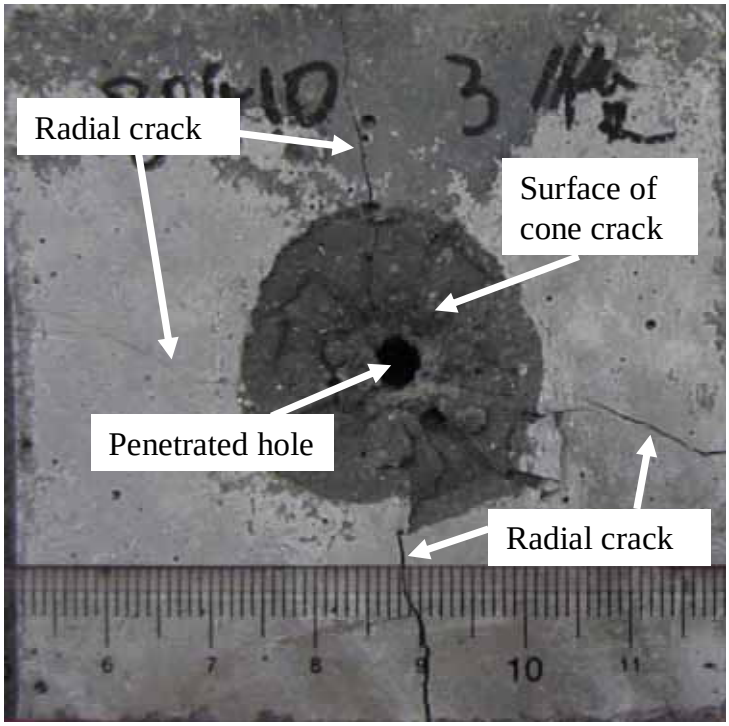


Fig.3-8 Specimen after impact test (Mortar 0.5・Back surface・impacted at 654m/s).

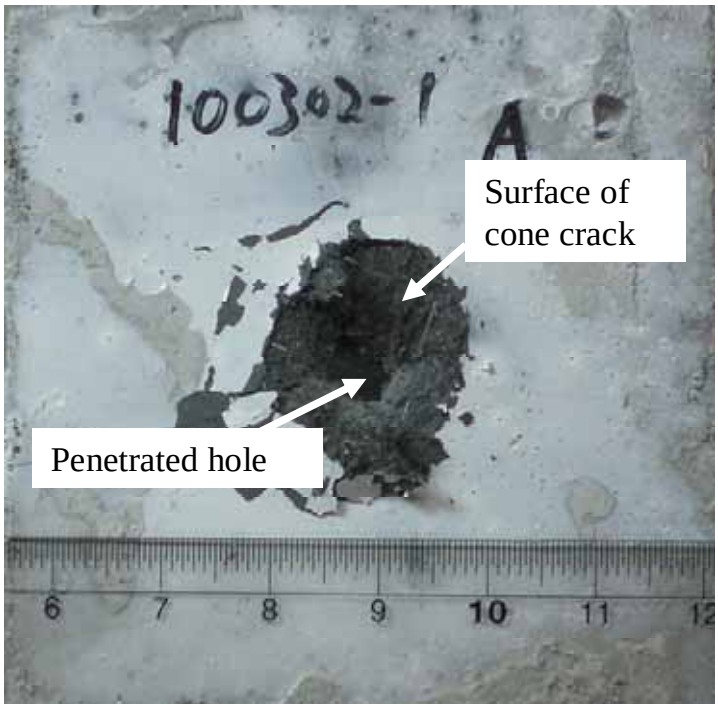


Fig.3-9 Specimen after impact test (Mortar 1.5・Back surface・impacted at 830m/s).

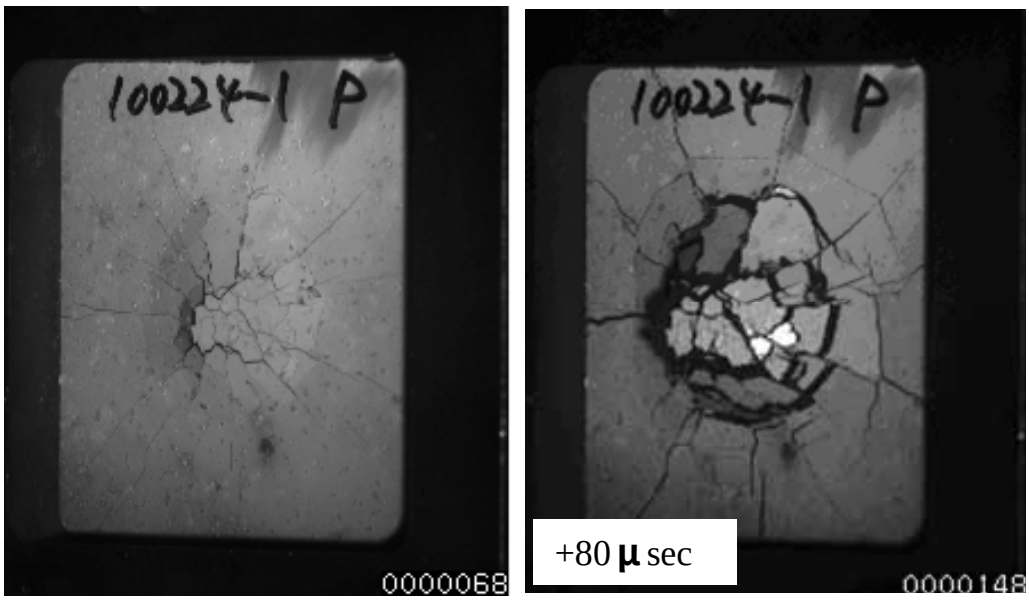


Fig.3-10 Back surface observation of impact fracture of a specimen (Plain mortar・impacted at 725m/s).

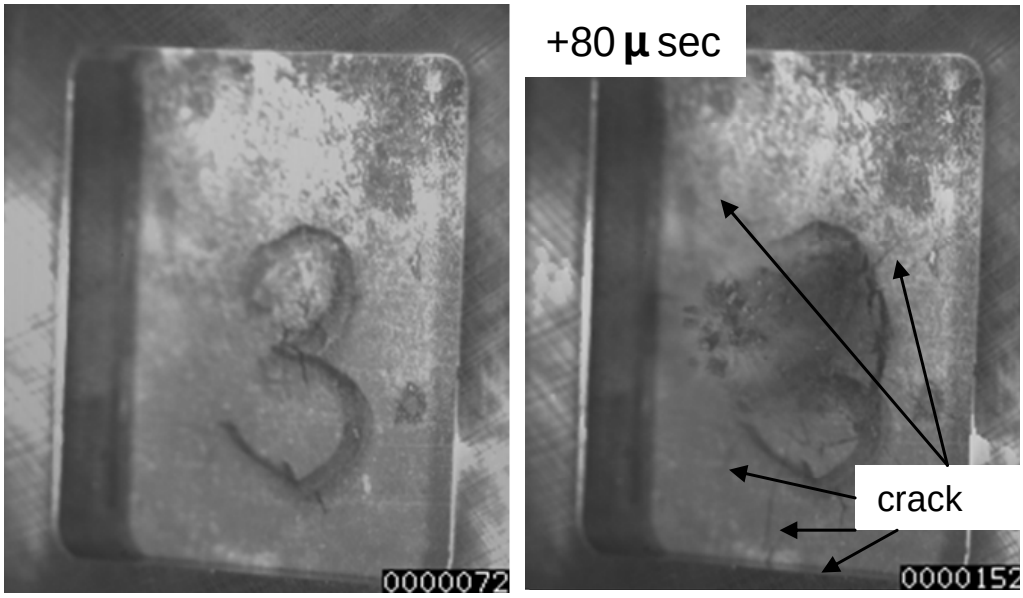


Fig.3-11 Back surface observation of impact fracture of a specimen (Mortar 0.5・impacted at 728m/s).

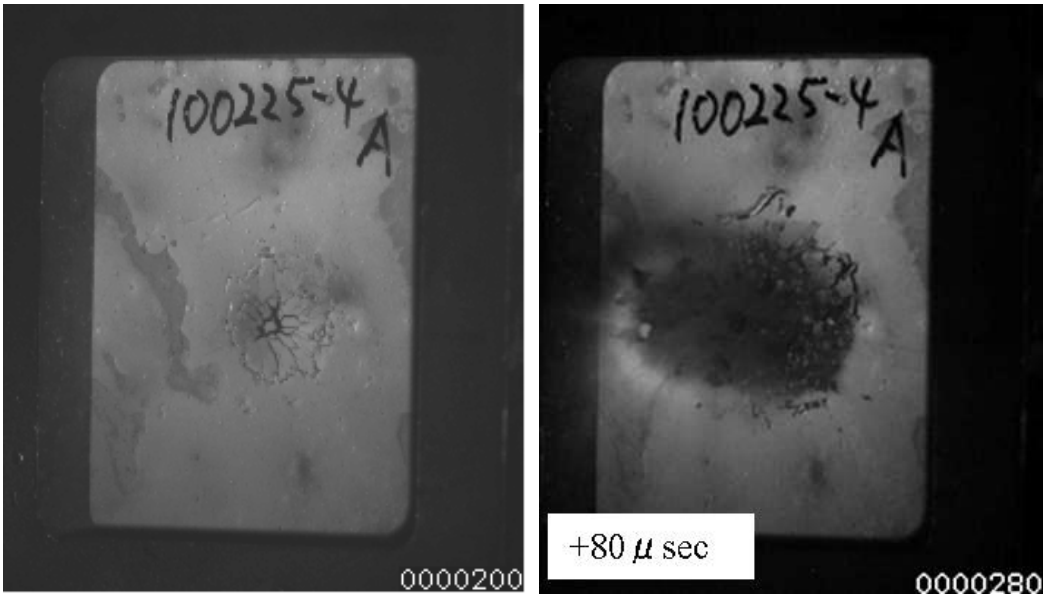


Fig.3-12 Back surface observation of impact fracture of a specimen (Mortar 1.5・impacted at 830m/s).

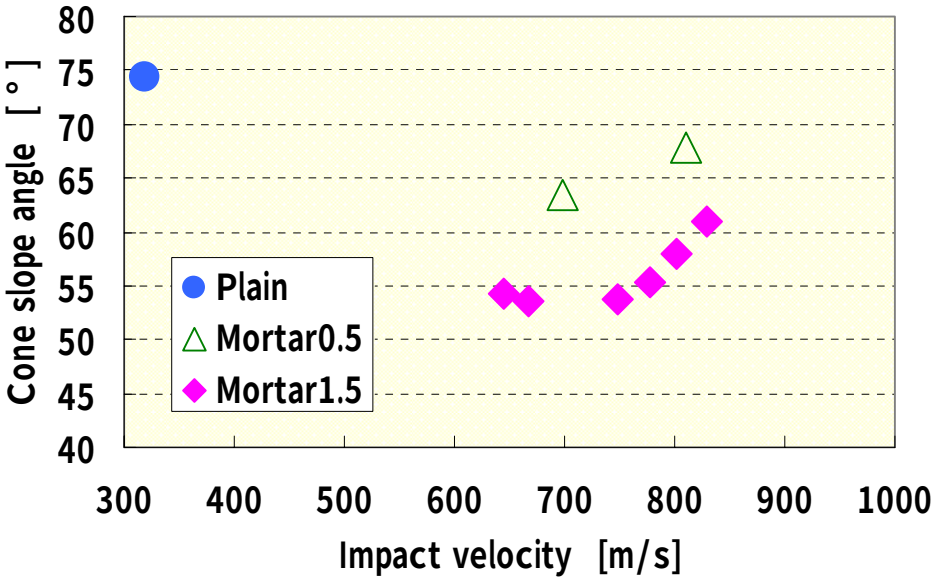


Fig.3-13 Cone slope angle vs. impact velocity.

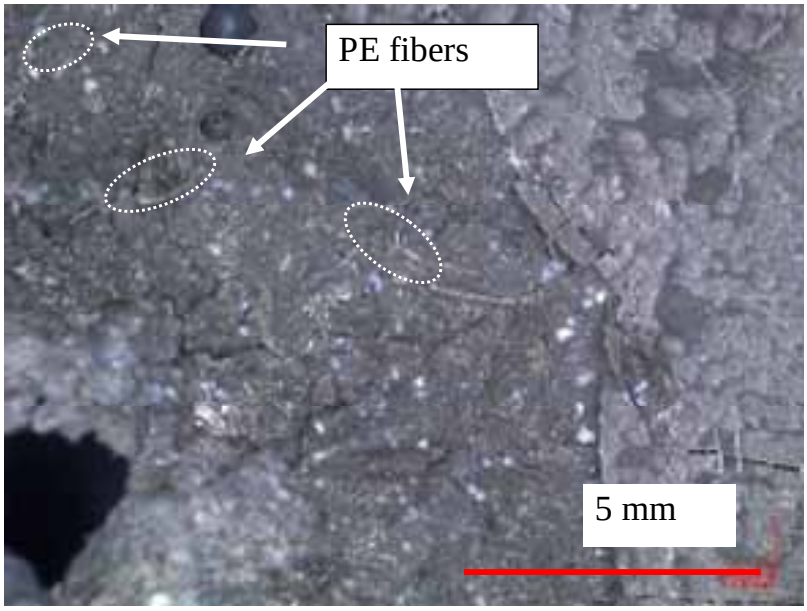


Fig.3-14 Optical microscope observation near the cone crack after impact test (Mortar 0.5).

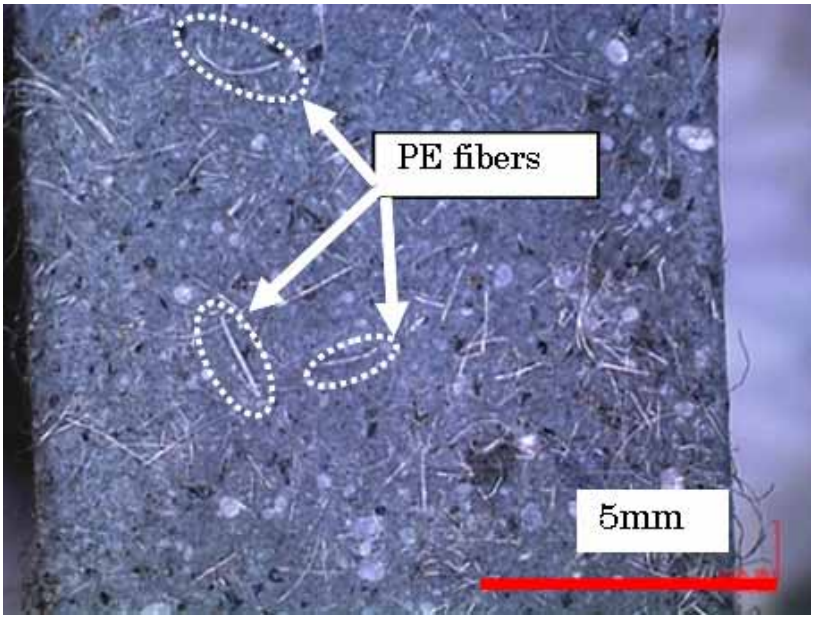


Fig.3-15 Optical observation on fracture facet (Mortar 0.5).

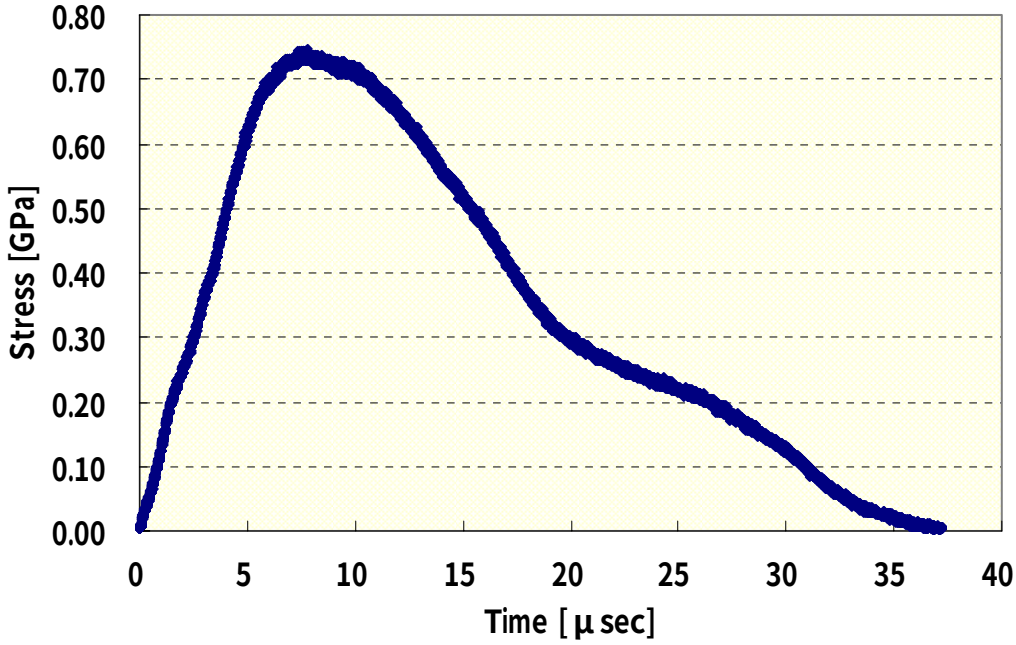


Fig.3-16 Stress diagram of Mortar 1.5.

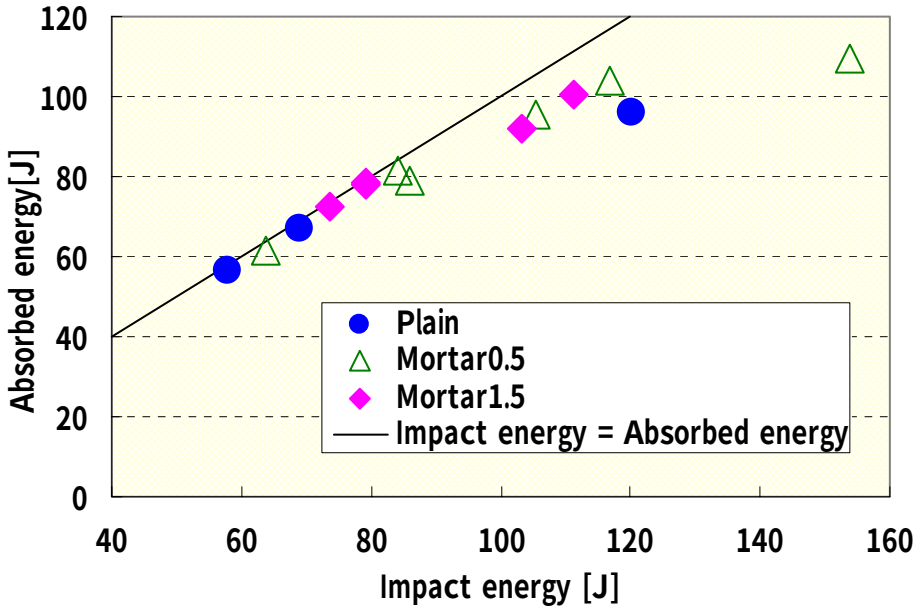


Fig.3-17 Absorbed energy vs. Impact velocity.

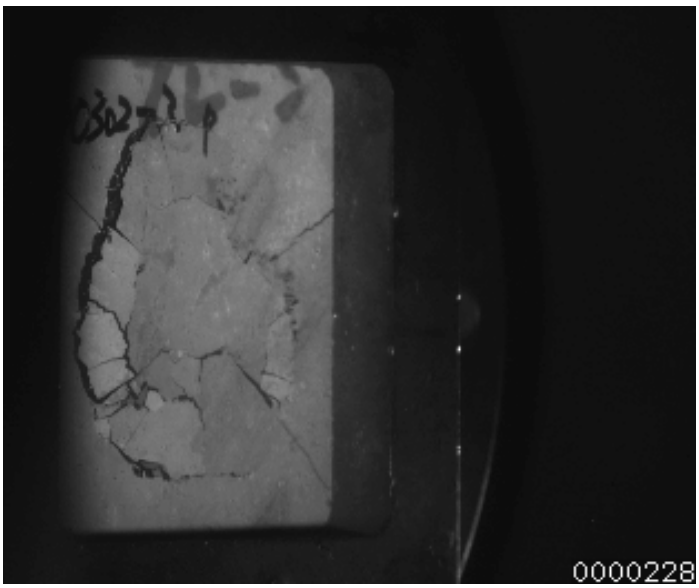


Fig.3-18 Back surface observation of impact fracture of a specimen (Plain mortar・impacted at 319m/s).

Table 3-1 Properties of specimens.

	W/B	Fiber length [mm]	Volume fraction of fiber [%]	Compressive strength [MPa]	Tensile strength [MPa]	Fracture toughness [MPa]
Plain mortar	0.22	-	0	95	5.4	-
Mortar 0.5	0.22	6	0.5	91	6.1	5.5
Mortar 1.5	0.22	6	1.5	87	9.8	17.1

Table 3-2 Properties of PE fiber.

Fiber diameter [mm]	0.012
Fiber length [mm]	6
Tensile strength [MPa]	2700
Modulus of elongation [GPa]	88

Table 3-3 Generated pressure.

Specimen	Pressure [GPa]
Plain mortar	0.782
Mortar 0.5	0.704
Mortar 1.5	0.711

Table 3-4 Predicted ballistic limit.

	Actual range [m/s]	Predicted value [m/s]
Plain mortar	204-316	621
Mortar 0.5	482-698	597
Mortar 1.5	405-749	543

第4章　飛翔体の材質が CFRP の損傷挙動に与える影響

4.1　はじめに

第 2 章で述べたセラミックスでは飛翔体は貫通せずに破壊された。第 3 章で述べたモルタル・繊維強化モルタルでは飛翔体はある速度域以上で貫通し、変形もしなかった。これらのことは、飛翔体及び試料の材質によって、衝突時の飛翔体の挙動が変わることを示している。S-M.JangらはCFRPに対して飛翔体の材質を変えた飛翔体衝突実験を行い、アルミ合金やエポキシ樹脂のような硬い飛翔体ではヘルツ接触を、シリコンゴムのような柔らかい飛翔体では衝突により飛翔体が流動すると仮定して、衝撃応力を求めている[1]。さらに、直交積層CFRPの剥離発生と衝撃力との関係から、剥離を生じさせる限界応力が存在し、その応力は飛翔体の材質によらず一定であることを報告している。柔らかく長い飛翔体の衝突では飛翔体のエネルギー増加に対する剥離の増加分が、他の条件と比較して小さくなり、飛翔体の運動エネルギーが衝突中の飛翔体の変形・損傷に費やされるためとしている。しかしながら、この研究では、鋼球の飛翔体衝突実験は行われていない。CFRPではないがセラミックスに対してセラミック球や鋼球を用いた飛翔体衝突実験が行われており[2]、[3]、ターゲットに発生する衝突損傷が主にコーンクラックならば、コーンクラック深さは飛翔体の材質によらず運動エネルギーで整理することができるとしている[2]。いずれにしても、筆者の知る限り、CFRPについて鋼球を含めた飛翔体材質の検討は行われていない。

よって、本章では材質の異なる飛翔体を用いて飛翔体衝突実験を行い、CFRP の損傷挙動に与える飛翔体材質の効果について検討した。さらに、貫通限界、き裂発生限界を支配する飛翔体側のパラメータについて検討した。

4.2　試料と飛翔体

4.2.1　試料

本研究で用いたCFRPは層間にポリアミド粒子を添加したCF/エポキシCFRPであるT800S/3900-2B（東レ）を用いた。一方向に配向した繊維強化材とし、$[45/0/\text{-}45/90]_{2S}$で積層した疑似等方積層材である。試料寸法は 70mm×70mm×1.5mmである。

4.2.2　飛翔体

本研究では飛翔体の材質として、ポリエチレン(PE)、アルミナ、フェライト、ポリアミド（PA66)、アルミニウム、タングステンカーバイト（WC)、軸受け鋼（SUJ2）を用いた。飛翔体径は 4mm～6.4mm、質量は 0.08g～0.88g である。表 4-1 にそれぞれの飛翔体の物性値、質量、直径を示す。PE や PA66 はプラスチック系の材質であり、質量が軽い。また、SUJ2 や WC は質量が重い。特に WC は鉄よりも比重が大きいのが特徴である。アルミやアルミナ、フェライトは質量としてその中間である。

一段式ガス加速装置では圧縮ガスの種類及び圧力によって飛翔体の速度を調整している。すなわち、飛翔体が同じ種類で、ガスの種類、ガス圧が同じであれば、ほぼ同じ速度を記録し、圧力を下げれば速度も下がる。よって、本研究で行ったように、飛翔体の種類が異なると、速度も異なる。例えば、同じ気体、圧力で加速させると SUJ2 球では約 350m/s で加速されるが、WC 球は約 300m/s となる。

4.3　実験

様々な材質の飛翔体を用いた衝突実験では 1 段式ガス加速装置を用いた。1 段式ガス加速装置の概要は「2.3.1.1　一段式ガス加速装置」に記載しているので、そちらを参照されたい。また、この実験では非磁性の飛翔体も含まれるので、コイル方式では起電力が発生せず、トリガを取ることができない。よって、ここでは、レーザーを用いてトリガを発生させた。飛翔体がレーザーの照射部分を通過する際にレーザーを遮断することによりトリガ信号が発生する。これまで衝突速度はコイルを用いて測定したが、ここでは、高速度ビデオカメラを用いて計測を行った。また、貫通後の速度も高速度ビデオカメラを用いた。高速度ビデオカメラは HPV-1、HPV-2（島津製作所）を使用した。図 4-1 に機器の設置状況を示す。HPV-2 は HPV-1 とほぼ同じ性能であり、一度のトリガ入力で 102 枚の高速度写真を撮ることができる。撮影間隔は 1μs、2μs、4μs、8μs、・・・33ms の間で選ぶことができる。露光時間は撮影間隔の 1/8、1/4、1/2 のいずれかを選択できるが、最小で 250ns であるため、撮影間隔が 1μs のときは 1/4、1/2 のどちらかの選択となる。トリガーポイントは 102 枚の写真のうちで任意に選ぶことができる。

試料は 70×70×1.5 mm^3で、外周幅約 1mmを治具で固定した。飛翔体の衝突速度を 30～350m/sとし、速度は圧縮気体の種類と圧力で調整した。ここでは、同一種類の試料に対して種々の飛翔体の貫通限界速度域、剥離限界速度域を求めた。貫通限界速度域とは飛翔体が貫通しなかった上限の速度と貫通した下限の速度であり、剥離限界速度は試料にき裂（剥離）が発生しなかった上限と発生した下限の速度の速度である。

さらに、飛翔体の種類と速度より飛翔体衝突時の発生圧力についてLASL（ローレンスリバモア研究所）等で収集された衝撃圧縮状態のデータをもとに算出した[4]。一般的には衝撃圧縮下では圧力、粒子速度、衝撃波速度、密度等が一義的に決まるため、飛翔体の圧力－縦波速度関係と試料の圧力－縦波速度関係から衝突時の発生圧力を推定することができる。飛翔体と試料が衝突した際には飛翔体と試料の境界面における衝撃波の反射によって実現できる状態は、界面における連続の条件から同一の値をとる必要がある。図 4-2 において飛翔体内での状態（$u1$、$p1$）から衝突後に（$u2$、$p2$）となるとすれば、（$u2$、$p2$）は飛翔体の特性曲線を$u=u1$で折り返した対称な曲線上にあり、かつ試料の特性曲線上の交点である。すなわち、図中の点Cが衝突後の衝撃圧縮状態となる[5]。

4.4　結果及び考察

表 4-2 にそれぞれの飛翔体を衝突させたときの CFRP 試料の損傷状態を示す。図 4-3 に衝突後の飛翔体を示す。PE 球、PA66 球及びアルミニウム球は衝突時に飛翔体が破壊していることが分かる。PE 球は 335m/s では CFRP にクラックが発生しなかった。PA66 球は貫通しなかったものの、107m/s でクラックが確認された。PE と PA66 は同じプラスチック材料であるが、PA66 の方が若干密度は高く、飛翔体重量が重い。この差がクラック発生の有無につながったと考えられる。アルミニウム球は PE 球、PA66 球と同じく貫通しなかったが、剥離限界速度は PA66 球より低くなった。図 4-4～4-6 に、同一圧縮ヘリウム圧で加速した PE 球、PA66 球、アルミニウム球が衝突した CFRP の外観を示す。すべて飛翔体は変形したが、試料を貫通しなかった。PE の場合、CFRP は表面のみに打痕が確認され、PA66 球の場合は裏面にも僅かなクラックが確認された。アルミニウムはさらに大きいクラックが確認された。これは、同じ加速条件でも、飛翔体質量が重いために、運動エネルギーが大きいことによると考えられる。

図 4-7～4-10 に同じ条件で加速されたアルミナ球、フェライト球、WC 球、SUJ2 球が衝突した試料を示す。裏面の剥離幅は材質によらずほぼ同じであることが分かる。それぞれの飛翔体は、質量、速度が異なるため、衝突時の飛翔体の運動エネルギーは異なっている。しかしながら、吸収エネルギーが同じであるため、損傷が同じ程度になったと考えられる。

図 4-11～4-14 にそれぞれの飛翔体に対する貫通時の速度、運動量、運動エネルギー、圧力を示す。これらの結果より、飛翔体の材質が異なっても、運動エネルギーが 6J程度であれば、貫通することが分かる。ただし、Φ6SUJ2 球の運動エネルギーは高くなった。Φ6SUJ2 球は他の飛翔体の約 1.5 倍の運動エネルギーが必要であり、飛翔体の径の比に相当する。これは、Φ6SUJ2 球は曲率が大きいため、貫入時の抵抗が大きくなり、必要なエネルギーが高くなったと考えられる。飛翔体断面積の比に比例しなかったのは貫入時の方が貫通時よりも影響が高いことを示している。C.Ulvenらは金属製の飛翔体のみであるが、飛翔体の形状について実験を行った[6]。飛翔体径、質量が同じであり、先端の形状が円錐形、半球形、破片模擬形、平板形と変えた飛翔体を、 CFRP に対して飛翔体衝突実験を行い、飛翔体の貫通限界エネルギーの計測を行った。その結果、CFRP の破壊様式の違いによって、円錐形、平板形、半球形、破片模擬形の順で貫通限界エネルギーが高くなることを示した。この実験結果からも、飛翔体の断面積や質量でなく、飛翔体の径が飛翔体衝突現象に影響していることを示している。

アルミニウムは 6J 以上の運動エネルギーでも貫通しなかった。飛翔体が変形することにエネルギーが使われたためであると考えられる。これは、文献[1]の内容と矛盾しない。

図 4-15～4-18 にそれぞれの飛翔体に対するき裂発生時の速度、運動量、運動エネルギー、圧力を示す。データの幅が図 4-11～4-14 と比較して広い。これは、低速では飛翔体速度の調整が難しいためである。特に WC 球や SUJ2 球では、き裂発生限界の下限を調べることができなかった。き裂発生に関しては運動量が 0.01N・S 程度であれば、き裂が発生することが分かる。運動エネルギーで比較すると、PA66 球は他の材質と比較して高いエネルギーを必要としている。しかし、PA66 球が CFRP に衝突する際に変形すると考えられるので、他の材質の飛翔体よりもき裂発生

に必要な運動エネルギーが見かけ上大きくなったと考えることができる。この場合は、き裂発生にも運動エネルギーが影響を及ぼしていると言える。そのためには PA66 球の衝突時の形状を詳細に計測する必要があり、今後の課題である。

図 4-19 ～ 4-26 に飛翔体の密度及び機械的特性と貫通限界速度域及びその時に発生する圧力を比較した結果を示す。ただし、飛翔体の機械的特性は文献値[7]-[10]である。これらの図より、飛翔体の密度と貫通限界速度域及びその時に発生する圧力の間に比例関係があることが分かる。これは、飛翔体の貫通限界が運動エネルギーで整理できることが関係したと考えられる。圧力については、同じ衝突速度では密度が高い程、発生圧力が高くなる傾向があるので、比例したと考えられる。弾性率、曲げ強度、ビッカース硬さで比較したが、密度でみられる様な関係は認められなかった。これらの飛翔体は衝突によって変形しないため、機械的特性が影響を与えなかったと考えられる。このことからも、飛翔体が変形せずに貫通する場合、飛翔体材質に関係なく運動エネルギーで整理することができると言える。

以上のことより、貫通現象に関しては、飛翔体の材質が異なっても、飛翔体の径、損傷の有無が同じであれば、運動エネルギーで現象を整理できることが確認できた。しかしながら、き裂発生に関しては、運動量が大きく関係していることが示唆されるものの、PA66 球が試料に衝突する状態によって運動エネルギーの消費についての解釈が変わるため、十分な解明ができなかった。また、図 4-7～4-10 に示したように、材質が異なっても、吸収エネルギーが同じ程度であれば、貫通後の試料の状態も同じであることが分かった。

4.5　まとめ

飛翔体の材質が、CFRP の損傷挙動に与える影響について検討するために、材質の異なる飛翔体を用いた衝突実験を行ない、以下を明らかにした。

(1) 飛翔体の材質に関わらず、貫通現象については飛翔体の運動エネルギーで整理することができる。ただし、貫通限界の運動エネルギーは飛翔体の径に比例しており、飛翔体の径が大きくなると、曲率が大きくなり、貫入時の抵抗が高くなるため、貫通に必要な運動エネルギーが高くなる。

(2) 飛翔体の変形に消費されるエネルギーは飛翔体衝突現象において無視できない。

(3) 試料を貫通するよりも十分に速い速度域においては、飛翔体径が同じであれば試料が吸収するエネルギーは飛翔体の材質や運動エネルギーには依存しない。また、試料の外観上の損傷もほぼ同じである。

飛翔体が衝突する際には飛翔体の変形は運動エネルギーを消費する重要な過程の 1 つである。すなわち、飛翔体の運動エネルギーが飛翔体の変形によって消費されるために、試料の損傷が少なくなる。

CFRP を航空機の機体に適用する場合、飛行中において氷との衝突が問題となる。本研究で用いた材質の中で PE が最も氷の密度に近いことを考えると、直径 4mm 程度の氷が約 300m/s で衝突してもほとんど損傷しないと予想される。また、氷との衝突問題の事前検討として、PE を用い

た種々の飛翔体衝突実験を行うことが可能であると考えている。

貫通に必要な運動エネルギーが飛翔体径に比例する。したがって、衝突による変形が無視できる飛翔体材質で貫通に必要な運動エネルギーを求めることができれば、他の材質あるいは飛翔体寸法についても推測可能である。変形が無視できない場合は、変形に要するエネルギーの定量化が必要である。

飛翔体が試料に衝突した際に変形すると、吸収エネルギーが正確に計測できないことが明らかとなった。したがって、吸収エネルギーを議論する場合には、変形が無視できる飛翔体（CFRP では SUJ2 球等）を用いた衝突実験を行う必要がある。

参考文献

[1] S-M.Jang, T.Adachi, A.Yamaji and J-S. Kook, ”Comparing Damage in CFRP Laminates due to Soft body and Hard Body Impacts”, Materials Science Research Insternational, 8, 151-155 (2002).

[2] 中山真人, 町田隆志, 寺前哲夫, 浜田晴一, ”飛来物衝突による炭化けい素の破壊挙動の検討”, 日本機械学會論文集 A 編, 60(577), 2068-2073(1994).

[3] 浜田晴一, 寺前哲夫, ”固体粒子の衝突による SiC 及び Si3N4 系のセラミックスの破壊挙動”, 材料, 39(443), 1082-1088(1990).

[4] S.P.Ma, ”LASL shock Hugoniot data”, Berkeley ; London : University of California Press, (1980).

[5] 林卓夫, 田中吉之助, ”衝撃工学”, 日刊工業新聞社.

[6] C.Ulven , U.K.Vaidya and M.V.Hosur , ”Effect of projectile shape during ballistic perforation of VARTM carbon epoxy composite panels”, Composite Structures, 61, 143-150(2003).

[7] 機械工学便覧, 日本機械学会編, B4 編　材料学・工業材料.

[8] 理科年表プレミアム　Web 版,　東京天文台編, http://www.rikanenpyo.jp/

[9] 竹林博明, ”特殊環境用軸受(Koyo EXSEV 軸受)について(3) ーセラミック（窒化けい素）軸受の基礎性能ー”, KOYO Engineering Journal, No.158(2000).

[10] http://www.hitachi-metals.co.jp/prod/prod03/p03_05.html

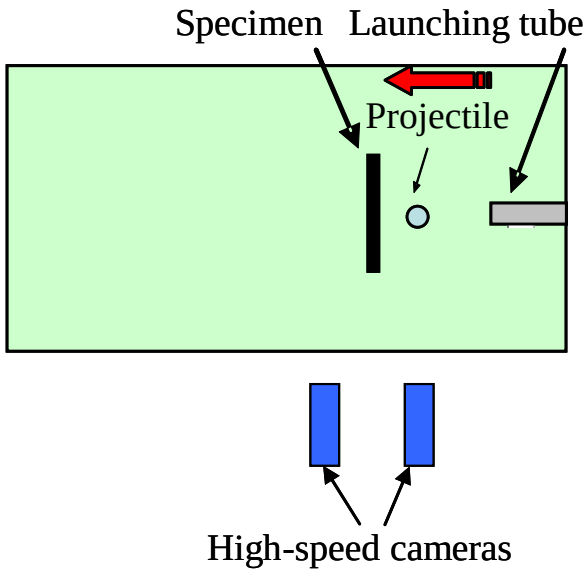


Fig.4-1 Schematic image of the set up of High Speed Camera.

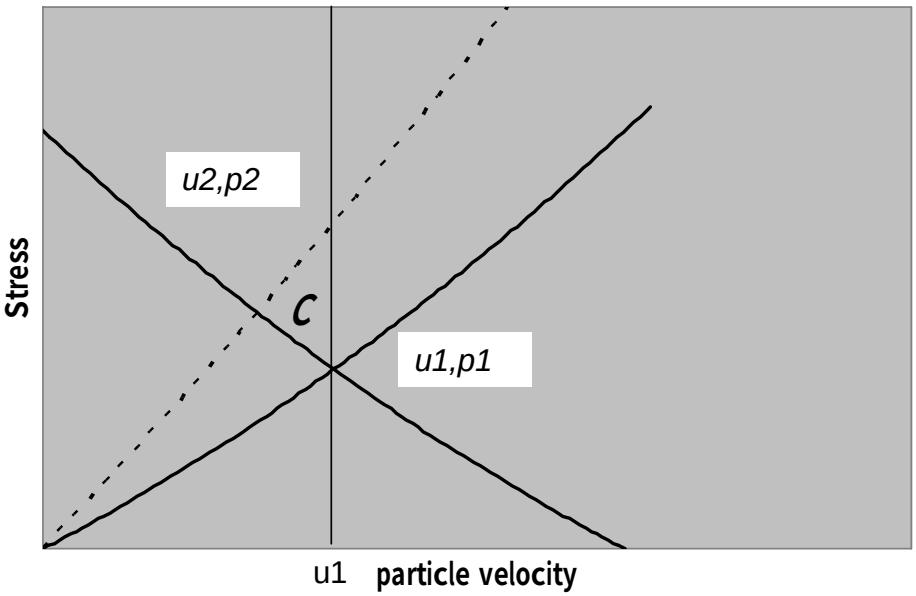


Fig.4-2 Shock-compressed state.

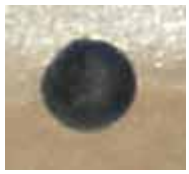
Projectile	PE	Alumina	Ferrite	PA66
				
Projectile	Al	WC	SUJ2	
				4mm

Fig.4-3 Projectiles after impact test.

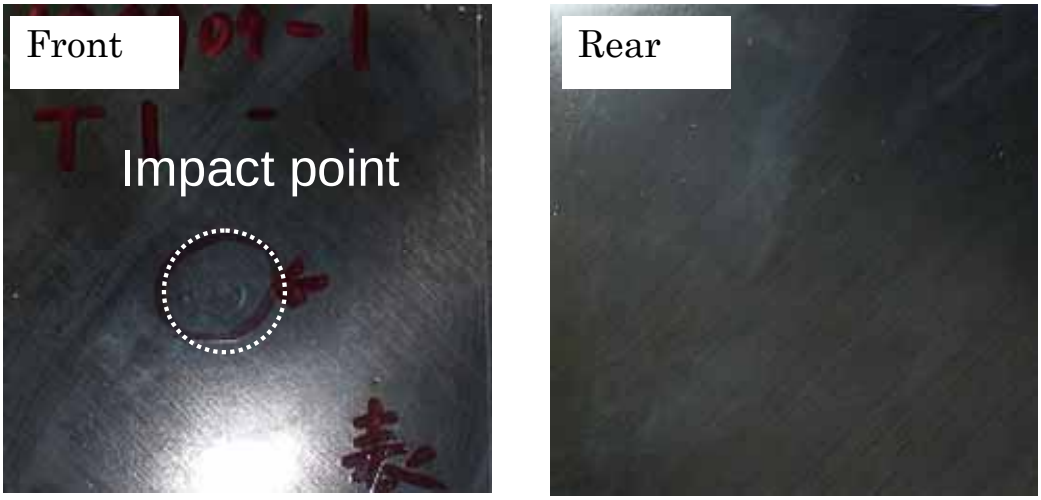


Fig.4-4 Front and rear face of the specimen after impact test
(Projectile: PE 335m/s 4.66J).

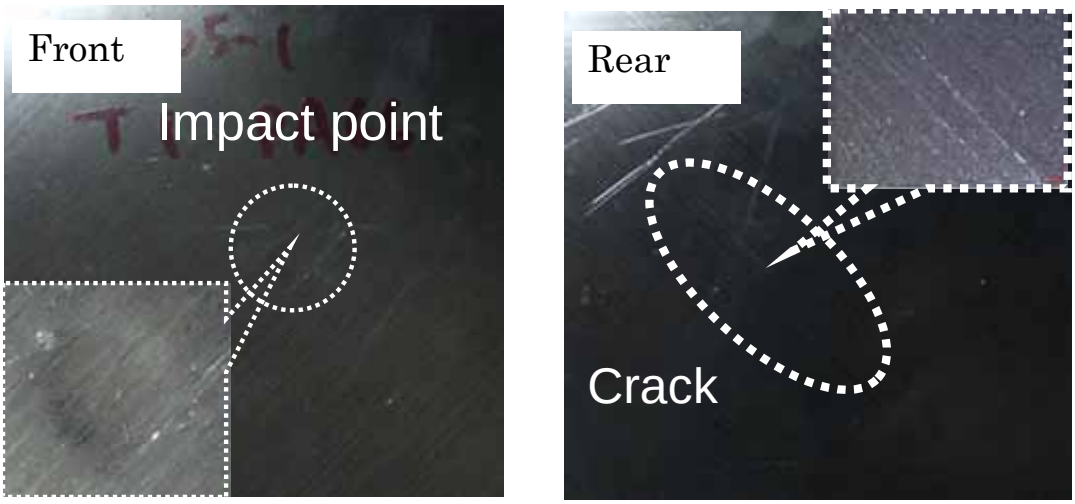


Fig.4-5 Front and rear face of the specimen after impact test
(Projectile: PA66 371m/s 6.88J).

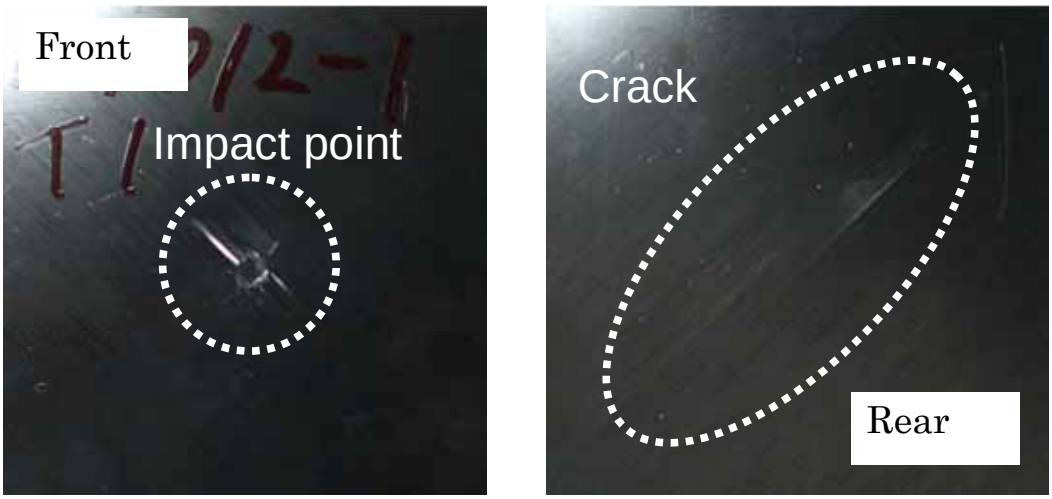


Fig.4-6 Front and rear face of the specimen after impact test
(Projectile: Al 345m/s 9.34J).

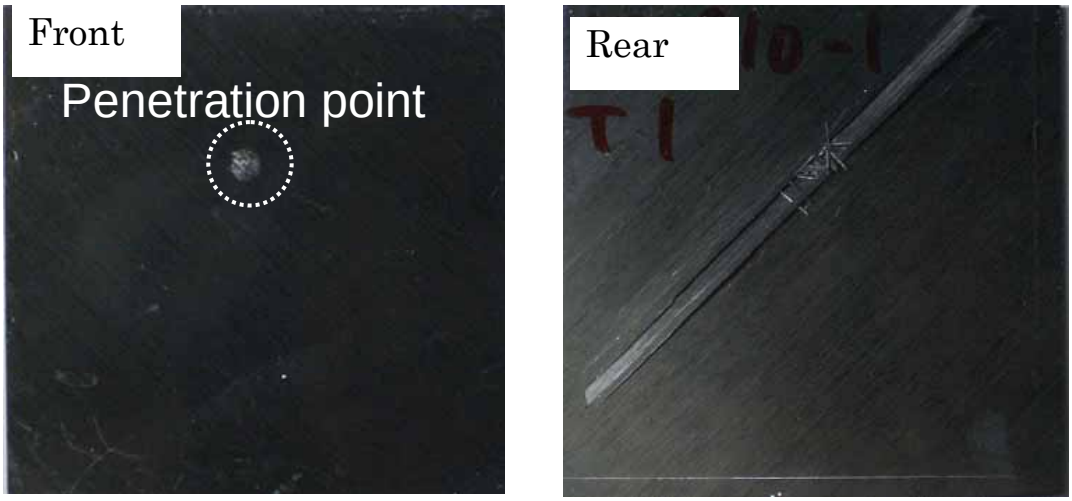


Fig.4-7 Front and rear face of the specimen after impact test
(Projectile: Alumina 367m/s 9.02J, Absorbed energy: 7.80J).

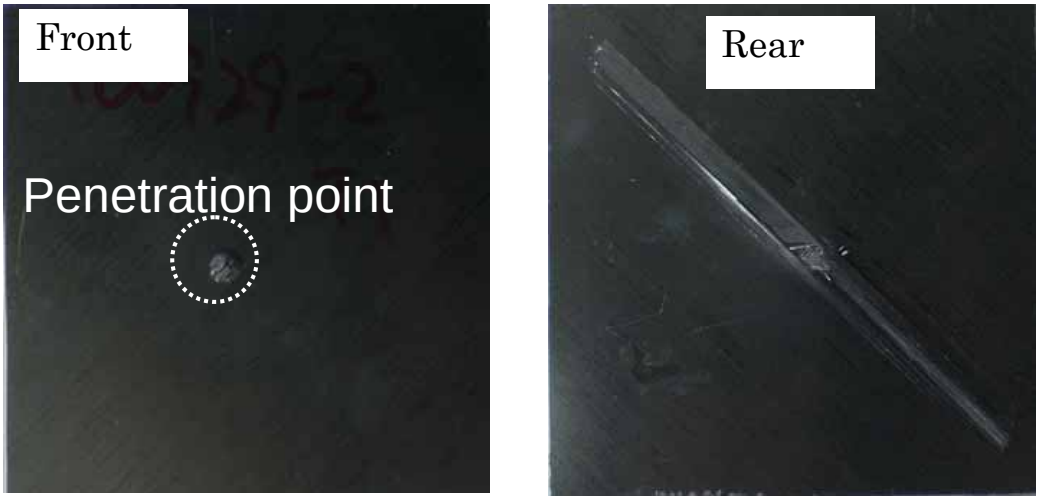


Fig.4-8 Front and rear face of the specimen after impact test
(Projectile: Ferrite 350m/s 10.54J, Absorbed energy: 7.10J).

Fig.4-9 Front and rear face of the specimen after impact test
(Projectile: WC 298m/s 22.29J,　Absorbed energy: 7.47J).

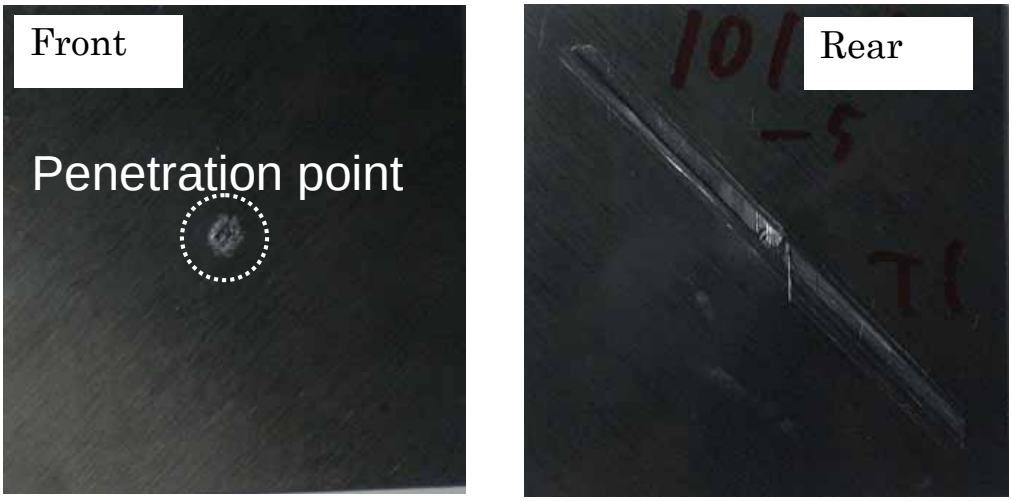


Fig.4-10 Front and rear face of the specimen after impact test
(Projectile: SUJ2 370m/s　17.80J,　Absorbed energy: 7.89J).

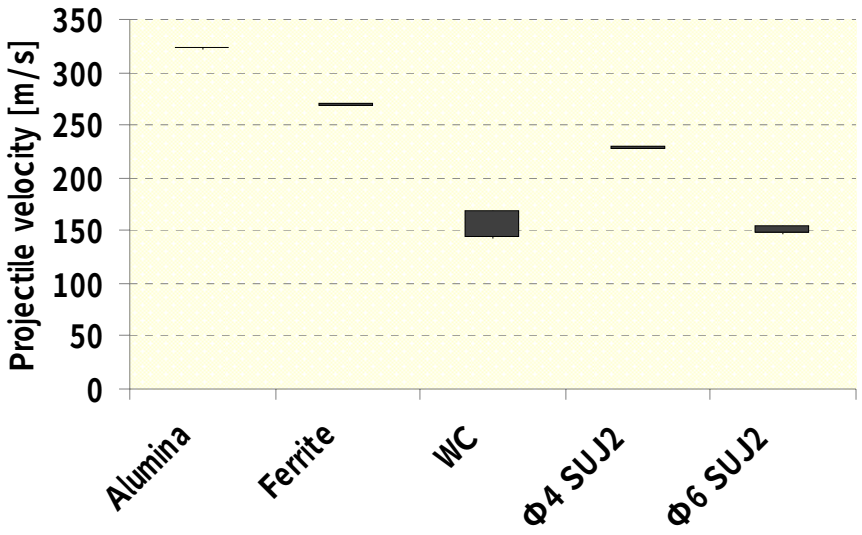


Fig.4-11 Penetration range in projectile velocity.

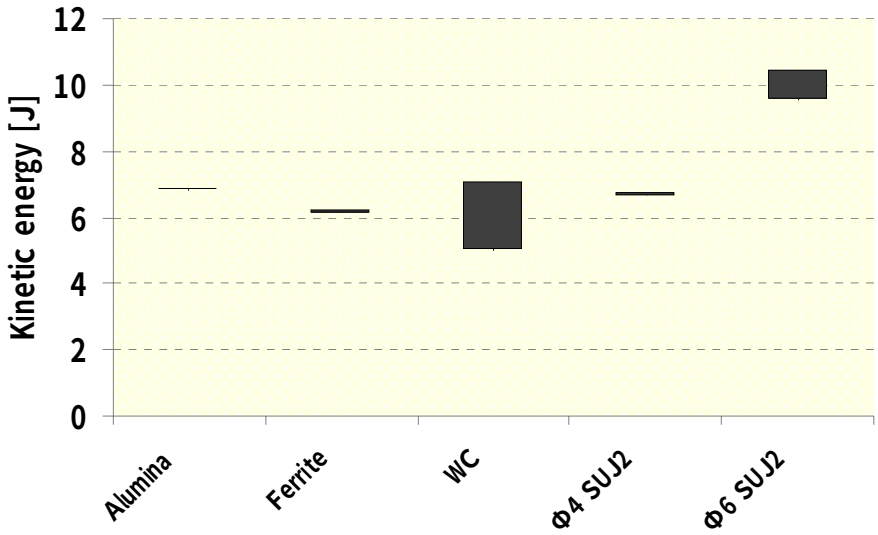


Fig.4-12 Penetration range in kinetic energy.

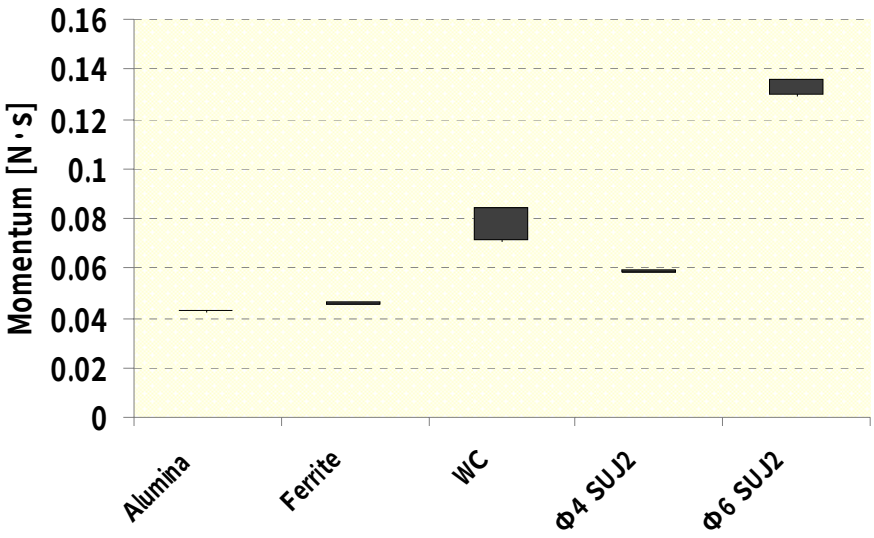


Fig.4-13 Penetration range in momentum.

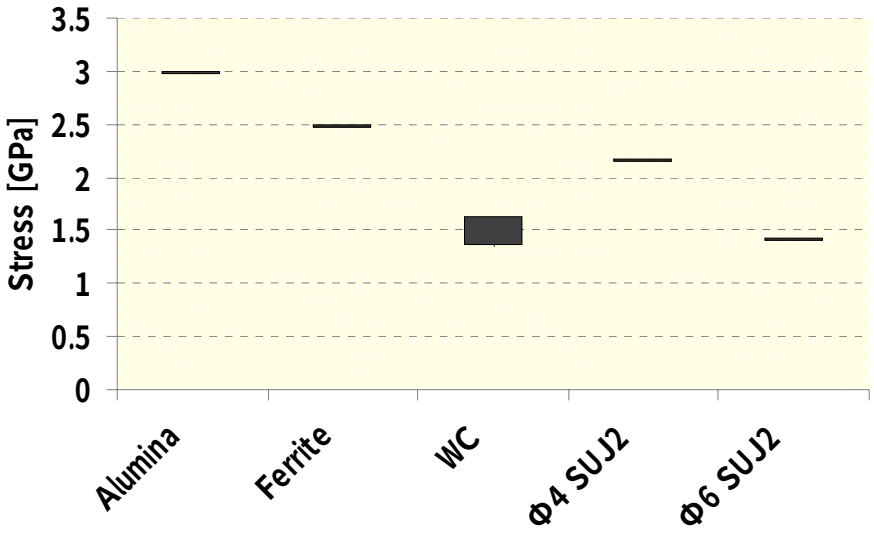


Fig.4-14 Penetration range in stress.

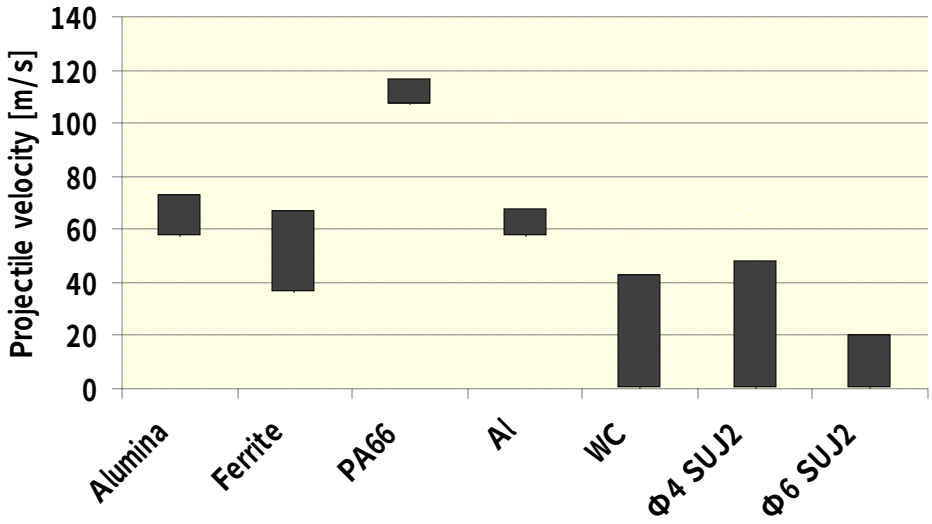


Fig.4-15 Projectile velocity range for crack generation.

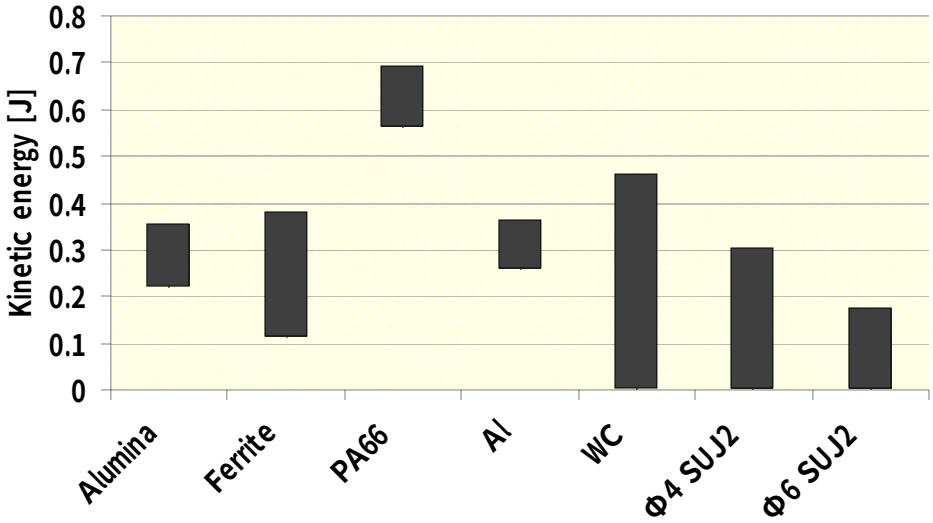


Fig.4-16 Kinetic energy range for crack generation.

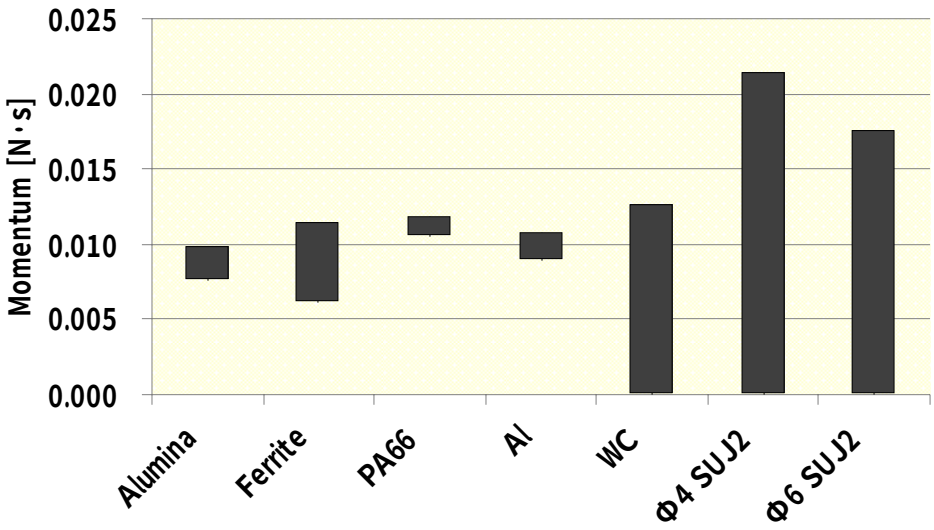


Fig.4-17 Momentum range for crack generation.

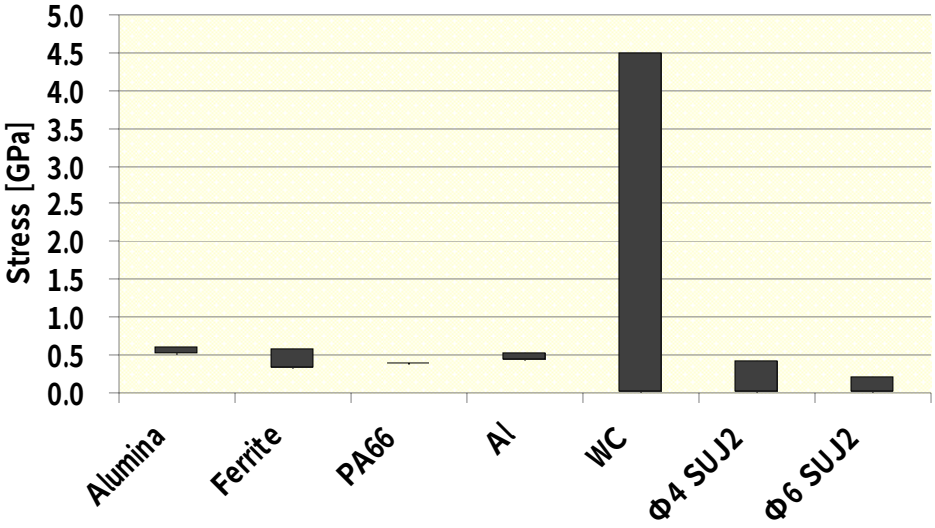


Fig.4-18 Stress range for crack generation.

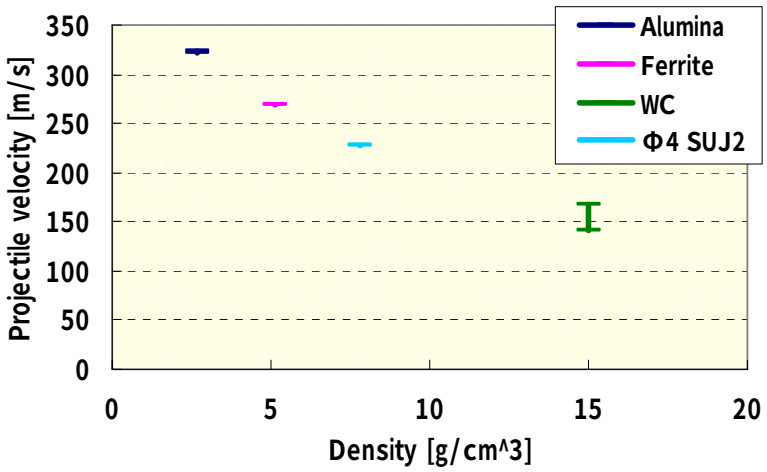


Fig.4-19 Penetration range in projectile velocity vs Density.

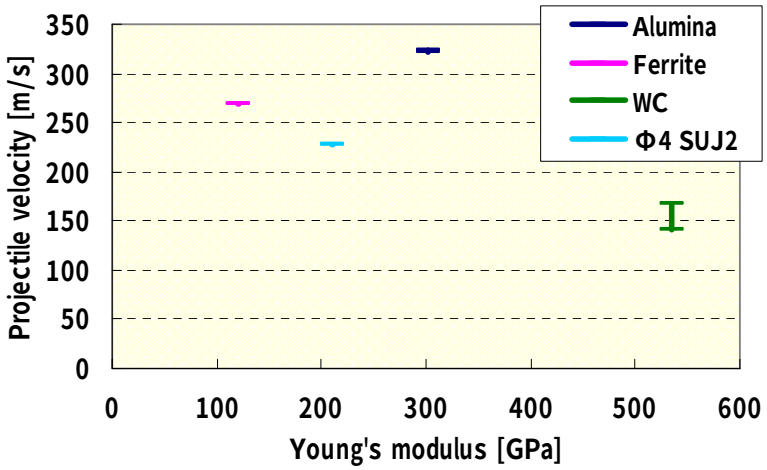


Fig.4-20 Penetration range in projectile velocity vs Young's modulus.

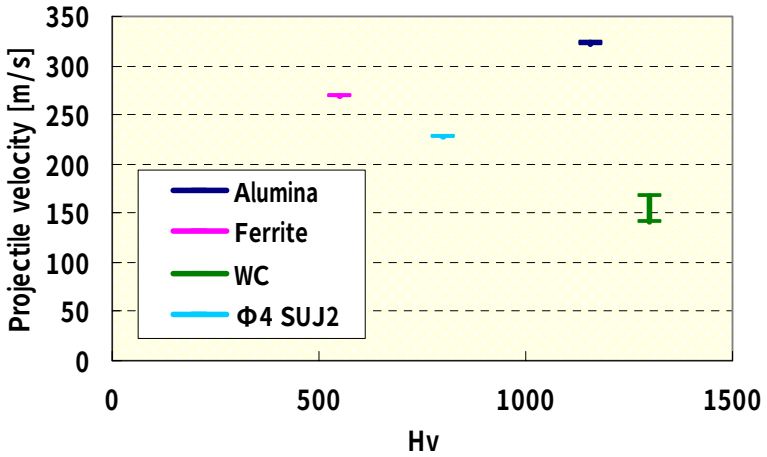


Fig.4-21 Penetration range in projectile velocity vs Hv.

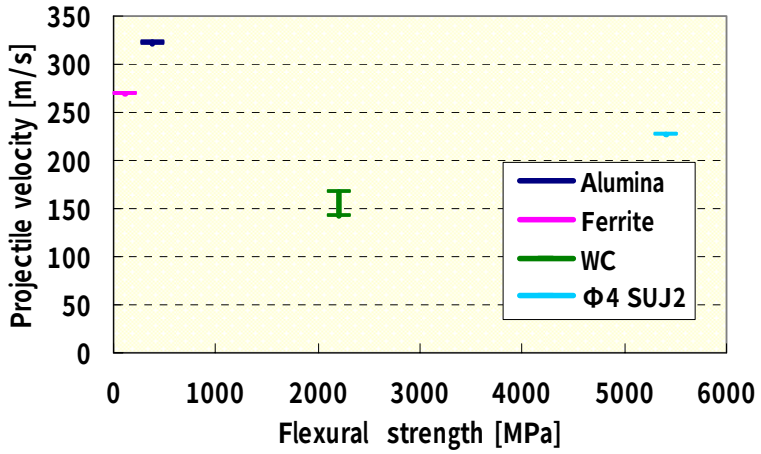


Fig.4-22 Penetration range in projectile velocity vs Flexural Strength.

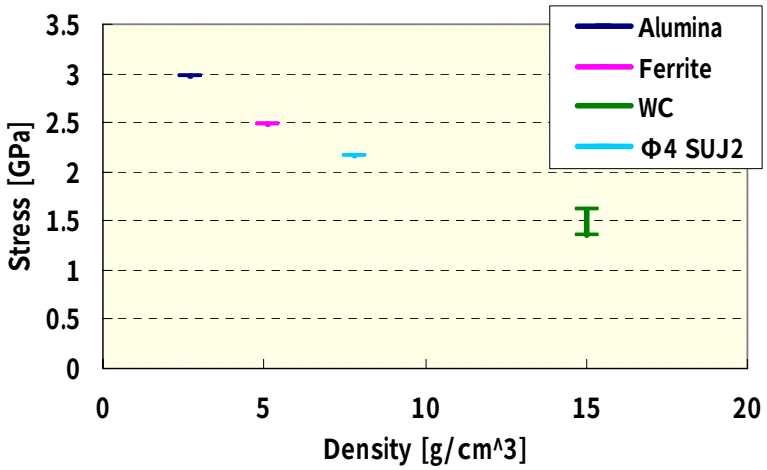


Fig.4-23 Penetration range in stress vs Density.

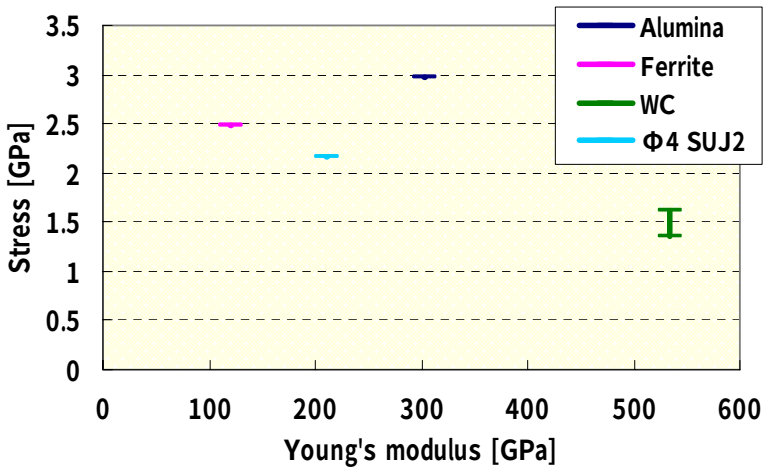


Fig.4-24 Penetration range in stress vs Young's modulus.

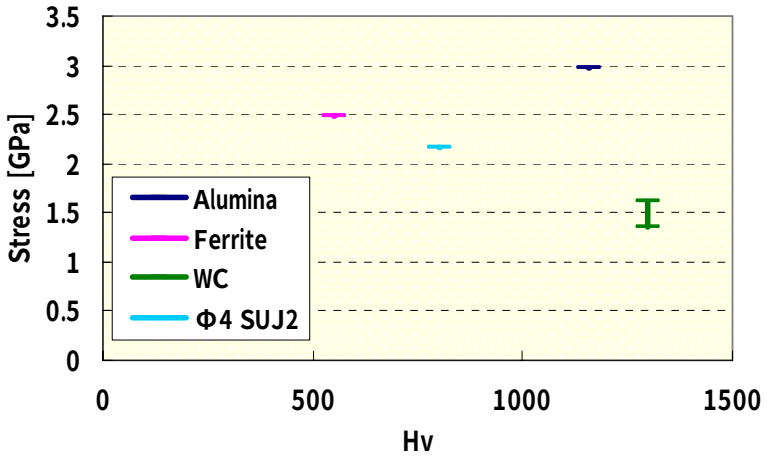


Fig.4-25 Penetration range in stress vs Hv.

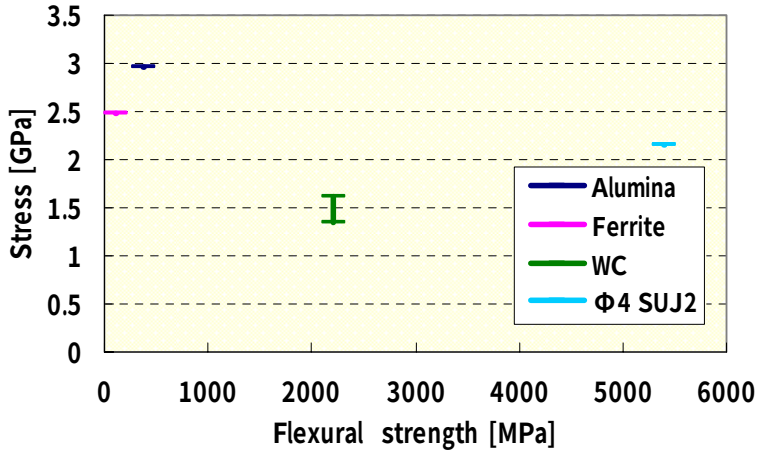


Fig.4-26 Penetration range in stress vs Flexural sterngth.

Table 4-1 Mechanical properties of projectiles.

Projectile	Polyethylene PE	Alumina	Ferrite	Polyamide PA66
Diameter(mm)	5.5	4	4	5.4
Mass(g)	0.083	0.13	0.17	0.1
Density(g/cm^3)	0.95	3.7	5.1	1.2

Projectile	Aluminum Al	Tungsten carbide WC	Φ4SUJ2	Φ6SUJ2
Diameter(mm)	4.8	4	4	6
Mass(g)	0.16	0.5	0.26	0.88
Density(g/cm^3)	2.8	15	7.8	7.8

Table 4-2 Summary of impact test.

Projectile	Results of impact test
PE	No penetration, no crack generation
PA66, Al	No penetration, crack generation
Alumina, Ferrite, WC,SUJ2	Penetration

Velocity ranging from 30m/s to 350m/s

第5章　CFRP の 3 次元変形計測

5.1　はじめに

P.J Hazellらは飛翔体衝突時のCFRPを側面から撮影することにより、CFRPの変形を調べ、飛翔体が貫通する間の変形が大きいほど、吸収エネルギーが高くなることを示している[1]。しかし、定量的な議論はおこなわれていない。飛翔体衝突に伴う試料の変形を計測する方法の一つに“ Fine-grid technique ”がある。これは、CFRP上にフライス盤を用いて 1.5mm間隔のグリッドをペイントし、グリッドの形状からCFRPの膨らみの計測を行っている[2]。

このように、CFRP 自体の変形が吸収エネルギーに影響を及ぼすことが示され、その変形の定量的な測定が試みられているが、変形とエネルギー吸収の定量的な議論には至っていない。

本研究ではCFRPの飛翔体衝突に伴う試料変形の 3 次元計測（高速ステレオビジョン法）を行い、CFRPの変形を定量化し、吸収エネルギーとの関係を求める。この計測方法は爆発現象についての報告はあるが[3]、本研究のような飛翔体衝突に伴う試料の変形については筆者が知る限り、報告されていない。よって、高速ステレオビジョン法の予備的検討として、本計測方法以外の計測法の結果との比較による精度の検討、及びシミュレーションへの適応を視野に入れた有用性の検討を行った。

5.2　試料と飛翔体

本研究で用いたCFRPは繊維にIM560（東邦テナックス）、樹脂にエポキシ#133 を使用している。繊維は一方向繊維で積層方向を変えた 2 種類の試料を用いた。A-QIは$[45/0/\text{-}45/90]_{2S}$で積層した疑似等方積層、A-CPは$[0/90]_{2S}$で積層したクロスプライである。それぞれの積層方法の概要図を図 5-1 に示す。このように、A-QIはA-CPと比較して様々な方向に繊維を積層させているのが分かる。ただし、A-QI、A-CPとも積層枚数は 16 枚で同じである。

A-QI と A-CP の貫通限界速度域を表 5-1 に示す。この表より、同じ樹脂、同じ炭素繊維を用いても疑似等方に積層することによって、貫通限界速度域が上昇することが分かる。

飛翔体については、「2.2.2　飛翔体」で述べた飛翔体と同じ飛翔体を使用した。詳しくはそこを参照されたい。

5.3　実験

5.3.1　3 次元計測

本研究では 3 次元計測方法として高速ステレオビジョン法を用いた。ステレオビジョン法とは図 5-2 に示すように、三角測量の原理に基づく。この方法を用いることで、奥行きが分からないが、視点の異なる 2 枚の写真があれば、対応点を見つけることにより奥行きが分かる[4]。すなわち、2 枚の画像上の点p1、p2 から、計測対象である点Pの 3 次元座標を求めることができる。ここで、エピポーラ幾何はステレオビジョンにおいて重要なコンセプトである。同じ対象を見る 2

枚の画像に存在する幾何学的関係を表している。これを図 5-3 に示す。2 個のカメラ視点と計測点を結ぶと平面ができる（エピポーラ平面)。この平面と各画像平面のとの交点がエピポールであり、エピポーラ平面と画像平面との交線をエピポーラ線という。すなわち、空間上の対象点に対して、カメラ位置がわかれば、一方の画像上で対象点に対して 1 点が与えられる。もう一方の画像上では、対応点を探す処理はエピポーラ線上の 1 次元探索でよいので容易に対応点を見つけることができる[5]。

3 次元計測を行う際にはカメラの内部パラメータと外部パラメータを知る必要がある。カメラ内部パラメータとはカメラで撮影した画像のゆがみ、焦点距離等である。カメラの外部パラメータとは 2 台のカメラの位置、計測点との角度等である。これらのパラメータを求めるためには座標が既知のドットを印刷した平板校正パターン（図 5-4）を異なる視点から 6 枚以上撮影する必要がある[4]。

3 次元計測を行うために試料の観測面に白黒のランダムパターンを塗布した（図 5-5)。このランダムパターンは飛翔体衝突前の画像を基準画像とし、図 5-6 に示すように基準画面上に dx×dy のサブセット領域 O(i)を設定し、輝度値をもとめる。その後、変形後の画像上で、サブセット領域 O(i)の輝度値と相関が高い領域 D(i)を検出する。これらの領域の距離が Δx、Δy であれば実際の変形も Δx、Δy となる。この作業を画像上のすべての領域に対して、最終画像まで繰り返すことにより、3 次元解析を行った。本研究では上述した 3 次元計測をソフトウェア Vic-3D (Correlation Systems)を用いており、サブセット領域は 21pixel×21pixel、5pixel ごとに輝度値を求め計測を行った。

図 5-7 に 3 次元計測時の機器設置状況を示す。この図の通り、2 台の高速度ビデオカメラ（HPV-1、HPV-2　島津製作所）を用いて、試料裏面から撮影を行った。すなわち、飛翔体衝突時の試料の膨らみを計測した。本研究での解析領域は 50×50mm^{2}で、高速度ビデオカメラの解像度は 312×260Pixelsであり、撮影スピードは 1μsec/コマである。すなわち、1μsecごとの変形が計測可能である。

3 次元計測を行うには、本研究で用いたステレオ法の他にモアレ法が挙げられる。モアレ法とはほぼ等間隔に並んだ模様を元の画像と変形後の画像を合わせると、模様が現れる“モアレ”という現象を利用している[6]。しかしながら、このモアレ法を行うには、試料にレンズ、プロジェクターを用いて格子影を照射したり、試料裏面を鏡面加工しなければいけないため、装置が複雑化したり、試料の特性が変わるため本研究では不適と考えた。ステレオ法の場合は、試料にスプレーでランダム模様を塗布し、それを高速度ビデオカメラで撮影するだけであり、本研究に適していると考えた。

5.3.2　横からの飛翔体衝突観察

図 5-8 に 3 次元計測結果と比較し、本ステレオビジョン法の精度を検証するために行った、横からの撮影実験の概念を示す。この実験では試料のふくらみを側面から観察できるように、コの字型の固定ジグを用いた。撮影スピードは 3 次元計測と同じく 1μsec/コマで行ったので、1μsec

ごとの結果を比較した。図 5-9 に高速度ビデオカメラの撮影画像を示す。白の点線が試料裏面のふくらみの最大高さである。3 次元計測結果における試料裏面のふくらみの最大高さと比較を行った。

5.3.3　シミュレーション

有限要素法を用いたシミュレーションを行った。高速衝突を受けたCFRPは繊維破断、層内き裂、層間剥離の 3 種類の損傷が発生し、それぞれの損傷をモデル化した[7]。

繊維破断は、ソリッド要素の剛性、応力負担を、応力基準による損傷判定を基にして変化させることによって表現した。要素内の繊維方向引張応力 σ_L 及び面外方向せん断応力 τ_{LT} が

$$\left(\frac{\langle \sigma_T \rangle}{S_L^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 = 1 \qquad (1)$$

を満たした際に繊維破断が発生すると仮定した。ここで角括弧は、 $x < 0$ のとき $\langle x \rangle = 0$ 一方 $x \geq 0$ のとき、$\langle x \rangle = x$ を表す。S_L^T は炭層板の引張方向強度、S_{LT} は面外せん断強度を表す。繊維破断が発生した要素は解析から削除して計算を続けた。層内き裂は連続体損傷力学に基づいて、ソリッド要素の剛性変化、荷重負担が低下するとしてモデル化した。層間剥離は結合力要素を用いてモデル化した。結合力要素は各層間に挿入される界面要素であり、層間の分離に対して結合力を発生して抵抗する。このとき、分離がごく小さいときは層間の変位の連続性を保つが、分離が増加するにつれ結合力は減少し、最終的に層間破壊靭性値に等しいエネルギーを吸収する。

ジグと飛翔体は剛体とし、ジグ、飛翔体、試料の間の摩擦は無視した。クロスプライの CFRP は対称性を考慮した 1/4 モデル、疑似等方性はフルモデルとした。シミュレーションの詳細は文献[8]を参照されたい。

シミュレーション結果と 3 次元計測結果の比較は、X 軸（クロスプライ、疑似等方性）と最外層の繊維方向に対する直角方向と繊維方向（疑似等方性のみ）における断面で行った。速度は 3 次元計測で行った速度と同じである。

5.4　結果及び考察

5.4.1　3 次元計測

表 5-2 に 3 次元計測条件を記す。A-QI、A-CPとも貫通しない条件に設定してある。図 5-10、11 にA-QIとA-CPの 3 次元計測結果を示す。試料裏面から計測を行ったので、飛翔体が貫入すると共に裏面が膨らむ様子が見て取れる。図中の空白の部分はクラックもしくはデブリ等の影響で 3 次元計測ができなかったことを示している。カラーバーはZ軸方向の高さの変化を表している。A-QI及びA-CPとも飛翔体衝突後、時間の経過と共に試料裏面の膨らみが増加している。3 次元計

測を行った速度域は貫通限界速度域より少し遅い速度であり、貫通はしないが、大きな膨らみが観察されている。また、試料の膨らみは最外層の繊維配向に依存していることが確認できる。すなわち、最外層の繊維配列が 45°であるA-QIは 45°方向に膨らみが発生し、最外層の繊維配列が 0°であるA-CPは 0°方向に膨らみが発生している。図 5-12 にA-QIとA-CPにおけるクラックが発生するまでのZ軸方向の最大高さと時間との関係を示す。このグラフより、A-CP、A-QIとも、傾きはほぼ同じであることが分かる。これは、飛翔体の速度がほぼ同じでかつ、繊維と樹脂が同じCFRPであるため、飛翔体がCFRPに貫入するのに必要なエネルギーがほぼ同じになったと推測される。また、A-QIはA-CPよりクラックが発生するまでの変形時間が長く、変形量が大きいことが分かる。表 5-1 より、A-QIの方が貫通限界速度域は高いことから、P.J.Hazellら[1]が示したように飛翔体衝突時の変形量が大きいほど飛翔体の吸収エネルギーが高くなると考えられる。A-QIは疑似等方であるので、炭素繊維を通じて飛翔体からの衝撃を分散させやすい。図 5-10、5-11 では飛翔体衝突後 30μsecの時点で、A-QIは最外層に沿って一部膨らんでいるものの、全体的に観察すると、ほぼ円形に膨らんでいるのに対し、A-CPは、最外層方向を中心に膨らんでおり、すでにクラック等が入っていることも確認できる。よって、A-QIはクラックが発生しにくいため、貫通限界速度域が高くなったと考えられる。

5.4.2　横からの飛翔体衝突観察

図 5-13、14 に「5.3.2　横からの飛翔体衝突観察」で記した方法で計測を行った結果と、3 次元計測結果を比較した。先ほどと同様、Z 軸方向の最大高さと時間の関係を比較した。表 5-3 に示すように、3 次元計測実験の衝突速度とほぼ同じ速度である。それぞれの実験結果を比較すると非常によい一致を示すことが分かる。図 5-15 にそれぞれの実験結果の Z 軸方向の最大高さの誤差（絶対値）を示す。この図より、32μsec を除いて誤差は 0.025mm から 0.09mm である。32μsec で誤差が大きくなっているのは横からの飛翔体衝突観察ではクラックが発生しているためであると考えられる。Z 軸方向の最大高さと誤差の割合は約 3.5%であり、このことからも良い一致を示すことが確認された。衝突より 30μsec 後の写真を図 5-16 に示す。A-QI はクラックがほとんど無いのに対し、A-CP はクラックが多く発生しており、膨らみの頂上付近では繊維の飛び出しが確認できる。本 3 次元計測法が直接観察法と同程度の高い精度を有していることが分かった。

5.4.3　シミュレーション

図 5-17～20 にシミュレーション結果と、3 次元計測結果との比較を示す。縦軸は A-QI、A-CP のそれぞれの断面の Z 軸方向の高さを示す。A-QI は図 5-21 に示すように、断面 1～3 における断面の比較を行った。図 5-17～20 より、A-QI において 28μsec 以降に側面部分が異なるものの、高さ方向、幅はほぼ一致しており、3 次元計測結果とシミュレーション結果は良い一致を示していると言える。相違は実験ではき裂が 45°方向へ剥離が発生しているが、シミュレーションでは、き裂に引っ張られて発生する剥離が再現できないため、45°に沿った方向ではシミュレーションの方が傾きは小さくなる。また、この影響で、他の方向の剥離が少し広めにシミュレートされる。

このため、X 軸方向ではシミュレーションの方が傾きは小さくなるのではないかと考えられる。しかし、いずれにしても 3 次元計測を用いることにより、シミュレーションの妥当性を検証することができた。

本 3 次元計測法を用いることで CFRP の高速変形を定量的に取り扱うことが可能になった。シミュレーションの精度向上、さらにはエネルギー吸収、衝突損傷の定量化に大きく貢献できる手法を確立できた。

5.5　まとめ

CFRP の損傷挙動を詳細に検討するには試料の変形を定量的に取り扱う必要がある。このために、高速ステレオビジョン法を用いた試料の 3 次元変形計測を行い、以下を明らかにした。

(1) 飛翔体衝突時の CFRP の高速変形挙動の 3 次元計測手法を確立した。

(2) 本 3 次元計測法は直接観察法と同程度の高い精度を有している。

CFRP の高速変形を定量的に取り扱うことが可能な高速 3 次元計測法を確立した。本法を用いることで、これまで難しかった、飛翔体衝突時における試料の変形について、シミュレーションとの定量的な比較が可能になり、シミュレーションの精度向上に大きく貢献できると考えられる。

参考文献

[1] P.J.Hazell and G.Appleby-Thomas, “A study on the energy dissipation of several different CFRP-based targets completely penetrated by a high velocity projectile”, Composite Structures, 91, 103-109 (2009).

[2] R.I.Hammond, W.G.Proud, H.T.Goldrein and J.E. Field, “High-resolution optical study of the impact of carbon-fiber reinforced polymers with different lay-ups”, International Journal of Impact Engineering, 30, 69-86 (2004).

[3] V.Tiwari, M.A.Sutton, S.R. McNeill, S.Xu, X.Deng, W.L.Fourney and D.Bretall, “Application of 3D image correlation for full-field transient plate deformation measurements during blast loading”, International Journal of Impact Engineering, 36, 862-874 (2009).

[4] 吉沢徹, ”最新光三次元計測”, 朝倉書店.

[5] 徐剛, ”ステレオカメラと位相シフトによる拡散反射面と鏡面の 3 次元形状計測”, 社団法人, 情報処理学会, (1) 45-51 (2007).

[6] 高橋賞, ”フォトメカニクス”, 山海堂.

[7] 吉村彰記, ”CFRP 積層板に対する高速飛翔体衝突時の損傷挙動の解析”, 第 35 回複合材シンポジウム予稿集, (2010).

[8] 吉村彰記, ”高速飛翔体衝突による炭素繊維複合材料の損傷進展と貫通挙動の予測”, 第 47 回飛行機シンポジウム講演集, (2009).

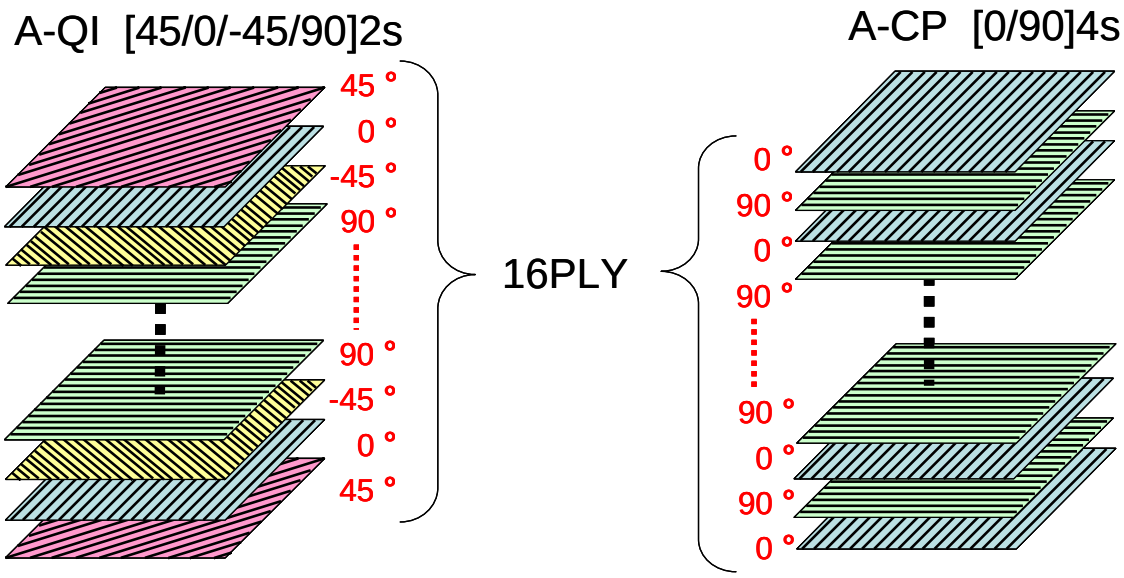


Fig.5-1 Schematic image of A-QI and A-CP.

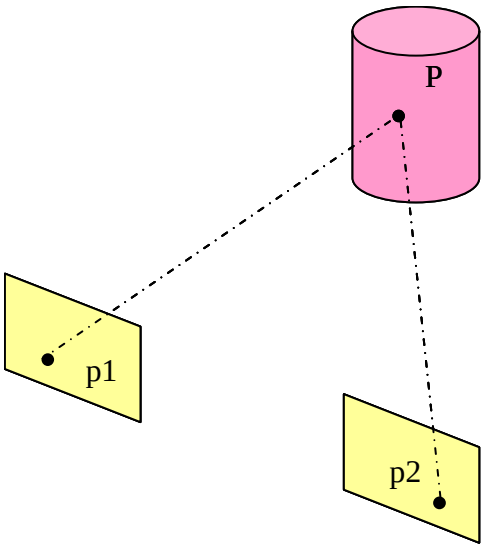


Fig.5-2 Schematic image of stereovision.

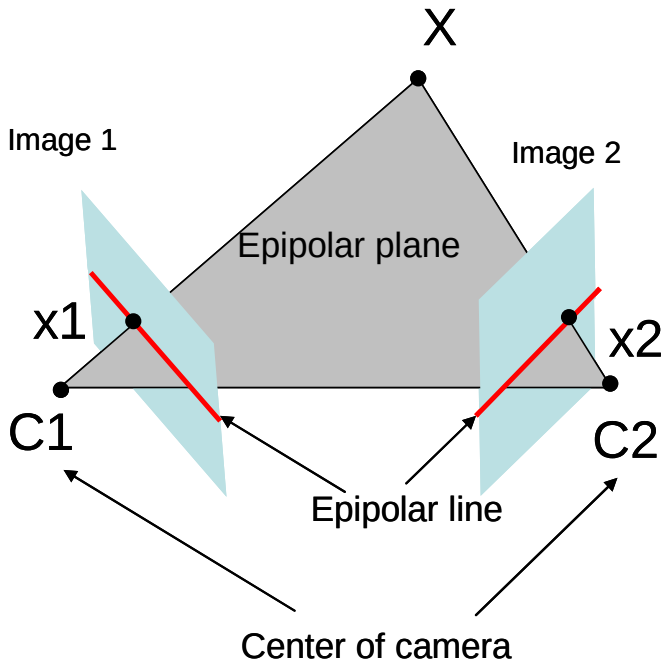


Fig.5-3 Schematic image of Epipolar geometry.

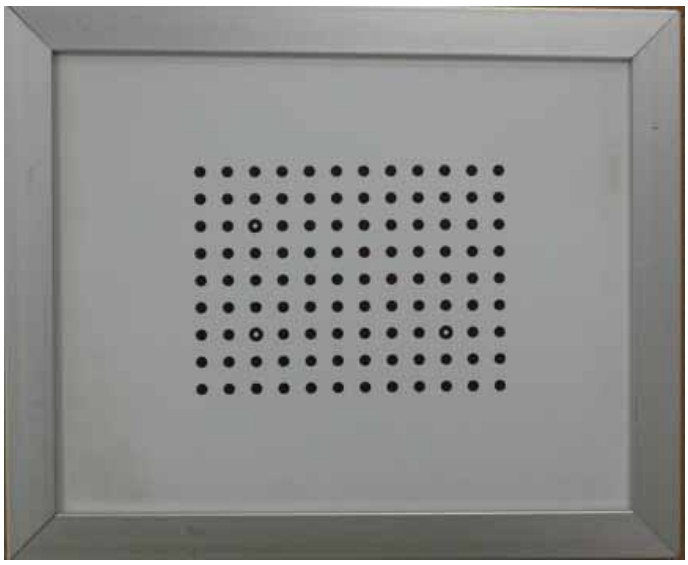


Fig.5-4 Image of calibration plate.

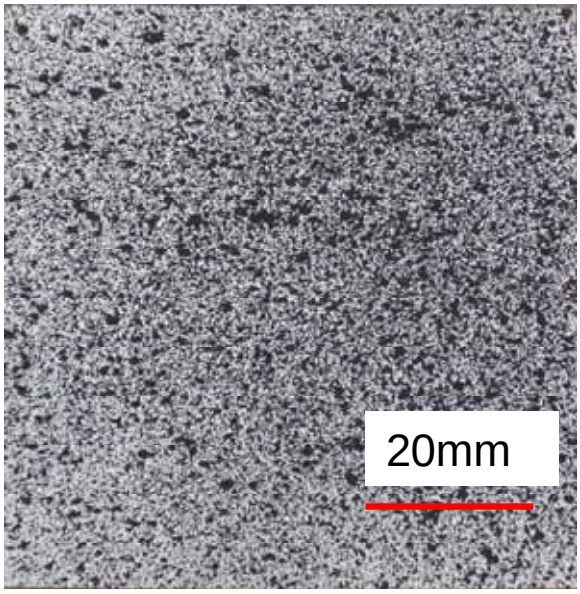
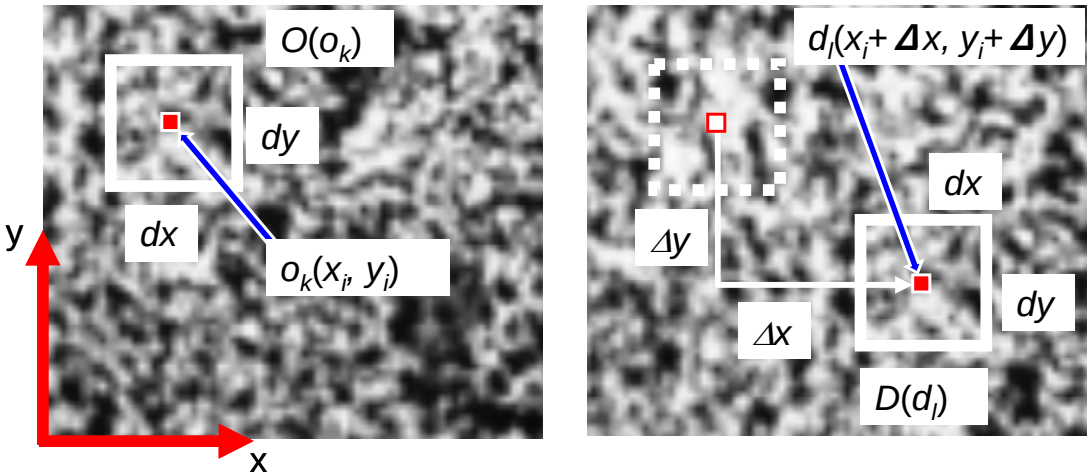


Fig.5-5 Image of random patterns on specimen.



(a) Original image (b) Deformed image

Fig.5-6 Schenatics of image analysis.

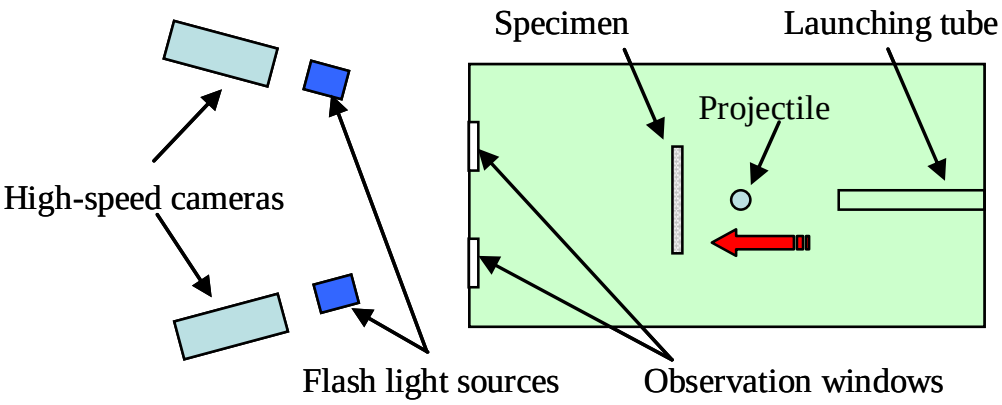


Fig.5-7 Experimental setup for 3D measurement.

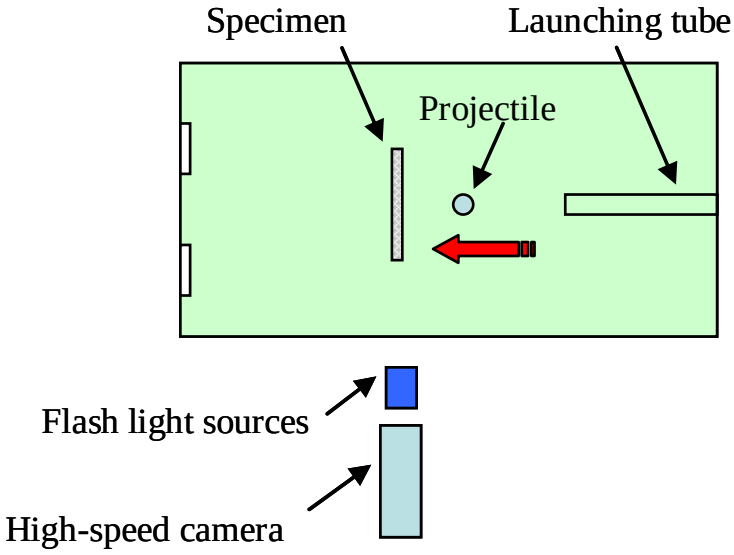


Fig.5-8 Experimental setup for side-view measurement.

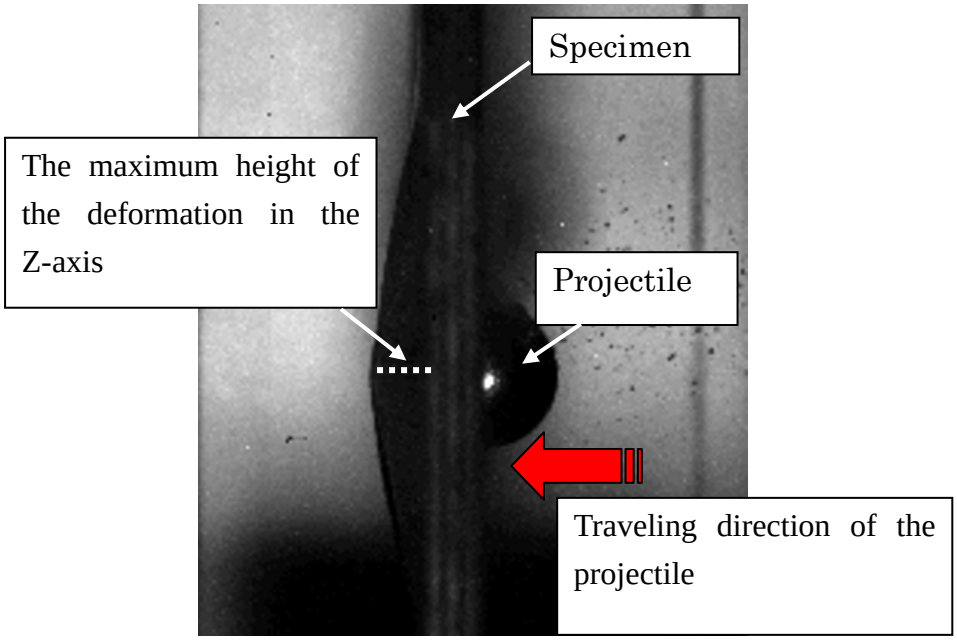


Fig.5-9 An example record of spherical projectile impacting A-QI at 181m/s.

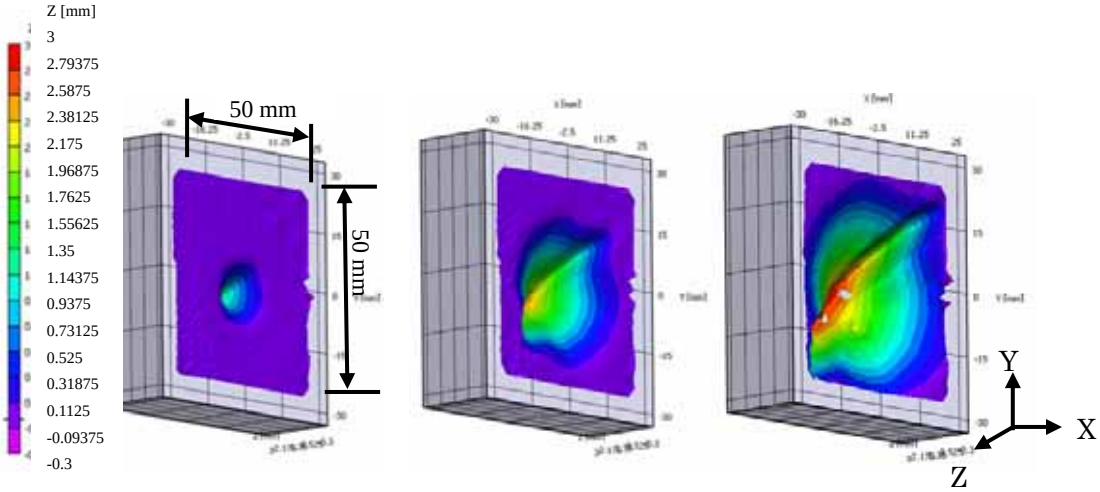


Fig.5-10 Results of 3D measurement of A-QI (at 10, 30, and 50 μs from left to right).

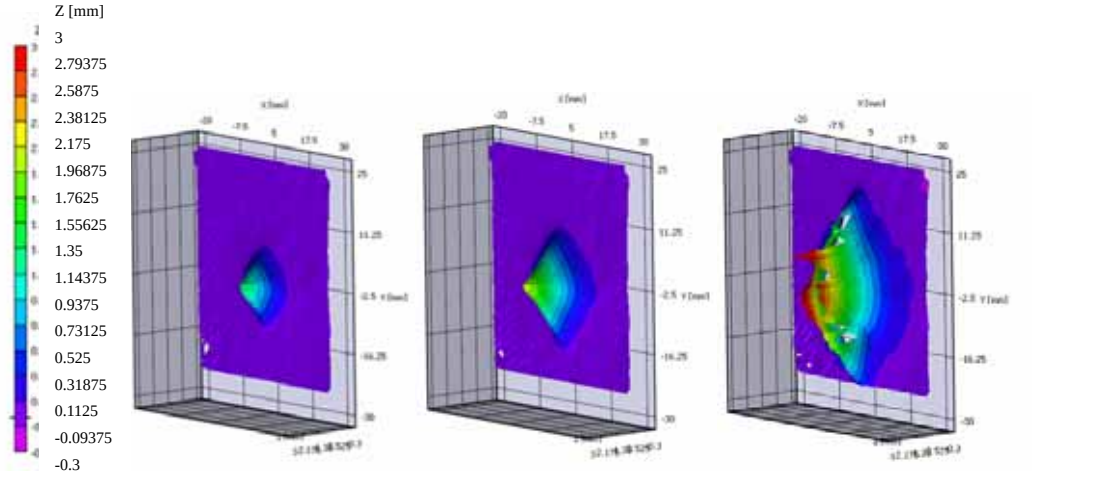


Fig.5-11 Results of 3D measurement of A-CP (at 10, 16, and 30 μs from left to right).

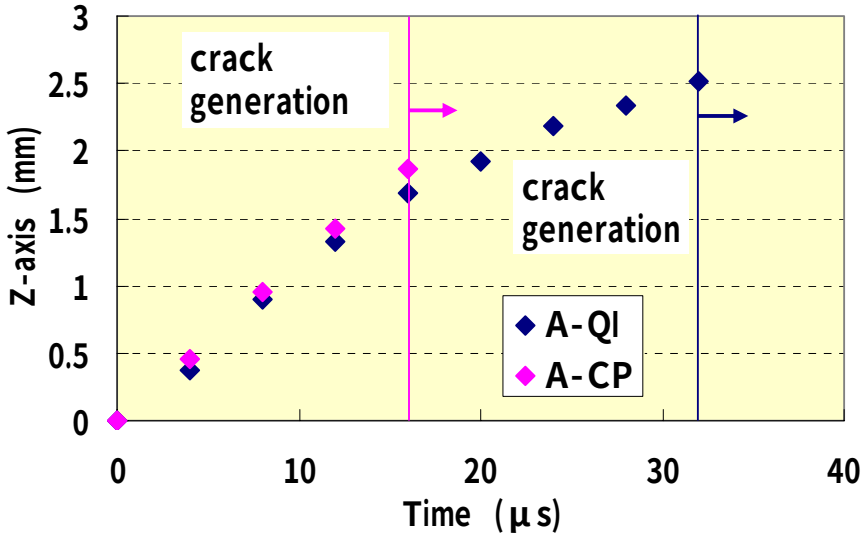


Fig.5-12 Relationship between maximum height in Z-axis direction of specimens and time until crack formation.

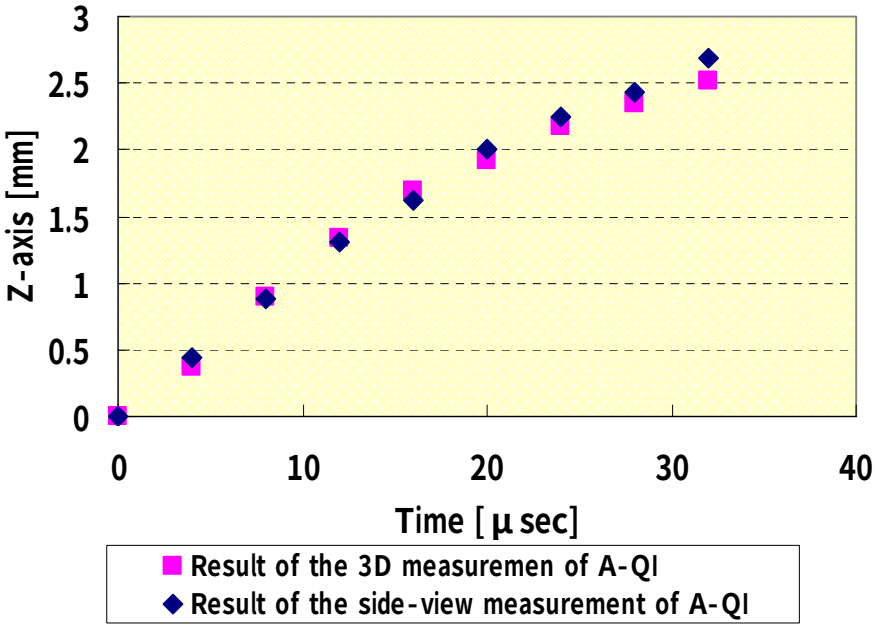


Fig.5-13 Relationship between maximum height of the deformation in Z-axis direction and time until crack formation of A-QI.

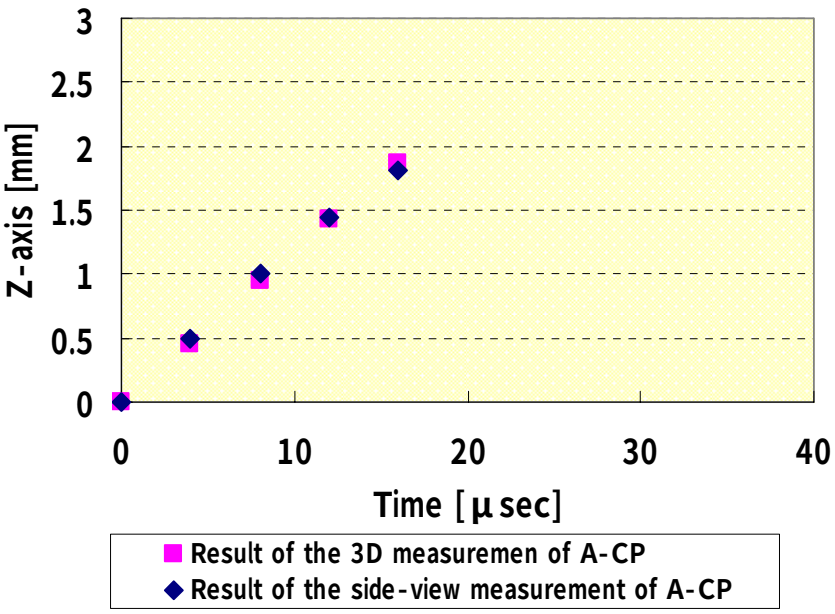


Fig.5-14 Relationship between maximum height of the deformation in Z-axis direction and time until crack formation of A-CP.

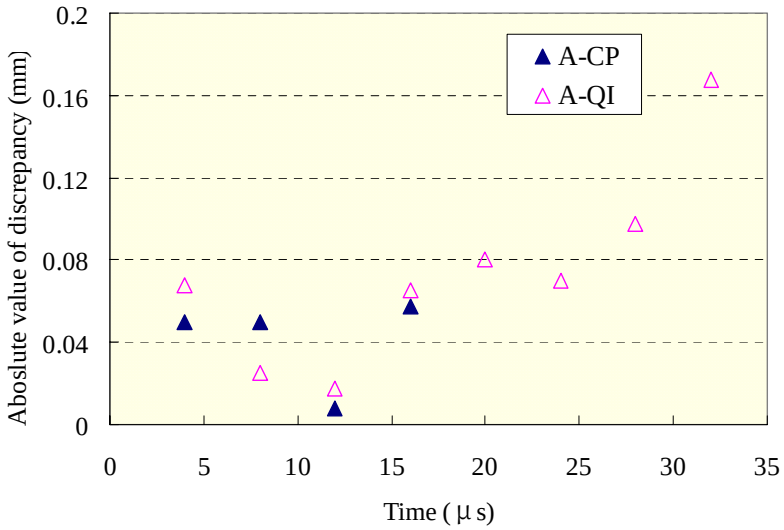


Fig.5-15. The absolute value of discrepancy between results of 3D measurement and those of side-view measurement vs. time until crack formation.

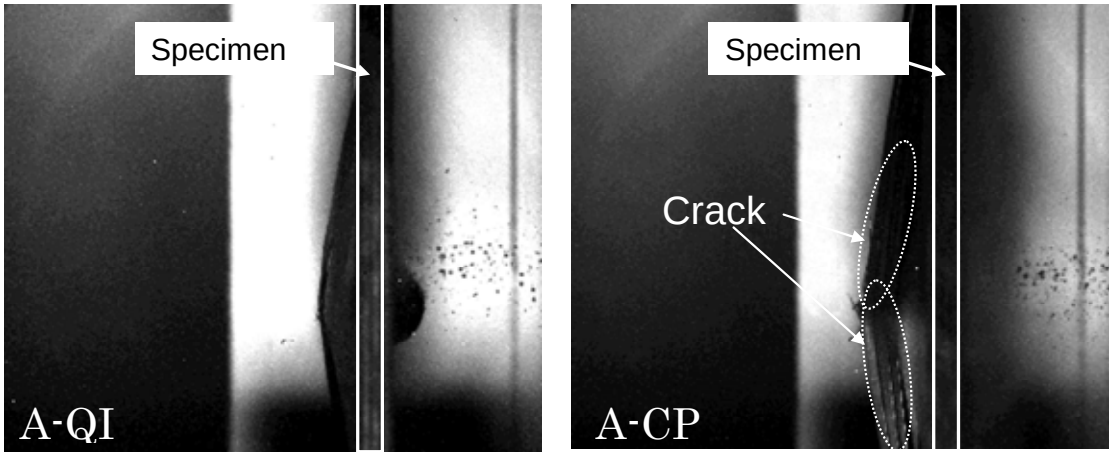


Fig.5-16 Records of spherical projectile impacting A-QI and A-CP after 30μsec.

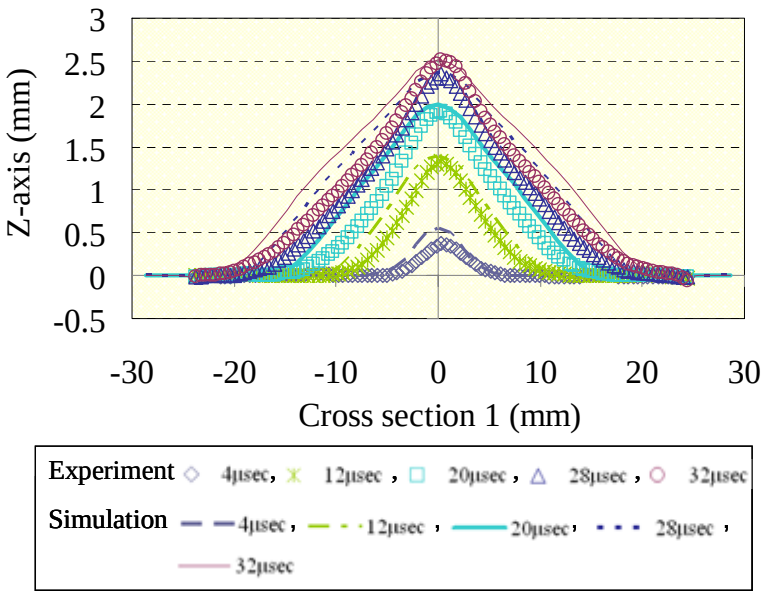


Fig.5-17 Relationships between measurement and simulation results of A-QI (Cross section 1).

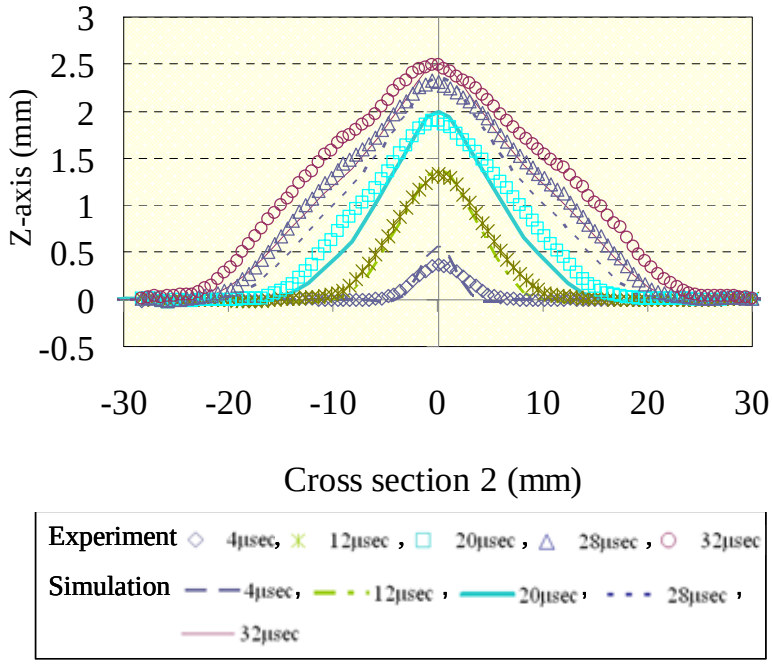


Fig.5-18 Relationships between measurement and simulation results of A-QI (Cross section 2).

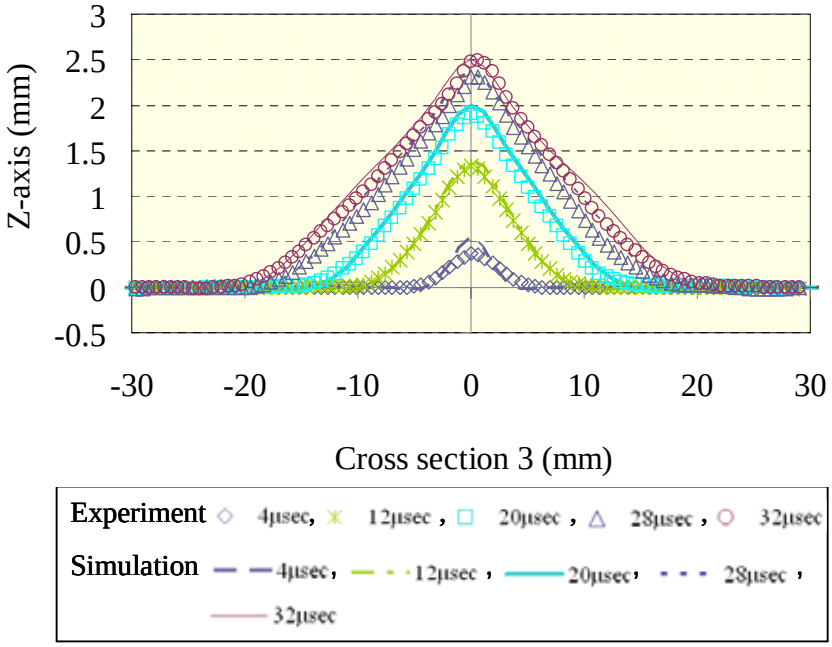


Fig.5-19 Relationships between measurement and simulation results of A-QI (Cross section 3).

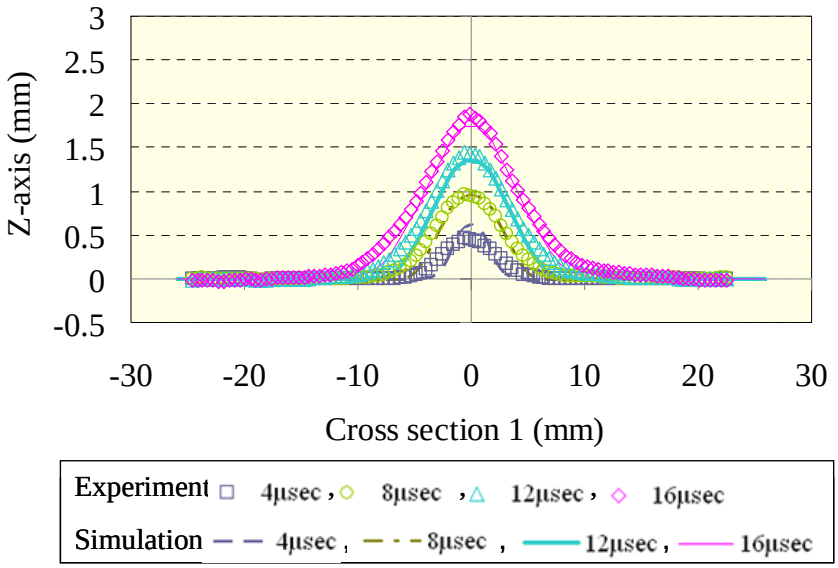


Fig.5-20 Relationships between measurement and simulation results of A-CP (Cross section 1).

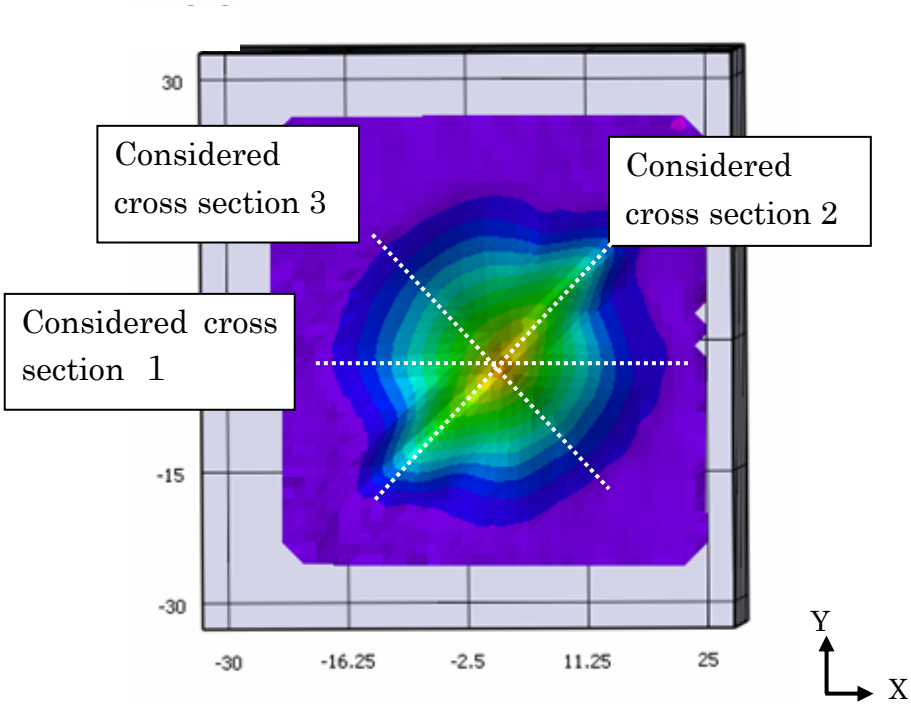


Fig.5-21 Cross section considered for obtaining plots shown in Figs. 9 - 12.

Table 5-1 Ballistic limit range for penetration in A-QI and A-CP.

Specimen	Ballistic limit range for penetration [m/s]
A-QI	192–199
A-CP	186–191

Table 5-2 Conditions for 3D measurement.

Specimen	Projectile velocity [m/s]	Measurement result
A-QI	175	no penetration
A-CP	177	no penetration

Table 5-3 Conditions for the side-view measurement.

Specimen	Projectile velocity [m/s]	Measurement result
A-QI	181	no penetration
A-CP	185	no penetration

第 6 章　CFRP の飛翔体衝突に伴う損傷挙動

6.1 はじめに

CFRPは機械部品、宇宙機器、さらには民間航空機の一次構造部材と幅広く使用されているため、対象となる速度域も工具の落下程度の速度からスペースデブリを模擬した速度まで幅広く行われている。試料のサイズについては、飛翔体の速度によって衝突破壊現象が異なることが指摘されている。低速（落錘試験）での衝突時には試料のサイズや形状は破壊現象に大きく影響する。すなわち、試料が大きくなると、貫通に必要なエネルギーは大きくなる。反対に高速での衝突時にはせん断による局所的な変形が支配的になるため、試料のサイズや形状は大きな影響を及ぼさない[1]。繊維の積層配置、他の物質の接着を行うことによって吸収エネルギーが変化することがあると指摘されている。FujiiらはCFRPの吸収エネルギーに試料裏面（飛翔体が貫通する面）が重要な役割を担っていることを報告した[2]。これによると、吸収エネルギーには、繊維の積層配置が重要であり、高強度繊維を飛翔体が抜ける面に配置することが効果的としている。このような配置にすることで、繊維の破壊で飛翔体のエネルギーを吸収していることが推察される。

また、飛翔体が衝突する面（表面）にエポキシ樹脂を配した場合、飛翔体の材質によらず剥離を抑制する効果が認められる[3]。しかし、飛翔体が抜け出る面（裏面）に配した場合には、硬い飛翔体ではその効果は認められない。これは、エポキシ樹脂の表面への配置はCFRPへの衝突力低減に寄与するのに対して、裏面への配置では衝突力低減に寄与するCFRP部材への剛性付与への寄与もないためである。さらに、高速度ビデオカメラの結果から、変形が大きなCFRPの吸収エネルギーが大きいことが見いだされている[4]。

これらのことは、いずれも試料裏面から発生した破片の運動エネルギーだけではなく、部材のたわみが飛翔体の吸収エネルギーに大きな役割を果たしていることを示唆している。したがって、飛翔体が貫通する際に局所的な変形が発生する場合には、積層方法も吸収エネルギーに関係することが示唆される。高速衝突現象については温度の影響はほとんどないことが報告されている。

衝突破壊現象の観察方法には高速度ビデオカメラやフラッシュX線による飛翔体衝突時の破壊現象の観察、SEMや光学顕微鏡等を用いた飛翔体衝突後の試料の微細観察、全体観察、さらにX線探傷機を用いた試料内部の破壊観察等がある。また、試料裏面にグリッド状の模様をプリントし、飛翔体貫通時の試料の挙動を計測した方法が報告されている[5]。その他にも、ゲージを試料内部に装着して飛翔体衝突時の圧力やひずみの計測が行われている[6]。

以上のことを鑑み、本研究での実験条件では実験温度はほとんど影響を及ぼさないと考えられるため、常温で実験を行った。試料サイズについては第 5 章での結果を参考に、70×70mm^{2}とした。また、著者が知る限り報告されなかった、飛翔体衝突現象に対する 3 次元計測を行うことによって定量的な計測を行った。

6.2 試料と飛翔体

CFRP の構成要素である樹脂、炭素繊維、界面の影響を調べるため第 4 章、第 5 章とは異なる CFRP を用いた。機械的特性を変化させた樹脂と炭素繊維を組み合わせ、さらに、繊維の表面処理を除去することにより界面接合状態を変えた試料を作成した。飛翔体は試料への衝突時の姿勢が問題にならないよう、球状飛翔体（SUJ2）を用いた。これらについて詳しく説明する。

6.2.1 試料

6.2.1.1 炭素繊維

炭素繊維には、YSH-50A（日本グラファイトファイバー）およびT700S（東レ）を使用した。YSH-50Aはメソフェーズピッチを前駆体とした高弾性タイプであり、T700SはPAN系炭素繊維であり、強度が高い特徴を有する[7,8]。図 6-1 にピッチ系とPAN系の炭素繊維について強度と弾性率を整理したものを示す。ピッチ系は高弾性であり、PAN系は高強度であることが分かる。これらの繊維を織物にし、炭素繊維シートとして試料作成に用いた。YSH-50Aを用いた織物は 5 本おきに縦糸と横糸の上下関係が逆転する織り方である 5 枚朱子織を採用し、T700Sを用いた織物は平織りを採用した。異なる織り方のクロスを用いたのは、市販品に同一の織り方がないためである。目付については統一した。それぞれの織り方を図 6-2 に示す。また、表 6-1 に本研究で用いた炭素繊維の機械的特性を示す。YHS-50Aと比較してT700Sは引張応力、破断ひずみが大きく、弾性率は小さい。すなわち、T700Sは引張応力に対して伸びやすく、破断しにくい。

炭素繊維は黒鉛結晶子とそれらをつなぐ炭素からなっている。黒鉛結晶の表面は本来不活性であるため、マトリックス樹脂と化学結合をしない[9]。そのため、炭素繊維の表面に水酸基（-OH 基）やカルボキシル基（-COOH）等を生成させ、それら官能基と樹脂を共有結合させるために表面酸化処理がなされている[10]-[12]。また、炭素繊維は酸化処理がなされた後、サイジング剤が塗布されている。サイジング剤を塗布する目的は取り扱い性の向上や繊維の毛羽立ち、裂け等を防ぐことである[13]。よって、炭素繊維表面の水酸基(－OH基)、サイジング剤を減少させることによって炭素繊維と樹脂の接着力を弱め、樹脂と繊維の界面強度を変えることができる。炭素繊維をメチルエチルケトン(MEK)に含浸し、24 時間以上放置し繊維表面のサイジング剤を除去した後、繊維を乾燥させ、電気炉内でアルゴン雰囲気下、1000℃で 3 時間熱処理を行なうことで、主に炭素繊維表面の水酸基(－OH基)や、エーテル（－C－O－C－）が減少することが報告されている[14]。YSH-50Aに本手法を用いて、界面強度を変えた繊維を作成した。

6.2.1.2 樹脂

樹脂にはエポキシ樹脂を用いた。エポキシ樹脂とは一分子内に 2 個以上のエポキシ基を有する主剤と、エポキシ基と結合する硬化剤を混ぜ合わせることによって、3 次元の架橋構造が形成される熱硬化性樹脂のことである。本研究ではエポキシ樹脂の硬化剤の組み合わせを変えることで、架橋構造の異なる試料の作成を行った。主剤にはビスフェノール A 型液状エポキシ樹脂のエピコ

ート 828(ジャパンエポキシレジン)を使用した。硬化剤にはアミン系硬化剤の三フッ化ホウ素モノエチルアミン(ステラ ケミファ)、ジェファーミン D-2000(三井化学ファイン)、ジェファーミン D-400(三井化学ファイン)、XTJ-542(三井化学ファイン)を用いた。また、ジェファーミン D-2000 の促進硬化剤として AC-399(三井化学ファイン)を用いた。それぞれの構造を図 6-3 に示す。エピコート 828、 D-400、D-2000、XTJ-542、 AC-399 は常温で液体であるが、三フッ化ホウ素モノエチルアミンは常温で固体である。

本研究ではこれらの主剤と硬化剤の組み合わせを変えて樹脂A～Dの4種類の樹脂を作成した。それぞれの主剤、硬化剤の配合を表 6-2 に示す。これらの配合を変えることにより 3 次元の架橋構造における直鎖の長さを変化させて機械的特性の異なる樹脂を作成した。表 6-3 に樹脂 A～D の引張試験結果を示す。樹脂 B は最も引張強度が高く、破断ひずみが小さい。反対に樹脂 C は引張強度が低く、破断ひずみは大きい。また、樹脂 D は樹脂 A～C と比較すると引張強度が極端に低いため、“ グミ ” に近い樹脂である。

6.2.1.3 CFRP の作成方法

「6.2.1.1 炭素繊維」および「6.2.1.2 樹脂」に示した炭素繊維と樹脂を用いて CFRP を作成した。具体的な作成方法は次の通りである。まず始めにエポキシ樹脂の主剤と硬化剤を混合し、硬化前のエポキシ樹脂を作成した。そのエポキシ樹脂と炭素繊維をハンドレイアップ法を用いて治具内で交互に積層させ、さらに、治具の上に錘を載せた状態で電気炉に入れ、炉脱気した。その後、電気炉内で図 6-4 に記した条件で昇温し、樹脂を硬化させ CFRP を作成した。硬化が終了した後、室温まで自然放冷した。自然放冷して、硬化した試料を治具から取り出し、所望の大きさにダイヤモンドカッターで切り出した。

表 6-4 に作成したCFRPの一覧を示す。それぞれのCFRPを、“ 樹脂名-炭素繊維名 ”で命名した。ここで、T1 繊維とはT700Sを用いた繊維。ARD(As-Received)繊維とはYSH-50Aに対して熱処理を行わず、そのまま用いた繊維、HTD(Heat-Treated)繊維とは熱処理を行うことにより、界面強度を弱くした繊維を指す。例えば、“ A-ARD ” とは “ 樹脂Aと熱処理を行わなかったYSH-50Aを用いたCFRP ”、“ C-T1 ” とは “ 樹脂CとT700Sを用いたCFRP ” を意味する。

繊維含有量 V_fは 60%である。

6.2.2 飛翔体

本研究では「2.2.2　飛翔体」で述べた球状の飛翔体を用いた。これは、飛翔体と試料の衝突姿勢を考慮しなくても良いためである。材質はJISG4805「高炭素クロム軸受鋼鋼材」で定義されたSUJ2、直径は 4mm、重量は 0.262gである。さらに「6.3.2 平板衝突実験」では 15×15×5mm^{3}のSUS製の飛翔体を用いた。

6.3 実験

本研究では CFRP の飛翔体衝突現象を各種材料特性に関係づけて考察するために、以下の実験を行った。

自作 CFRP に対して引張試験と曲げ試験を行い準静的な特性を調べた。平板衝突実験では、球状飛翔体でなく、平板の飛翔体を用いて圧力ゲージを挟んだ CFRP に衝突させ、衝撃圧縮圧力を測定した。飛翔体が試料貫通時に吸収する飛翔体の運動エネルギーや貫通限界速度、また、高速ステレオビジョン法を用いて、飛翔体衝突時における CFRP の変形について 3 次元計測を行った。

6.3.1 準静的実験

試験装置としては材料試験機（SDW-1000S　今田製作所）を使用した。SDW-1000Sは最大荷重 10kNであり、治具を変えることにより、各種材料試験が可能である。本研究では引張試験と曲げ試験を行った。引張試験では試験片の大きさを 150×10×1mm^3、引張試験速度は 1mm/min とした。試験片は両端を金属製タブで挟んだ。試料の伸びは標線間伸び計を使用し、標線間の間隔を 5mmとした。曲げ試験は 3 点曲げを行った。試験片の大きさは 100×15×2mm^3、押し込み速度は 5mm/minで行った。引張試験の状況を図 6-5 に示す。実験結果はJIS-K7167 に基づいて 5 回以上試験を行い、平均値および標準偏差を算出した。

6.3.2 平板衝突実験

この実験では、名古屋大学大学院の電離気体力学グループのバリスティクレンジを使用した。(図 6-6)[15]。これは駆動ガス室にヘリウムガスを充填し、それを開放したときの圧力で飛翔体を加速する装置である。圧縮ヘリウムを用いてサボに装着した飛翔体を飛ばす方法は一段式軽ガス加速装置と同じ原理である。圧力測定に必要な飛翔体は 15×15×5mm^{3}の直方体（材質：SUS304）であり、一段式軽ガス加速装置では加速できないため、バリスティックレンジを使用した。飛翔体はサボに接着したまま衝突させた。試料は 70×70×1.2 mm^{3}と 70×70×2.4 mm^{3}のCFRPの間にPVDFゲージを挟み込み、エポキシ樹脂で接着した(図 6-7)。平板の衝突速度は 580-590m/sである。また、飛翔体が垂直に衝突していることを保証するために、高速度ビデオカメラ(HPV-1、島津製作所)を用いて衝突時の飛翔体の姿勢の確認を行った。

6.3.3　飛翔体衝突実験

一段式軽ガス加速装置を用いて吸収エネルギー、貫通限界速度、3 次元計測を行った。一段式軽ガス加速装置は「2.3.1.1 一段式ガス加速装置」を参照されたい。吸収エネルギーは飛翔体の試料貫通前後の運動エネルギーの差（図 3-4）である。貫通限界速度域は飛翔体が貫通しなかった上限と貫通した下限の速度の速度域を指す。

3 次元計測では、飛翔体衝突時の変形量から、試料のひずみエネルギーを算出した。試料のひずみは図 6-8 に示すように、円盤に対して中央部に集中加重が作用した場合の曲げに関する式を用いた。この式を導出するにあたり、図 6-9 の様に円板の中心を原点とする円柱座標（γ, θ, z）

を用いて解析を行った。[16-18]

γ 方向と θ 方向の曲げモーメント $M_r[N \cdot m]$ と $M_\theta[N \cdot m]$ は次の関係式が成り立つ[16-18]。

$$M_r = -D\left(\frac{d^2w}{dr^2} + \frac{\nu}{r}\frac{dw}{dr}\right) \tag{1}$$

$$M_\theta = -D\left(\frac{1}{r}\frac{d^2w}{dr^2} + \nu\frac{dw}{dr}\right) \tag{2}$$

ここで D は曲げ剛性であり、

$$D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}[N \cdot m] \tag{3}$$

となる。w [m]はひずみ、ν はポアソン比である。

また、図 6-10 のように、対称曲げを受ける円板要素を考えると、Z 方向と θ 軸方向のモーメントの釣り合いを考えると次のようになる。

$$r\frac{dM_r}{dr} + M_r - M_\theta - Q_r r = 0 \tag{4}$$

式(4)に式(1)、(2)の曲げモーメントを代入すると、

$$Q_r = -D\left(\frac{d^3w}{dr^3} + \frac{1}{r}\frac{d^2w}{dr^2} - \frac{1}{r^2}\frac{dw}{dr}\right)$$

$$\therefore Q_r = -\frac{d}{dr}\left[\frac{1}{r}\frac{d}{dr}\left(r\frac{dw}{dr}\right)\right] \tag{5}$$

となる。ここで、集中荷重 P [N]が作用しているときは円板の周辺における剪断力のつり合いより、

$$P + 2\pi a Q_r = 0$$

$$\therefore Q_r = -\frac{P}{2\pi r} \tag{6}$$

となるので、式(5)と式(6)より

$$\frac{d}{dr}\left[\frac{1}{r}\frac{d}{dr}\left(r\frac{dw}{dr}\right)\right] = \frac{P}{2\pi r D} \tag{7}$$

となる。これを 3 回積分すると、

$$\frac{1}{r}\frac{d}{dr}\left(r\frac{dw}{dr}\right) = \frac{P}{2\pi D}\ln r + C_1$$

$$\frac{dw}{dr} = \frac{P}{2\pi D}\left(\frac{r}{2}\ln r - \frac{r}{4}\right) + \frac{C_1}{2}r + \frac{C_2}{r} \tag{8}$$

$$\therefore w = \frac{\mathrm{P}r^2}{8\pi D}(\ln r - 1) + \frac{C_1}{4}r^2 + C_2 \ln r + C_3 \tag{9}$$

となり、たわみの式を与えることが出来る。

また、円板の中心 $r = 0$ において式(9)の値 w は $C_2 = 0$ でなければ、無限大になるため、$C_2 = 0$ とする必要がある。よって、式(8)と式(9)のたわみとたわみ角はそれぞれ、

$$w = \frac{\mathrm{P}r^2}{8\pi D}(\ln r - 1) + \frac{C_1}{4}r^2 + C_3 \tag{10}$$

$$\frac{dw}{dr} = \frac{P}{2\pi D}\left(\frac{r}{2}\ln r - \frac{r}{4}\right) + \frac{C_1}{2}r \tag{11}$$

と表すことが出来る。

また、周辺固定の場合は $r = a$ で $w = 0$、$\frac{dw}{dr} = 0$ であるので、これらの条件を式(10)、式(11)に代入すると、

$$\frac{Pa^2}{8\pi D}(\ln a - 1) + \frac{C_1}{4}a^2 + C_3 = 0 \tag{12}$$

$$\frac{P}{2\pi D}\left(\frac{a}{2}\ln a-\frac{a}{4}\right)+\frac{C_1}{2}a=0 \tag{13}$$

式(12)、式(13)より C_1、C_3 をそれぞれ求めると

$$C_1=\frac{-P(2\ln a-1)}{4\pi D} \tag{14}$$

$$C_3=\frac{Pa^2}{16\pi D} \tag{15}$$

となり、これらの値を式(10)に代入すると、

$$w=\frac{Pa^2}{16\pi D}\left(2\frac{r^2}{a^2}\ln\frac{r}{a}-\frac{r^2}{a^2}+1\right) \tag{16}$$

となる。この値が、円板中心に荷重 P を加えたときのひずみの式となる。
ここに、$r=0$ を代入すると、

$$w_{\max}=\frac{Pa^2}{16\pi D} \tag{17}$$

となる。

CFRP の縦弾性係数とポアソン比から式(3)を用いると D が求められる。飛翔体衝突時の 3 次元計測を行ない、求めた D を用いて式(17)より飛翔体の衝撃力 P[N]を求めることができ、さらに飛翔体の移動距離を計測することによりひずみエネルギーを求めることができる。しかしながら、準静的方法で求めた縦弾性係数とポアソン比を用いて、動的な変形について計算を行って良いのかと言う疑念が残る。

このため、本研究では、飛翔体不貫通時の 3 次元計測データを用いて曲げ剛性 D を求め、それを元に CFRP のひずみエネルギーを求めた。

式(17)より

$$D=\frac{Pa^2}{16\pi w}\quad [N\cdot m] \tag{18}$$

となり、曲げ剛性 D を求めることができる。式(18)は

$$P = \frac{16D\pi w}{a^2} \quad \text{[N]} \tag{19}$$

と変形できることから飛翔体貫通時の P[N]を求めることができる。

この P[N]の状態で飛翔体が Δw [m]進むとすると、CFRP のひずみエネルギー U[J]は

$$U = \frac{P\Delta w}{2} \quad \text{[J]} \tag{20}$$

となる。

飛翔体不貫通時（衝突後に試料表面からはクラックが観察されなかった速度）における 3 次元計測結果から曲げ剛性 D（一定とする）を算出した。この時、飛翔体の運動エネルギーはすべて試料の変形に消費されたと仮定した。

3 次元計測結果より、a[m]及び w[m]を求め式(19)より $\frac{P}{D}$ を算出した。$\frac{P}{D}$ の値を A とすると

$$P = DA \tag{21}$$

となる。さらに、本実験では 1μsec ごとに 3 次元計測を行っていることから、1μsec ごとに飛翔体の移動距離 Δw 及び A が求まる。飛翔体の運動エネルギー（ひずみエネルギー）U [J]、式(21)から求めた P[N]、3 次元計測結果から求めた Δw [m]を式(20)に代入し、式(22)より曲げ剛性 D の値を算出した。

$$U = \left(\frac{A_{t=1}\Delta w_{t=1}}{2} + \frac{A_{t=2}\Delta w_{t=2}}{2} + \cdots \frac{A_{t=n}\Delta w_{t=n}}{2} \right) D \quad \text{[J]} \tag{22}$$

飛翔体衝突時（約 350m/s）における試料のひずみエネルギーを計算した。この場合のひずみエネルギーは試料表面にクラック等が発生するまでのひずみエネルギーを指す。

式(22)で求めた剛性 D を用いて、3 次元計測結果よりそれぞれの時間ごとの a[m]及び w[m]を求め、式(21)より P [N]を算出した。その結果と Δw [m]を用いて式(23)のようにひずみエネルギーを算出した。

$$U = \frac{P_{t=1}\Delta w_{t=1}}{2} + \frac{P_{t=2}\Delta w_{t=2}}{2} + \cdots \frac{P_{t=n}\Delta w_{t=n}}{2} \quad \text{[J]} \tag{23}$$

試料サイズは 70×70×2 mm³であり、撮影条件は「5.3.1　3 次元計測」で記述した条件と同じである。

6.4 結果および考察

6.4.1　準静的特性

表 6-5 に引張試験結果、表 6-6 に曲げ試験結果を示す。引張試験結果については繊維で比較すると、T1 繊維を用いた CFRP の方が引張強度が高く、破断ひずみが大きく、弾性率が低い。これは表 1 で示した繊維単体の機械的特性をと同じ傾向である。樹脂で比較すると、ほぼ、樹脂 B、樹脂 A、樹脂 C、樹脂 D の順番で引張強度が高くなった。これは、樹脂単体の機械的特性と同じ傾向である。したがって、引張強度の高い炭素繊維と樹脂の組み合わせである B-T1 の引張強度が高く、反対に引張強度の弱い炭素繊維と樹脂の組み合わせである D-ARD と D-HTD が低くなることは構成要素の特性から考えて妥当な結果である。このように、引張強度については炭素繊維と樹脂の機械的特性に依存する。しかしながら、同じ繊維で比較すると破断ひずみについては樹脂 D を用いた CFRP が一番低く、樹脂 B を用いた CFRP が一番高い。さらに樹脂 C を用いた CFRP は樹脂 A、樹脂 B を用いた CFRP より破断ひずみが小さい。これは、樹脂単体の破断ひずみの機械的特性と異なる傾向である。樹脂の引張強度が高くなることで、応力集中が軽減され、破断ひずみが大きくなったと考えられる。反対に樹脂の引張強度が低くなると、図 6-11 に示すように、層間での剥離が発生し、繊維がむき出しになっている。樹脂の引張強度が低いため、引張試験中に樹脂が剥がれ繊維がむき出しになる。その結果、繊維の弱い部分に応力が集中しやすくなり、さらに、炭素繊維の横糸も機能しなくなるため、破断ひずみが小さくなったと考えられる。熱処理の有無で比較すると、樹脂 A、樹脂 B、樹脂 C を用いた CFRP は熱処理を行うことによって引張強度が高くなったのに対して、樹脂 D を用いた CFRP は逆に低くなった。樹脂 A、樹脂 B、樹脂 C を用いた CFRP では熱処理を行うことによって、界面強度が低くなり、さらに応力集中が発生しにくくなる。図 6-12 に SEM 観察による破断面を示すが、このように熱処理を行った CFRP ではむき出しの繊維が確認できる。反対に、引張試験時に炭素繊維から樹脂が離れるくらい弱い樹脂 D のみ、その現象が加速されさらに応力集中等が発生しやすくなるため、引張強度が低くなったと考えられる。

曲げ試験については樹脂 D を用いた CFRP は、はっきりとした破断箇所が計測できなかったため、破断ひずみを測定できなかった。図 6-13 に曲げ試験後の写真を示す。樹脂 D を用いた CFRP では破断き裂が認められない。これは「6.2.1 試料」でも述べたとおり、樹脂 D はグミ状の樹脂であり、樹脂単体を折り曲げてもクラック等がほとんど入らないためであると考えられる。繊維を比較すると T1 繊維を用いた CFRP が曲げ強度が高く、破断ひずみが大きく、曲げ弾性率が低くなった。樹脂で比較すると、樹脂 B、樹脂 A、樹脂 C、樹脂 D の順番で曲げ強度が高く、破断ひずみは樹脂 B が一番大きかった。これらの結果は、引張試験結果とほぼ同じ傾向である。曲げ

試験においても、引張応力がかかるため、このような結果になったと考えられる。熱処理の有無については樹脂 D のみ熱処理を行うことによって若干ではあるが、曲げ強度及び曲げ弾性率が低くなった。図 6-13 より、曲げ強度の一番高い B-T1 は繊維の剥離が著しいのが確認できる。これは、炭素繊維、樹脂ともに引張強度が高く、ひずみが大きくなっても破断しないため、破断時に蓄えられたひずみエネルギーが大きくなったと考えられる。

これらの結果より、本研究で用いた CFRP の準静的な機械的特性は概ね、繊維と樹脂の機械的特性に依存していることが分かる。例えば、繊維や樹脂の引張強度が高いとそれらを用いた CFRP は引張強度や曲げ強度が高くなる。また、界面強度については一様な傾向を示さずに樹脂と炭素繊維の機械的性質によっては傾向が異なることも確認された。

6.4.2　平板衝突現象

図 6-14～6-17 に樹脂の種類で分けたそれぞれの試料の圧力履歴を示す。圧力は共通して 0 から急激にプラトー部（平衡部）まで立ち上がる。しかしながら、よく観察すると、T1 を用いた CFRP の方がプラトー部になるまでの時間が若干長い。これは、T1 繊維の密度が低いため、繊維内により多くの空孔等が存在し、それらがつぶれるまでに時間がかかったためであると考えられる。

その後約 1.2 μsec の間、プラトー部が続き比較的なだらかに減少する。圧力が減少するのは飛翔体衝突時に発生した衝撃波と試料裏面で反射した希薄波が重畳し、衝撃波の圧力を希薄したためである。T1 繊維を用いた CFRP は他の CFRP より、圧力が下がるタイミングが若干遅い。これは、上述したように、プラトー部に至るまでの時間が ARD、HTD 繊維を用いた CFRP より長いためであると考えられる。よって、プラトー部の長さはほぼ同じ（表 6-7）である。本研究では PVDF ゲージを 2 枚用いての衝撃波速度の計測は行わなかったため、正確な衝撃波速度を計測することはできなかったが、プラトー部の長さがほぼ同じであることから、衝撃波とその希薄波の速度はどの試料もほぼ同じであると考えられる。

表 6-8 にプラトー部の平均圧力値を示す。この結果より、繊維、樹脂、繊維熱処理の有無等による差はほとんど無いことが分かる。一般的に衝撃圧縮状態は一律に決まる。例えば、飛翔体の材質、速度、試料の材質が決まれば、飛翔体衝突時に発生する圧力も決まる。すなわち、本研究では飛翔体材質、速度を統一しているため、本研究で用いた試料における樹脂や炭素繊維、繊維の熱処理の相違では一軸衝撃圧縮特性に与える影響は非常に小さいと言える。平板衝突実験では飛翔体の衝突で飛翔体前面に発生する一軸圧縮圧力を計測している。従って、引張力が作用する時間、領域では異なる結果となる可能性がある。

6.4.3　飛翔体衝突現象

6.4.3.1 貫通破壊現象

ここでは、ARD 繊維、HTD 繊維、T1 繊維を用いた CFRP の飛翔体衝突実験における貫通後の観察結果、吸収エネルギー、質量減少量等について述べる。ただし、ARD 繊維、HTD 繊維を用

いた CFRP は板厚が 3mm、T1 繊維を用いた CFRP は板厚が 2mm であったので、吸収エネルギー及び質量減少量を比較するに当たって条件を統一するため、面密度で割った値で比較した。面密度とは質量を面積で割った値であり、単位面積あたりの厚さ方向に渡る全質量である。面密度で割ることによって、板厚、密度等を考慮した比較が可能となる。

図 6-18 にそれぞれの試料の質量減少量を示す。それぞれの平均値と標準偏差を示した。A～C-ARD が質量減少量は大きく、樹脂 D を用いた CFRP（D-ARD、D-HTD、D-T1）は少なかった。質量減少量は飛翔体衝突時の破壊様式に大きく依存している。図 6-19～21 に ARD 繊維、HTD 繊維、T1 繊維を用いた貫通孔裏面の拡大図を示す。一部、貫通孔周りが白くぬられているが、これは高速度ビデオカメラによる観察を行いやすくするためである。質量減少量の多かった A-ARD、B-ARD、C-ARD では貫通孔が確認され、特に A-ARD、B-ARD は大きな貫通孔が確認される。それ以外の試料では貫通孔が覆い被さっている。樹脂 D を用いた CFRP は最外面の層の剥離も発生していない。図 6-22～24 に貫通孔付近の断面図を示す。これらの結果より、質量減少量が多い A-ARD、B-ARD、C-ARD では打ち抜きが発生しているのが確認される。打ち抜きが発生することにより、貫通孔付近に存在する CFRP がデブリとして排出されるため質量減少量が多くなったと考えられる。D-ARD の樹脂 D は引張強度が他の樹脂と比較して極端に低く、グミ状であったため、飛翔体が貫通した際の破壊領域が小さくなったと考えられる。また、炭素繊維の熱処理を行うことによって、樹脂 A、樹脂 B、樹脂 C は質量減少量が下がった。A～D-HTD の飛翔体貫通後の断面図より、界面強度が弱くなったことにより、貫通孔表面では打ち抜きが発生するものの、貫通孔裏面付近で繊維と樹脂が同時に破断せず、打ち抜きが発生しなかったためである。反対に樹脂 D では炭素繊維の熱処理を行うことによって質量減少量が増えている。準静的試験の結果でも樹脂 D のみ炭素繊維の熱処理を行うことによって、引張強度、曲げ弾性率及び曲げ強度が低くなる等、他の樹脂と違う傾向を示した。このことは共通していた。D-ARD 及び D-HTD の断面図を比較すると、D-ARD では飛翔体の貫通痕が直線であるのに対し、D-HTD では曲がっているのが確認される。これは、飛翔体の経路が曲がったのではなく、界面強度が弱いため破断箇所が直線上に並ばなかったと推測される。その結果、損傷量が多くなり、結果として質量減少量も多くなったと考えられる。炭素繊維で比較すると、T1 繊維を用いた CFRP は同じ樹脂で比較すると、質量減少量が少なくなっている。A～D-T1 の断面図より、A～D-T1 では、A～D-ARD や A～D-HTD で観察された、表面付近での打ち抜きが観察されない。さらに、はっきりとした貫通孔が観察されなかった D-ARD や A～D-HTD と比較すると、貫通孔裏面の膨らみがほとんど観察されなかった。反対に、貫通孔付近に、剥離が多く観察された。T1 繊維は引張強度が高く、破断ひずみが大きいため、繊維の伸びが大きくなり、マトリックス中で発生したき裂が T1 繊維自体の破断には至りにくいため、質量減少量が少なくなったと推測できる。

図 6-25 にそれぞれの CFRP の吸収エネルギーを示す。T1 繊維を用いた CFRP は ARD 繊維を用いた CFRP と比べて同じ樹脂では吸収エネルギーが高くなる。図 6-26 に B-ARD と D-T1 の飛翔体衝突時の試料を側面から撮影した画像を示す。図中の赤い線が試料の変形分を含んだ領域であり、D-T1 は大きく変形していることが分かる。文献[4]でも、変形量が大きい CFRP の方がエ

ネルギー吸収量が大きいと報告されている。T1 繊維は引張強度と破断ひずみが高く、繊維自体が伸びて CFRP が変形しやすいためエネルギー吸収量が大きくなったと考えられる。この変形について本節の後半部分で 3 次元計測結果と合わせて考察する。繊維の熱処理について比較すると、樹脂 A、樹脂 B、樹脂 C を用いた CFRP では熱処理を行うことにより、吸収エネルギーが高くなり、反対に樹脂 D を用いた CFRP では熱処理を行うことにより吸収エネルギーは低くなった。これは、樹脂 A、樹脂 B、樹脂 C を用いた CFRP では炭素繊維と樹脂がはがれやすくなり、CFRP の自由度が高まることによって変形しやすくなり、吸収エネルギーが高くなったと考えられる。樹脂 D を用いた CFRP は「6.4.1 準静的実験」では炭素繊維を熱処理することにより、樹脂 A、樹脂 B、樹脂 C を用いた CFRP と異なる実験結果を示していたが、飛翔体衝突実験における吸収エネルギー実験においても同様の傾向を示した。D-HTD と D-ARD の引張破断ひずみを比較すると、D-HTD の方が低いことから、樹脂 D においては、炭素繊維に熱処理を行うことにより、界面強度が過度に低下して繊維一本一本の変形自由度が増加して、かえって CFRP としての吸収エネルギーが低くなったと推測される。

図 6-27 にそれぞれの貫通限界速度域を示す。貫通限界速度域の比較では面密度での比較が困難であることから、板厚を 2mm に統一して比較を行った。ARD 繊維と T1 繊維を用いた CFRP について実験を行った。繊維で比較すると、T1 繊維を用いた CFRP の方が貫通限界速度域は高い。樹脂で比較すると、T1 繊維、ARD 繊維を用いた CFRP とも樹脂 D、樹脂 C、樹脂 A、樹脂 B の順番で高くなった。上述した吸収エネルギーについては A～C-ARD では差が確認されなかったが、貫通限界速度域では差が確認された。これは、貫通限界速度付近では飛翔体衝突時における試料の変形が顕著になるため差が生じたと考えられる。

6.4.3.2　3 次元計測結果

貫通限界速度域に関する実験と同様、板厚を 2mm に統一した。これは、3 次元計測結果から、曲げ剛性やひずみエネルギーを算出して比較を行うためである。

図 6-28 に 3 次元解析結果の一例を示す。カラーバーは Z 軸方向の変位を表している。また、途中空白になっている部分はデブリやクラック等で計測できなかったことを示している。試料裏面は、ほぼ円形に変形していることが分かる。「5 CFRP の 3 次元計測」では一方向材の CFRP を用いた場合は最外層の繊維方向に変形することが確認されたが、ここで用いた試料は平織りもしくは 5 枚朱子織であり、特定の方向に繊維が積層されていないことからほぼ円形に変形したと考えられる。

表 6-9 に飛翔体不貫通時（衝突後に試料裏面からはクラックは観察されなかった速度）における 3 次元計測結果から曲げ剛性 D の結果を示す。算出方法については「6.3.3　飛翔体衝突実験」を参照されたい。図 6-29 ～ 6-32 に不貫通速度域における吸収エネルギーの高かった樹脂 D を用いた CFRP（D-ARD 及び D-T1）と吸収エネルギーの低かった樹脂 B を用いた CFRP（B-ARD 及び B-T1）の X 線探傷結果を示す。図中の斑点は 3 次元計測で用いたランダムパターンの痕である。これらの図より、B-T1 を除いてはき裂が発生していないことが分かる。すなわち、飛翔体

の運動エネルギーはほぼ CFRP の変形に使用されたと考えられる。B-T1 のようにき裂が確認された試料もあるが、変形によるエネルギー吸収を検討する初段として以降の解析ではき裂を含んだ変形に対して曲げ剛性 D を求めた。表 6-9 より、同じ樹脂で比較すると、T1 繊維を用いた CFRP の方が ARD 繊維を用いた CFRP より曲げ剛性が高く、同じ炭素繊維で比較すると、樹脂 B、樹脂 A、樹脂 C、樹脂 D の順番で高くなった。曲げ剛性では弾性率が計算に用いられていることから、「6.4.1　準静的実験」で測定した曲げ弾性率の結果と比較すると、樹脂 B を用いた CFRP が一番高く、樹脂 D を用いた CFRP が一番低い傾向は一致した。しかしながら、T1 繊維を用いた CFRP の方が ARD 繊維を用いた CFRP よりも飛翔体衝突時の曲げ剛性が高かった。これは、ARD 繊維を用いた CFRP の方が T1 繊維を用いた CFRP よりも弾性率が高いことと異なる傾向である。ひずみ速度の影響が現れたとことが考えられる。

本研究では、3 次元計測結果を基にしてひずみエネルギーを求めた。これは、試料にクラックもしくはデブリが発生するまでの変形に対するひずみエネルギーである。算出方法については曲げ剛性の時と同様、X 軸断面より、試料のひずみ高さ a とひずみ幅 w を求めて算出した。詳しくは「6.3.3　飛翔体衝突実験」を参照されたい。それぞれの試料に対して 2 回ずつ計測を行った。結果を図 6-33 に図示すると共に、表 6-10 に吸収エネルギーに対するひずみエネルギーの割合及びクラックの発生時間を示す。ひずみエネルギーの割合は ARD 繊維を用いた CFRP ではバラツキがある。しかし、T1 繊維を用いた CFRP では 60～70%程度でほぼ一定となっていることが分かった。吸収エネルギーが高い試料は概ね、ひずみエネルギーも高くなっている。ARD 繊維を用いた CFRP でバラツキが大きかったのは破断ひずみが低いため、クラックが発生するタイミングの少しの違いが計測時間分解能に比べて無視できないため、結果に大きく影響したと考えられる。反対に、T1 繊維は破断ひずみが大きいため、飛翔体衝突時にクラックが発生しにくく、バラツキが少なくなったと考えている。クラックが発生するタイミングは ARD 繊維を用いた CFRP では約 5μsec でほぼ一定である。T1 繊維を用いた CFRP は樹脂によって異なり、吸収エネルギーが高いほど、クラックが発生するタイミングが遅くなる。吸収エネルギーで見ると、ARD 繊維を用いた CFRP では吸収エネルギーの差は大きく無いが、T1 繊維を用いた CFRP では、大きな差がある。クラックが発生するタイミングは吸収エネルギーに影響を及ぼしている。

本研究では 1μsec ごとに 3 次元計測を行っている。その計測結果を用いて、試料もしくは飛翔体にかかる力を算出した。図 6-34～6-41 にその結果を示す。ARD 繊維を用いた CFRP はクラック発生まで力は線形に伸びており、A～C-ARD は最大 12kN まで、D-ARD は最大 10kN まで力が発生した。T1 繊維を用いた CFRP は 5μsec あたりまで ARD 繊維を用いた CFRP と同様力は大きくなったが、その後は一定もしくは小さくなる傾向を示した。最大力は A、B-T1 は 12kN、C、D-T1 は 10kN と樹脂 C を除いて ARD 繊維を用いた CFRP とほぼ同じであった。図 6-42 にひずみ幅 w とひずみ高さ a の比（a/w）を示す。T1 繊維を用いた CFRP は約 5μsec 後にこの比が一定になっている。すなわち、約 5μsec 後は相似的に変形していることになる。したがって、T1 繊維を用いた CFRP では、高さの増加より幅の増加が高かったため、式(19)から考えて約 5μsec 以降では力が一定もしくは下がったと考えられる。図 6-43、6-44 に X 軸の断面図におけるひ

ずみ結果を示した。これは、t=0μsec の時の X 軸方向に 101 等分に分けた長さを基準にそれぞれの区間でひずみを求めた結果である。図 6-45 に計測方法を示す。飛翔体接触部はほとんどひずまなく、接触部周辺 3～5mm あたりでひずみが最大になる。また、T1 繊維を用いた CFRP は約 5μsec 以降、X 軸方向にもひずむ領域が広がっているのが分かる。図 6-43（D-ARD）ではふくらみの X 軸方向の幅は 6μsec 時点で約 10cm であるが、図 6-44（D-T1）では 6μsec 時点では約 12cm であり、さらに 16μsec 後には約 20cm になっている。これが、上述した ARD 繊維を用いた CFRP と T1 繊維を用いた CFRP に関する吸収エネルギーの違いの本質である。すなわち、T1 繊維を用いた CFRP ではひずみ領域が X 軸方向へ広がる変形によって吸収エネルギーが高くなると推測できる。これは、T1 繊維は ARD 繊維より強度が高く、破断ひずみが大きく、引張弾性率が低いためである。図 6-46 ～ 6-49 に貫通速度域における吸収エネルギーの高かった樹脂 D を用いた CFRP（D-ARD 及び D-T1）と吸収エネルギーの低かった樹脂 B を用いた CFRP（B-ARD 及び B-T1）の X 線探傷結果を示す。これらの図より、B-T1 を除いてはき裂がほとんど発生していないことが分かる。き裂の発生量は B-T1>D-T1 で吸収エネルギーは B-T1<D-T1 であることから、飛翔体衝突時の吸収エネルギーにはき裂発生によるエネルギー消費の影響は少なく、主に変形によってエネルギーが吸収されると考えられる。

6.4.4　経験式検討

本研究の実験結果をふまえて、準静的試験結果と飛翔体衝突における吸収エネルギーに関する経験式を求めた。準静的試験結果からは引張強さ、引張弾性率、引張破断ひずみを用いた。G.Caprinoら[19]は貫通に必要な飛翔体の運動エネルギーを板厚、繊維含有率、飛翔体径を用いて表したが、筆者の知る限りCFRPの機械的特性を用いた経験式の報告はほとんど無い。経験式は

$$E_{ab} = Ct^{a}\sigma_{T}{}^{b}E_{T}{}^{c}\varepsilon_{T}{}^{d}E_{s}{}^{e} \tag{24}$$

の形を仮定する。ここで、

E_{ab}　：吸収エネルギー　[J]
t　：試料板厚　[mm]
σ_T　：引張強度　[MPa]
E_T　：引張弾性率　[GPa]
ε_T　：破断ひずみ　[%]
E_s　：衝突エネルギー　[J]

C, a, b, c, d, e は定数とする。

また、貫通限界速度より速い速度域を対象とした。観測数は 84 個である。定数を求めるため、式(24)の両辺の対数をとると

$$\log(E_{ab}) = \log C + a\log(t) + b\log(\sigma_T) + c\log(E_T) + \log(\varepsilon_T) + e\log(E_s) \qquad (25)$$

となり、それぞれ衝突試験に対して吸収エネルギー、引張強さ、引張弾性率、引張破断ひずみ及び衝突エネルギーを代入し、最小二乗法を用いて定数を求めた。その結果、

$$E_{ab} = 10.928t^{1.048}\sigma_T{}^{0.0918}E_T{}^{-0.626}\varepsilon_T{}^{-0.0495}E_s{}^{0.446} \qquad (26)$$

となった。この式を用いて計算した吸収エネルギーの計算結果と実験結果との相関係数は 0.928 であり、高い相関がある。この式より、吸収エネルギーは板厚に最も影響を受け、引張弾性率は反対の関係になっているのが分かる。また、「4　飛翔体の材質が CFRP の損傷挙動に与える影響」において、飛翔体材質にかかわらず、貫通限界速度は飛翔体運動エネルギーで整理でき、その運動エネルギーは飛翔体の径に比例しているとした。これらのことより、飛翔体の材質を式(26)に考慮すると、

$$E_{ab} = \frac{R}{4}\left(10.928t^{1.048}\sigma_T{}^{0.0918}E_T{}^{-0.626}\varepsilon_T{}^{-0.0495}E_s{}^{0.446}\right) \qquad (27)$$

$$\therefore E_{ab} = 2.732Rt^{1.048}\sigma_T{}^{0.0918}E_T{}^{-0.626}\varepsilon_T{}^{-0.0495}E_s{}^{0.446} \qquad (28)$$

となる。

ここで、

R　　：飛翔体径　　[mm]

である。式(28)は飛翔体材質を考慮していることから、本章で用いた SUJ2 だけではなく、飛翔体衝突時に変形しない飛翔体であれば適用できる。

よって、構成要素（繊維、界面、マトリックス）、飛翔体材質の多様性を加味した吸収エネルギーについて新しい経験式を提案した。

6.5　まとめ

CFRP の材料構成要素（炭素繊維、マトリックス樹脂、界面）が CFRP の飛翔体衝突に伴う損傷挙動に与える影響を検討するために、材料構成要素の異なる CFRP を用いて平板飛翔体を含む飛翔体衝突実験を行ない、以下を明らかにした。

(1) 準静的特性は炭素繊維、樹脂、界面の影響を大きく受けるが、一軸圧縮特性はこれらの影響は非常に小さい。

(2) 吸収エネルギー及び貫通限界速度域は、高強度で大きい破断ひずみを有する炭素繊維を用いることで高くなる。これらの特性を有する炭素繊維の性能を発揮させるには、強度の低い樹脂をマトリックスとして用いることが効果的である。

(3) 飛翔体衝突に伴う CFRP の 3 次元計測から、吸収エネルギーが高いほど、ひずみエネルギーが高くなり、その割合は概ね 50～70%になる。
(4) 飛翔体が CFRP に貫入するにつれて、飛翔体にかかる力は大きくなる。しかし、高強度で大きい破断ひずみを有する炭素繊維を用いた CFRP ではある程度まで力が大きくなると、それ以降は一定もしくは若干低くなる。
(5) 吸収エネルギーと CFRP の材料特性との関係について、材料構成要素（繊維、マトリックス、界面）の多様性を加味した新しい経験式を提案した。

飛翔体の貫通を抑制するためには CFRP 自体の変形が重要であること、この変形を促すためには高強度で大きい破断ひずみを有する炭素繊維を用い、繊維の変形を阻害しない低強度の樹脂を組み合わせる必要があること。さらに、材料特性と吸収エネルギーとの関係式等、材料設計に資するための基礎を提案することができた。ここで繊維の変形を阻害しない低強度の樹脂との組み合わせが必要であると述べたが、樹脂の強度が極端に低い場合や炭素繊維のみの場合は炭素繊維が破断せずに織り目から飛翔体が抜ける可能性があり、CFRP の変形が期待できず、エネルギー吸収の効果がないことが示唆される。また、低強度の樹脂を使用することは、バンパー等の特殊な用途を別にすると、構造材としては非常に不利に働く。したがって、構造材として用いるためには、図 6-50 に示すように、表面に高強度樹脂を用いた高強度 CFRP、裏面に低強度の樹脂を用いた CFRP を用いることを提案する。表面に高強度 CFRP を設置することにより、構造材としての役割を果たし、裏面に低強度の樹脂を用いた CFRP を用いることにより、CFRP のひずみエネルギーで飛翔体の運動エネルギーをより吸収することが可能となる。また、裏面の CFRP がより変形できるように、表面の CFRP との接着強度は強すぎず、表面と裏面の CFRP が剥離する際にも飛翔体の運動エネルギーを吸収できる適度な接着力が必要である。CFRP のさらなる用途拡大には、部材としての特性を考慮した材料設計が不可欠であり材料研究者と機械設計技術者の綿密な連携の必要性が提言される

参考文献

[1] W.J.Cantwell and J.Morton, “Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP”, Composites, 20(6), 545-551 (1989).
[2] K.Fujii, M. Aoki, N.Kiuchi, E.yasuda and Y.Tanabe, ”Impact perforation behavior of CFRPs using high-velocity steel sphere”, International Journal of Impact Engineering, 27(5), 497-508(2002).
[3] S-M.Jang, T.Adachi and A.Yamaji, ”Impact Damage Resistance of CFRP Laminate with Epoxy-Resin Surface Layer”, Materials Science Research Insternational, 9(2), 138-142 (2003).
[4] P.J.Hazell and G.Appleby-Thomas, “A study on the energy dissipation of several different

CFRP-based target completely penetrated by a high velocity projectile", Composite Structures, 91(1), 103-109 (2009).

[5] R.I.Hammond, W.G.Proud, H.T.Golrein and J.E.Field, "High-resolution optical study of the impact of carbon-fibre reinforced polymers with different lay-ups", International Journal of Impact Engineering, 30(1), 69-86(2004).

[6] Y.Tanabe and M.Aoki, "Stress and strain measurements in carbon-related materials impacted by a high-velocity steel sphere", International Journal of Impact Engineering, 28(10), 1045-1059 (2003).

[7] 居谷富士男, FRP 構成要素入門, 第 2 章 構成素材と種類 –炭素繊維- 日本複合材料学会誌 33(5), 178-187(2007).

[8] 強化プラスチック協会, プラスチック系の先端複合材料－素材から応用まで－, (1989).

[9] 中西 洋一郎, 幾田 信生, FRP における界面相とその化学的制御, 材料, 45(12), 1307-1315(1996).

[10] S.K.Ryu, B.J.Park and S.J.Park, "XPS Analysis of Carbon Fiber Surface-Anodized and Interfacial Effect in Fiber Epoxy Composite", Journal of Colloid and Interface Science, 215(1), 167-169(1999).

[11] N.L.Weinberg and T.B.Reddy, "Electrochemical oxidation of the surface of graphite fiber", Journal of Applied Electrochemistry, 3(1), 73-75(1973).

[12] E.Fitzer, H.Jager, N.Popovska and F.V.Sturm, "Anodic oxidation of high modulus carbon fiber in sulphuric", Journal of Applied Electrochemistry, 18(2), 178-182(1988).

[13] 齋藤記一, "機械的特性の異なるエポキシ樹脂および CFRP の損傷破壊挙動", 東京工業大学修士論文集, (2004).

[14] 角大詩, "母材樹脂、界面強度の異なる CFRP の高速衝撃破壊", 東京工業大学修士論文集, (2006)

[15] 名古屋大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻 空力・推進講座 電離気体力学グループホームページ http://akagi.nuae.nagoya-u.ac.jp/balistic.html

[16] 関谷壮, 平板構造強度設計便覧, 朝倉書店.

[17] 柴原正雄, 材料力学, 理工学社.

[18] 関谷壮, 薄板構造力学, 共立出版株式会社.

[19] G.Caprino and V.Lopresto, "On the penetration energy for fiber-reinforced plastics under low-velocity impact conditions", Composites Science and Technology, 61, 65-73(2001).

[20] 大谷杉郎, つくる立場からみた 複合材料入門, 裳華房.

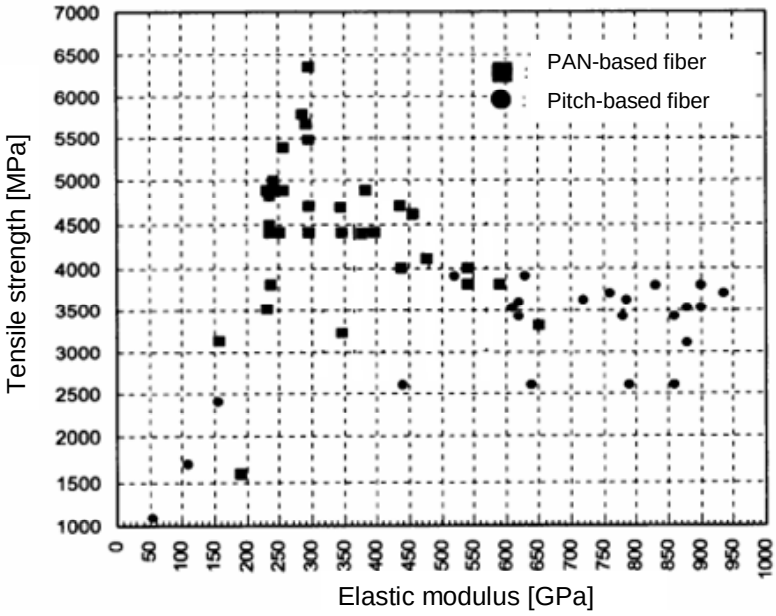


Fig.6-1 Relation between tension strength and elastic modulus. ([7] Fig.8)

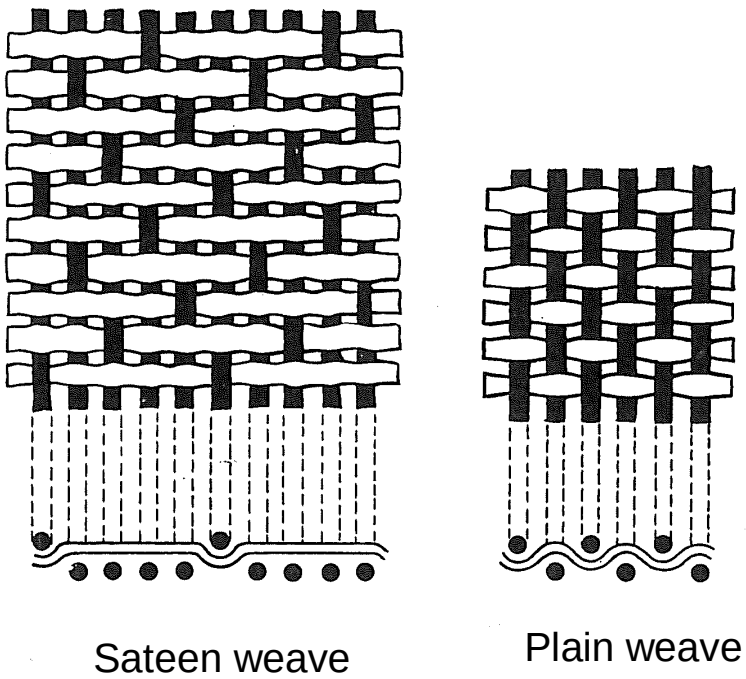
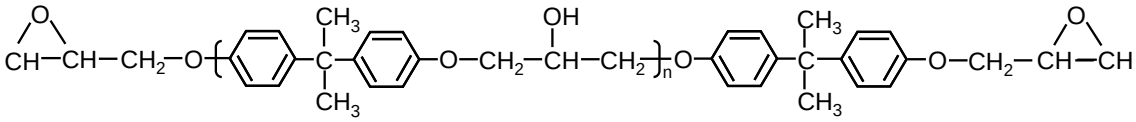


Fig.6-2 Satin weave and plain weave. ([20] Fig.2-11)

Prepolymer Epoxide resin

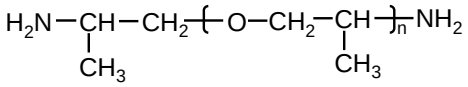
Epikote828(DGEBA, n＝14,M_w＝370)



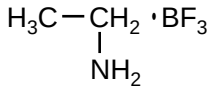
Curing agents and curing accelerator

Jeffamine D-400(n=5～6,M_w＝400)

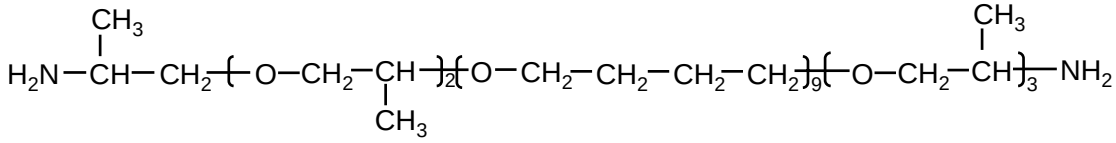
Jeffamine D-2000(n=5～6,M_w＝2000)



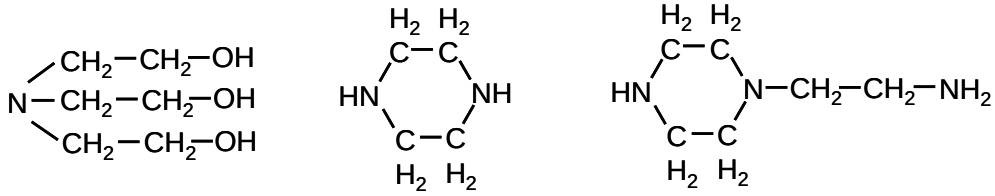
Boron trifluoride monoethyl amine(M_w=112.89)



XTJ-542 (M_w=1000)



Jeffamine AC-399 Mixture of the below compounds



Triethanolamine (65.00-79.99%) Pierazine (20.00-34.99%) N-(2-aminoethl)pierazine (10.00-19.99%)

Fig.6-3 Chemical structural formula of prepolymer, curing agents and curing accelerator.

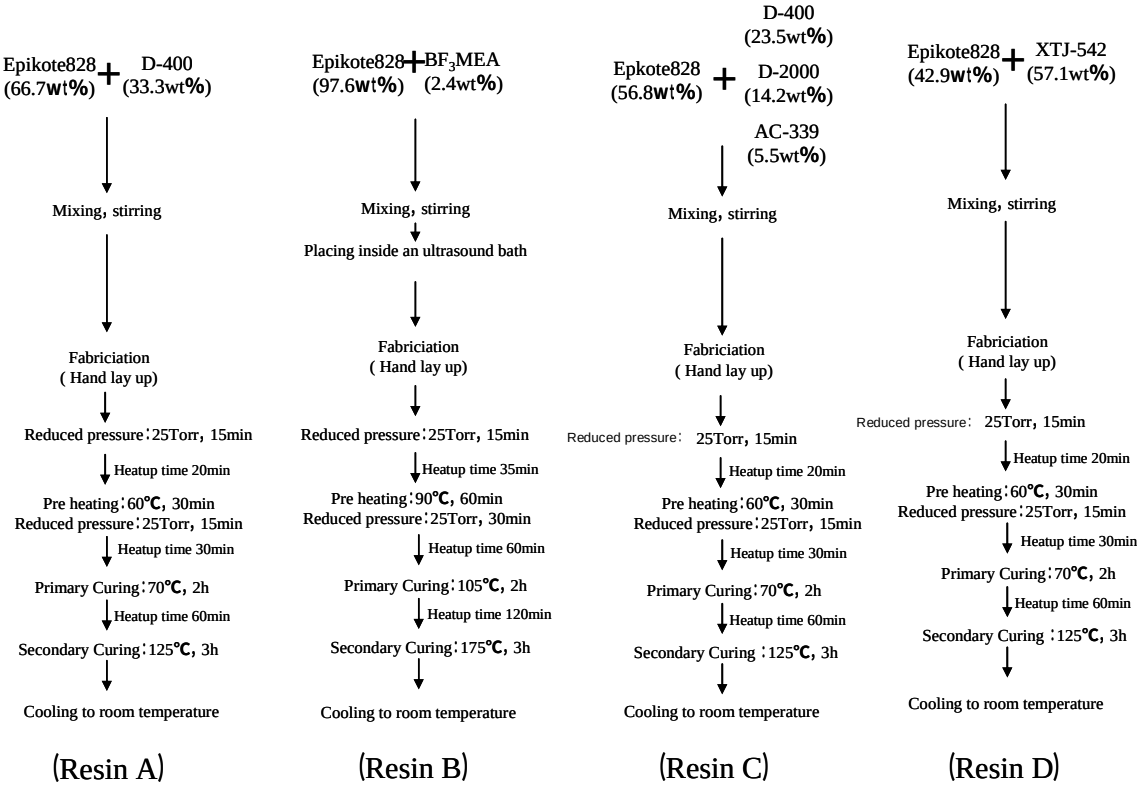


Fig.6-4 Flow chart of preparing CFRP consisting different matrix.

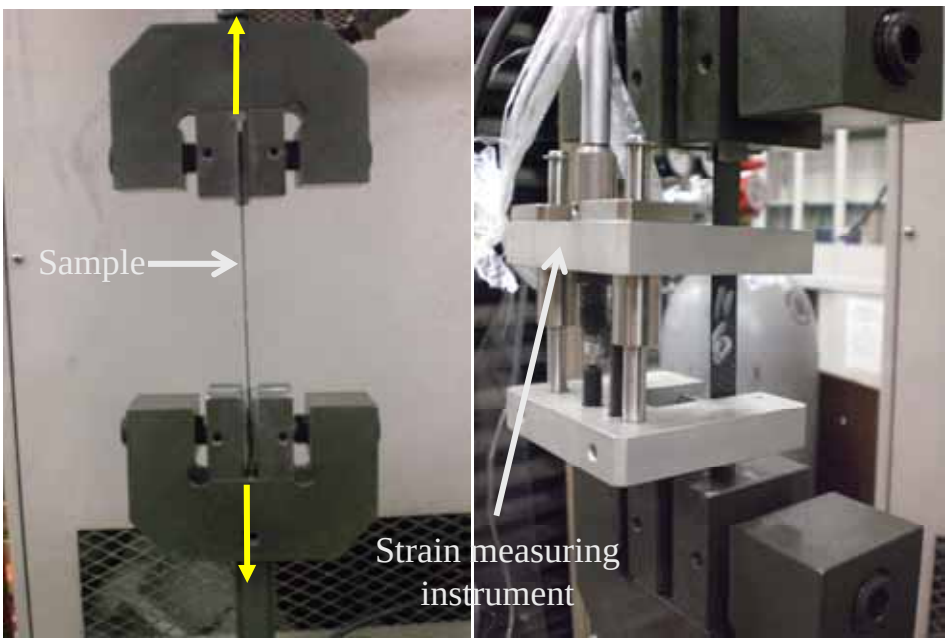


Fig.6-5 The way of tensile test.

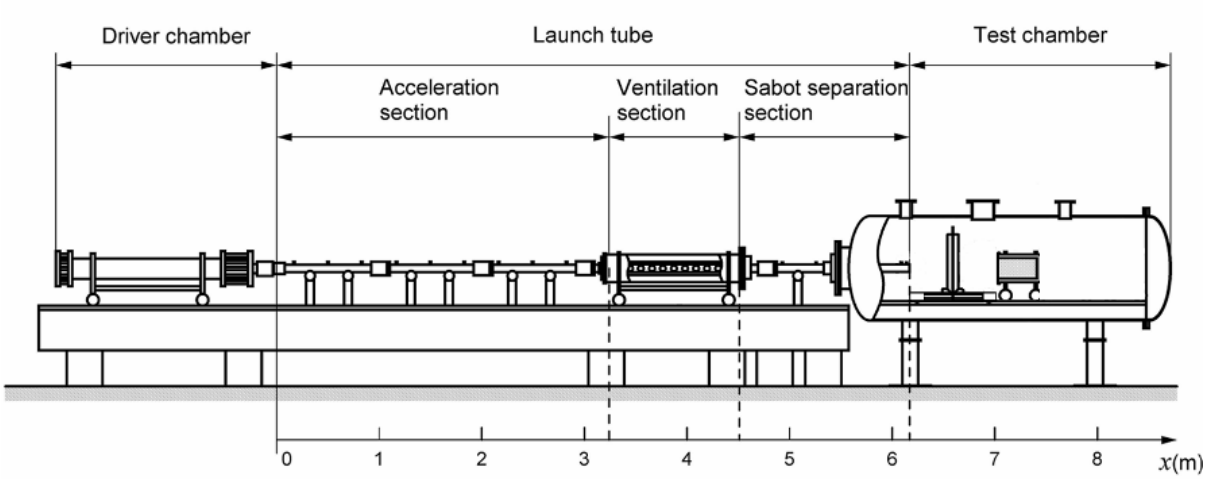


Fig.6-6 The ballistic range used in experiment.

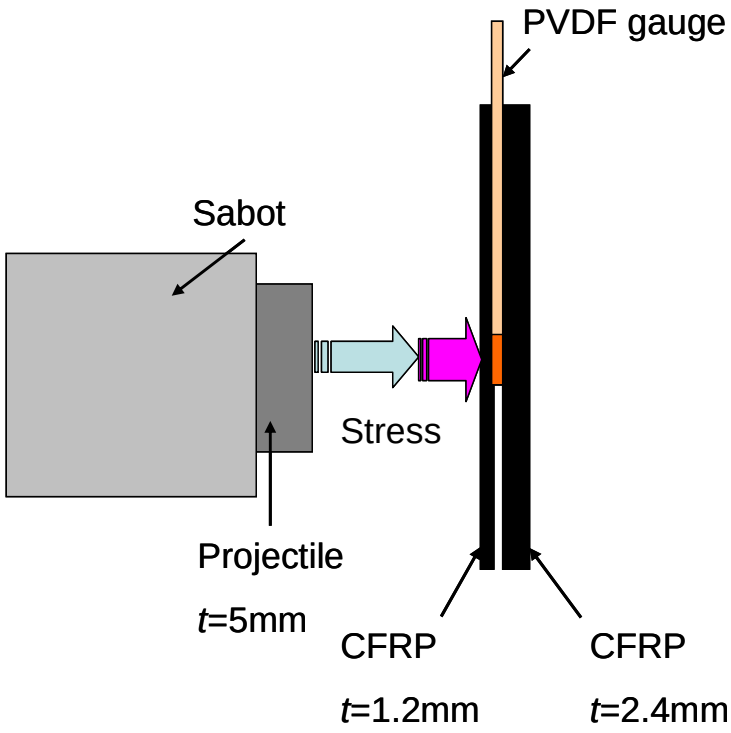


Fig.6-7 Schematic view of the projectile and the specimen in stress measurement.

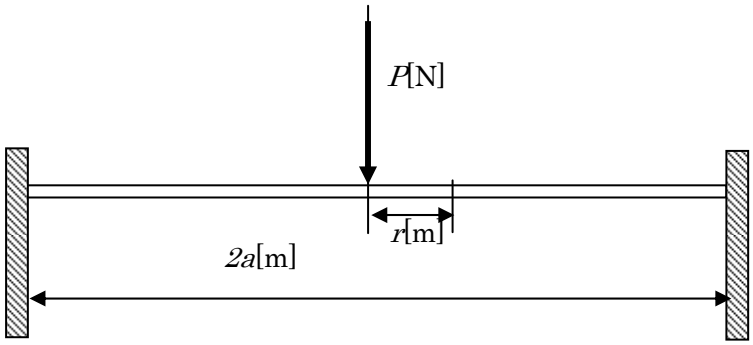


Fig.6-8 Schematic image of concentrated load.

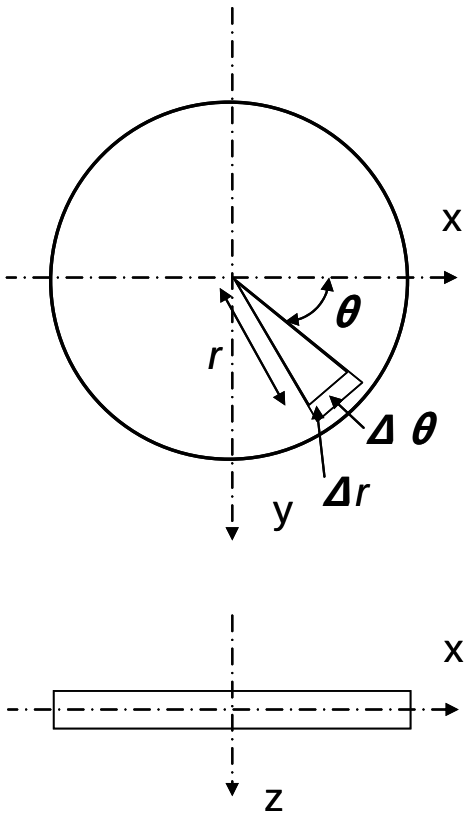


Fig.6-9 Schematic image of cylindrical-coordinate system.

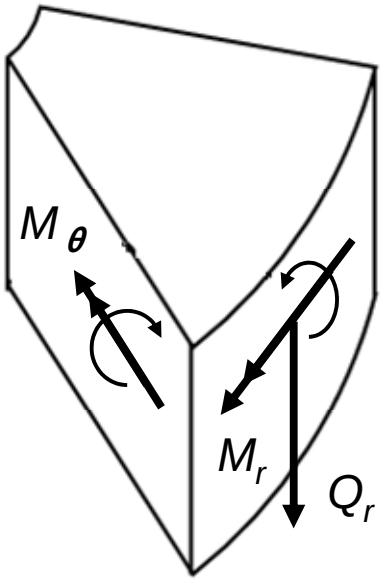


Fig.6-10 Schematic image of a circular disc element.

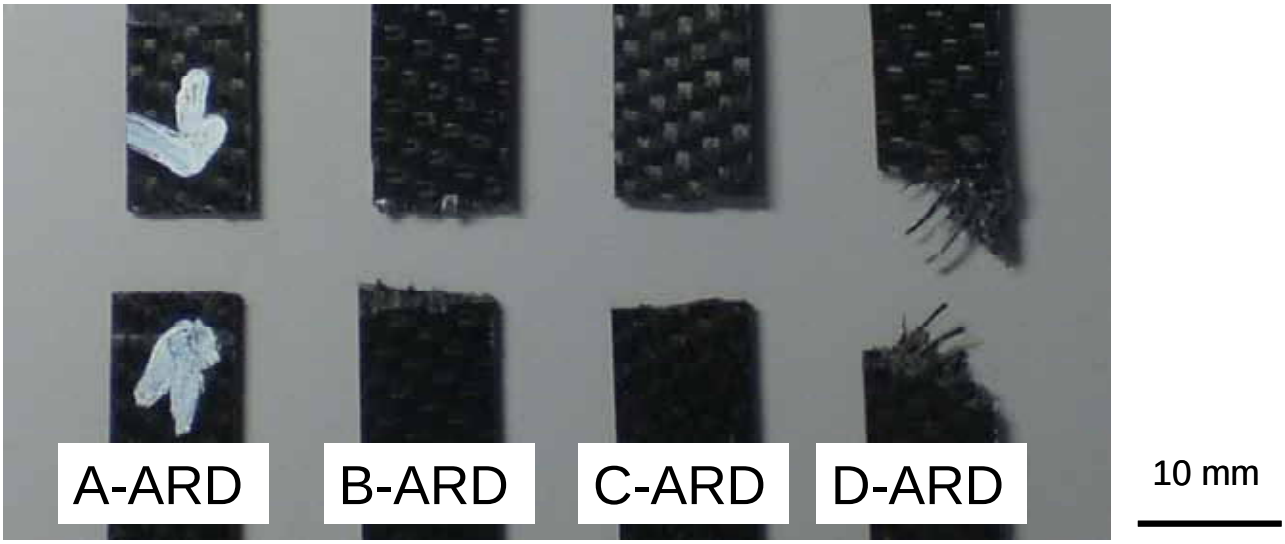


Fig.6-11 Fracture section of A, B, C, D-ARD after tensile test.

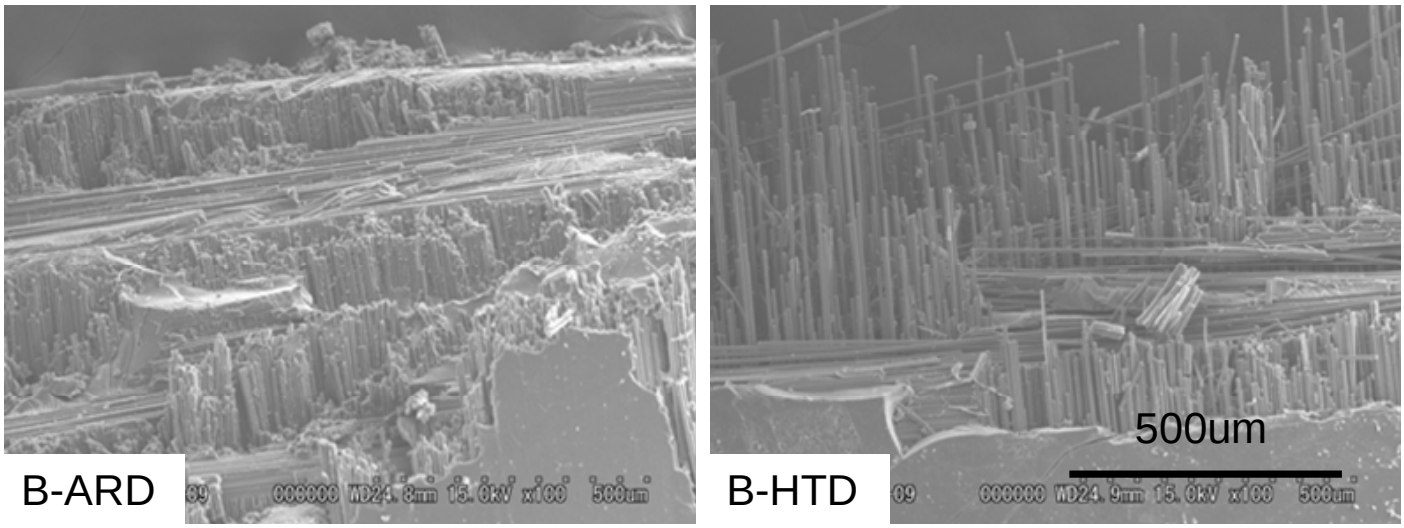


Fig.6-12 SEM observations of fracture face of CFRPs after tensile test.

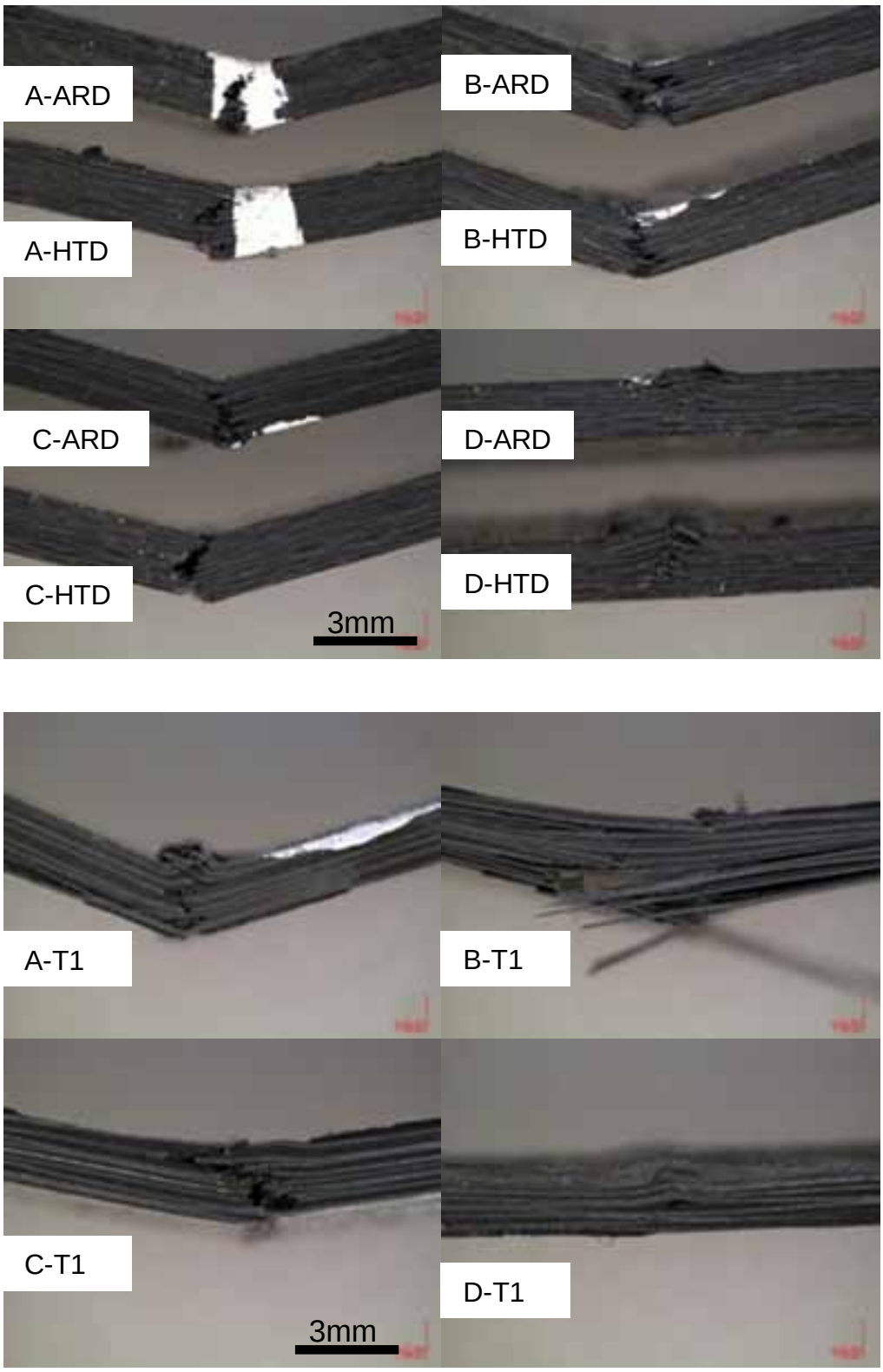


Fig.6-13 Fracture appearances after flexure test.

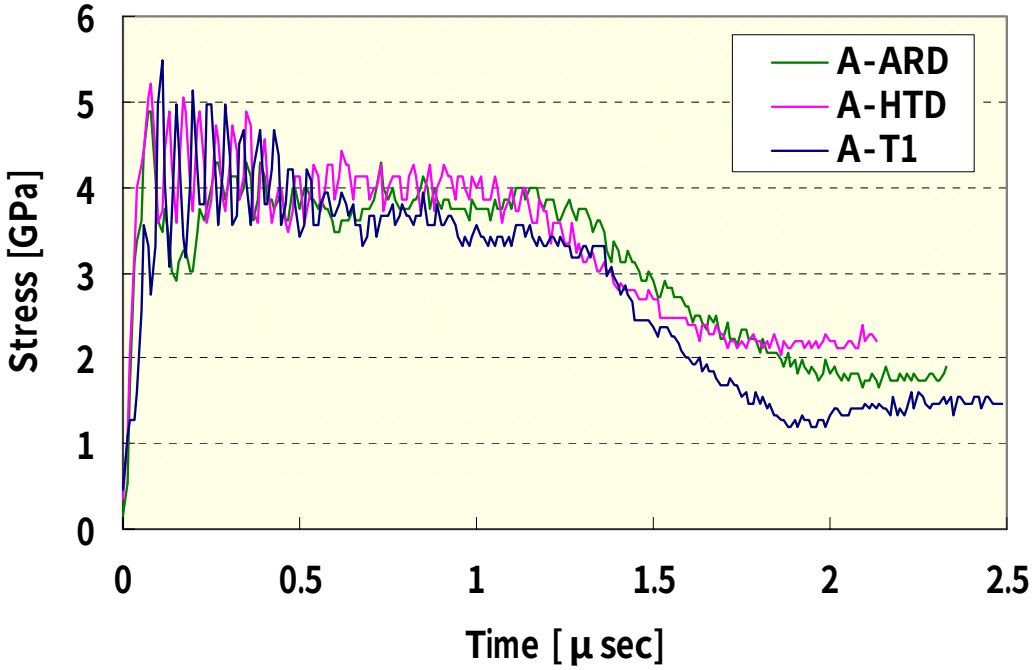


Fig.6-14 Stress diagram of A-ARD, A-HTD, A-T1.

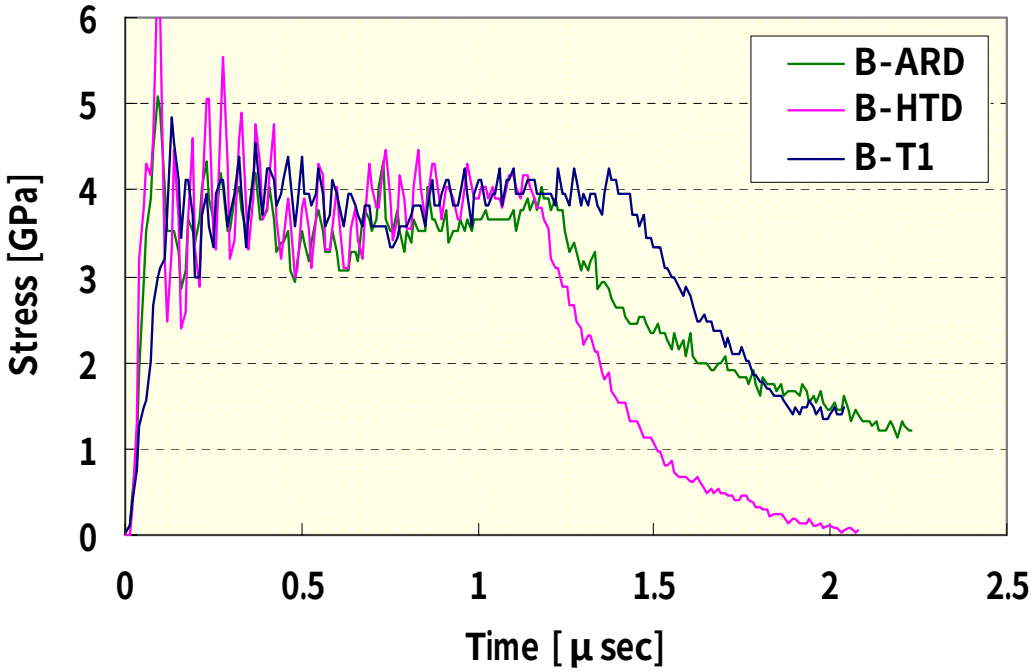


Fig.6-15 Stress diagram of B-ARD, B-HTD, B-T1.

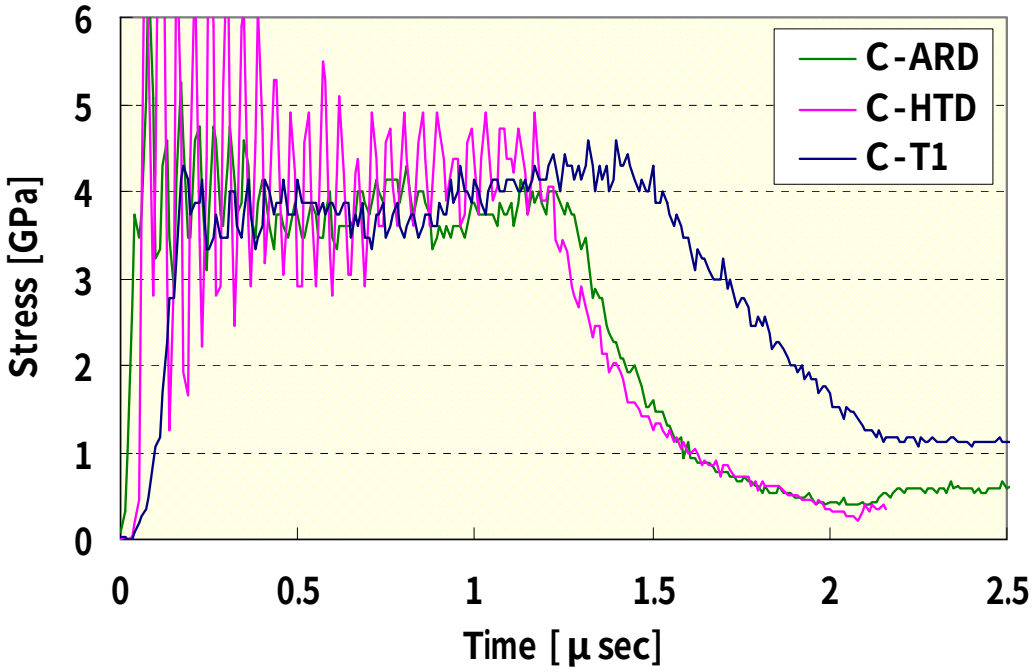


Fig.6-16 Stress diagram of C-ARD, C-HTD, C-T1.

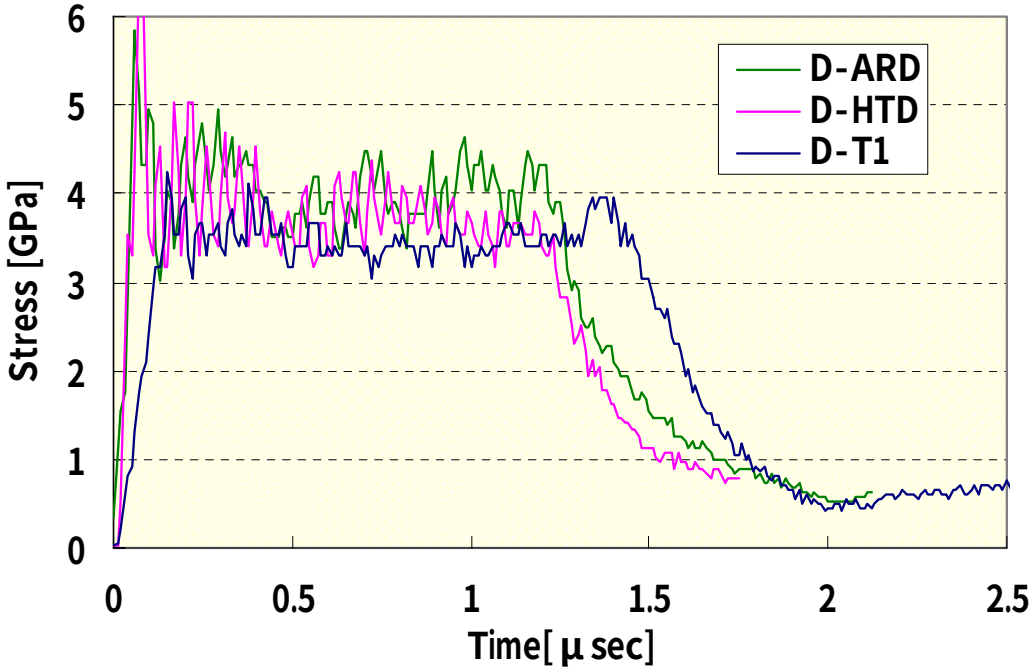


Fig.6-17 Stress diagram of D-ARD, D-HTD, D-T1.

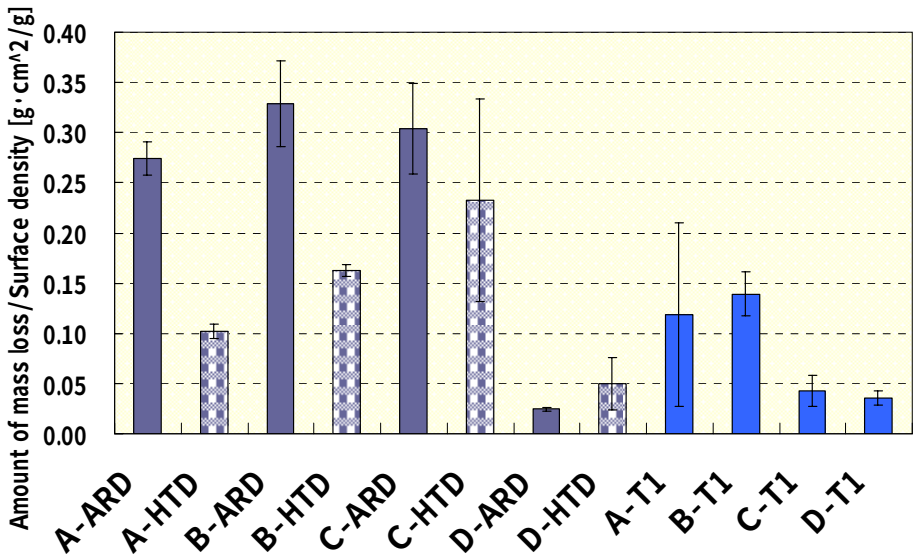


Fig.6-18 Amount of mass loss against surface density.

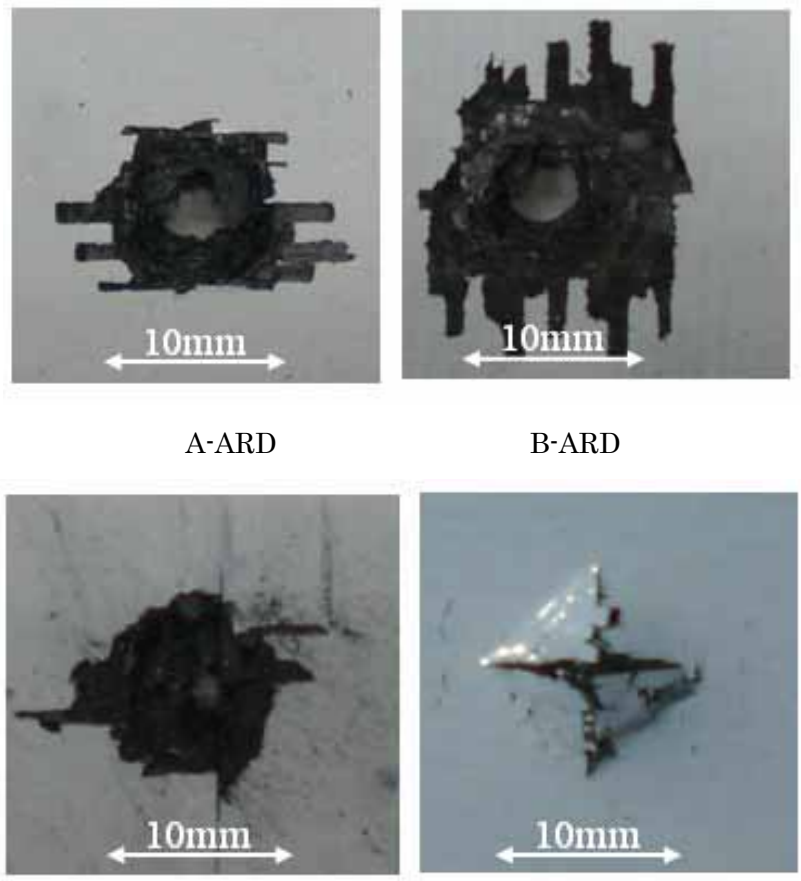
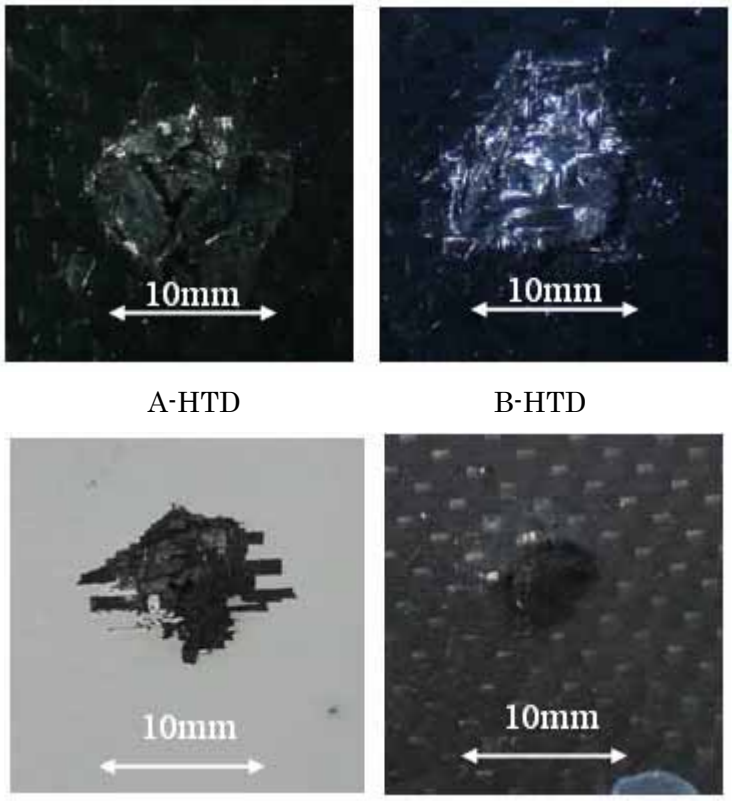


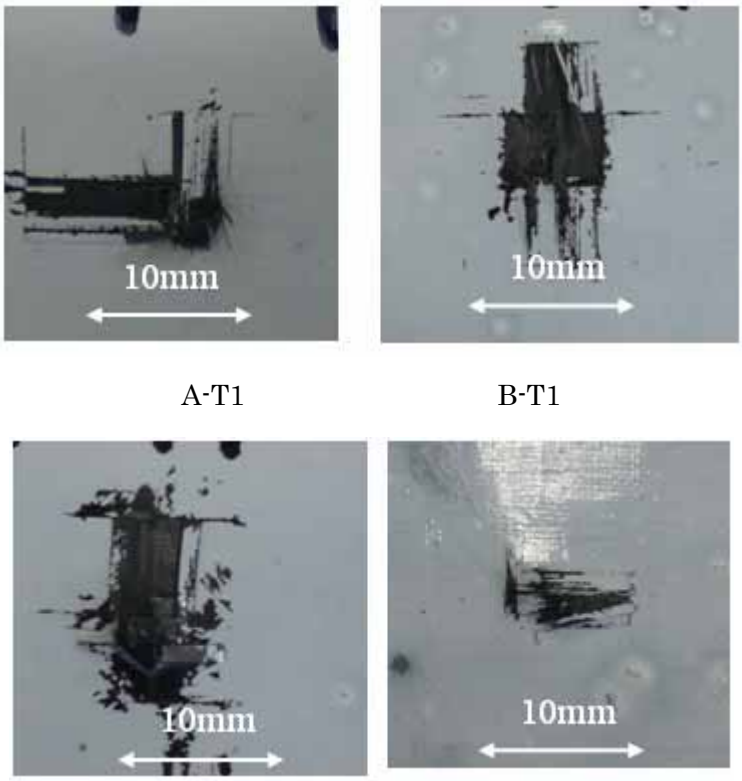
Fig.6-19 Postmortem observations on rear surface of A-ARD, B-ARD, C-ARD, D-ARD.



A-HTD B-HTD

C-HTD D-HTD

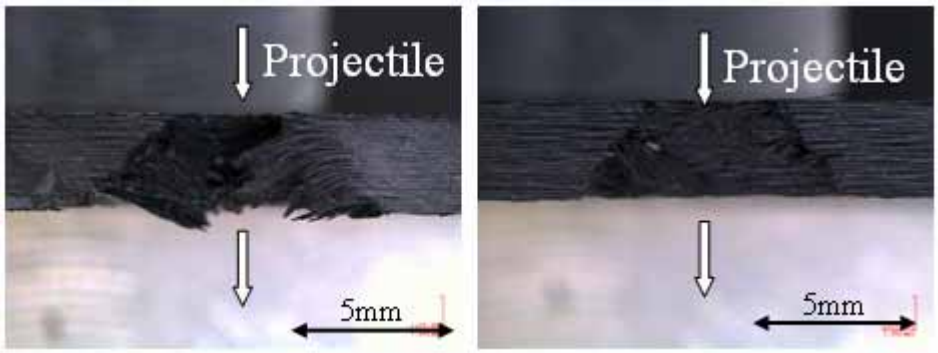
Fig.6-20 Postmortem observations on rear surface of A-HTD, B-HTD, C-HTD, D-HTD.



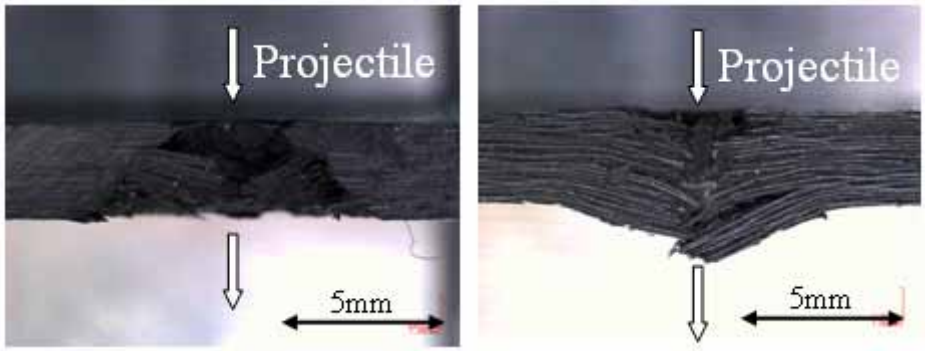
A-T1 B-T1

C-T1 D-T1

Fig.6-21 Postmortem observations on rear surface of A- T1, B- T1, C- T1, D-T1.

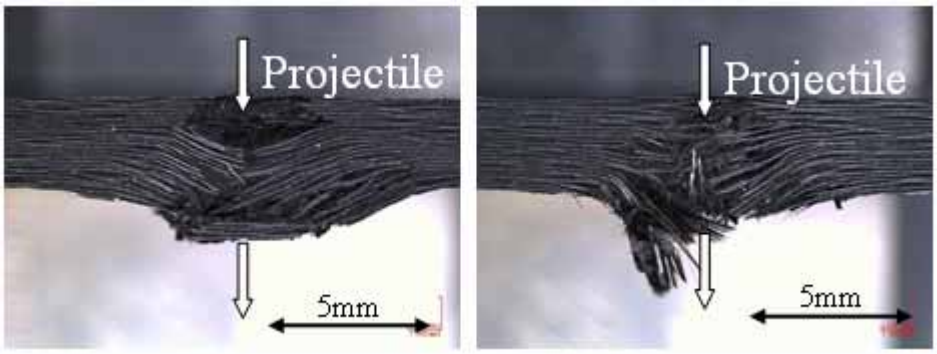


A-ARD B-ARD

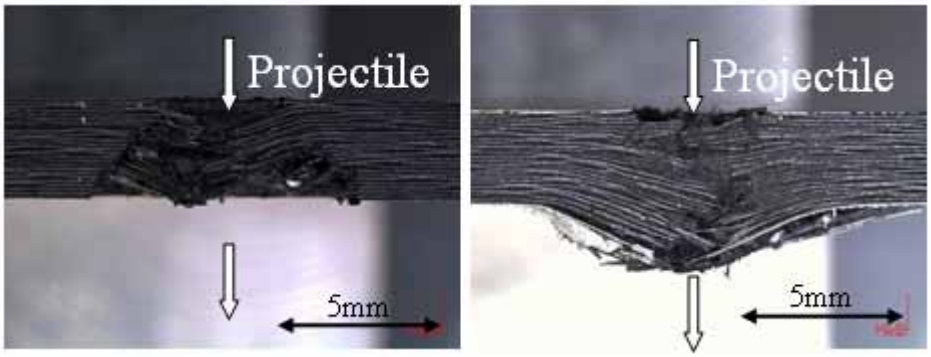


C-ARD D-ARD

Fig.6-22 Postmortem observations on through-hole section of A-ARD, B-ARD, C-ARD, D-ARD.

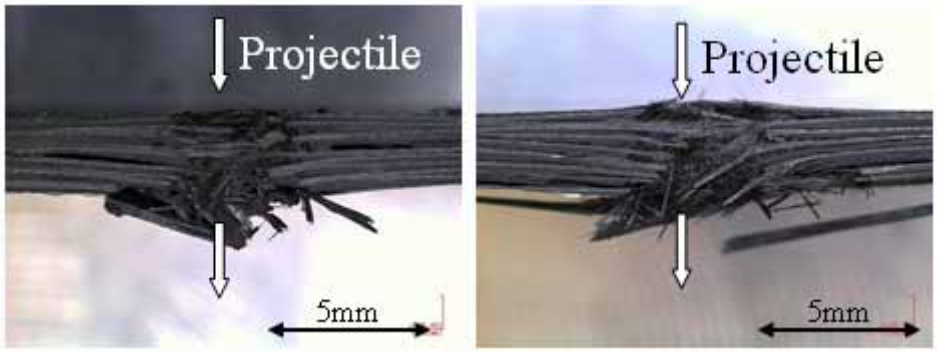


A-HTD B-HTD

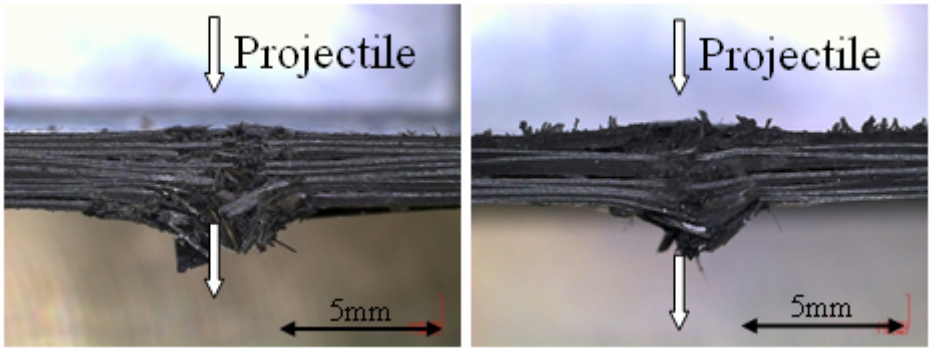


C-HTD D-HTD

Fig.6-23 Postmortem observations on through-hole section of A-HTD, B-HTD, C-HTD, D-HTD.



A-T1 B-T1



C-T1 D-T1

Fig.6-24 Postmortem observations on through-hole section of A-T1, B-T, C-T1, D-T1.

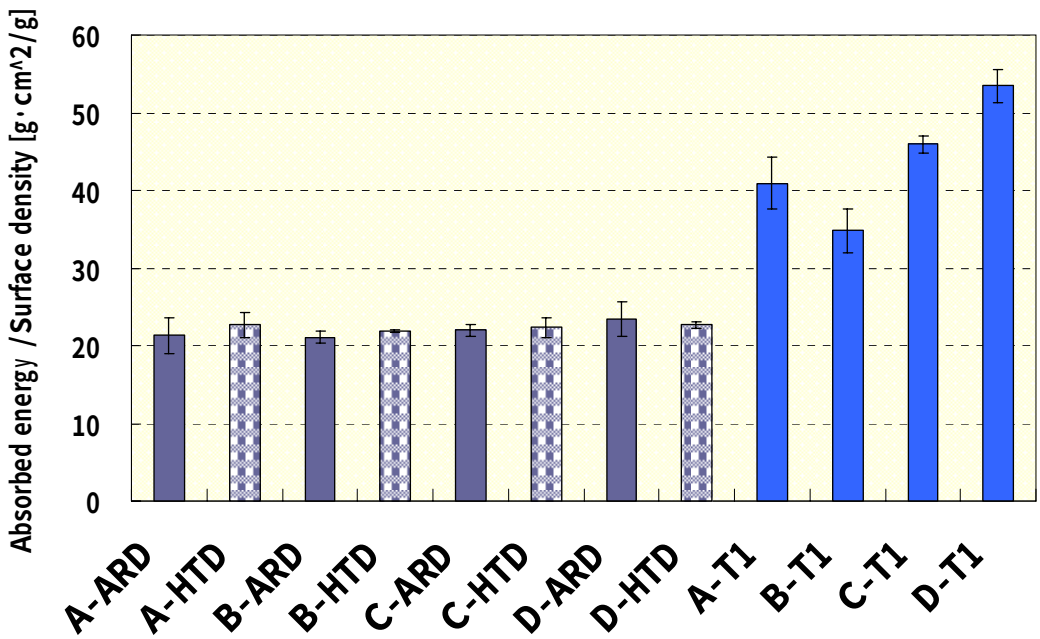
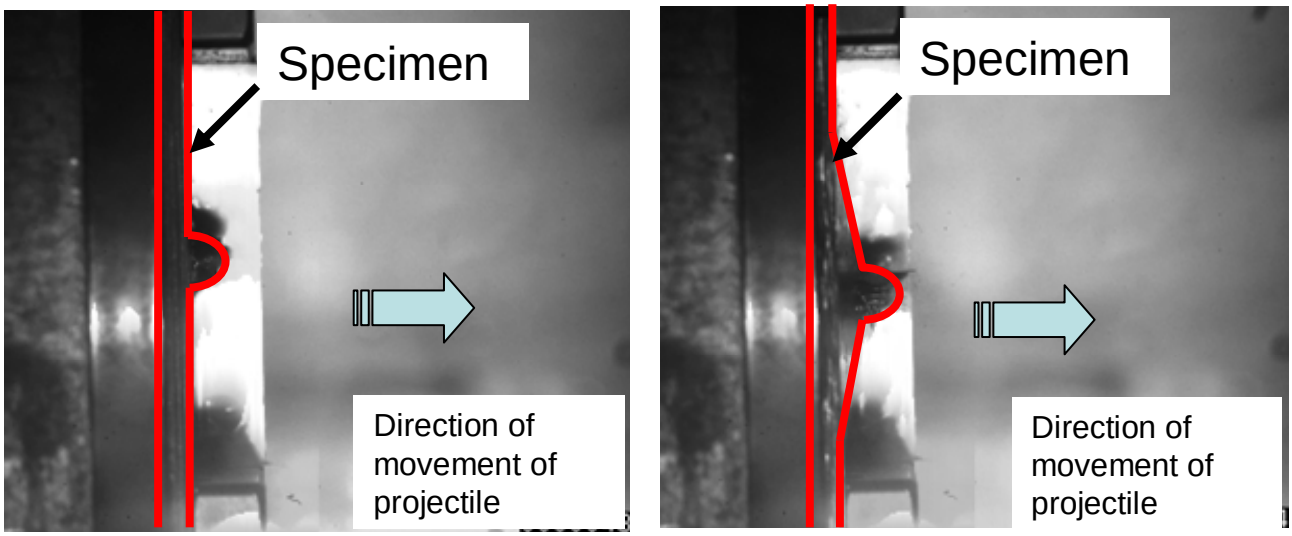


Fig.6-25 Absorbed energy against surface density.



D-ARD D-T1

Fig.6-26 Pictures of projectile impacting D-ARD and D-T1.

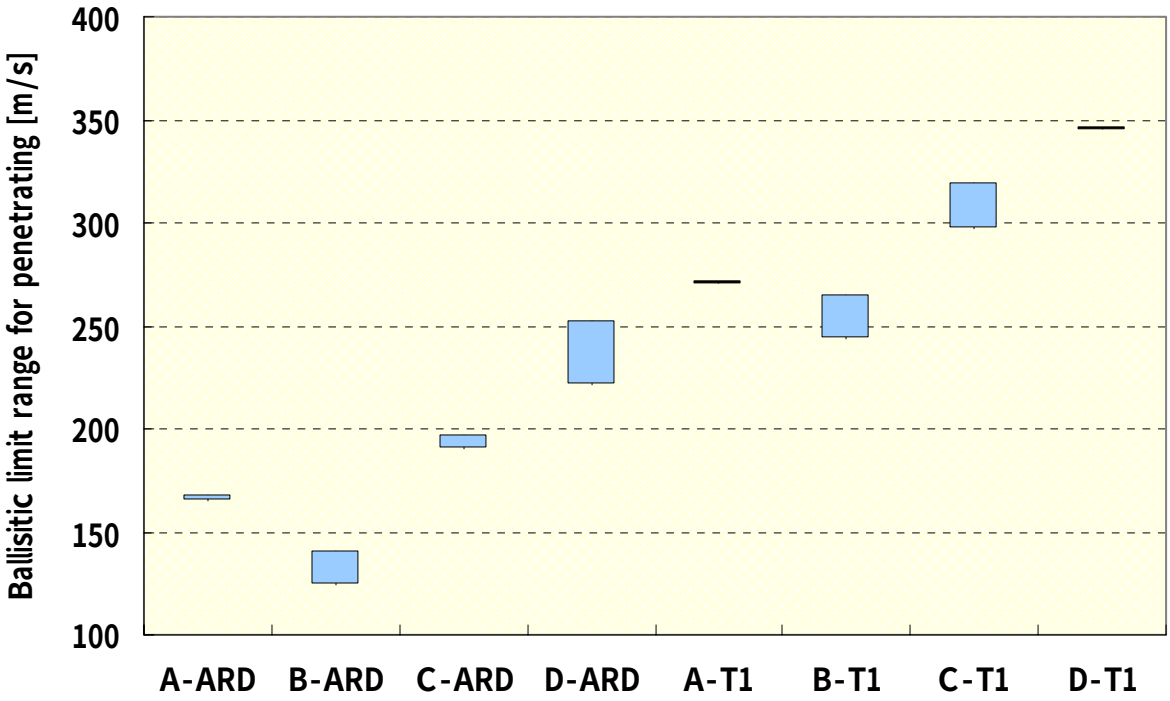


Fig.6-27 Ballistic limit range for penetrating.

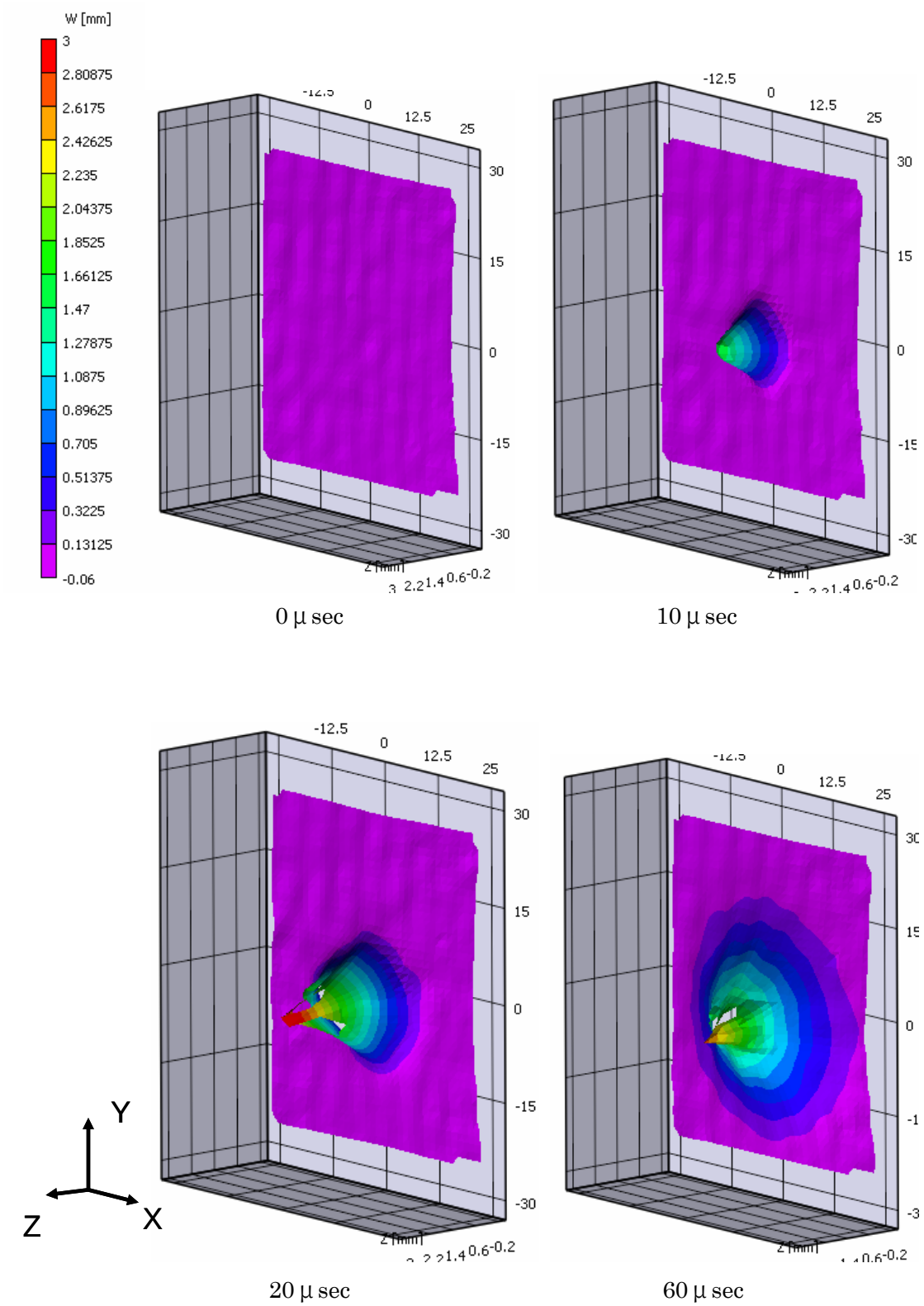


Fig.6-28 Example results of 3D measurement of D-T1 (at 0, 10, 20, and 60 μ sec).

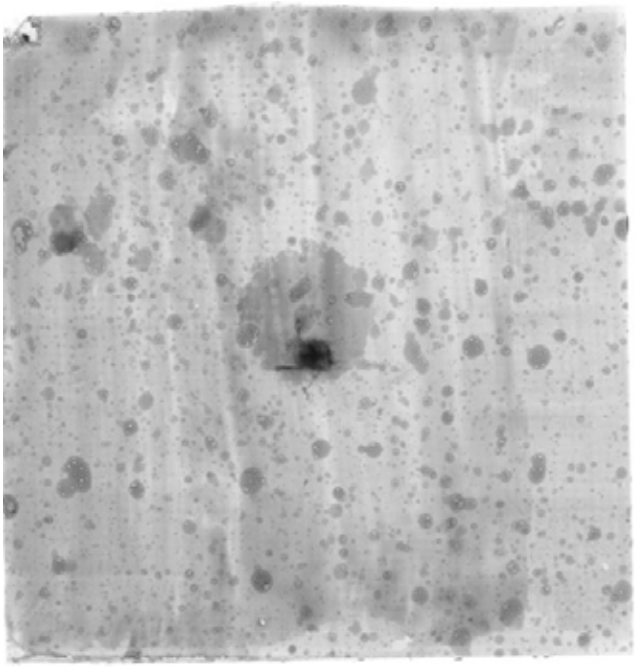


Fig.6-29 Reslut of ultrasonic inspection (D-ARD・impacted at 172m/s).

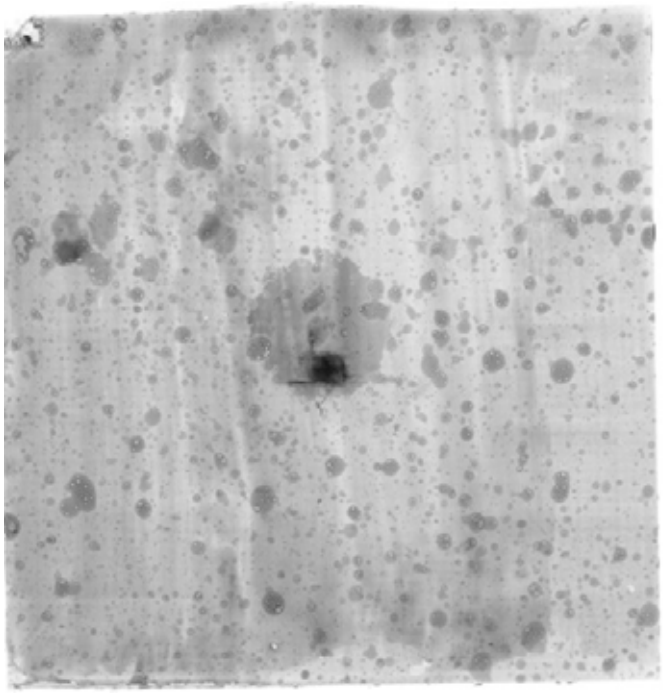


Fig.6-30 Reslut of ultrasonic inspection (D-T1・impacted at 269m/s).

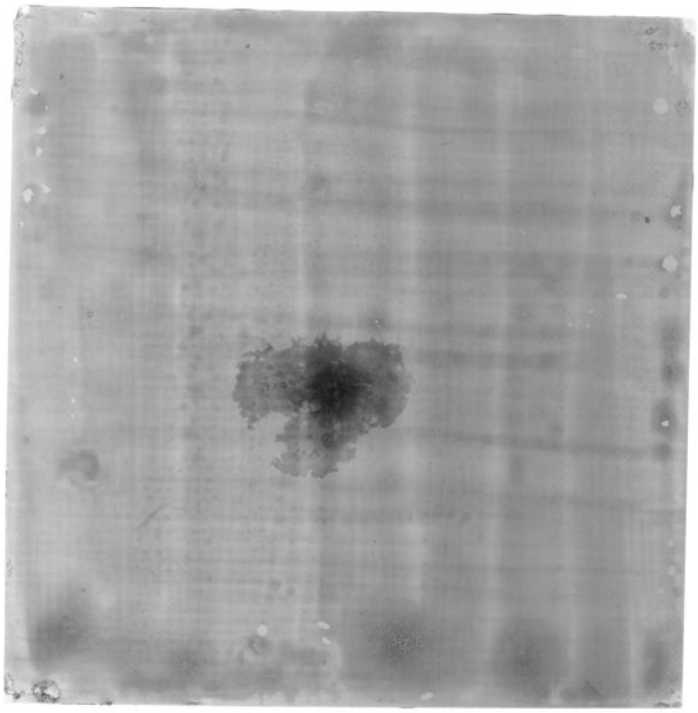


Fig.6-31 Reslut of ultrasonic inspection (B-ARD・impacted at 106m/s).

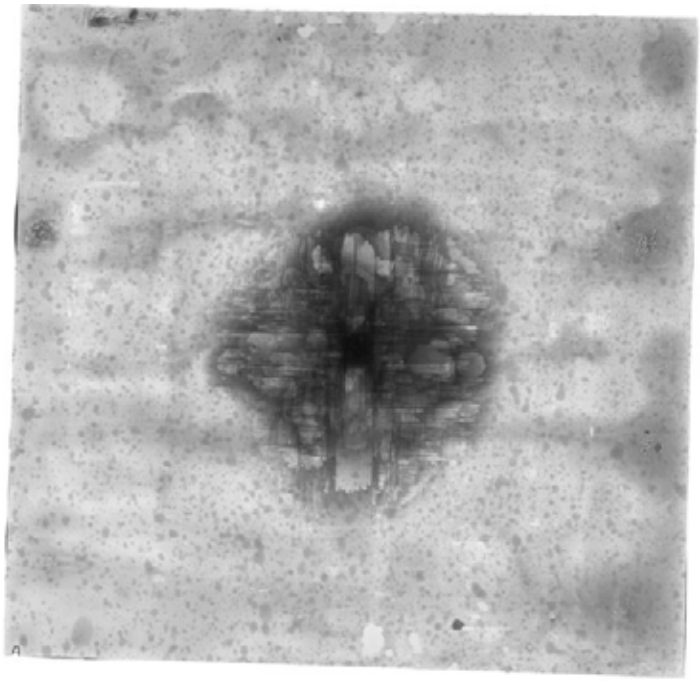


Fig.6-32 Reslut of ultrasonic inspection (B-T1・impacted at 201m/s).

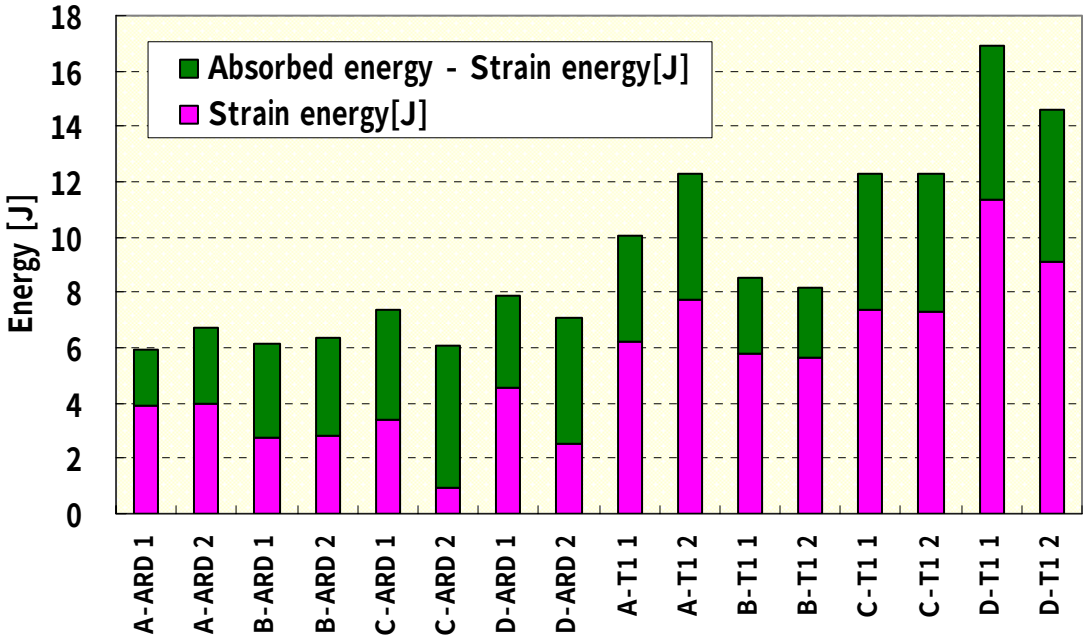


Fig.6-33 Absorbed energy and strain energy.

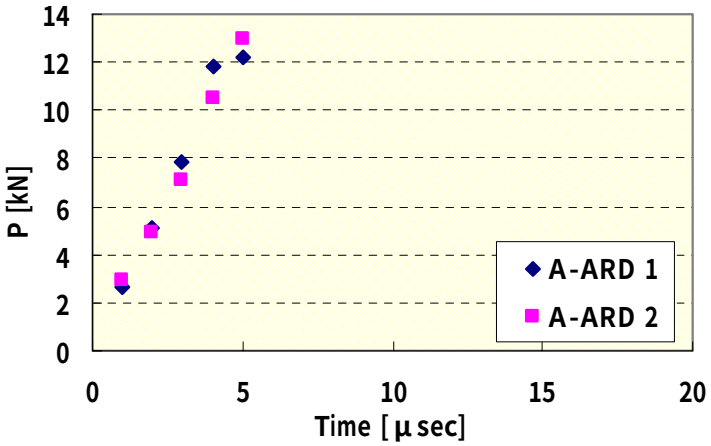


Fig.6-34 Relationship between force P and time until crack formation of A-ARD.

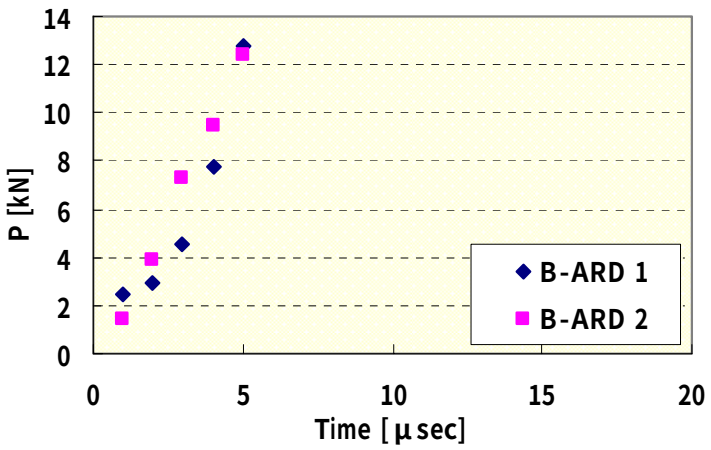


Fig.6-35 Relationship between force P and time until crack formation of B-ARD.

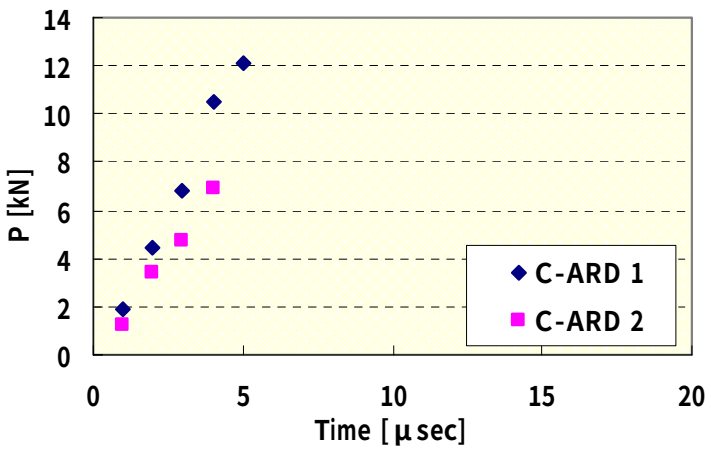


Fig.6-36 Relationship between force P and time until crack formation of C-ARD.

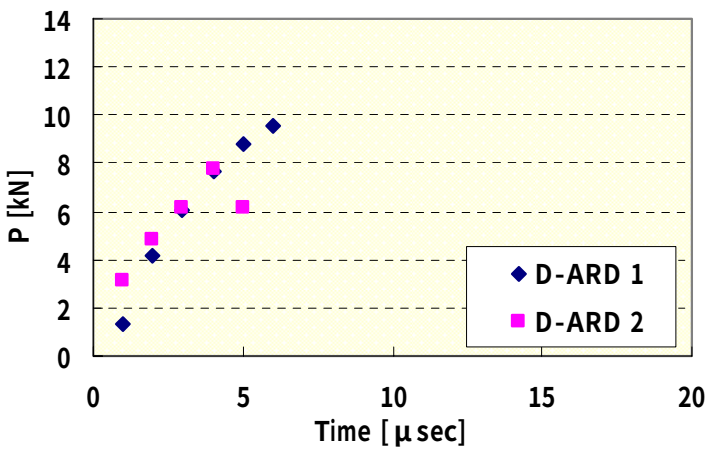


Fig.6-37 Relationship between force P and time until crack formation of D-ARD.

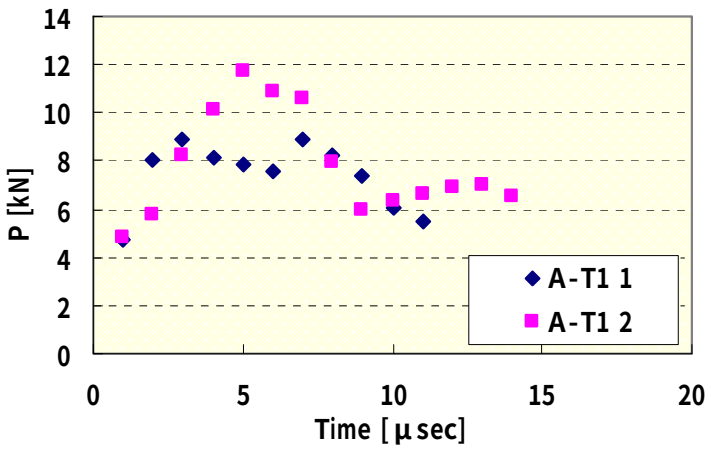


Fig.6-38 Relationship between force P and time until crack formation of A-T1.

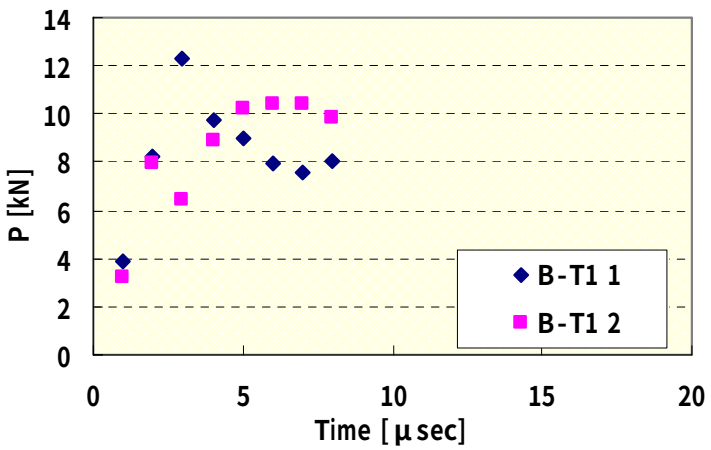


Fig.6-39 Relationship between force P and time until crack formation of B-T1.

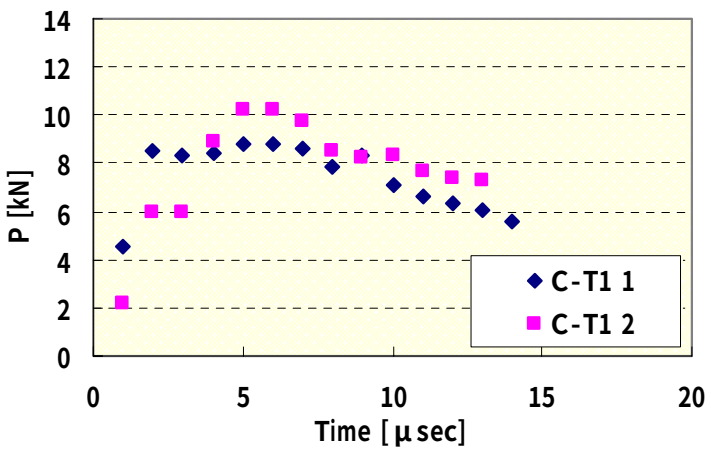


Fig.6-40 Relationship between force P and time until crack formation of C-T1.

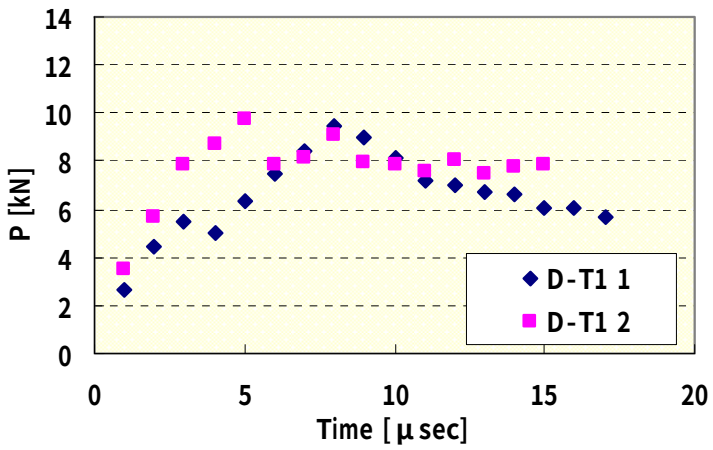


Fig.6-41 Relationship between force P and time until crack formation of D-T1.

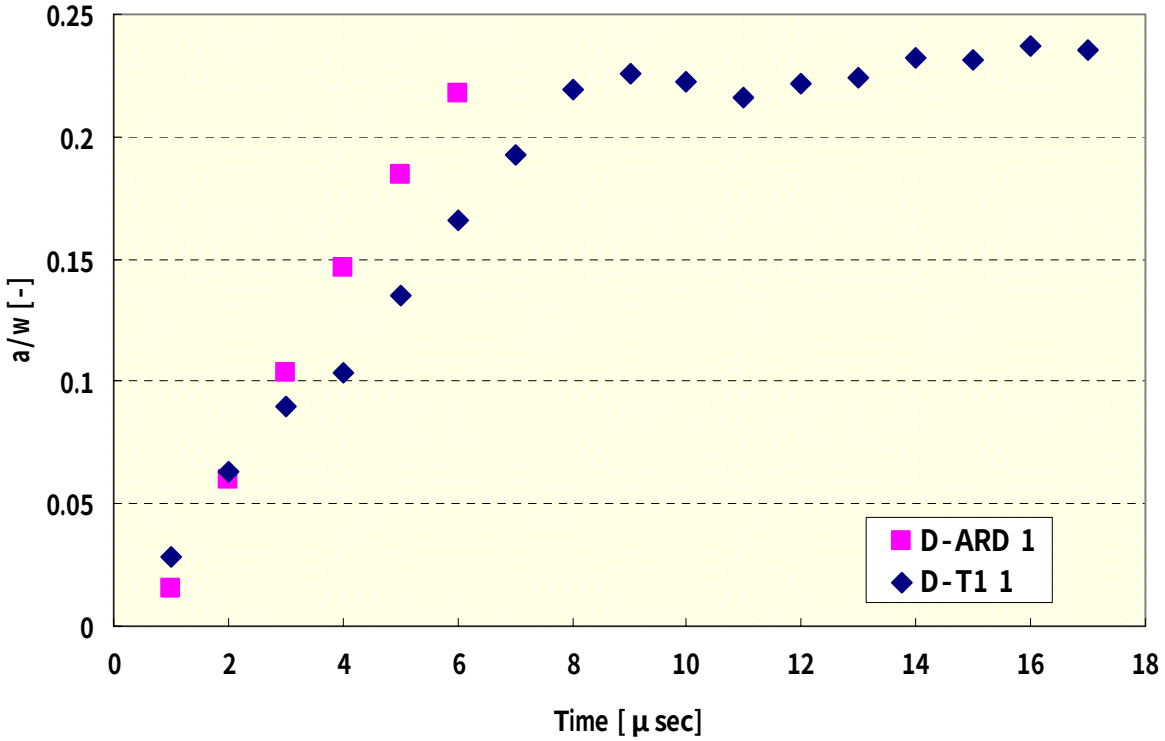


Fig.6-42 Relationships between a/w and time until crack formation of D-ARD and D-T1.

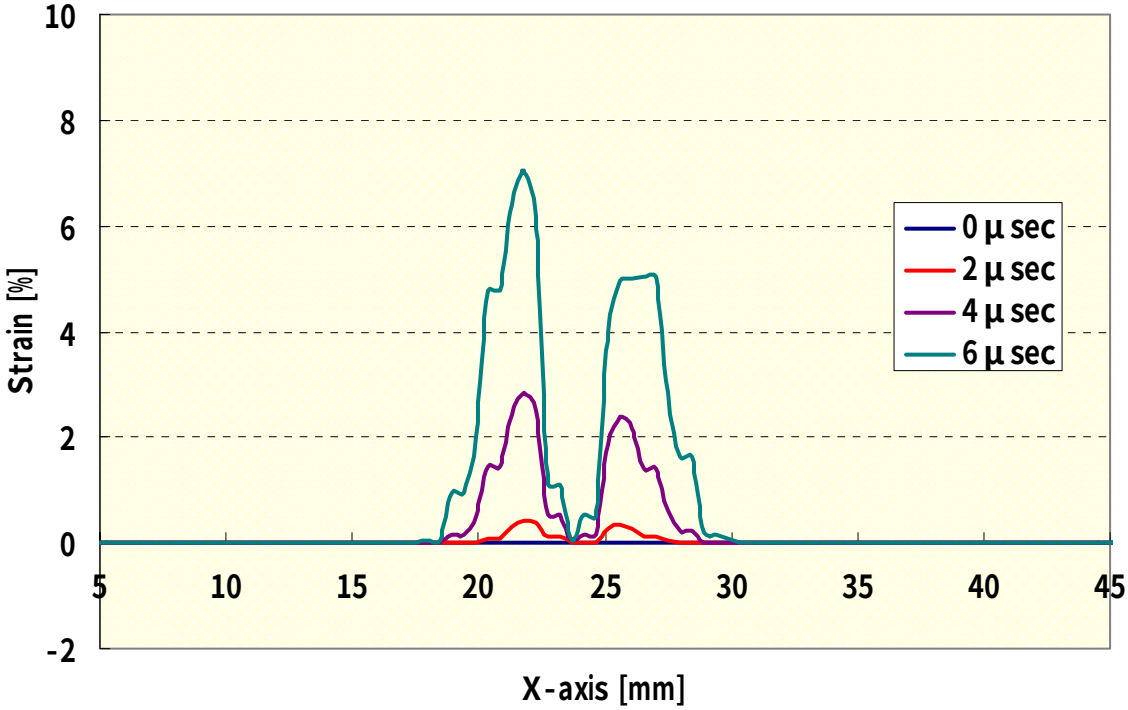


Fig.6-43 Relationships between strain as a function of X-axis distance in D-ARD.

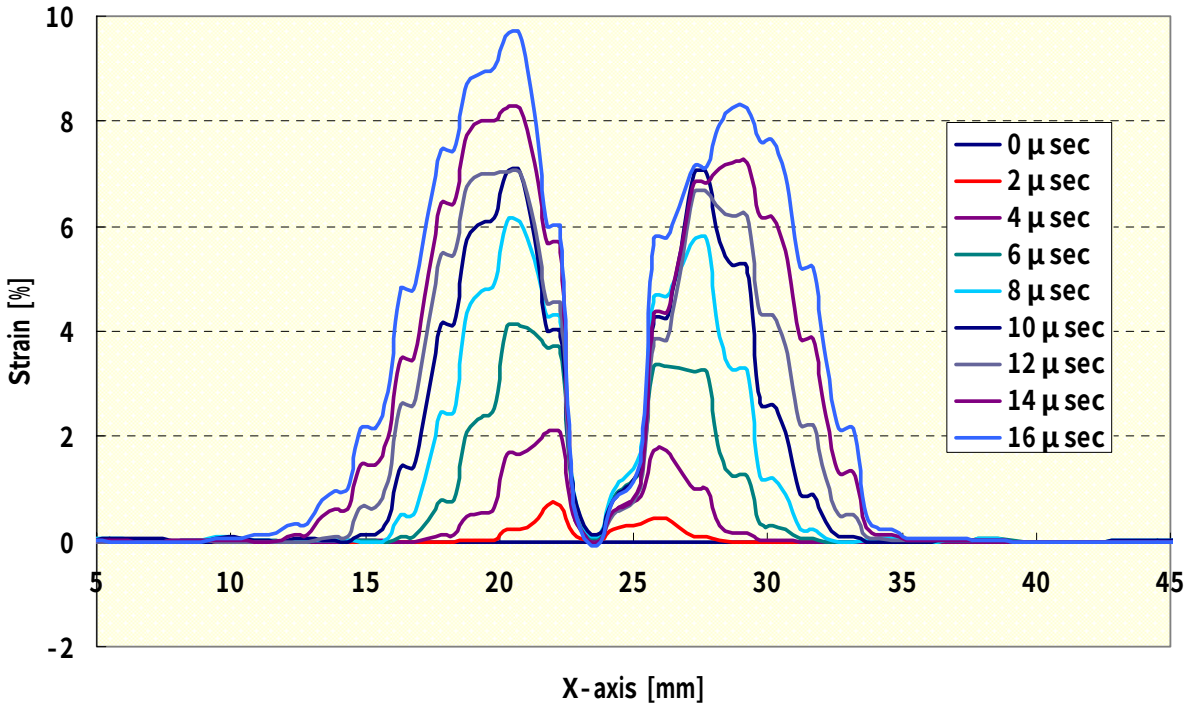
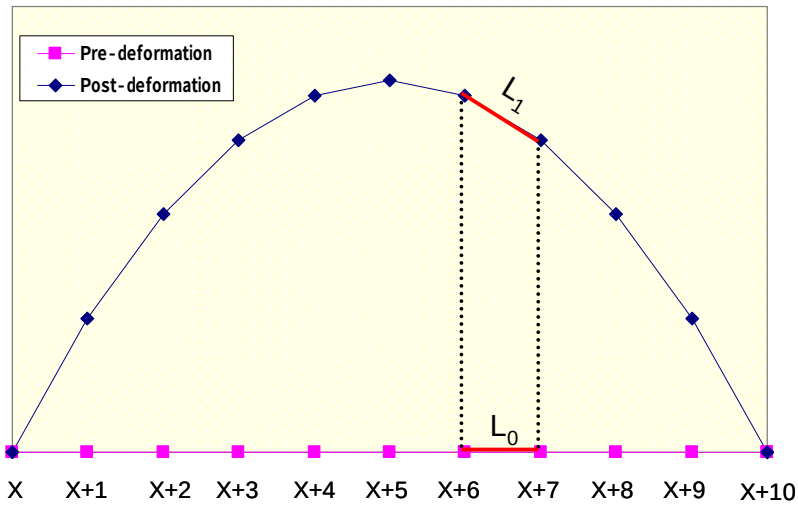


Fig.6-44 Relationships between strain as a function of X-axis distance in D-T1.



$$\text{Strain (between X+6 and X+7)} = \frac{L_1 - L_0}{L_0} \times 100\ [\%]$$

Fig.6-45 Schematic image of measuring method of strain.

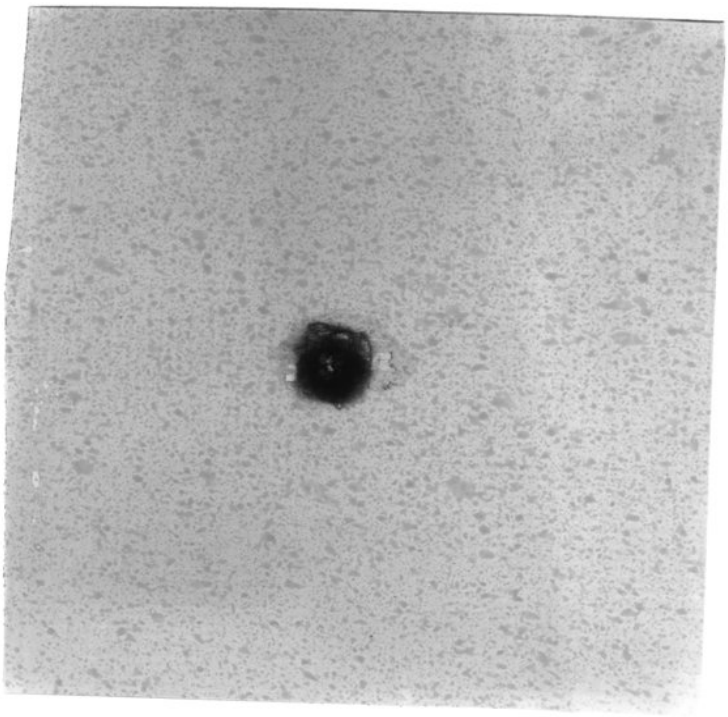


Fig.6-46 Reslut of ultrasonic inspection (D-ARD・impacted at 373m/s).

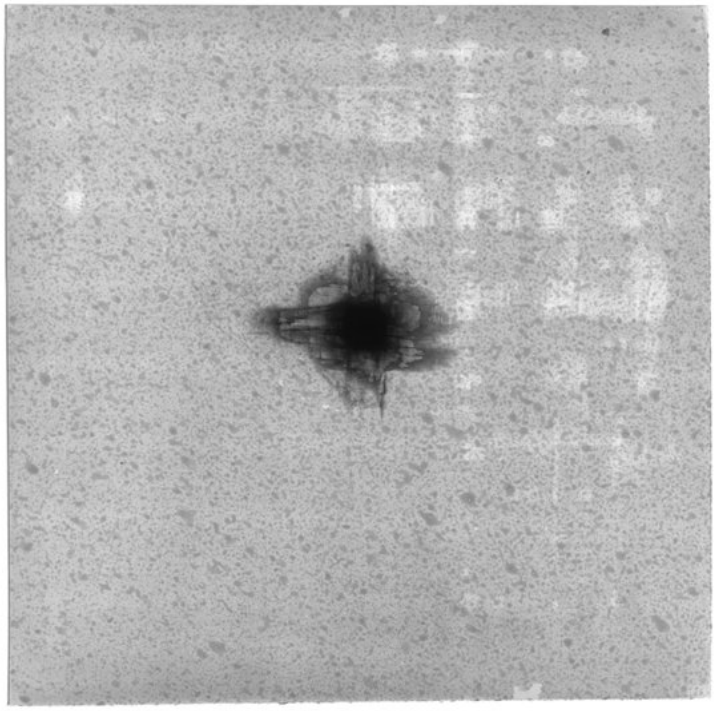


Fig.6-47 Reslut of ultrasonic inspection (D-T1・impacted at 365m/s).

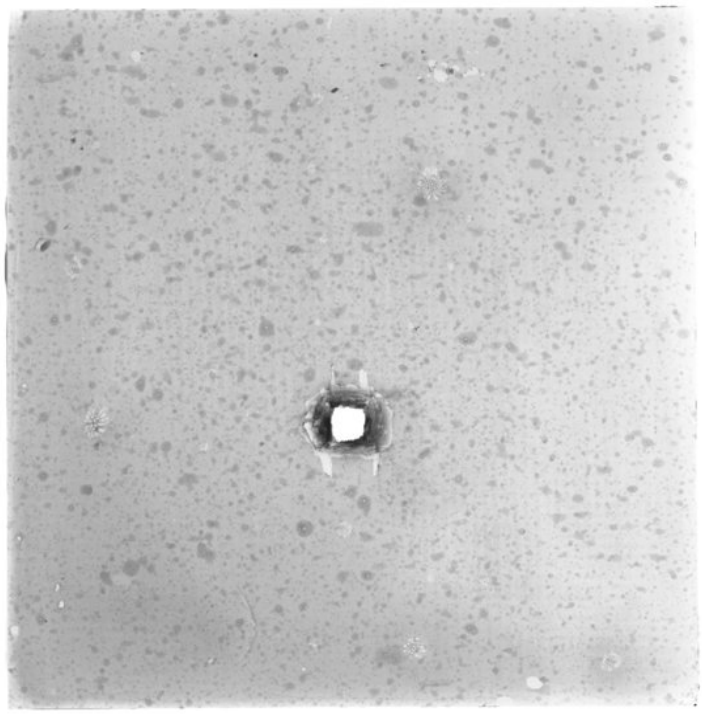


Fig.6-48 Reslut of ultrasonic inspection (B-ARD・impacted at 339m/s).

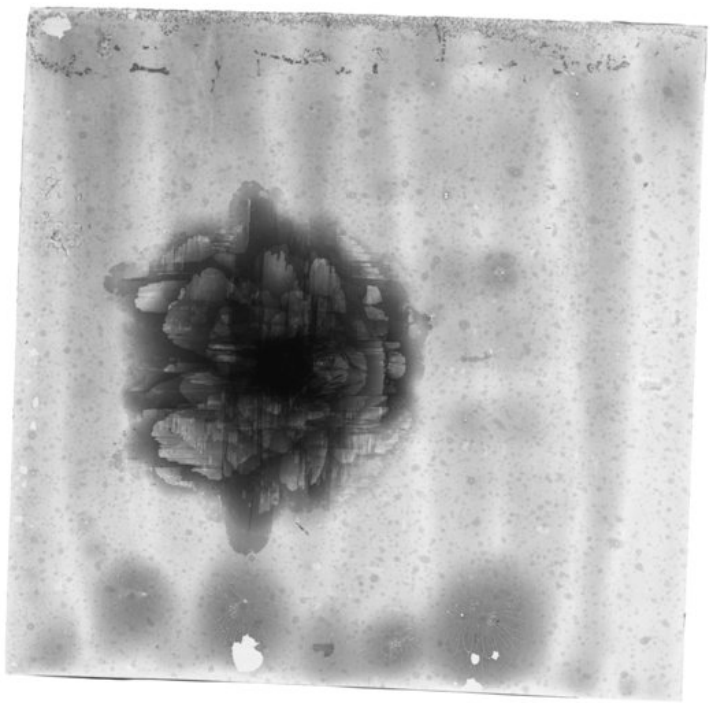


Fig.6-49 Reslut of ultrasonic inspection (B-T1・impacted at 343m/s).

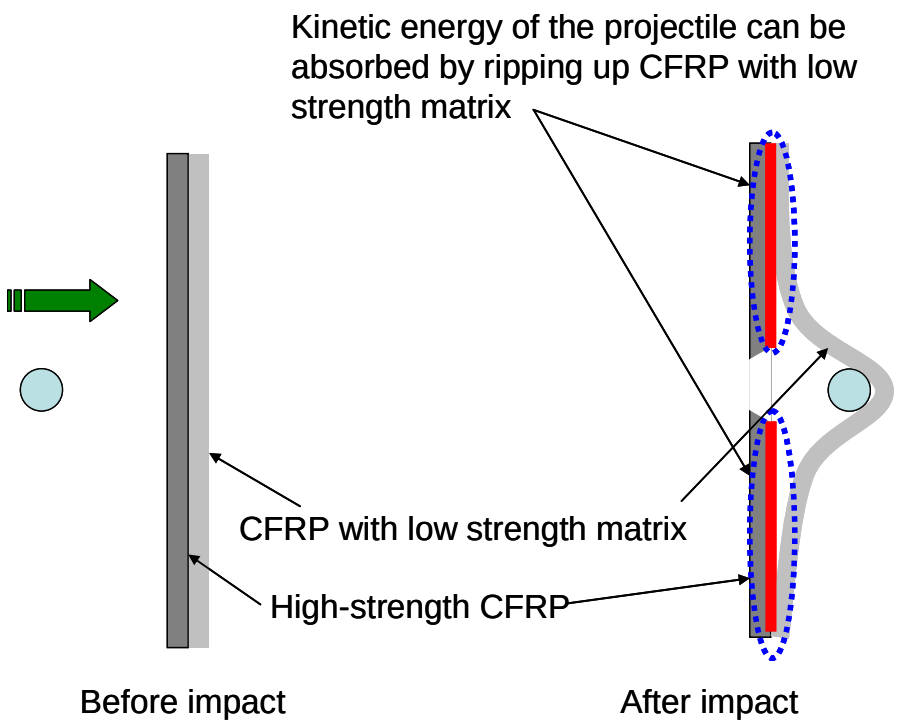


Fig.6-50 Schematic image of ideal impact phenomenon.

Table 6-1 Characteristics of Carbon fiber.

Fiber	Tensile Strength [MPa]	Tensile Modulus [GPa]	Tensile fracture strain [%]	Fiber Diameter [μm]	Density [g/cm^3]
YSH-50A(CF)	3830	520	0.7	7	2.1
T700S(CF)	4900	230	2.1	7	1.8

Table 6-2 Composition of the matrix resins [%].

	Epikote828	D-400	D-2000	BF_3MEA	AC-339	XTJ-542
A	66.7	33.3	-	-	-	-
B	97.6	-	-	2.4	-	-
C	56.8	23.5	14.2	-	5.5	-
D	42.9	-	-	-	-	57.1

Table 6-3 Summary of tensile test of epoxy resins.

	Yong's modulus [GPa]	Maximum tensile stress [MPa]	Breaking elongation [%]
A	3.07	50.5	11.6
B	2.77	74.4	6.4
C	1.14	26.1	59.1
D	0.00467	0.676	14.7

Table 6-4Notification of samples used in the present study.

Sample	Resin	Fiber	Sample	Resin	Fiber
A-ARD	A	CF(YSH-50A, As Recived)	A-T1	A	CF(T700S)
A-HTD	A	CF(YSH-50A, Heat Treated)	B- T1	B	CF(T700S)
B-ARD	B	CF(YSH-50A, As Recived)	C- T1	C	CF(T700S)
B-HTD	B	CF(YSH-50A, Heat Treated)	D- T1	D	CF(T700S)
C-ARD	C	CF(YSH-50A, As Recived)			
C-HTD	C	CF(YSH-50A, Heat Treated)			
D-ARD	D	CF(YSH-50A, As Recived)			
D-HTD	D	CF(YSH-50A, Heat Treated)			

Table 6-5 Summary of tensile test of CFRPs.

	A-ARD	A-HTD	B-ARD	B-HTD	C-ARD	C-HTD	D-ARD	D-HTD
Tesile Strength [MPa]	669	708	640	824	529	573	335	292
	[70.0]	[32.7]	[66.3]	[33.8]	[66.6]	[51.0]	[28]	[44.3]
Young's Modulus [GPa]	144	149	138	159	136	122	101	125
	[12.5]	[7.49]	[3.92]	[6.04]	[9.06]	[12.4]	[11]	[10.6]
Fracture strain [%]	0.434	0.412	0.439	0.498	0.360	0.446	0.265	0.205
	[0.0606]	[0.0111]	[0.0469]	[0.0448]	[0.0530]	[0.0389]	[0.0294]	[0.0408]

	A-T1	B-T1	C-T1	D-T1
Tesile Strength [MPa]	987	1019	944	397
	[51.6]	[72.6]	[99.7]	[22.6]
Young's Modulus [GPa]	60	62	65	42
	[4.1]	[2.2]	[5.3]	[5.0]
Fracture strain [%]	1.611	1.615	1.33	0.9572
	[0.1107]	[0.0612]	[0.1316]	[0.2143]

[ ]:SD(Standard Deviation)

Table 6-6 Summary of flexural test of CFRPs.

	A-ARD	A-HTD	B-ARD	B-HTD	C-ARD	C-HTD	D-ARD	D-HTD
Flexural Strength [MPa]	343	352	370	393	240	239	39	37
	[5.02]	[19.6]	[16.6]	[10.7]	[5.21]	[3.40]	[2.87]	[1.68]
Young's Modulus [GPa]	70.7	73.5	61.4	66.2	59.9	62.5	11.5	10.6
	[1.823]	[5.58]	[0.52]	[0.50]	[1.01]	[1.54]	[0.35]	[0.65]
Fracture strain [mm]	4.11	4.096	5.001	5.786	4.752	5.43	-	-
	[0.118]	[0.095]	[0.507]	[0.248]	[0.39]	[0.601]	[-]	[-]

	A-T1	B-T1	C-T1	D-T1
Flexural Strength [MPa]	643	1078	513	81
	[10.56]	[80.29]	[39.96]	[4.73]
Young's Modulus [GPa]	49.9	59.5	50.5	16.3
	[3.266]	[4.739]	[1.35]	[1.79]
Fracture strain [mm]	7.526	11.65	5.58	-
	[0.779]	[1.723]	[0.171]	[-]

[ ]:SD(Standard Deviation)

Table 6-7 Summary of duration of plateau.

	Duration of plateau [μsec]		Duration of plateau [μsec]
A-ARD	1.2	A-T1	1.25
B-ARD	1.19	B-T1	1.28
C-ARD	1.24	C-T1	1.32
D-ARD	1.24	D-T1	1.29
A-HTD	1.26		
B- HTD	1.2		
C- HTD	1.19		
D- HTD	1.2		

Table 6-8 Summaries of average stress of plateau.

	Average stress of plateau [GPa]		Average stress of plateau [GPa]
A-ARD	3.85	A-T1	3.76
B-ARD	3.62	B- T1	3.89
C-ARD	3.83	C- T1	3.9
D-ARD	4.03	D- T1	3.49
A-HTD	4.09		
B- HTD	3.88		
C- HTD	4.17		
D- HTD	3.77		

Table 6-9 Summaries of calculated flexural rigidity.

Specimen	Flexural rigidity D [N・m]
A-ARD	11.17
B-ARD	12.29
C-ARD	9.84
D-ARD	4.94
A-T1	12.65
B-T1	14.43
C-T1	10.08
D-T1	6.89

Table 6-10 Summaries of percentage of the strain energy to absorbed energy and time until crack formation.

	Percentage of the strain energy to absorbed energy [%]	Time until crack formation [μsec]
A-ARD 1	65	5
A-ARD 2	59	5
B-ARD 1	45	5
B-ARD 2	45	5
C-ARD 1	46	5
C-ARD 2	45	4
D-ARD 1	57	6
D-ARD 2	35	5
A-T1 1	62	11
A-T1 2	63	14
B-T1 1	68	8
B-T1 2	69	8
C-T1 1	60	14
C-T1 2	60	13
D-T1 1	67	17
D-T1 2	62	15

第 7 章　結論

本章では、まず、本研究で用いた材料の損傷挙動を比較し、損傷挙動に与える材料横断的な因子を検討し、損傷を低減するための材料設計指針に関する基礎的（基本的）概念を提案する。その後、各章をまとめて本研究を総括するとともに、今後の課題と展望を提言する。

第 2 章、第 3 章、第 6 章では、各々セラミックス、PE 繊維強化モルタル、CFRP に対して飛翔体との衝突による損傷挙動を解明し、さらに材料の準静的特性あるいは材料組織が損傷挙動に与える影響について定量的に明らかにし、材料設計に資するための基礎について述べた。これらの章で取り扱った試料は、板厚、密度等が異なるため、直接の比較は難しい。そこで、吸収エネルギー、質量減少量を各材料の面密度で割って規格化した。結果を表 7-1 に示す。

面密度当たりの吸収エネルギー（吸収エネルギー/面密度）は、セラミックスが低い値を示している。セラミックスでは、飛翔体は貫通していないため、実際の吸収エネルギー/面密度はこの値より大きいと考えられる。本研究で用いたものと同じ鋼球飛翔体は約 1000 m/sでもセラミックスを貫通しない（図 7-1）。このときの吸収エネルギー/面密度は 7687 J・mm^2・g^{-1}であり、CFRP、繊維強化モルタルより高くなる。飛翔体が細かく破壊（変形の度合いが極端に大きい場合に相当すると考えられる）されるためにエネルギーが消費され、結果として大きな吸収エネルギー/面密度値になったと考えられる。飛翔体が変形しなかった繊維強化モルタルとCFRPとを比較するとCFRPの方が吸収エネルギー/面密度は高くなっている。これは、強化材の強度及び含有量の違い（表 7-2）によるものであり、強度が高い強化材を多く含有させ、材料のマクロな変形によって飛翔体の運動エネルギーを多く吸収できるためと考えられる。

質量減少量/面密度値は、セラミックス、繊維強化モルタル、CFRP の順番で高くなっている。セラミックスにおいても繊維強化モルタルにおいても、靱性が高くなるとコーンクラックで生じる質量減少量が少なくなった。このことと、強化材の含有量が CFRP、繊維強化モルタル、セラミックスの順番で多いことを考え合わせると、引張強度の高い強化材を配合してき裂の進展を阻害することで、質量減少量が少なくなったと考えられる。これらの結果は、飛翔体を変形させることが飛翔体の運動エネルギーを散逸させる上で重要であり、母材が異なっても強化材と複合化してマクロな変形を誘起することで飛翔体の運動エネルギーを散逸することができ、さらに材料の質量減少を抑えることができることが分かる。

これらの考察を踏まえて、飛翔体衝突に対して損傷を少なくするために有効な材料について検討する。材料特性の観点から考察する。飛翔体の運動エネルギーを散逸あるいは消費するには大きく、次の 3 つが挙げられる。

(1)き裂の進展及びデブリの発生

(2)材料そのもののマクロな変形

(3)飛翔体の変形

飛翔体衝突時に延性（変形）をほとんど示さない材料（本研究ではセラミックス、繊維強化モ

ルタル）では(1)によるエネルギー散逸・消費が大部分である。ある程度の変形が可能な材料（本研究では CFRP）では(2)によるエネルギー散逸・消費の割合が高くなる。材料の特性を設計することで、これらの割合を制御することができると考える。例えば、繊維強化モルタルでは脆性で破断ひずみの小さなモルタルに高い荷重負荷能力を有する破断ひずみの大きな繊維を配合することで、衝撃圧力を低減させると同時にき裂の成長を抑制して微細なひびを無数に発生させて、高い引張靱性を示す擬似ひずみ挙動を実現させる方法が考えられる。この様な材料設計を行うことで、 (2)によるエネルギー散逸・消費を増やすことができ、結果として損傷が小さな材料を設計できる。CFRP では、元々(2)によるエネルギー散逸・消費の割合が多い。これは、セラミックスやモルタルと比較するとマトリックス樹脂ならびに炭素繊維ともに、ある程度の変形能を有するためである。さらに、炭素繊維が平面方向に積層されているため、き裂が板厚方向に進展しにくい相乗効果も見込める。このことは、長繊維等の連続した強化材を飛翔体の進行方向に対して垂直に積層させることによって、見かけ上延性を示さない材料でも (2)によるエネルギー散逸・消費を増やすことができることを示している。

効率よく飛翔体の運動エネルギーを消費するには、(1)と(2)の破壊様式を両立させることが重要である。すなわち、材料の破壊直前までは、材料の変形でエネルギーを消費し、飛翔体の貫入に伴うき裂の発生と同時に、微細き裂の発生および微細デブリの生成によってエネルギーを分散して散逸・消費することができる材料が理想である。これを実現するためには CFRP のマトリックス中に延性のある微細粒子を分散配合して、マトリックス全体の変形を促す材料設計が考えられる。こうすることで、き裂が進展しても連続的に進展することなく、最終的にはき裂が細かく枝分かれすることで微細なデブリが発生しやすくなるのではないかと考えられる。

(3)の飛翔体の変形については、材質そのものが重要であり、圧力には衝撃インピーダンス（密度と衝撃波速度との積）が直接的に関係している。材料の衝撃インピーダンスを大きくすることで、飛翔体の変形を増長できる可能性がある。大まかではあるが、樹脂よりはモルタルあるいはセラミックスが有利である。材料中に存在する粒界・界面での衝撃インピーダンスのミスマッチを有効に利用することで実現できるのではないかと考えている。

材料の損傷痕（欠損量）を小さくするには、高靱性化することが有効であることは既に述べた。機構(1)、(2)を実現する上に述べた方法は材料を高靱性させることに矛盾しない。上に述べたコンセプトに基づいた材料設計を推し進めることで、高速飛翔体との衝突に伴う損傷の少ない材料を創製できると信じている。

以下に、各章をまとめ、本研究を総括する。

「第1章　緒論」

本研究を行うにあたっての背景、目的、意義等を述べた。セラミックス、PE 繊維強化モルタル、CFRP に対する飛翔体衝突実験の既往の研究を概観すると、飛翔体衝突実験の報告はあるものの、同一実験条件で、材料特性及び組織と飛翔体衝突現象とを関連づけ、さらに実験結果を定量的に取り扱った研究はほとんど報告されていないことが分かった。それを受けて本研究の目的を設定し、論文構成について言及した。

「第2章　セラミックスの飛翔体衝突に伴う損傷挙動」

セラミックスの特性ならびに組織が飛翔体の衝突に伴う損傷挙動に与える影響を検討するために、異なる機械的特性をもつセラミックスに対し飛翔体衝突実験を行った。特性の影響について検討した結果、破壊靱性値が高くなるとコーン体積は小さくなり（図 2-12)、コーンクラック表面の破壊様式は破壊靱性値で分類できることを明らかにした（表 2-4)。しかし、部分安定化ジルコニアでは衝突部近傍での応力誘起相変態によって、コーンクラックが発生しなかった(図 2-9)。組織の影響については、粒界の臨界エネルギー開放率は、粒内の臨界エネルギー開放率より高く（表 2-6)、表面生成エネルギーは飛翔体の運動エネルギーに対し、0.5%から 3.5%の間であることを明らかにした（表 2-7)。さらに、表面生成エネルギーは破壊靱性値と粒内破面率に比例し、破壊靱性値が高いほど、あるいは粒内破面率が低いほど、表面エネルギーが高くなることを定量的に明らかにした（図 2-38、2-39)。これらの結果より、セラミックスの組織粒界の制御や応力誘起相変態を利用することで損傷現象を制御できることを示した。

「第3章　繊維強化モルタルの飛翔体衝突に伴う損傷挙動」

脆性材料において繊維強化が飛翔体の衝突に伴う材料の損傷挙動に与える影響を検討するために、プレーンモルタル及び繊維含有量を変えた PE 繊維補強モルタルに対して飛翔体衝突実験を行なった。モルタルに繊維を配合することにより、飛翔体衝突時の損傷は低減され(図 3-7～3-9)、コーン角度が小さくなり（図 3-13)、発生圧力が低くなることを明らかにした（表 3-3)。さらに、貫通限界速度域については鉄筋コンクリートの貫通限界速度域に関する実験式が適用できる程高くなることを示した（表 3-4)。飛翔体衝突の破面では多くの繊維の破断が観察された（図 3-14)。これは、飛翔体衝突に伴う破壊では、繊維の引き抜けによるエネルギー吸収が小さいことを示しており、吸収エネルギーにプレーンモルタルと大きな相違がなかったこと（図 3-17）と対応していた。これらのことを踏まえて、強化材の効果を向上させるためには界面強度や生産性を考慮した上で、繊維自体の特性の向上が重要であることを提案した。

「第4章　飛翔体の材質が CFRP の損傷挙動に与える影響」

飛翔体の材質が、CFRP の損傷挙動に与える影響について検討するために、材質の異なる飛翔

体を用いた衝突実験を行なった。飛翔体衝突時に飛翔体が変形しない場合は材質にかかわらず、貫通現象については飛翔体の運動エネルギーで整理できること、飛翔体の径が大きくなると曲率が大きくなり、貫入時の抵抗が高くなるため、貫通に必要な運動エネルギーが飛翔体径に比例して高くなることを明らかにした（図 4-12）。また、試料を貫通するよりも十分速い速度域においては、飛翔体径が同じであれば試料が吸収するエネルギーは飛翔体の材質や運動エネルギーには依存せず、試料の外観上の損傷もほぼ同じである（図 4-7～4-10）。しかしながら、飛翔体衝突時に変形する飛翔体では、飛翔体変形に消費されるエネルギーは貫通現象において無視できないことを明らかにした。

「第5章　CFRP の 3 次元変形計測」

CFRP の損傷挙動を詳細に検討するために試料の変形を定量的に取り扱うことが不可欠である。このために有用な、高速ステレオビジョン法を用いた飛翔体衝突に伴う CFRP の高速変形挙動の 3 次元計測手法を確立した。本 3 次元計測法が直接観察法と同程度の高い精度を有していることを確認した（図 5-13～15）。

「第6章　CFRP の飛翔体衝突に伴う損傷挙動」

CFRP の材料構成要素（炭素繊維、マトリックス樹脂、界面）が CFRP の飛翔体衝突に伴う損傷挙動に与える影響を検討するために、材料構成要素の異なる CFRP を用いて平板飛翔体を含む飛翔体衝突実験を行なった。吸収エネルギー及び貫通限界速度域は、高強度で大きい破断ひずみを有する炭素繊維を用いることで高くなること、その炭素繊維の性能を発揮させるには、繊維の変形を阻害しない強度の低い樹脂が効果的である（図 6-25）こと。さらに、3 次元計測をもとに、CFRP 試料の変形に伴うひずみエネルギーを定量的に取り扱い、吸収エネルギーが高いほどひずみエネルギーが高くなり、その割合は概ね 50～70%であることを明らかにした（図 6-33）。さらに、材料構成要素（繊維、マトリックス、界面）の多様性を加味した飛翔体の吸収エネルギーについての新しい経験式を提案した（式(28)）。これらの結果を踏まえて、飛翔体衝突現象を抑制するためには CFRP 自体の変形が重要であること、この変形を促すためには高強度で大きい破断ひずみを有する炭素繊維を用い、さらに、低強度の樹脂を組み合わせる必要があるとことを明らかにした。

「第7章　結論」

材料横断的な解析を行い、飛翔体衝突現象に対して有効な構造について検討し、今後の課題についても述べた。さらに、各章を統括するとともに最後のまとめとした。

最後に、今後の課題と展望について述べる。

本研究を通して、飛翔体との衝突による材料の損傷挙動を解明し、材料設計に資するための基礎を構築することができた。しかしながら、さらに解明が必要である。既往の研究ではあまり行

われていなかった、飛翔体衝突現象を定量的に解明することを目的に、本研究を実施して大きな成果を修めることができた。しかし、飛翔体衝突現象の過程のすべてを定量化できた訳ではない。例えば、試料裏面から発生するデブリの運動エネルギーに関する事項が挙げられる。デブリの運動エネルギーについては「第 5 章　CFRP の 3 次元変形計測」で行った方法を参考にし、2 台の高速度ビデオカメラをデブリの進行方向に対して水平に設置することにより、デブリの速度、サイズ、射出角度を求めることができると考えられる。また、「第 4 章　飛翔体の材質が CFRP の損傷挙動に与える影響」で明らかにしたように、飛翔体の変形によるエネルギーの散逸・消費は無視できない。デブリ寸法を考えると現状の高速度ビデオカメラでは、十分な解析は難しいと考えるが、このエネルギー散逸・消費量を飛翔体材質の臨界エネルギー解放率もしくは破壊靭性値を調べた上で定量化する必要がある。

本研究では、各材料の比較を行うため、吸収エネルギーの測定を中心に考察を行ったが、構造材として用いるためには剥離について検討する必要がある。剥離が発生することにより、残留強度が下がり、構造物に大きな影響をおよぼすためである。貫通限界速度とともに剥離限界速度も重要であり、微細な剥離を判定する手法の開発を含めて、剥離限界に関する実験と考察を行う必要がある。

飛翔体衝突現象の解明には、装置の特殊性、観察・計測の難しさ、詳細な実験方法が規定されていない等、数々の困難が内在している。しかしながら、様々な解析方法を用い、実験を積み重ねることによって飛翔体の運動エネルギーの消費過程を明らかにできれば、飛翔体との衝突に伴う材料個々の貫通限界速度及び亀裂発生速度のカタログ化が可能になり、より詳細で具体的な材料設計指針の提案を行うことができると考えている。今後ますます環境問題がクローズアップされていく中で、人類が持続的開発を行うにはますます異物との衝突現象が重要になる。本研究はこの分野での重要な一歩となったと自負している。

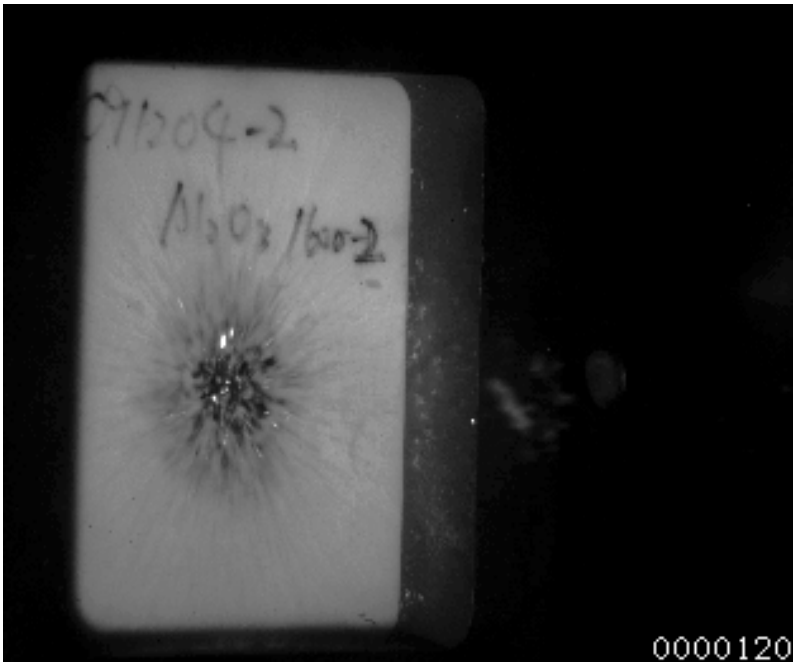


Fig. 7-1 Front-face photo of the impact fracture of Alumina(A99.99 1600°C)
(Impacted at 1003 m/s)

Table 7-1 Results of impact test

	Impacted velocity [m/s]	Residual velocity [m/s]	Absorbed energy [J]	Mass loss [g]	Area density [g/mm^2]
CFRP (D-T1)	365	66	16.9	0.005	0.0030
Mortar (mortar 1.5)	778	69.1	78.7	2.813	0.0281
Ceramics (Alumina(A99.99 1600°C))	362	0	17.2	2.754	0.0173

	$\frac{\text{Absorbed energy}}{\text{Area density}}$ [J・mm^2/g]	$\frac{\text{Mass loss}}{\text{Area density}}$ [mm^2]
CFRP (D-T1)	5550	1.642
Mortar (mortar 1.5)	2795	99.94
Ceramics (Alumina(A99.99 1600°C))	992	159.12

Table 7-2 Properties of reinforcement

Specimen	Reinforcement	Tensile strength [MPa]	Fiber volume [%]
Mortar (Mortar 1.5)	PE fiber	2700	1.5
CFRP (D-T1)	T700S (Carbon fiber)	4900	60

謝辞

本研究は名古屋大学大学院　工学研究科　化学・生物工学専攻　分子化学工学分野　田邊・板谷研究室において行われたのもであり、御指導賜りました田邊靖博先生には心から感謝致します。田邊靖博先生には御指導だけでなく、研究が滞りなく行えるように、研究費等を工面して下さり感謝しております。また、板谷義紀先生、小林信介先生には普段から、研究に関する御指導を頂きました。特に板谷先生には本論文を御審査下さいました。心から感謝致します。

本論文を御審査下さいました名古屋大学大学院　工学研究科　化学・生物工学専攻　田川智彦先生、名古屋大学大学院　工学研究科　航空宇宙工学専攻　佐宗章弘先生に心から感謝致します。佐宗章弘先生には研究に関する御指導も賜りました。重ねて感謝致します。

本研究に貴重な御意見と御指導を賜りました美濃窯業㈱　熊澤猛様、関根圭人様、名古屋大学大学院　工学研究科　社会基盤工学専攻　国枝稔先生、宇宙航空研究開発機構　研究開発本部複合材グループ　小笠原俊夫様、吉村彰記様、名古屋大学大学院　工学研究科　航空宇宙工学専攻　松田淳先生　（現　名城大学）、名古屋大学　エコトピア科学研究所　森田成昭先生、布目陽子様に心から感謝致します。

本研究で用いたセラミックスは美濃窯業㈱殿から提供して頂きました。繊維強化モルタルは国枝稔先生の御指導の下で作製されたものです。炭素繊維と CFRP 材の一部は東レ㈱殿から提供して頂きました。樹脂は三井化学ファイン㈱殿から提供して頂きました。心から感謝致します。

本研究で行った平板衝突試験で使用したバリスティックレンジは佐宗章弘先生に快諾して頂いたものです。一緒に実験を手伝って下さった、清水克也さん（現　川崎重工業㈱）、鈴木角栄さんと共に心から感謝致します。

田邊・板谷研究室の皆様にも大変御世話になりました。御世話になった方があまりにも多いのでお一人お一人のお名前を挙げることは省略致しますが、心から感謝致します。なかでも、伊藤肇さん（現　トヨタ自動車㈱）、横田健志さん（現　住友化学㈱）、稲垣勇希さん、岩崎慎太郎さん（現　東京大学大学院）、武田雄太さん、平田修司さんには本研究に関して大変御世話になりました。心から感謝致します。

最後に研究生活を支えてくれた、妻　純子、息子　将平に心から感謝致します。

このように多くの方々の御指導に支えられ、本研究を進めることができました。このご恩を忘れずに、さらなる自己研鑽に励むことによって恩返しをしたいと思っております。本当にありがとうございました。

山田　昌義