

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1100

カーボン、ケブラー、ガラス系ハイブリッド
複合材平板の衝撃試験

橋本良作・小河昭紀
大竹邦彦・夏村 匡

1991年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1080	矩形スクラムジェット燃焼器の着火に関する実験 An Experiment on Ignition in a Rectangular Corss Section Scramjet Combustor	1990年9月	工藤賢司, 小室智幸, 升谷五郎 村上淳郎, 谷香一郎, 若松義男 菊田丈七, 鎮西信夫
TR-1081	脚格納空間の騒音低減化の研究 The Reduction of Cavity Noise at Subsonic Speeds	1990年9月	武田克巳, 西脇英夫, 藤井昭一
TR-1082	N ₂ H ₄ /MMH 混合燃料再生冷却エンジンの性能 Performance of the N₂H₄/MMH Mixed Fuel Regeneratively Cooled Engine	1990年9月	植田修一, 黒田行郎, 桜中 登 木皿且人, 宮島 博, 小坂勝明 長島隆一
TR-1083	飛行試験結果により推定した STOL 実験機 “飛鳥”の空力弾性特性 Estimation of the Aeroelastic Characteristics from Flight Test Date of the STOL Research Aircraft“ASKA”	1990年10月	STOL プロジェクト推進本部
TR-1084	時間領域におけるシステム同定とその応用 On System Identification Using Hankel Matrices by the Time Domain Approach	1990年10月	山口 功, 木田 隆
TR-1085	光弾性被膜法の CFRP への応用 Application of the Birefringent - Coating Method to CFRP	1990年10月	越山慎一
TR-1086	NS システム用光磁気ディスク装置 管理運用プログラムの開発 The Development of Magneto - Optic Disk Operation Managing Programs for NS System	1990年11月	土屋雅子
TR-1087	デルタ翼上に生ずる前縁剥離渦の断面平均流速等の 測定 Velocity Measurements inside the Leading Edge Vortex Formed on a Delta Wing	1990年11月	李家賢一, 岩崎昭人, 藤田敏美 藤枝郭俊
TR-1088T	A Computational and Experimental Analysis of Joined - wing Aerodynamics	November, 1990	Naoki HIROSE, Takeshi OHNUKI, Masakata HASHIMOTO and Masayuki ISHIKAWA
TR-1089	応力塗料を用いた CFRP 桁リブ要素の強度試験 An Application of Brittle Lacquer Techniques to the Strength Test of CFRP Spar/Rib Element.	1990年12月	野原利雄, 江川幸一

カーボン、ケブラー、ガラス系ハイブリッド 複合材平板の衝撃試験*

橋本良作*¹ 小河昭紀*¹

大竹邦彦*² 夏村 匡*³

Impact test of Carbon, Kevlar and Glass fibre hybrid FRP plates *

Ryosaku HASHIMOTO, Akinori OGAWA,
Kunihiko OHOTAKE and Tadasi NATUMURA

ABSTRACT

The high velocity impact response of hybrid fiber reinforced plastic (FRP) plates (carbon, Kevlar and glass fibre) was experimentally studied to determine the influence of laminate structures.

Impact velocities from 80-280 m/s were obtained using a high pressure nitrogen gas gun, with all the tested target specimens being mounted in a frame type fixture.

The impact and residual velocities were measured by electronic counters connected to a system composed of two photo-cells and two infrared LEDs, and the tangential and radial direction dynamic strains were directly recorded. The delaminated area was subsequently measured by ultrasonic C-scanning, with the damage being characterized by this delaminated area and the energy-absorbing capacity.

Keywords : impact test, perforation, damage, hybrid FRP, composite materials, laminate structures

概 要

繊維及びプリプレグ（一方向とクロス）を変えた数種類のハイブリッドFRPを製作し、高速衝撃試験を行い繊維及びプリプレグの違いが耐衝撃性に与える影響について実験的に検討した。試験は高圧の窒素ガス銃を用いて80～280 m/sの衝突速度で行った。試験片の支持条件は周辺固定である。飛翔体の衝突速度と残留速度はそれぞれ試験片の前後に置い

* 平成3年1月23日 受付 (received 23 January 1991)

*¹ 原動機部 (Aeroengine Division)

*² 構造力学部 (Structural Mechanics Division)

*³ 石川島播磨重工業(株) (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.)

た一対のフォトセンサーとカウンターを用いて計測した。同時に、 0° と 90° 方向の衝撃歪応答も計測した。剥離領域面積は超音波探傷器を用いて測定した。損傷状態は吸収エネルギー量と剥離領域によって特徴づけられる。

ハイブリッドFRPはガラス繊維を含むことにより耐衝撃性は向上する。また、耐衝撃性は一方向プリプレグ積層材の方がクロスプリプレグ積層材より有利であった。

1. まえがき

ATP (Advanced Turbo Prop) ブレードのような大型で幅広、後退角付の薄肉ブレードはフラッタや遠心力荷重による負荷を避けるため重量の軽減が求められている。この重量軽減のため比剛性、比強度の優れた材料としてFRP (Fiber Reinforced Plastics) が有力視されている。しかし、FRPは静的負荷では優れた性質を有しているが、氷、鳥等の異物が高速で衝突した場合の衝撃負荷による損傷 (Foreign Object Damage: FOD) では重大な問題がある。また、FRPの耐衝撃性改善の一つの方法として弾性率や強度は高いが破断歪が小さく耐衝撃特性の劣るカーボン繊維 (CF) と弾性率は低いが破断歪が大きく耐衝撃特性に有利なガラス繊維 (GF) の組合せによるハイブリッド化により耐衝撃特性の向上が考えられている^{1),2)}。

複合材料の貫通衝撃特性に関する研究としては幾つかの研究が発表されている。たとえば、宮入³⁾らの研究はGFRP, CFRP, CF-GFハイブリッドFRPについて、その破壊の様相を観察し、衝撃挙動に及ぼすハイブリッド効果と積層材料の構成の影響について検討したものであり、Cantwell⁴⁾の研究はCFRPを用いて、板厚や大きさ等の違いが耐衝撃特性に与える影響について検討したものである。しかし、エンジン要素としてのブレード材に適用することを前提として繊維及びプリ

プレグ (一方向とクロス) と耐衝撃特性の関連について検討した研究は見当たらない。

本報では、繊維及びプリプレグ (一方向とクロス) を変えたハイブリッドFRPを製作し、貫通衝撃試験を行い、繊維及びプリプレグの違いが耐衝撃特性に与える影響について基礎的検討を行った。試験片の素材はカーボン繊維 (CF), ガラス繊維 (GF), ケブラー繊維 (KF) より各二種類ずつの組合せからなり、プリプレグとして一方向材とクロス材 (平織) を使用した。また、FRPブレードにアルミスパー (芯材) を使用した場合を想定してハイブリッドFRP板の中央部にアルミ板を積層した試験片についても調べた。衝撃試験は周辺固定した正方形板材の試験片の中心に向けて垂直に飛翔体を衝突させて行った。衝突速度と残留速度から貫通限界速度を推定し、超音波探傷器による損傷領域面積の測定と試験片断面の観察から複合材の耐衝撃性について検討した結果について報告する。

2. 供試体

試験片はCF (カーボン繊維), GF (ガラス繊維), KF (ケブラー49繊維) の強化繊維を二種類ずつ組合せて製作した積層板である。試験片に用いられた繊維の繊維特性を表1に示す。プリプレグは一方向プリプレグ (UD) と平織のクロスプライプリプレグ (c1) を使用した。また、ア

表1 繊維特性

	カーボン (T-300)	Eガラス	ケブラー49
引張強度 (MPa)	2746.	1471.	2746.
引張弾性率 (GPa)	225.56	72.57	130.4
破断伸び (%)	1.2	4.	2.4
密度 (g/cm ³)	1.74	2.54	1.45

ルミスパーを使用したブレードを想定し、板の中央部にアルミ板材を積層したのも追加した。積層は一方向プリプレグのみを0°または90°方向に直交積層する方法とクロスプリプレグのみを織目方向に積層する二種類の方法で行った。積層構成はそれぞれのプリプレグを数枚組合せてA層、B

層、C層と積層したものをさらにC層を中心に対称積層しA/B/A/B/C/B/A/B/Aと積層したものである。試験片の表示方法はA、B、C各層の繊維の記号とプリプレグの種類によって表示した。表2にA、B、C各層の積層構成を示す。UD積層材の積層順序は左側を外側にして積層順

表2 ハイブリッドGRPの積層構成

試験片の種類 記号		積層材		
		A層(0.3mm)	B層(0.3mm)	C層(0.6mm)
GKK (UD)	繊維	G (UD)	K (UD)	K (UD)
	積層数	0°/90°/0°	90°/0°/90°	0°/90°/90°/0°
GKK (c1)	繊維	G (c1)	K (c1)	K (c1)
	積層数	4	4	6
GCC (UD)	繊維	G (UD)	C (UD)	C (UD)
	積層数	0°/90°/0°	90°/0°	0°/90°/0°
GCC (c1)	繊維	G (c1)	C (c1)	C (c1)
	積層数	4	3	4
KCC (UD)	繊維	K (UD)	C (UD)	C (UD)
	積層数	0°/90°/0°	90°/0°	0°/90°/0°/0°/90°/0°
KCC (c1)	繊維	K (c1)	C (c1)	C (c1)
	積層数	4	3	4
GCA1 (UD)	繊維	G (UD)	C (UD)	A1
	積層数	0°/90°/0°	90°/0°	1
GCA1 (c1)	繊維	G (c1)	C (c1)	A1
	積層数	4	3	1

- 1) 試験片の記号付けは各試験片のA、B、C層の積層繊維の記号で示した。
- 2) 積層構成は図に示した様に対称積層でA/B/A/B/C/B/A/B/Aである。
- 3) 繊維含有率 (Vf) は55%~60%
- 4) 成形法はオートクレーブ

記号

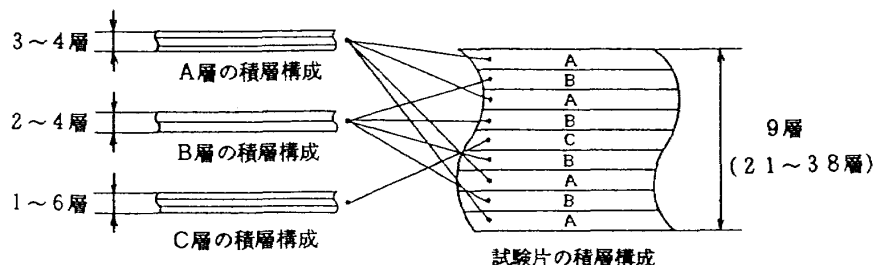
G : Eガラス, K : ケブラー49

C : カーボン (T-300)

A1 : アルミ板 (A 2024)

(UD) : 一方向プリプレグを0°または90°方向に積層したもの

(c1) : クロスプリプレグ (平織) を積層したもの



を示した。試験片の種類は表2に示したように繊維の組合せ方で4タイプ、プリプレグ（織り方）の違いで2タイプの計8種類である。試験片の形状、繊維方向、歪ゲージ接着位置等については図1に示す。各試験片の大きさは150×150mmの平板で、試験領域は周辺固定された状態で120×120mmである。板厚の公称値は3mmであるが実測値は3±0.05mm内であった。繊維含有率は55%～60%である。試験に使用した飛翔体は図2に示した形状で、耐高衝撃性ABS樹脂製（平均

重量8g）である。各試験片の三点曲げ試験結果及び密度を表3に示す。曲げ試験は幅15mmの試験片をスパン距離48mm、クロスヘッド速度1.5mm/minで行なった。曲げ強さはGCA1とKCCが強くGKKが弱い結果を得た。また、いずれの材料もUD積層材の方がc1積層材より強い曲げ強度を示した。UD積層材の表面繊維の積層方向が0°方向の方が90°方向より強い強度を示したのは0°方向の積層材の方が曲げ荷重を負荷した場合、曲げに貢献する繊維の量が多いから

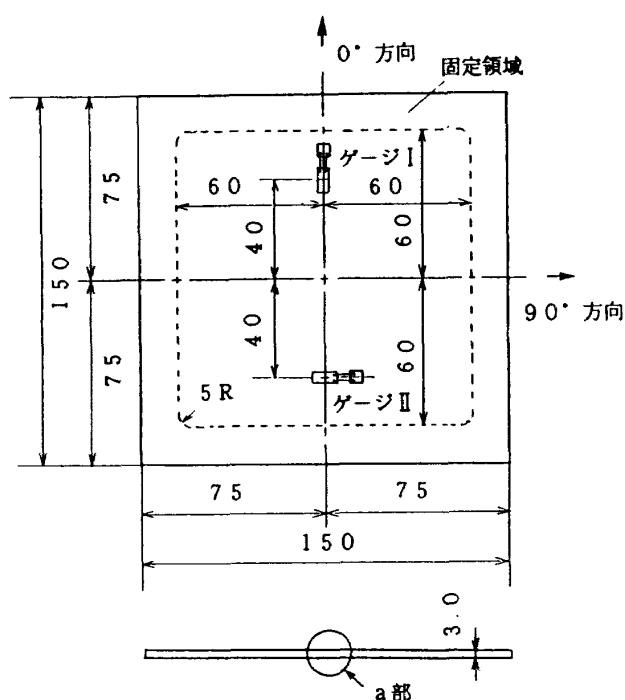


図1 試験片形状

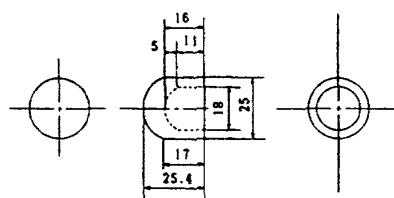
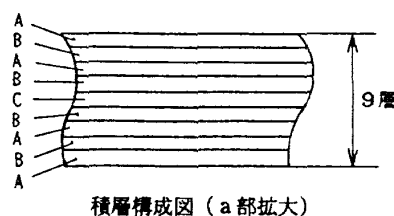


図2 飛翔体形状 (ABS樹脂製)



積層構成図 (a部拡大)

表3 ハイブリッドFRP材の三点曲げ試験結果

試験片の種類 (記号)	0°方向剛性 (GPa)	90°方向剛性 (GPa)	0°方向強度 (MPa)	90°方向強度 (MPa)	密度 (g/cm ³)
GKK (UD)	27.0	24.0	856.	649.	1.70
GKK (c1)	21.4		473.		1.53
GCC (UD)	37.8	34.7	866.9	749.3	1.75
GCC (c1)	31.8		707.1		1.68
KCC (UD)	46.2	42.6	1007.2	812.0	1.51
KCC (c1)	35.3		752.2		1.39
GCA 1 (UD)	43.2	40.8	1034.6	811.0	2.05
GCA 1 (c1)	35.3		785.5		1.94

注) 0°, 90°は試験片表面の繊維方向を表している。

試験条件はスパン距離=48mm, クロスヘッド速度=1.5mm/min

である。

3. 試験装置および試験方法

本試験に用いた試験装置全体のブロック図を図3に示す。試験装置の構成は飛翔体発射装置、飛翔体の速度、衝撃歪等の測定装置、試験片の支持装置及び高速VTR装置より成っている。発射装置は高圧窒素ガスを用いたガス銃方式であるため火薬方式に比べて発射前の清掃の必要がなく、取扱が簡単であり、低速での制御が容易である。また、この発射装置はサボット（飛翔体収納ケース）を用いないため目標点（試験片中央に垂直）に正確に衝突させる事が出来るが、その反面、飛翔体の直径を変える事が出来ない。飛翔体の最大発射圧は 10 kgf/cm^2 で、発射圧を調整することによって $100 \sim 300 \text{ m/s}$ 程度まで精度良く発射速度を制御する事が出来る。飛翔体の衝突及び残留速度の計測はそれぞれ一對のフォトセンサーを試験片の前後に置き飛翔体の通過時間により求めた。衝撃歪は試験片の 0° と 90° 方向の二箇所に半導体歪ゲージ（KSP-2E4：ゲージファクタ124）を接着し、その出力を応答周波数 200 kHz のシグナルコンディショナ（CDV-230C）を介してトランジェントメモリ（HP-5183A）に記録した。実験は数 ms で終了する高速現象を対象とするため、飛翔体の発射とその後の計測系の制御及びデー

タ解析にはデスクトップコンピュータを用いた。高速VTR装置は試験片後方斜上に設置し、衝突貫通の破壊状況の観察を行なった。また、VTR装置は、貫通後の弾道のずれにより残留速度の計測が不可能な場合の補助の残留速度測定装置として利用した。

4. 試験結果

上記の8種類の試験片各3枚（一部については2枚と4枚がある）について衝突速度を $80 \sim 280 \text{ m/s}$ の範囲で貫通衝撃試験を行い、飛翔体の衝突速度、残留速度及び衝撃歪応答を計測した。損傷状態の把握は超音波探傷器を用いた試験片内部の損傷領域面積（剥離領域面積）の測定と外観の観察により行った。

4.1 貫通限界速度

飛翔体が試験片に衝突後、試験片裏側に飛翔体が抜出た時の残留速度が 0 m/s であった場合の衝突速度を貫通限界速度と定義する。貫通限界速度を実験で直接求めるのは困難であるため、実験結果の内挿により求めた。飛翔体が試験片に衝突後プラグ（試験片の破片）が発生し、飛翔体とプラグが同じ速度で飛び続けると考え、衝突前後の飛翔体の運動量及びエネルギー保存則より次の様な関係が求まる⁵⁾。

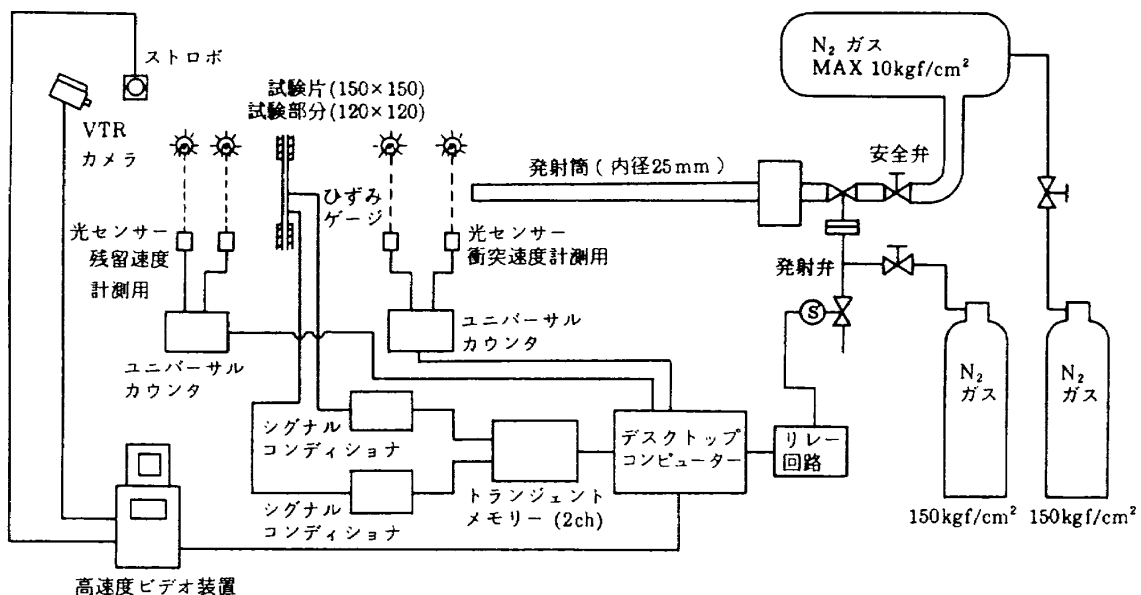


図3 衝撃試験装置ブロック図

$$V_r = \frac{m}{m+m_p} \times (V_i^2 - V_{cr}^2)^{1/2} \quad (1)$$

ここで、 m : 飛翔体の質量 (kg)
 m_p : プラグの質量 (kg)
 V_i : 衝突速度 (m/s)
 V_r : 残留速度 (m/s)
 V_{cr} : 貫通限界速度 (m/s : $V_r = 0$ の時の V_i の値)

図4に衝突速度と残留速度の関係を示した。図中の白抜き印はUD積層材を、ぬり潰しはc1積層材を表している。また、実線はGKK(c1)を除くc1積層材について最小二乗法による(1)式表示より求めた値である。今回の実験でプラグが発生したのはカーボン繊維のみであり、このプラグの影響についてVTR観察結果から判断すると試験片近くに散乱し運動エネルギーへの寄与は小さいと考え、(1)式においてプラグの重量を無視した。耐貫通性を見ると281m/sの衝突速度でも貫通しなかったGKK(UD)の貫通限界速度が最も大きく以下、GCA1(UD), GCC(UD), GCA1(c1), GCC(c1), GKK(c1), KCC(UD), KCC(c1)の順に貫通限界速度は小さくなる。プリプレグの違いで見るとUD積層材の方がc1積層材より耐貫通性は優れている。繊維の違いで見るとガラス繊維を含むハイブリッド材の方が耐貫通性には有利であった。また、アルミ板を積層することによっても耐貫通性は若干向上する結果を

得た。

4.2 吸収エネルギー

飛翔体の衝突によって試験片に吸収されるエネルギーを直接求めることは困難である。ここでは試験片に衝突貫通する前後の飛翔体の運動エネルギーの差を吸収エネルギーと定義した。

$$E = \frac{1}{2} \times m \times (V_i^2 - V_r^2) \quad (2)$$

ここで、 E : 吸収エネルギー (J)

図5に衝突速度と吸収エネルギーの関係を示す。貫通しなかったGKK(UD)については衝撃前の飛翔体の運動エネルギーを参考として示した。エネルギー吸収量はKCC(UD)とKCC(c1)が一番少なく以下GKK(c1), GCC(c1), GCA1(c1), GCC(UD), GCA1(UD), GKK(UD)の順にエネルギー吸収量は大きくなる。プリプレグの違いによるエネルギー吸収量はUD積層材の方がc1積層材より多く、繊維の違いで見るとガラス繊維を含む積層材の方が吸収エネルギーは大きくなった。アルミ板を積層することによっても若干エネルギー吸収量の増加を見た。吸収エネルギーは同一の衝突速度で比較すると、貫通限界速が大きくなるほど増加する傾向を示した。

4.3 超音波探傷

衝撃試験後、試験片内部の損傷領域を日本クラ

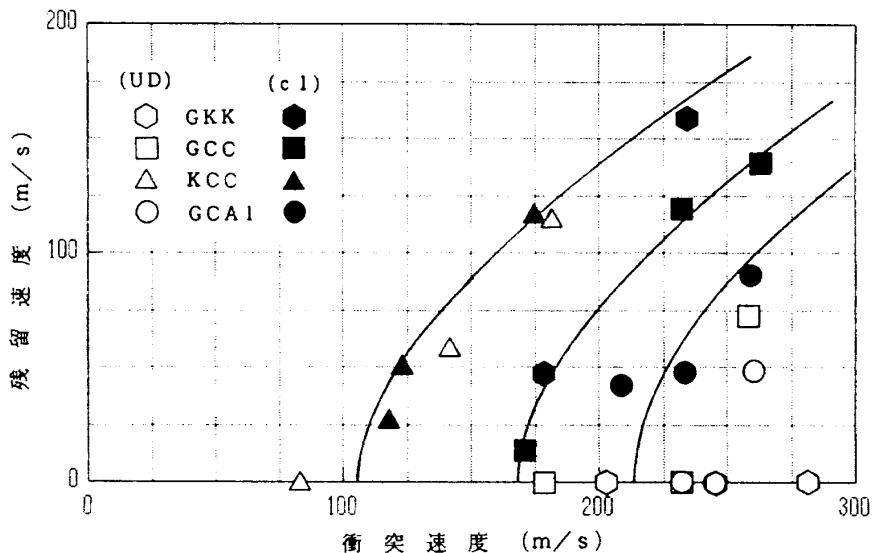


図4 衝突速度と残留速度

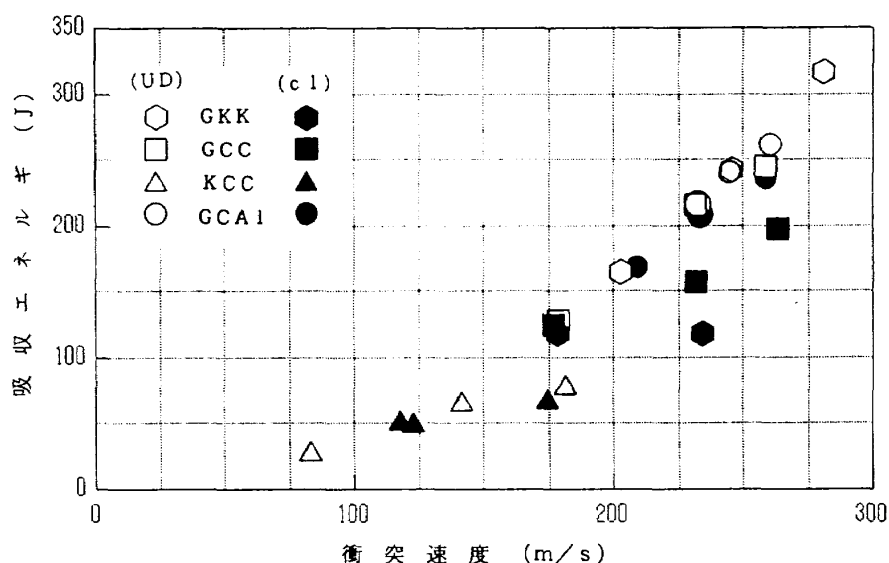


図5 衝突速度と吸収エネルギー

ウトクレーマー・フェルスター(株)社製の超音波探傷装置(ドルフィンシステム)を用いて調べた。使用した接触子は10MHzである。GKK(UD)は衝撃点を中心に広範囲に変形したため超音波探傷法による検査は出来なかった。図6にアルミ板材を積層していない試験片のCスコープ観察結果の例を示す。図の上方を0°方向、右側を90°方向とした。表示はビーム路程モード(反射波の戻ってくる欠陥面の位置を表示するモード)で示した。実際はビームの反射位置により色を変えて表示されているが、ここでは色の代わりに1~6の数字で表した。

a)はGKK(c1)の例で衝撃点を中心に十文字に繊維が破断し、最大層間剥離は衝撃面より深さ1.6~2.0mm間の積層面で発生した。また、衝突速度を大きくすると深さ0.4~0.8mm間にある積層面に発生する円形の剥離領域も大きくなることが観察された。

b)のGCC(UD)は衝撃点を中心に表面近くで繊維方向(0°, 90°方向)を対角線とする矩形の剥離が発生し、多くの層で広範囲に層間剥離しているのが観察された。また、衝突速度を大きくすると繊維方向へ十文字に剥離した。

c)はGCC(c1)で衝撃点を中心に繊維方向(0°, 90°方向)に十文字の繊維破断があり、繊維方向を対角線とした矩形の剥離が観察された。

最大剥離領域は深さ2.0~3.0mm間の積層面に衝撃点を中心とした円形の領域として観察された。

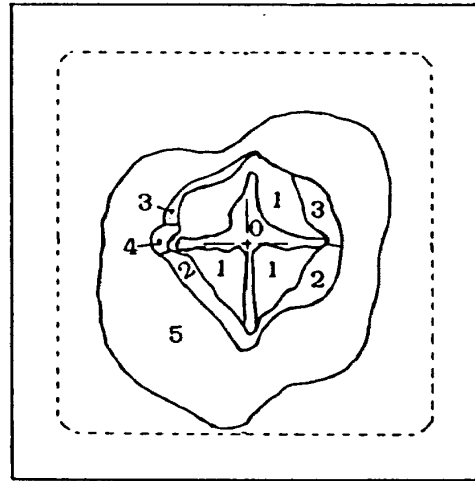
d)はKCC(UD)で衝撃点を中心に深さ0.2~0.4mm間にある積層面で飛翔体の直径の大きさの円形の剥離領域が発生した。また、衝突速度を大きくすると深さ0.2~0.4mmにある積層面に円形の剥離領域が、深さ2.0~3.0mm間の積層面では0°, 90°方向を対角線とする矩形の剥離領域が発生した。

e)はKCC(c1)で衝撃点近傍に円形の剥離が、深さ2.0mm付近では矩形の剥離領域が観察された。

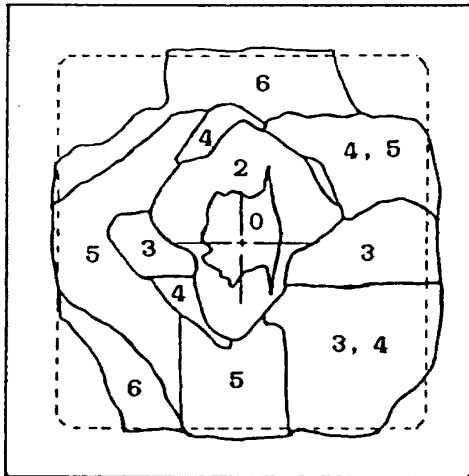
これらの結果から各試験片は繊維及び配向の違いにより、それぞれ特徴ある剥離モードを示した。最大層間剥離は1/2厚さより後方で発生した。また、GFを積層することにより剥離領域は広がる傾向を示した。層間剥離領域はUD積層材の方がc1積層材より大きかった。

図7にアルミ板を中央に積層したGCA1(UD)とGCA1(c1)の超音波探傷結果について示す。この試験片は中心部にアルミ板を積層したためビーム路程モードであらわすことが困難であった。そのためエコー高さモード(欠陥面より戻ってくる反射波の強さを表示するモード)によりアルミとFRPの積層面の剥離を調べた。図中の0~6までの数字は反射エコーの強さ(反射量)を示した。

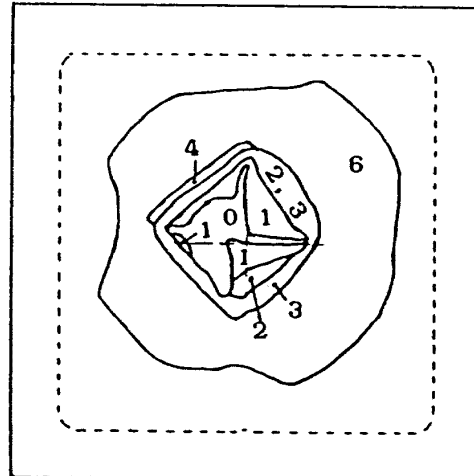
- 表面から剥離面
までの距離 (深さ)
- 0 へこみ, 貫通孔
 - 1 0.0mm~0.4mm
 - 2 0.4mm~0.8mm
 - 3 0.8mm~1.2mm
 - 4 1.2mm~1.6mm
 - 5 1.6mm~2.0mm
 - 6 2.0mm 以上



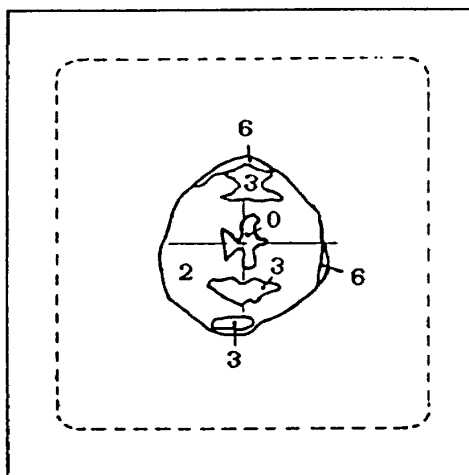
a) GKK (c1)
($V_i=178.5\text{m/s}$ $V_r=47.5\text{m/s}$)



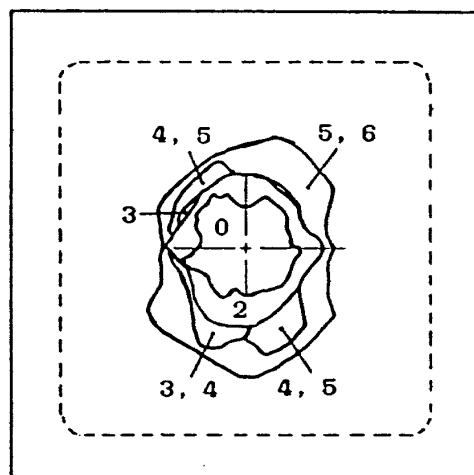
b) GCC (UD)
($V_i=178.4\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)



c) GCC (c1)
($V_i=177.1\text{m/s}$ $V_r=15.0\text{m/s}$)



d) KCC (UD)
($V_i=83.3\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)

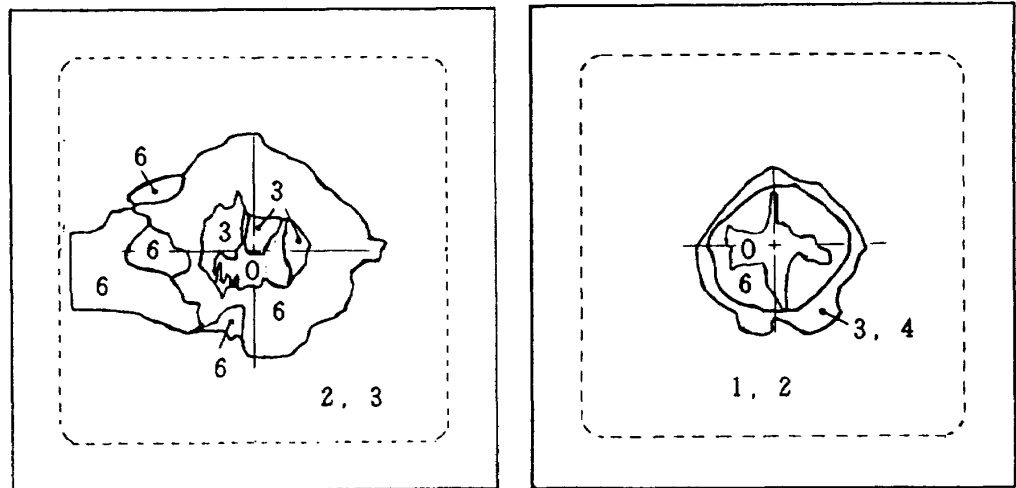


e) KCC (c1)
($V_i=123.3\text{m/s}$ $V_r=51.3\text{m/s}$)

図6 超音波探傷結果 (ビーム路程モード)

反射エコーの強さ

0	0% ~ 25%
1	25% ~ 32%
2	32% ~ 40%
3	40% ~ 50%
4	50% ~ 63%
5	63% ~ 80%
6	80% 以上



a) GCA 1 (UD)

($V_i=232.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)

b) GCA 1 (c1)

($V_i=233.3\text{m/s}$ $V_r=47.5\text{m/s}$)

図7 超音波探傷結果 (エコー高さモード)

UD 積層材は繊維方向に, c1 積層材は衝撃点を中心に同心円状に剥離している様子が観察された。剥離領域はアルミ板材の積層されていないGCCの場合と同様 UD 積層材の方が c1 積層材より大きかった。UD, c1 両積層材とも衝突速度が大きくなると剥離面積も大きくなった。また, アルミを積層することによりアルミとFRPの積層面で剥離が生じやすく, この点が別途検討しなければならない問題である。

図8に衝突と速度と剥離領域面積の関係を示す。縦軸の剥離領域面積は超音波探傷で求めた任意積

層面の最大剥離面積である。KCCはUD, c1両積層材とも剥離面積は小さかった。GCC(c1)の剥離面積は貫通した後は衝突速度によらずほぼ一定値を示した。c1積層材の最大剥離面積は試験領域よりも全て小さかったが, GFを含んだUD積層材は試験片裏側の試験領域全面で剥離している例が多かった。これは, ガラス繊維の大きな破断伸びにより貫通を免れた代償として, 剥離面積が大きくなったものと推定される。また, アルミ板を積層することによっても剥離領域が若干大きくなる傾向を示した。

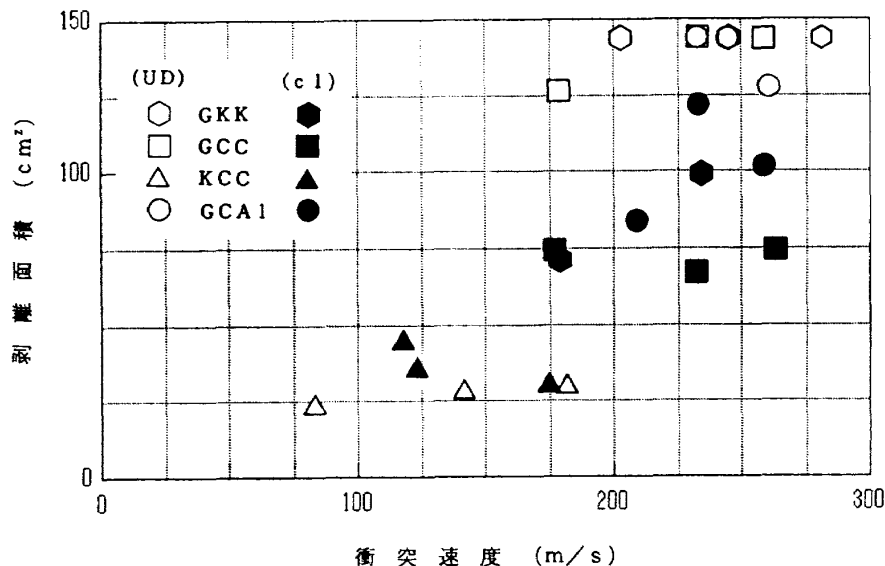


図8 衝突速度と剥離面積

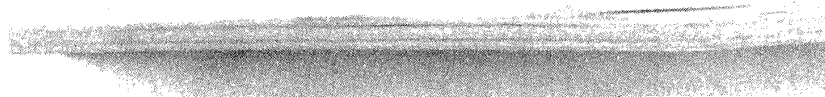
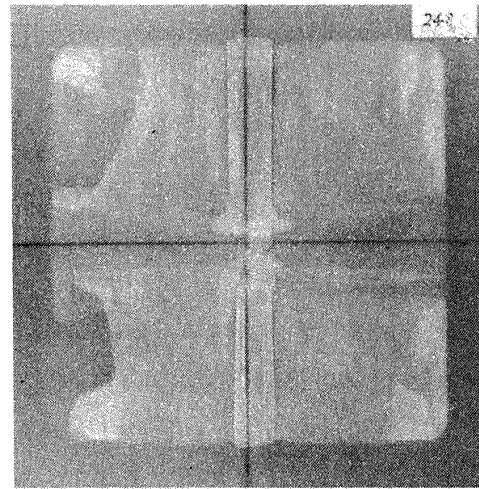
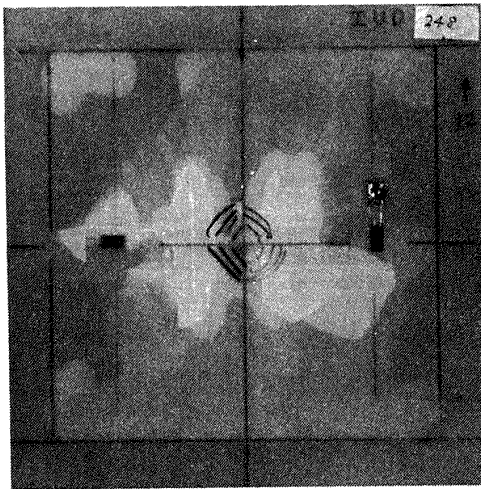
4.4 損傷モード

試験片の試験後の外観と断面写真の代表例を図9に示す。各写真の左側は衝撃面を、右側はその裏面を、下方には断面写真を示した。断面写真は90°方向に切断した左半分を示した。a)のGKK(UD)を除くb)~h)は前節の超音波探傷結果と比較して剥離の位置と領域の大きさについて正確な把握を行った。

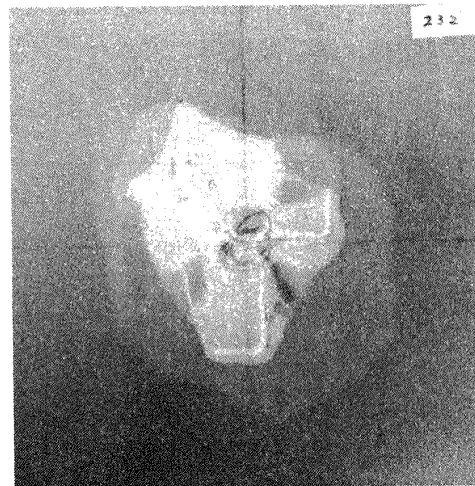
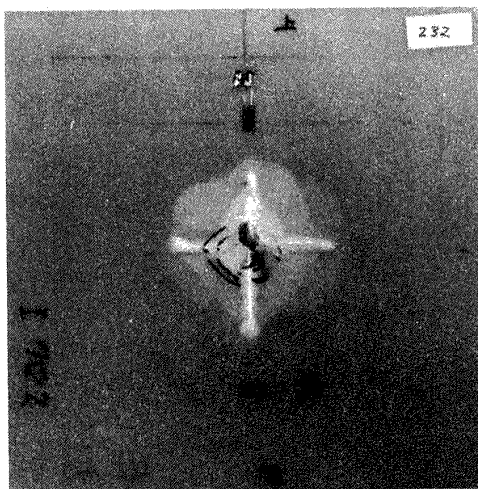
a)はGKK(UD)で貫通せず、表面に繊維方

向の割れが発生したが繊維破断は見られず、衝撃点を中心に円錐状に変形した。層間剥離は試験領域全域に観察された。断面の観察により3層目(GF)と4層目(KF)の層間及び6層目(KF)と7層目(GF)の層間のKF, GFの異種繊維間の層間剥離が広い範囲で明らかであった。

b)はGKK(c1)で衝撃面で十字の繊維破断が発生し、衝撃点を中心とした円形の剥離が表、裏両面に観察された。剥離領域はUD積層材と同



a) GKK (UD) ($V_i=202.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)



b) GKK (c1) ($V_i=178.5\text{m/s}$ $V_r=47.5\text{m/s}$)

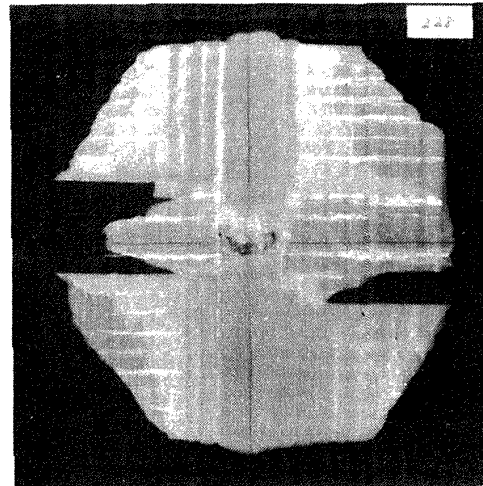
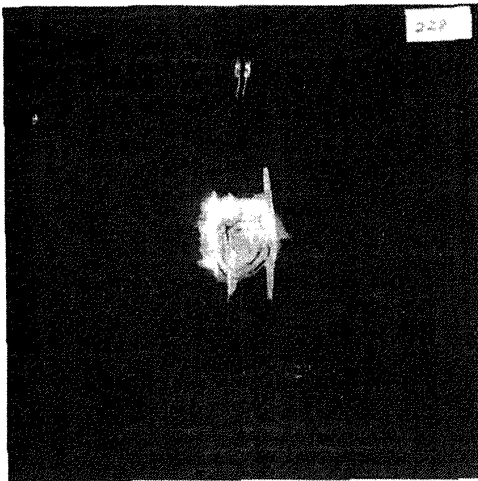
図9 損傷モード

様衝撃点を中心にいくつもの層にわたって層間剥離しているのが観察され、衝撃面より離れるにしたがってより剥離領域が広がっていた。超音波探傷結果で示された深さ1.6~2.0mm間の積層面に発生した最大層間剥離は断面の観察により6層目(KF)と7層目(GF)の層間で発生しているのが確認された。

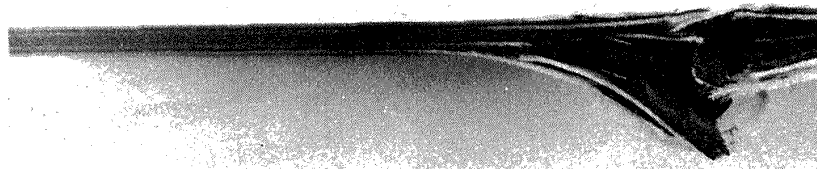
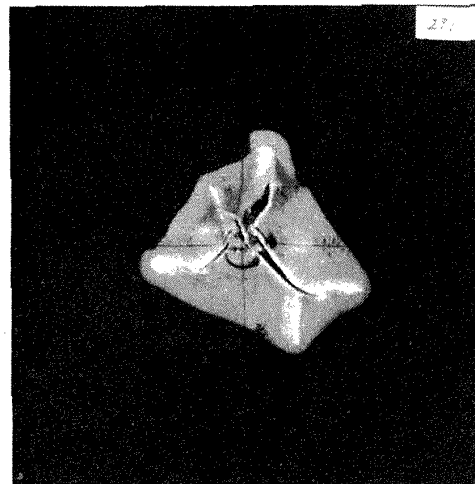
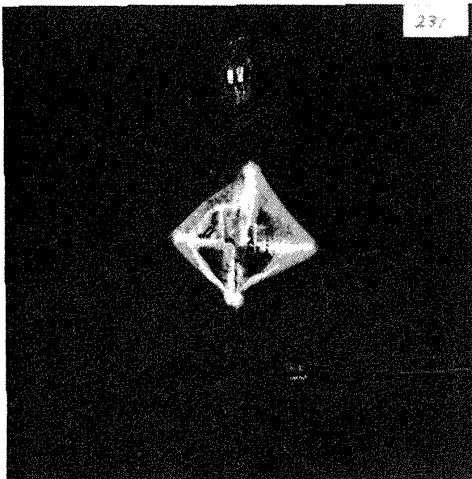
c) のGCC (UD) は衝撃点を中心に矩形の白

化領域が発生し、その近傍でCFの比較的大きな割れが観察された。裏面に積層したGFは広い範囲で剥離した。層間剥離はGF、CFの異種繊維間の積層面で広範囲に観察され、特に、3層目(GF)と4層目(CF)及び6層目(CF)と7層目(GF)の層間剥離が顕著であった。

d) のGCC (c1) は衝撃点を中心に0°、90°方向(十文字)にGFが破断し、これを対角線とす



c) GCC (UD) ($V_i=178.4\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)



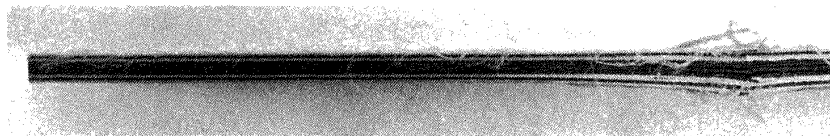
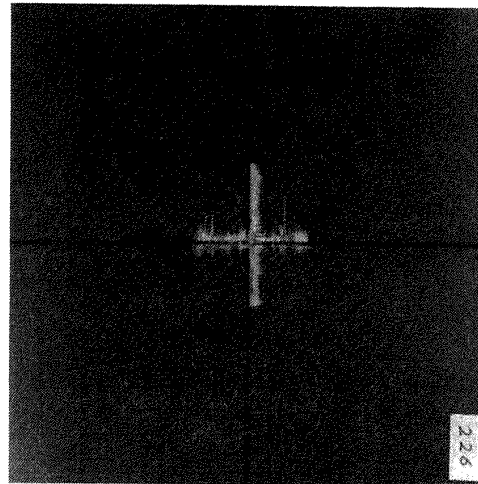
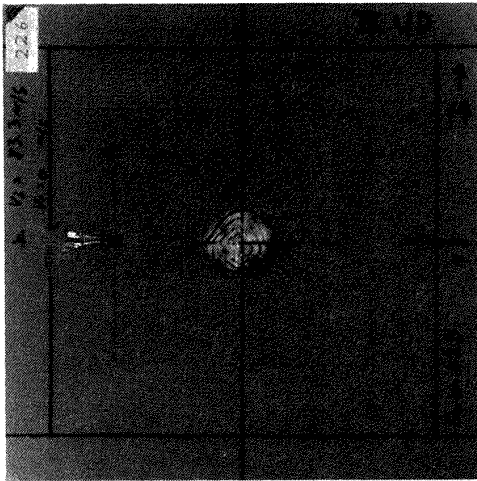
d) GCC (c1) ($V_i=177.1\text{m/s}$ $V_r=15.0\text{m/s}$)

図9 つづき

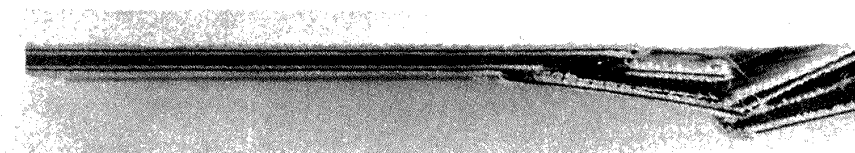
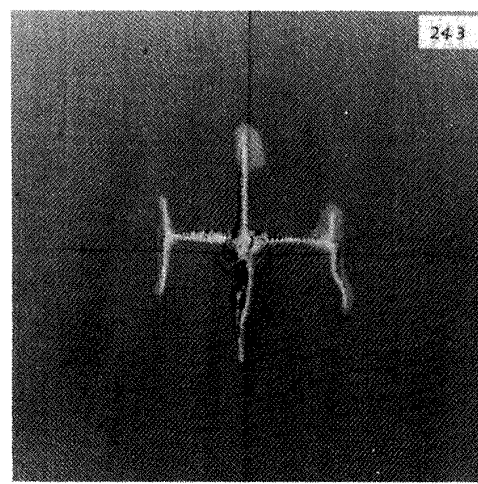
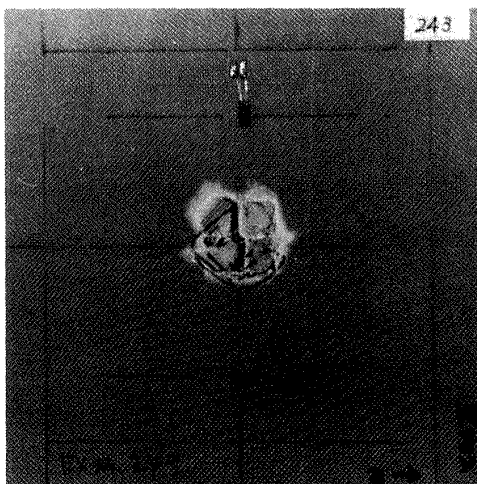
る白化領域が見られた。裏面は貫通孔を中心に8層目(CF)と9層目(GF)の層間で剥離した。CFの破片は比較的大きなものであった。断面と超音波探傷結果を比較すると、剥離領域はUD積層材ほどの広がりはなく、超音波探傷で深さ2.0~3.0mmに示された最大剥離領域が6層目(CF)と7層目(GF)の積層面で発生しているのが確認された。

e)のKCC(UD)は衝撃面に円形の白化領域を生じ、裏面は0°, 90°方向に十文字の繊維破断が発生した。層間剥離は多くの層間でみられ、最大層間剥離は5層目(CF)と6層目(CF)の積層面に発生した。

f)のKCC(c1)は衝撃面に田の字の繊維破断が発生し、裏面は十文字の繊維破断がみられた。CF、KF間の



e) KCC (UD) ($V_i=83.3\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)



f) KCC (c1) ($V_i=123.3\text{m/s}$ $V_r=51.3\text{m/s}$)

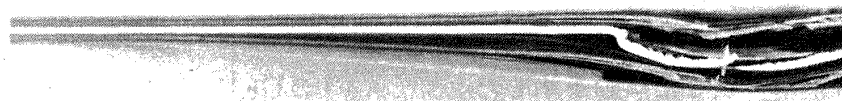
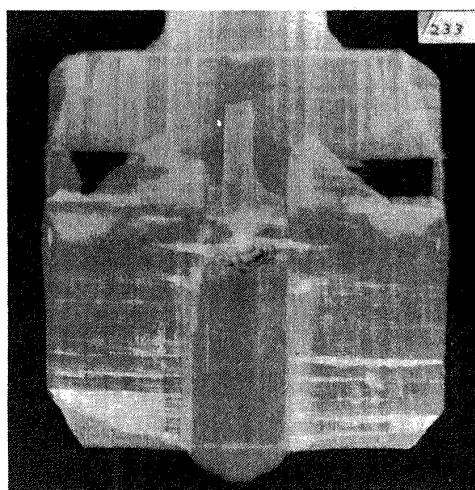
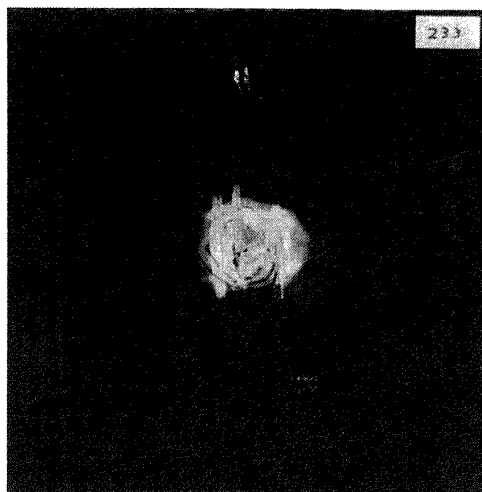
図9 つづき

層間剥離はあまり発生しなかった。最大剥離は1/2厚さより後方で発生した。

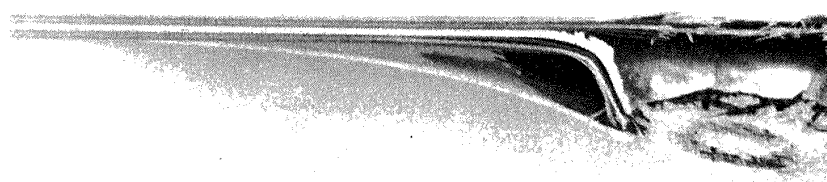
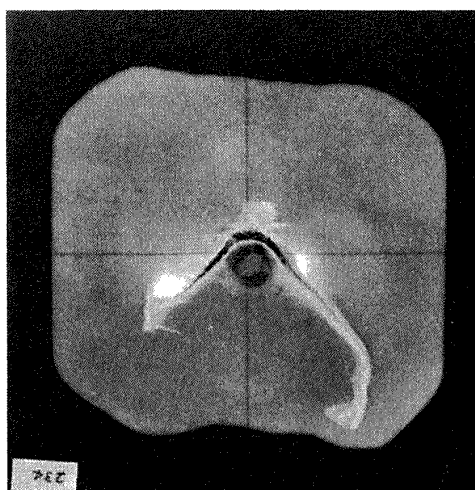
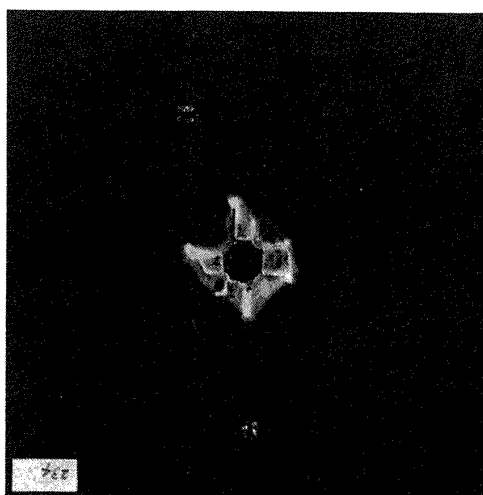
g) の GCA 1 (UD) はアルミ板の積層されていないGCC (UD) と同様、衝撃面に矩形の白化領域が発生した。裏面は試験領域全域でGFの剥離がみられた。衝撃点を中心としたアルミの変形

により、アルミとCF間の層間剥離がアルミ板の前後で観察された。アルミの積層面より後方ではGF、CF間の異種繊維間の層間剥離が広い範囲に発生していた。

h) の GCA 1 (c1) も基本的にはアルミ板の積層されていないGCC (c1) と同様な損傷状態で



g) GCA 1 (UD) ($V_i=233.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)



h) GCA 1 (c1) ($V_i=233.3\text{m/s}$ $V_r=47.5\text{m/s}$)

図9 つづき

あった。

剥離状態を断面より観察すると UD 積層材と c1 積層材では基本的には同様な剥離モードを示したが、外観より観察すると UD 積層材の方が剥離領域が広い結果を得た。積層繊維による影響は GF と他の繊維 (CF 又は KF) の積層面で広範囲に剥離した。特に 6 層目と 7 層目の積層面で最大層間剥離が発生したが多かった。

4.5 衝撃歪応答

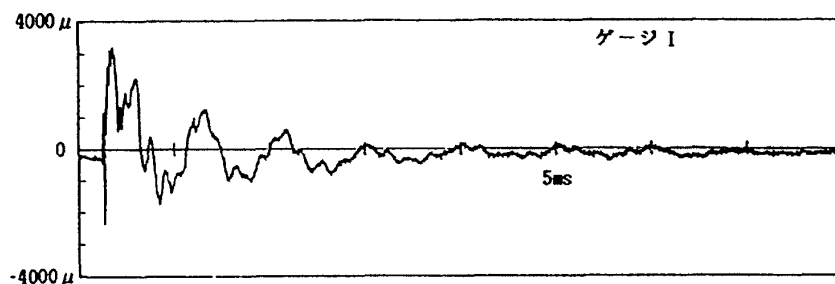
衝撃歪応答は図 1 に示した位置 (衝撃面側) に半導体歪ゲージを接着して計測した。はじめに、適正なサンプリング速度を決めるために 1 MHz と 100 kHz のサンプリング速度で計測を行った。図 10 に 1 MHz と 100 kHz のサンプリング速度で計測した衝撃歪応答例 (KCC (c1)) を示す。横軸に経過時間を縦軸には衝撃歪を表す。a) と b) では衝突速度、残留速度が若干異なるが同様な場合と考え、衝撃歪応答の比較を行った。その結果、サンプリング速度が 1 MHz (a) と 100 kHz (b) と 10 倍異なるが衝撃歪は一致した挙動を示した。これにより今回の実験では、100 kHz のサンプリング速度で衝撃歪応答を計測しても適正な値が得

られると考え、以後の計測は 100 kHz のサンプリングで行った。

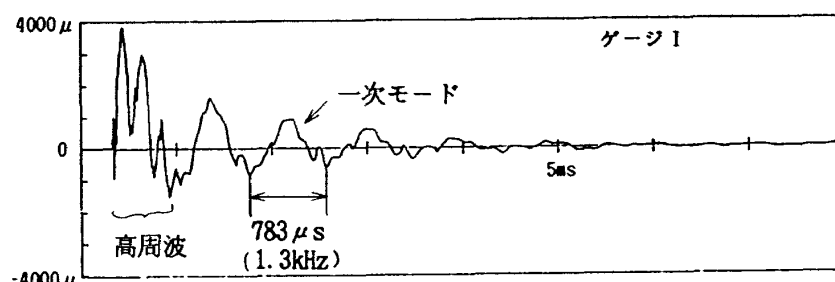
b) の衝撃歪応答を調べると衝突後の 1 ms 以降に残る基本周波数はおよそ 1.3 kHz となっている。一方、周辺固定された一辺が 120 mm の等方性正方形板の固有振動数⁶⁾は表 3 に示した剛性と密度を用いて求めると一次モードで約 1.8 kHz であった。これより、固有振動数の計算では等方性とした事により厳密に適用できないが、b) の挙動は衝突後直ちに高周波が発生し歪は最大となり、衝突後 1 ms を経過すると高次のモードが消え 1 次の曲げ振動モードとなることが推定される。その後、衝撃歪は段々と小さくなり 5 ms 以降では減衰する。この傾向は他の試験片も同様であった。

図 11 にサンプリング速度 100 kHz で計測した衝撃歪応答例を示す。図の左列は UD 積層材、右列は c1 積層材の場合を示している。アンプ (シグナルコンディショナ) を使用したため 4800 μ 以上の歪はスケールオーバーとなり測定できなかった。

a) の GKK (UD) はゲージ I, II ともスケールオーバーとなり最大歪を計測することは出来なかった。

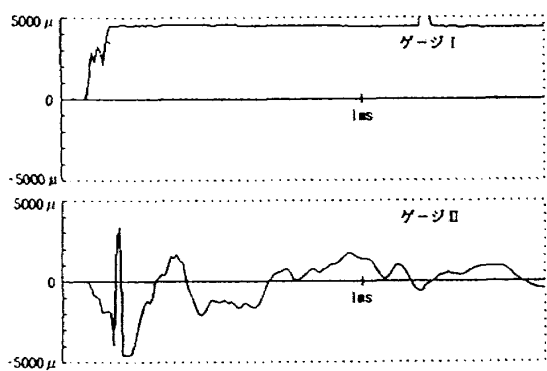


a) サンプリング速度 1 MHz ($V_i=177.7\text{m/s}$ $V_r=110.0\text{m/s}$)

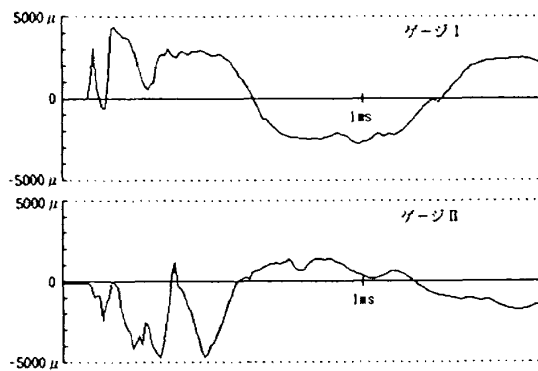


b) サンプリング速度 100kHz ($V_i=174.7\text{m/s}$ $V_r=116.9\text{m/s}$)

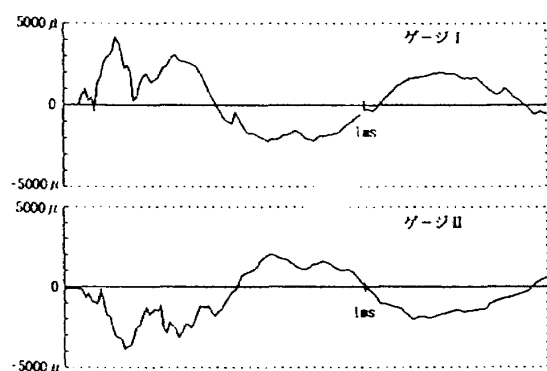
図 10 衝撃歪応答 [KCC (c1)]



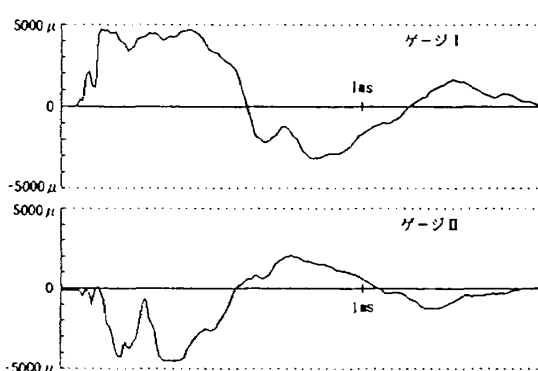
a) GKK (UD) ($V_i=202.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)



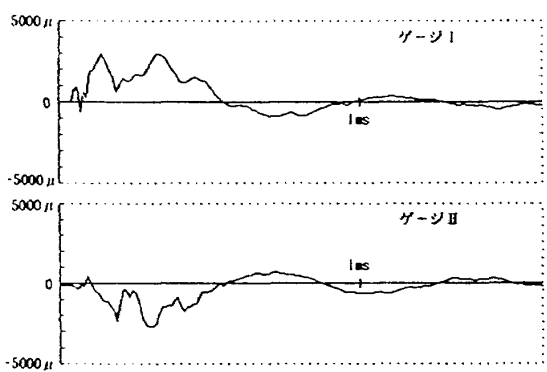
b) GKK (c1) ($V_i=234.4\text{m/s}$ $V_r=159.3\text{m/s}$)



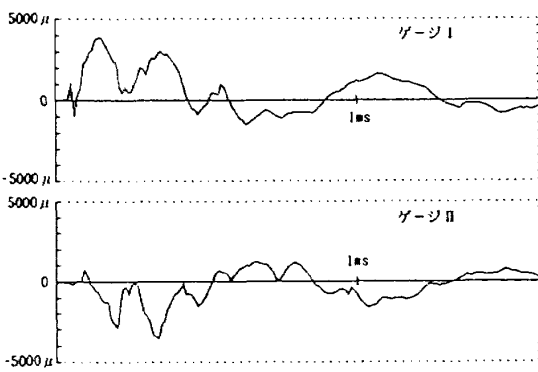
c) GCC (UD) ($V_i=178.4\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$)



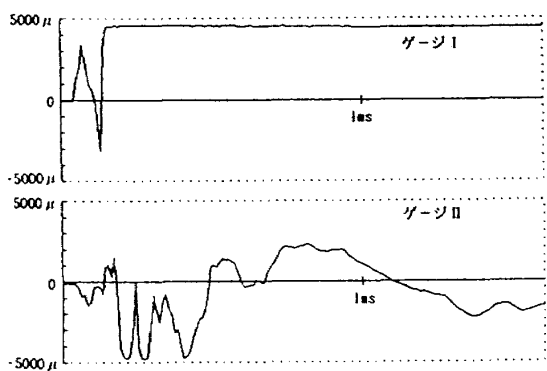
d) GCC (c1) ($V_i=177.1\text{m/s}$ $V_r=15.0\text{m/s}$)



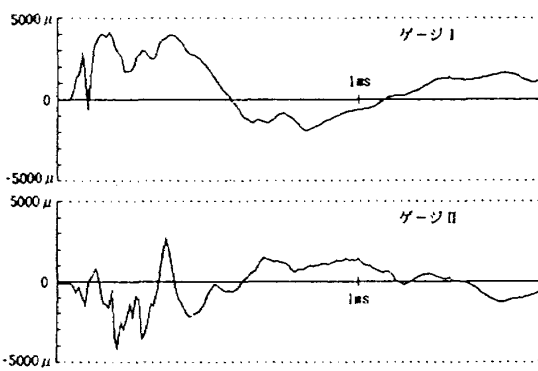
e) KCC (UD) ($V_i=181.7\text{m/s}$ $V_r=114.7\text{m/s}$)



f) KCC (c1) ($V_i=174.7\text{m/s}$ $V_r=116.9\text{m/s}$)



g) GCA 1 (UD) ($V_i=260.4\text{m/s}$ $V_r=48.0\text{m/s}$)



h) GCA 1 (c1) ($V_i=259.0\text{m/s}$ $V_r=90.0\text{m/s}$)

図 11 各試験片の衝撃歪応答

b) の GKK (c1) はゲージ I, II とも最大衝撃歪は 0° , 90° 両方向とも圧縮, 引張の違いがあるがほぼ同程度の絶対値を示した。

c) の GCC (UD) と d) の GCC (c1) とでは同程度の衝突速度で d) の c1 積層材の方が最大歪が大きく, ゲージ I の出力に大きな歪の状態が比較的長い時間持続された。

e) の KCC (UD) と f) の KCC (c1) の関係も GCC と同様, c1 積層材の歪の方が大きかった。

g) の GCA 1 (UD) はゲージ I, II とも最大歪を測定することは出来なかった。

h) の GCA 1 (c1) は同程度の衝突速度で GCA 1 (UD) と比較すると最大歪は小さかった。

各材料ともそれぞれ特有な応答を示した。ガラス繊維を含むことによって最大歪も大きくなる傾向を示した。

KCC (c1) の VTR 映像を図 12 に, その衝撃歪応答を図 13 に示す。図 12 の場合, VTR 結果から試験片と飛翔体の接触時間を推定すると経過時間 $0.0 \sim 0.25$ ms の間で衝突し, 1.0 ms 後でも飛翔体の一部が少々接触しているのが観察される。このことから接触時間は $750 \mu\text{s}$ 以上と推定される。

また, 衝突速度, 残留速度, 板厚, 飛翔体の大きさ (長さ) から接触時間 (飛翔体が試験片を通過する時間) を推定すると次の式のようになる。

$$\text{接触時間} = \frac{\text{飛翔体の長さ} + \text{板厚}}{0.5 (V_i + V_r)} \quad (3)$$

この式を用いて試験片と飛翔体の接触時間を求めると図 12 の場合 $385 \mu\text{s}$ となる。VTR 結果より推測した接触時間と (3) 式で求めた値を比較すると VTR で示された時間より (3) 式で求めた時間の方が短い。

貫通した各試験片について (3) 式を用いて飛翔体と試験片との接触時間を推定すると $150 \mu\text{s} \sim 385 \mu\text{s}$ であった。(3) 式で求めた接触時間と最大歪の関係は飛翔体と試験片が接触している時に最大歪が発生している。また, 衝撃直後に現れる衝撃歪応答の高い周波数成分は飛翔体と試験片の接触時間等に関係があるものと思われる。

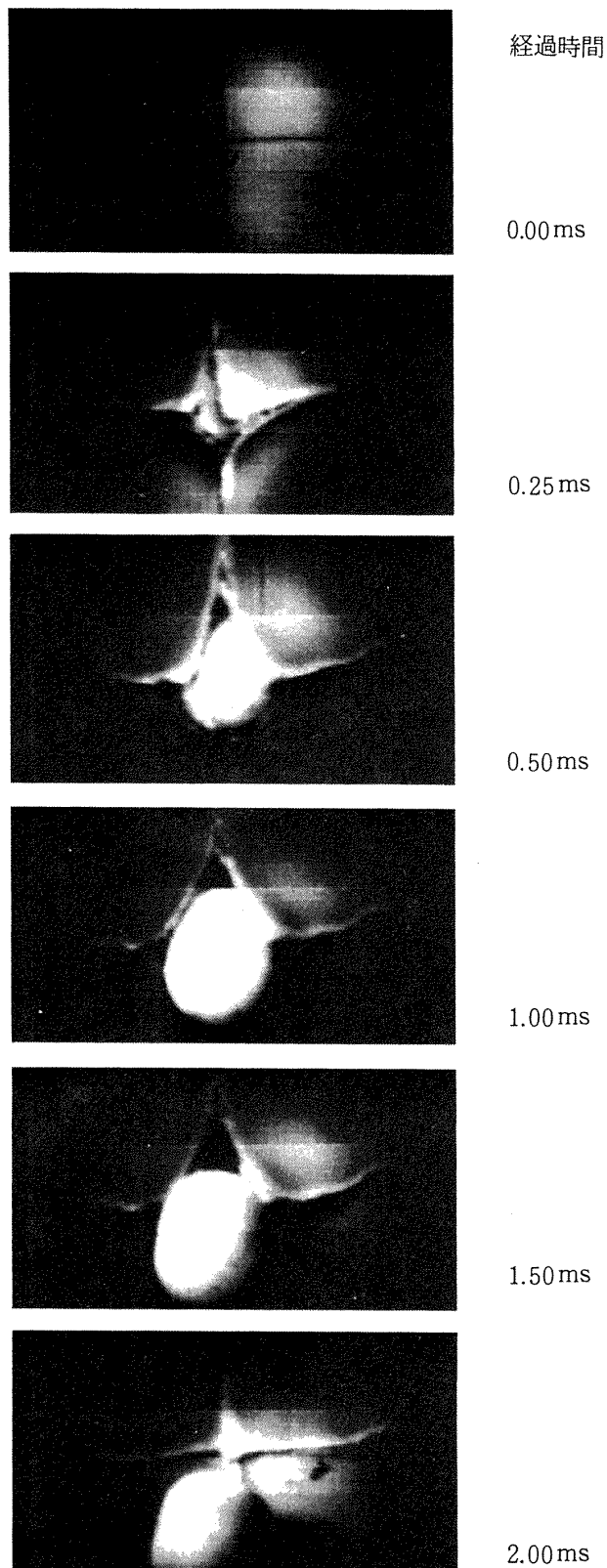


図 12 VTR 映像 [KCC (c1)]
($V_i = 117.9 \text{ m/s}$ $V_r = 27.5 \text{ m/s}$)
撮影速度 = 4000 コマ/秒

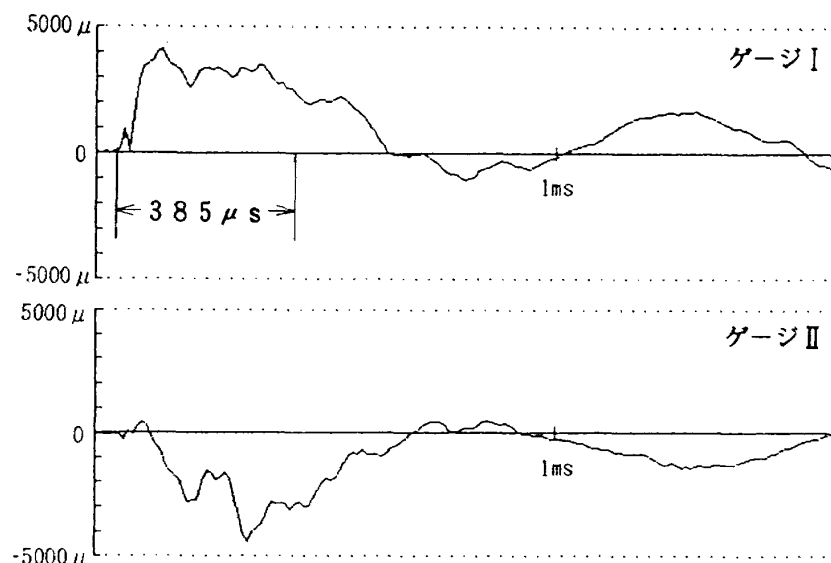


図13 KCC (c1) の衝撃歪応答 ($V_i=117.9\text{m/s}$ $V_r=27.5\text{m/s}$)
 サンプルング速度 100kHz

5. ま と め

繊維としてカーボン繊維 (CF)、ガラス繊維 (GF) 及びケブラー繊維 (KF) の一方向とクロスプリプレグを用いたハイブリッドFRP 平板を製作して貫通衝撃試験を行った。また、ブレードにアルミのスパーを使用した場合を想定して板の中央部にアルミ板を積層した試験片についても検討した。貫通衝撃試験は飛翔体の重量及び形状を一定として衝突速度のみを変えて行い、貫通限界速度、吸収エネルギーを求め、破損状況の観察等を行って繊維及びプリプレグの違いによる耐衝撃性について検討した結果を要約すると下記の通りである。

1) プリプレグの違いから見ると、クロスプリプレグ積層材 (平織) より一方向プリプレグ積層材の方が剥離領域、エネルギー吸収量、貫通限界速度とも大きく耐貫通性は有利である。

2) 繊維の組合せ方から見ると、ガラス繊維を含むハイブリッド材の方が剥離領域、エネルギー吸収量、貫通限界速度も大きく耐貫通性には有利である。

3) アルミ板を積層することによって剥離領域、エネルギー吸収量とも増加し、耐貫通性は若干向上するが、アルミとFRPの積層面で剥離しやすいことを考慮しなければならない。

4) 剥離領域は衝撃面より裏面に近づくにつれて広がる傾向を示し、ガラス繊維と他繊維間の積層面で広範囲に剥離する傾向を示した。

5) 最大衝撃歪は衝突直後に発生する高周波領域で発生し、飛翔体と試験片が接触しているときであった。

謝 辞

本研究の一部は昭和62年度科学技術庁官民特定共同研究制度のもとで行なわれた。また、超音波探傷検査を実施するについては日本クラウトクレマー・フェルスター株式会社の協力を得た。ここに関係各位に感謝の意を表する。

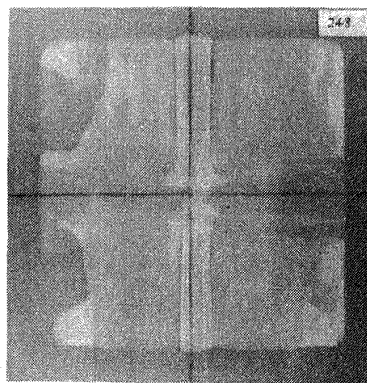
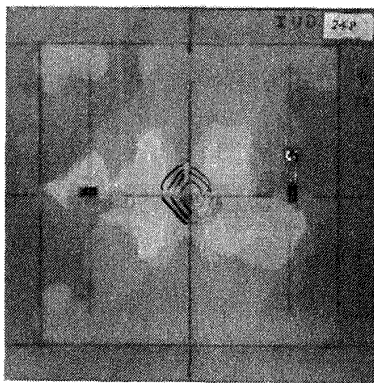
参 考 文 献

- 1) Summercales, J., Short, D.: Carbon fibre and glass fibre hybrid reinforced plastics, Composites, Vol. 9, 1978, pp. 157-166.
- 2) Cantwell, W., Curtis, P., Morton, J.: Post-impact fatigue performance of carbon fibre laminates with non-woven and mixed-woven layers, Composites, Vol. 14, 1983, pp. 301-305.
- 3) 宮入裕夫, W. Goldsmith: CF-GF/ポリエステル複合材料の貫通衝撃特性に関する一考察, 材料, 第35巻, 第394号, 1986, pp. 114-120.

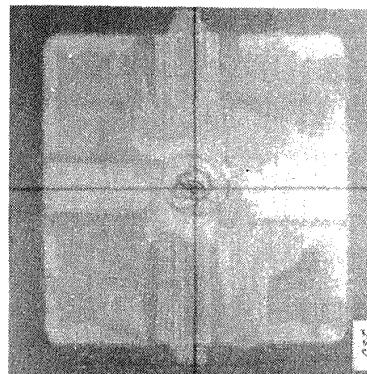
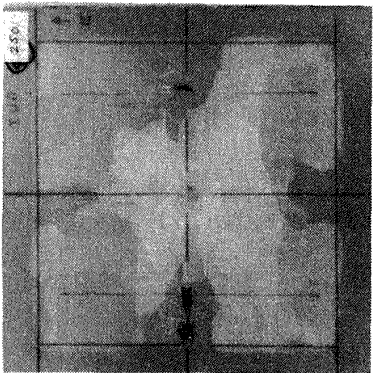
- 4) W. J Cantwell : The Influence of Target Geometry on the High Velocity Impact Response of CFRP, Composite Structures, Vol. 10, 1988, pp. 247-265.
- 5) Recht, R. F., Ipson, T. W.: Ballistic Performance Dynamics, Tran. ASME, J. Appl. Mech., Vol.30, 1963, pp. 384-390.
- 6) Young, D: Vibration of rectangular plates by the Rits method, Tran. ASME, J. Appl. Mech., Vol.17, 1950, p448.

付録1 外観と超音波探傷結果

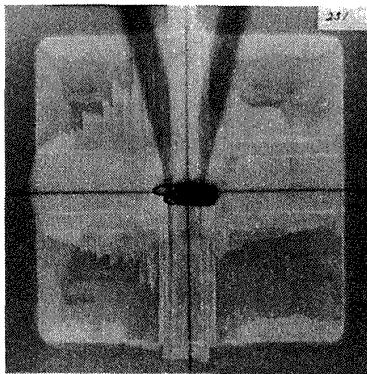
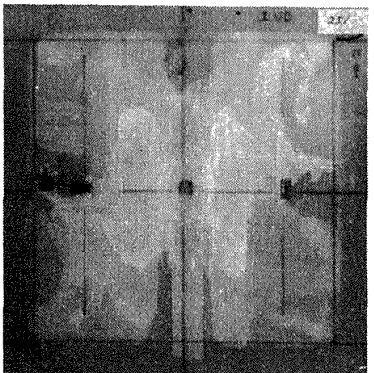
本試験に用いた試験片の外観と超音波探傷結果を示す。図の左側より衝撃面, 裏側, 超音波探傷結果の順に示した。超音波探傷結果の表示モードは GKK (c1), KCC (UD), KCC (c1), GCC (UD), GCC (c1) がビーム路程モード, GCA 1 が (UD), (c1) とともにエコー高さモードで示した。但し, GKK (UD) は超音波探傷を行わなかった。



1) $V_i=202.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



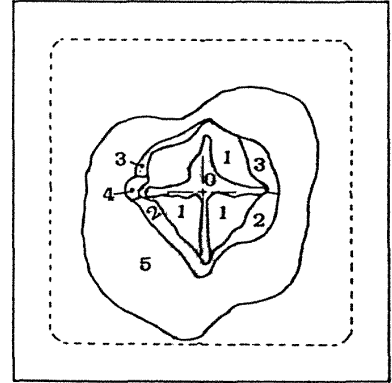
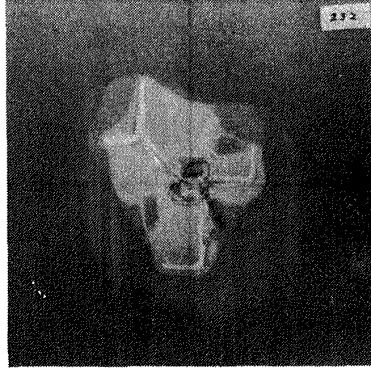
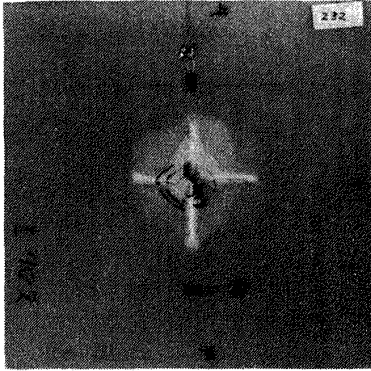
2) $V_i=246.0\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



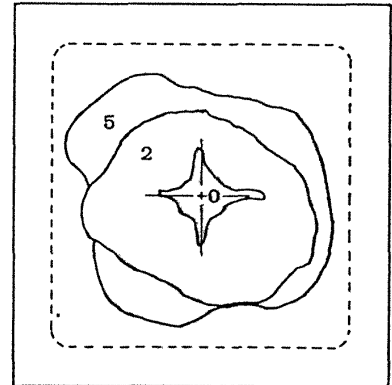
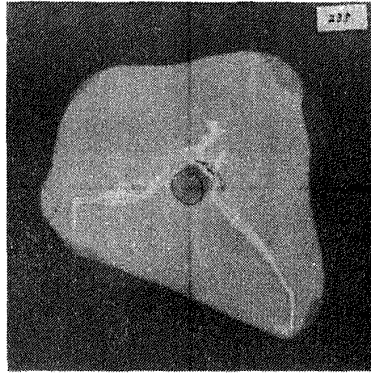
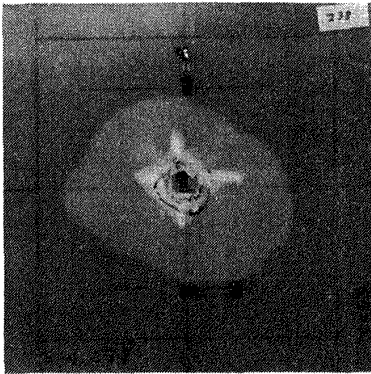
3) $V_i=281.0\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$

a) GKK (UD)

付録1 外観と超音波探傷結果



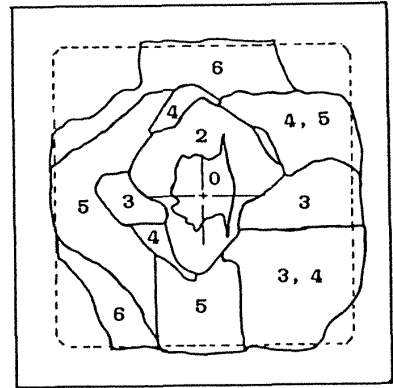
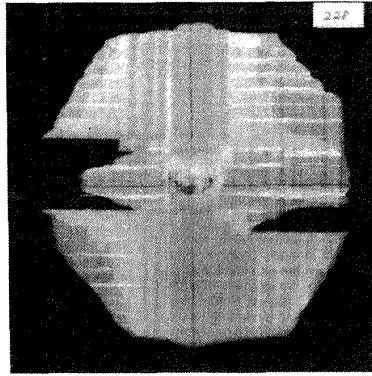
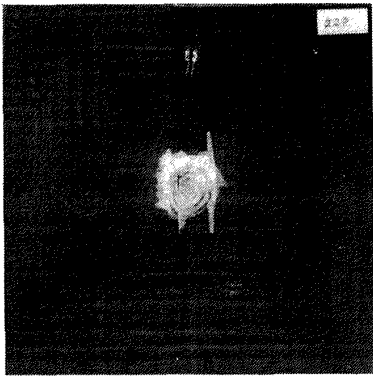
1) $V_i=178.5\text{m/s}$ $V_r=47.5\text{m/s}$



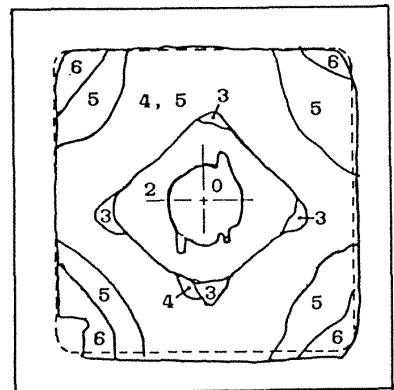
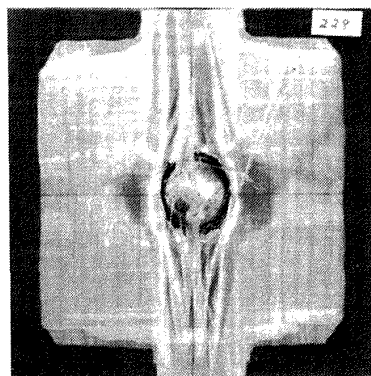
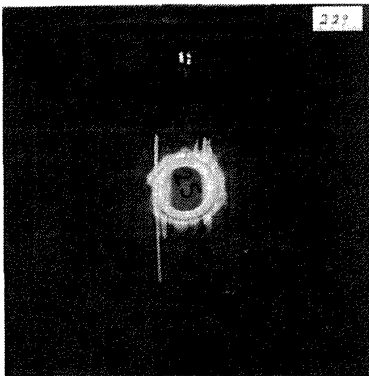
2) $V_i=234.4\text{m/s}$ $V_r=159.3\text{m/s}$

b) GKK (c1)

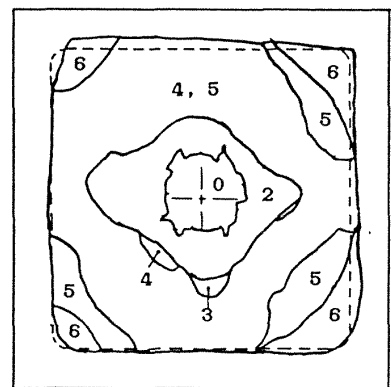
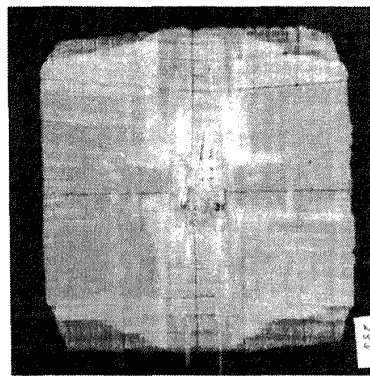
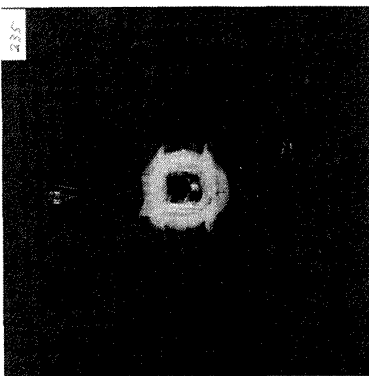
付録1 つづき



1) $V_i=178.4\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



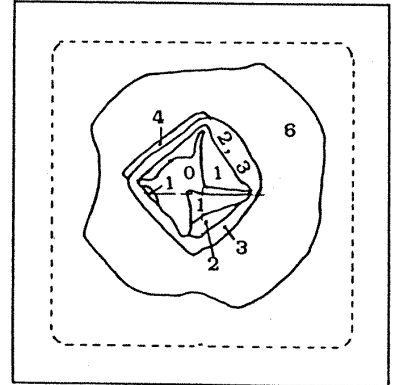
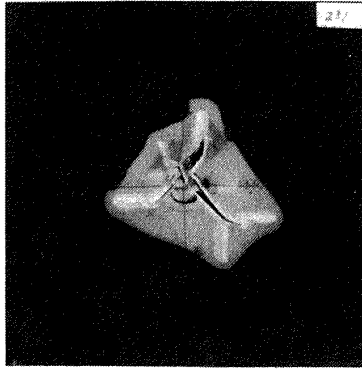
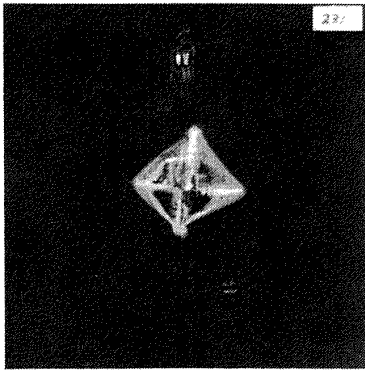
2) $V_i=232.1\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



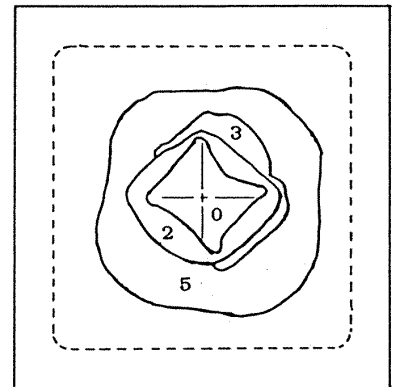
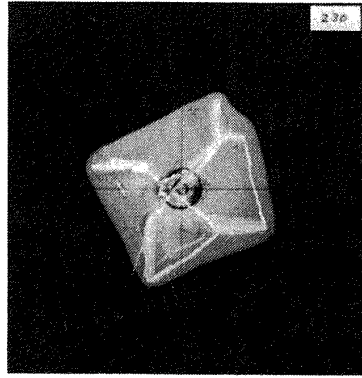
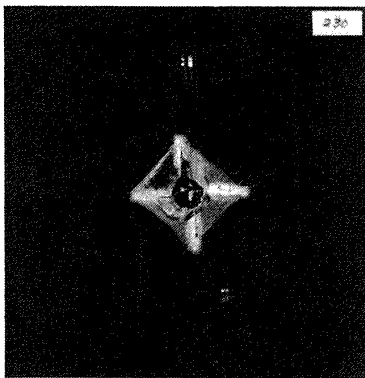
3) $V_i=258.3\text{m/s}$ $V_r=72.7\text{m/s}$

c) GCC (UD)

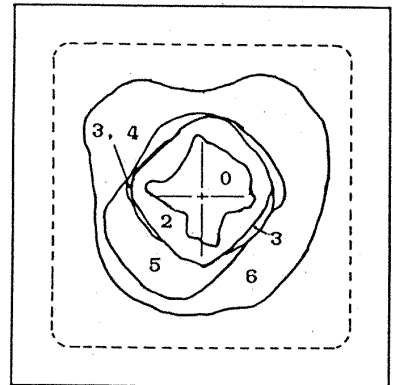
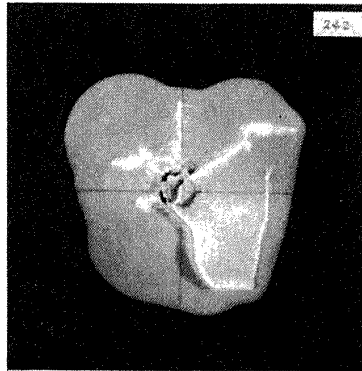
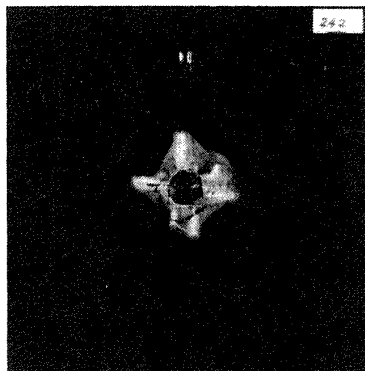
付録1 つづき



1) $V_i=177.1\text{m/s}$ $V_r=15.0\text{m/s}$



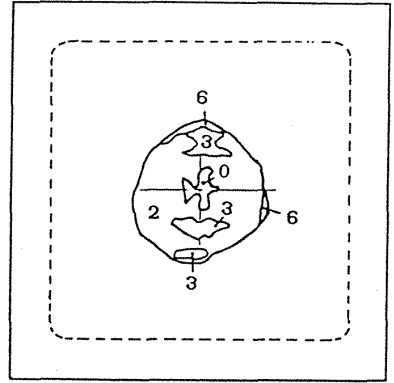
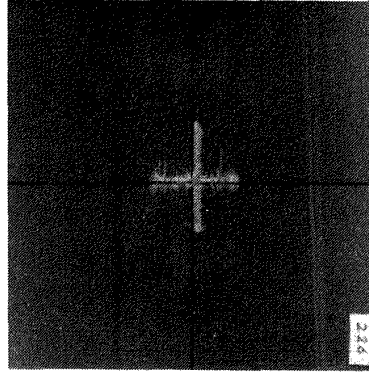
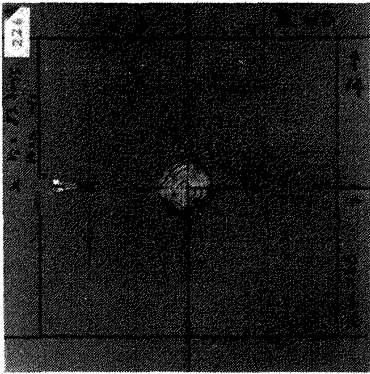
2) $V_i=232.3\text{m/s}$ $V_r=120.1\text{m/s}$



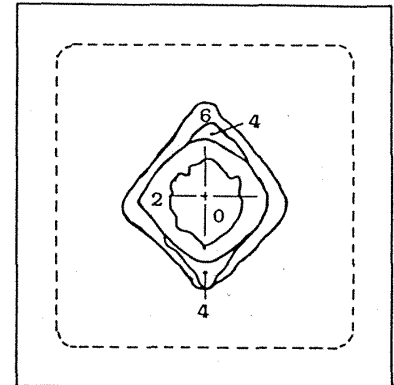
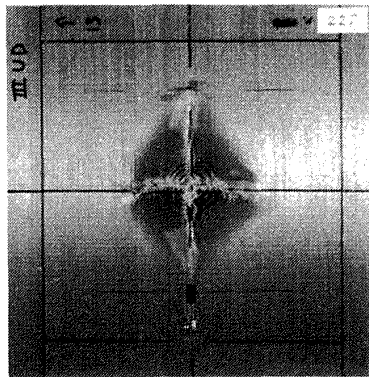
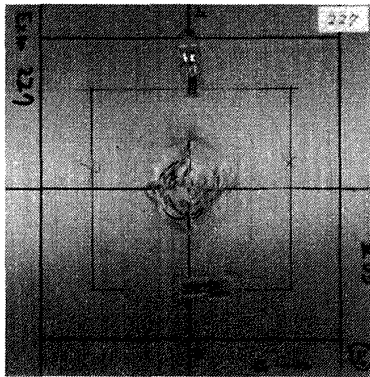
3) $V_i=263.2\text{m/s}$ $V_r=140.0\text{m/s}$

d) GCC (c1)

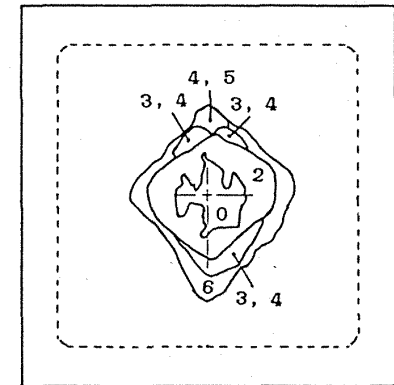
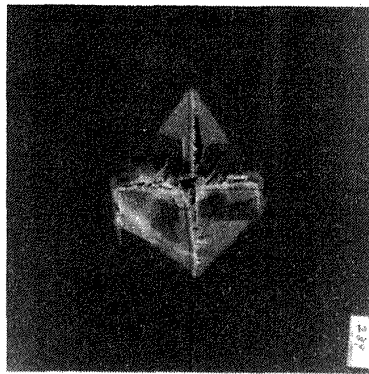
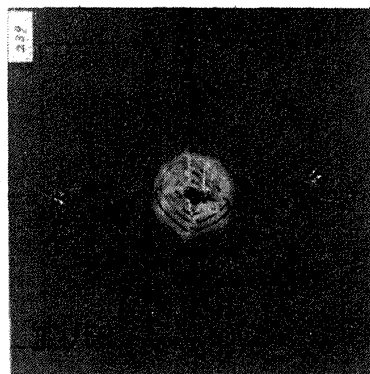
付録1 つづき



1) $V_i=83.3\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



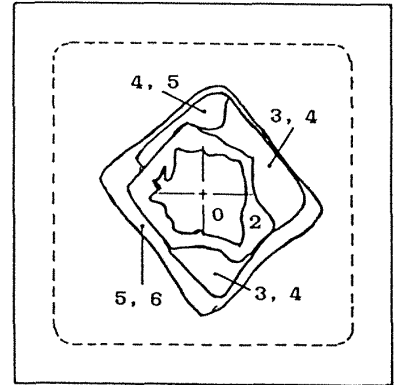
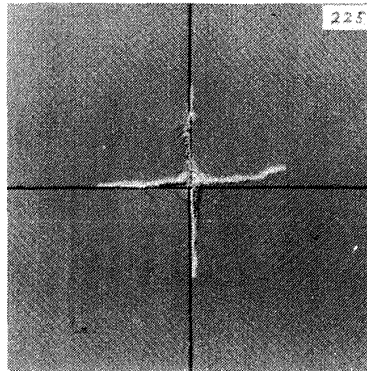
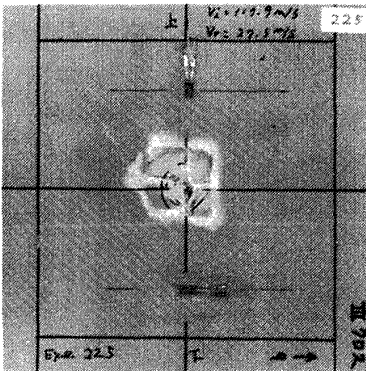
2) $V_i=141.8\text{m/s}$ $V_r=58.0\text{m/s}$



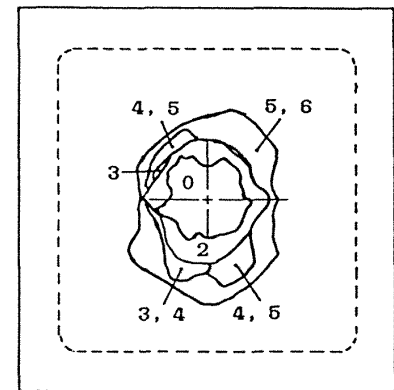
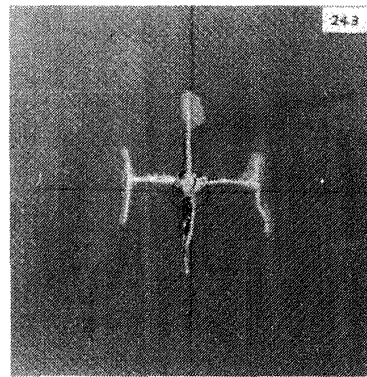
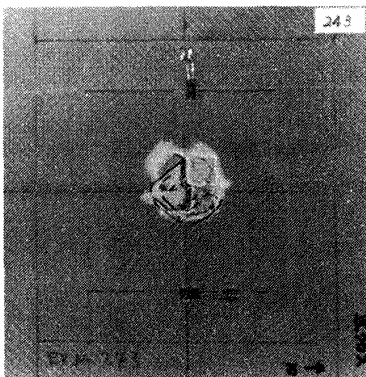
3) $V_i=181.7\text{m/s}$ $V_r=114.7\text{m/s}$

e) KCC (UD)

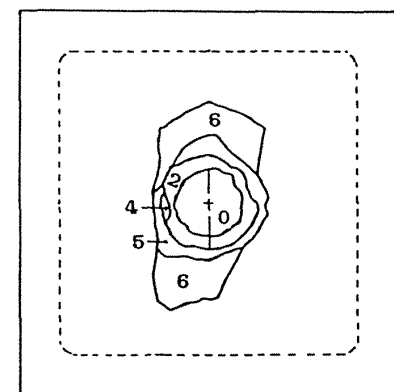
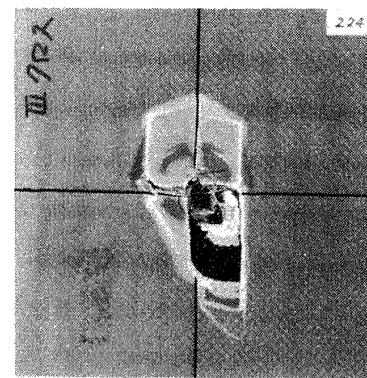
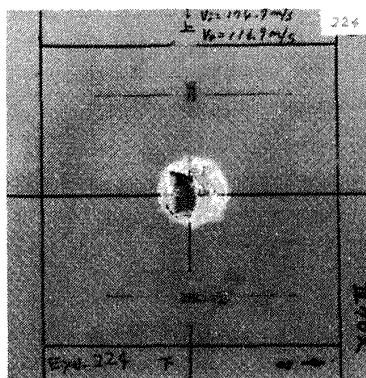
付録1 つづき



1) $V_i=117.9\text{m/s}$ $V_r=27.5\text{m/s}$



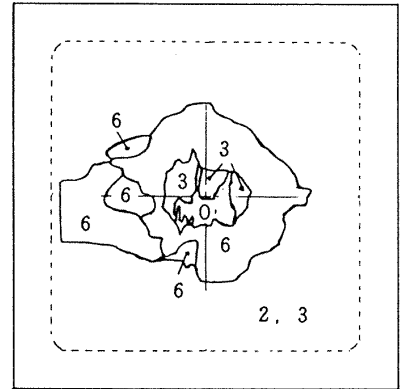
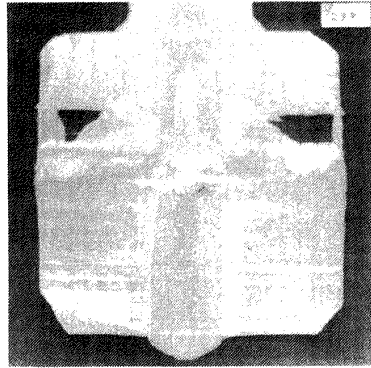
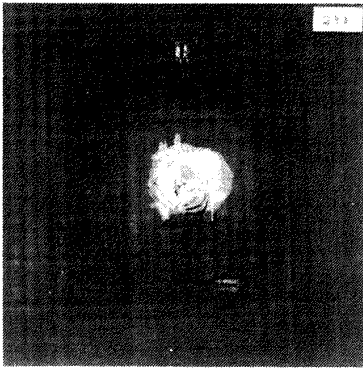
2) $V_i=123.3\text{m/s}$ $V_r=51.3\text{m/s}$



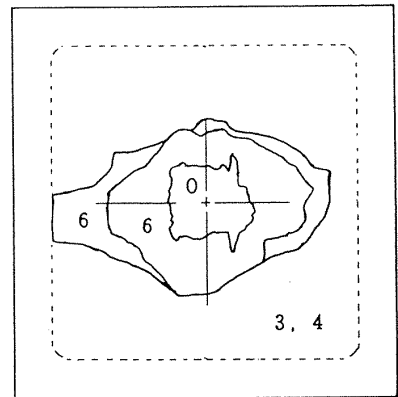
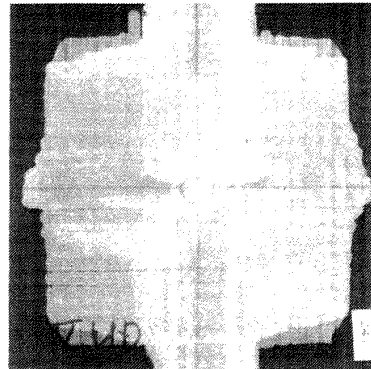
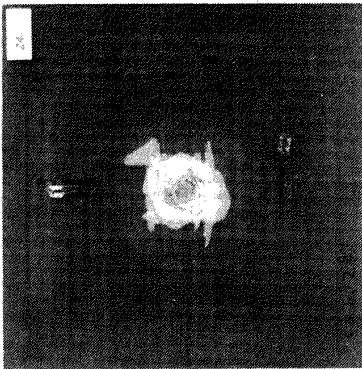
3) $V_i=174.7\text{m/s}$ $V_r=116.9\text{m/s}$

f) KCC (c1)

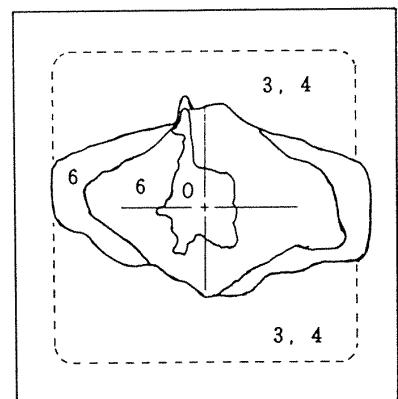
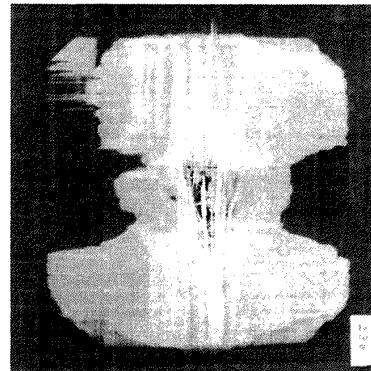
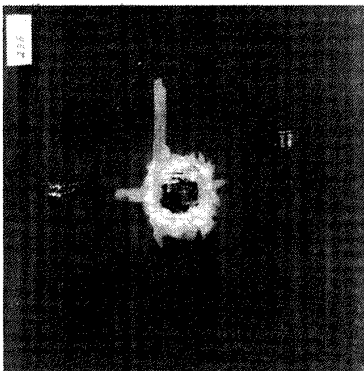
付録1 つづき



1) $V_i=232.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



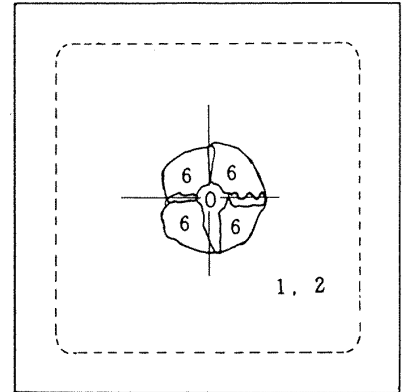
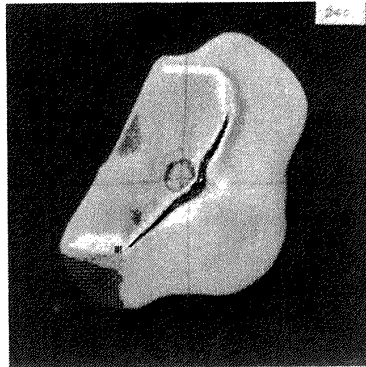
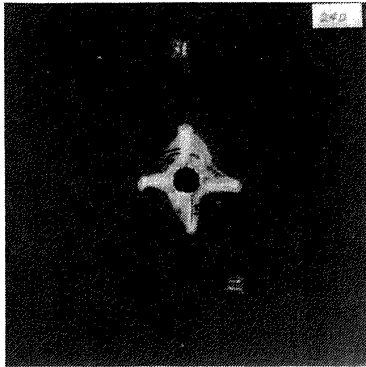
2) $V_i=244.9\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



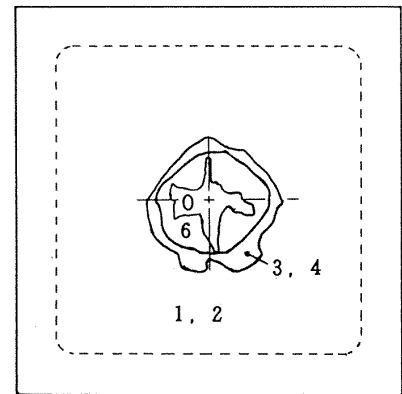
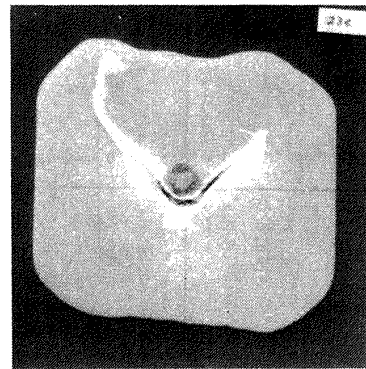
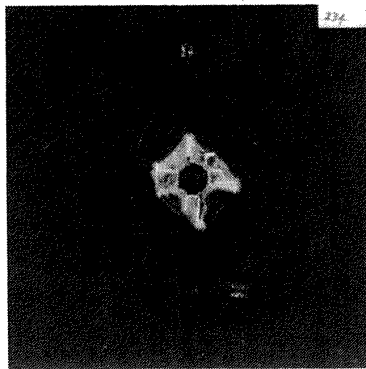
3) $V_i=260.4\text{m/s}$ $V_r=48.0\text{m/s}$

g) GCA 1 (UD)

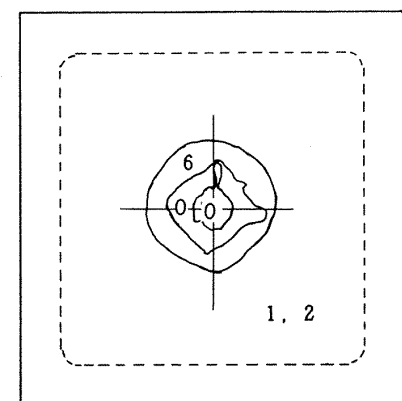
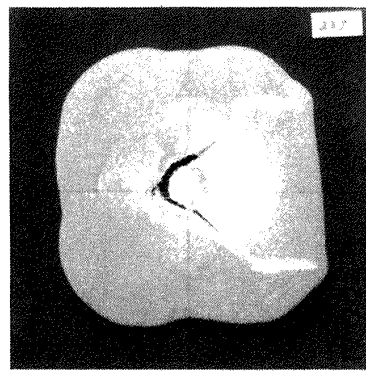
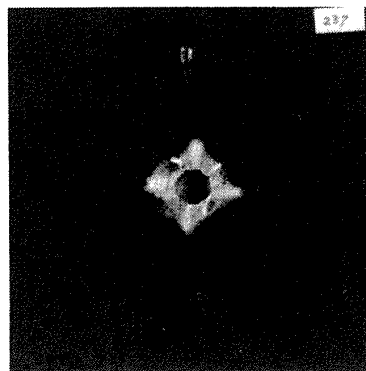
付録1 つづき



1) $V_i=209.2\text{m/s}$ $V_r=42.1\text{m/s}$



2) $V_i=233.3\text{m/s}$ $V_r=47.5\text{m/s}$



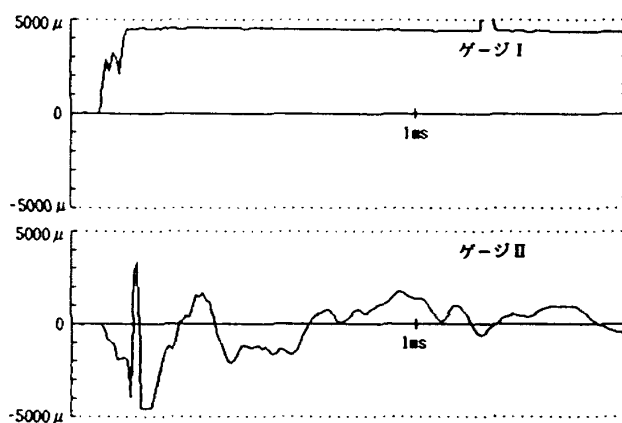
3) $V_i=259.0\text{m/s}$ $V_r=90.0\text{m/s}$

h) GCA 1 (c1)

付録1 つづき

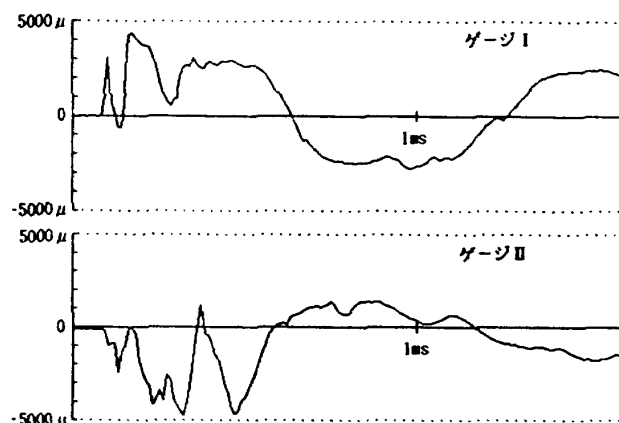
付録2 衝撃歪応答

全試験片について計測を試みたが飛翔体が試験片に衝突と同時にゲージがはがれ計測できなかったものは除いた。



1) $V_i=202.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$

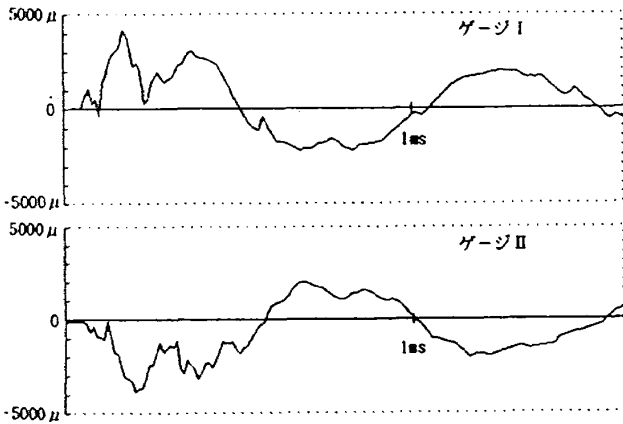
a) GKK (UD)



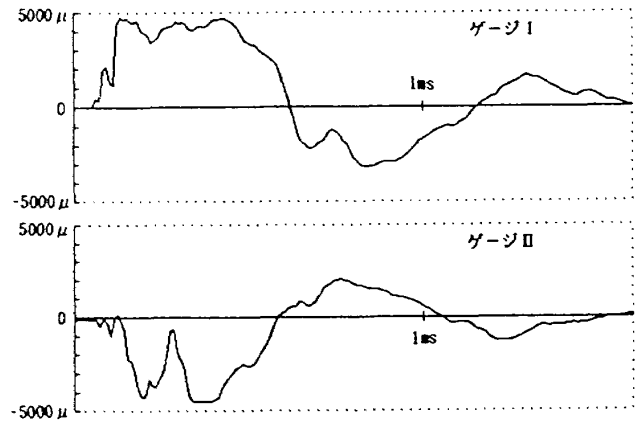
1) $V_i=234.4\text{m/s}$ $V_r=159.3\text{m/s}$

b) GKK (c1)

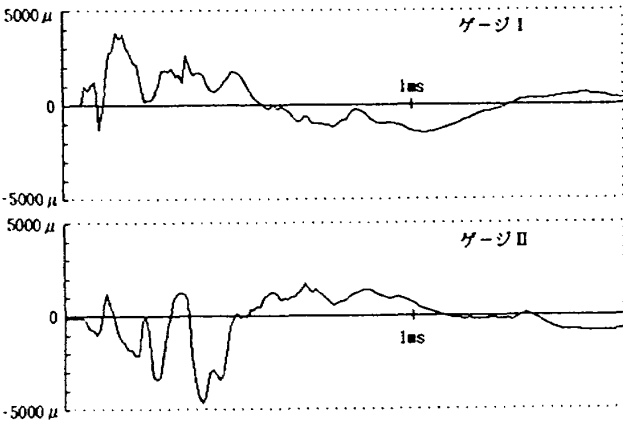
付録2 各試験片の衝撃歪応答



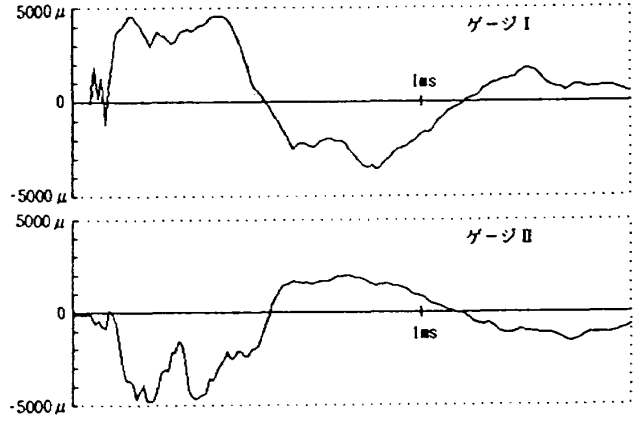
1) $V_i=178.4\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



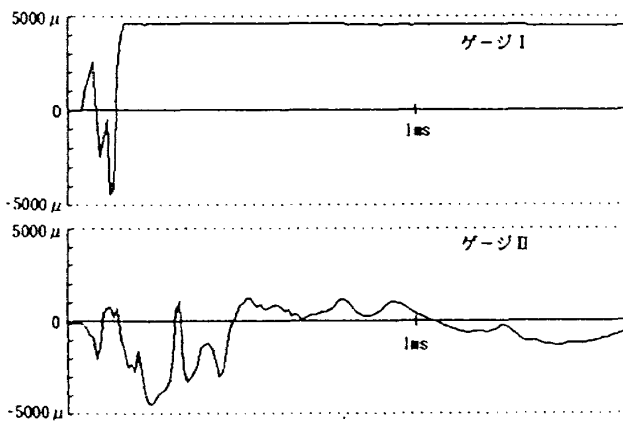
1) $V_i=177.1\text{m/s}$ $V_r=15.0\text{m/s}$



2) $V_i=232.1\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$

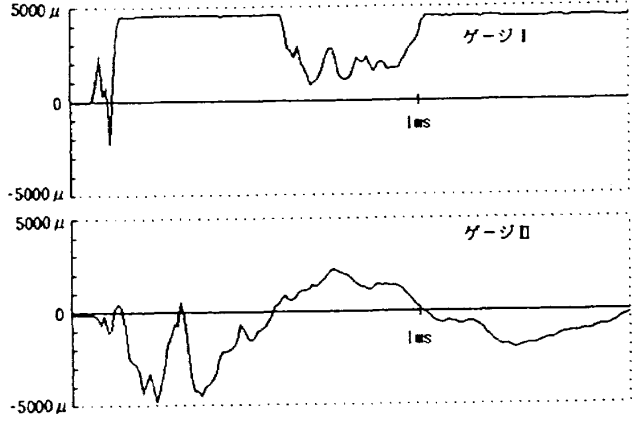


2) $V_i=232.3\text{m/s}$ $V_r=120.1\text{m/s}$



3) $V_i=258.3\text{m/s}$ $V_r=72.7\text{m/s}$

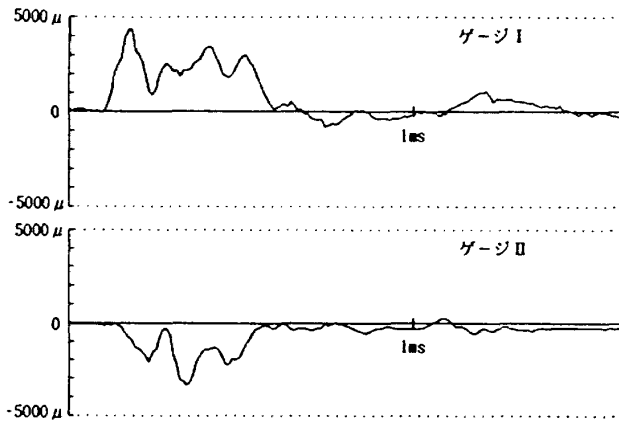
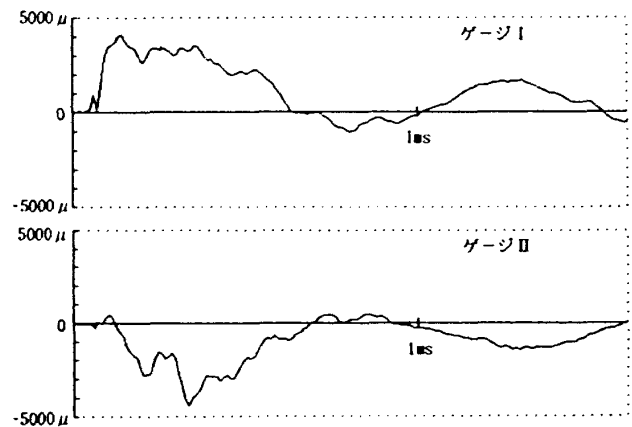
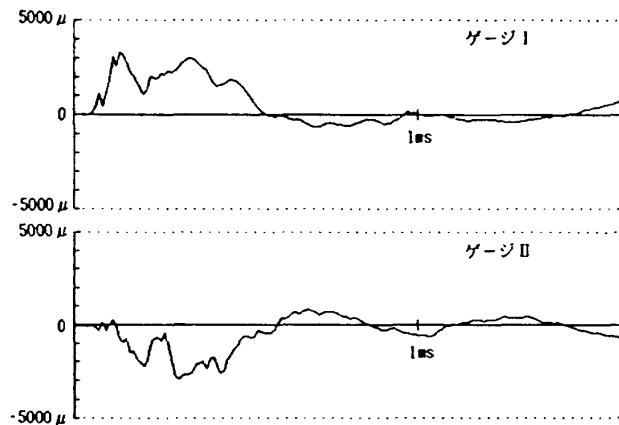
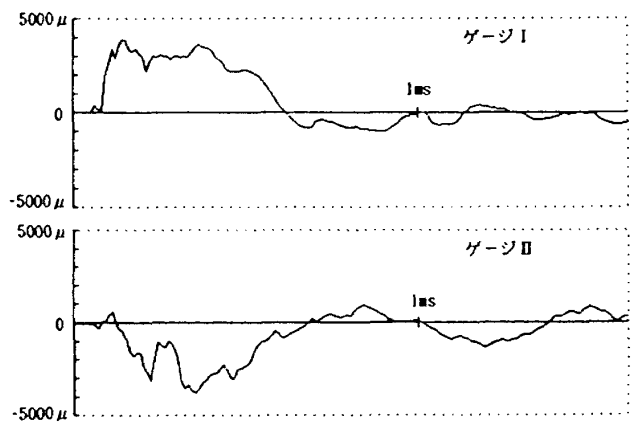
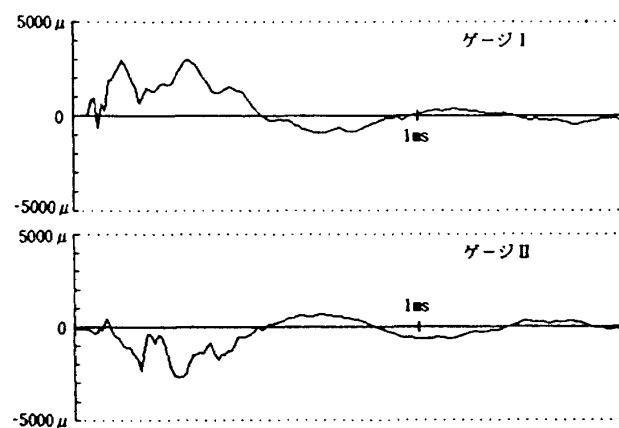
c) GCC (UD)



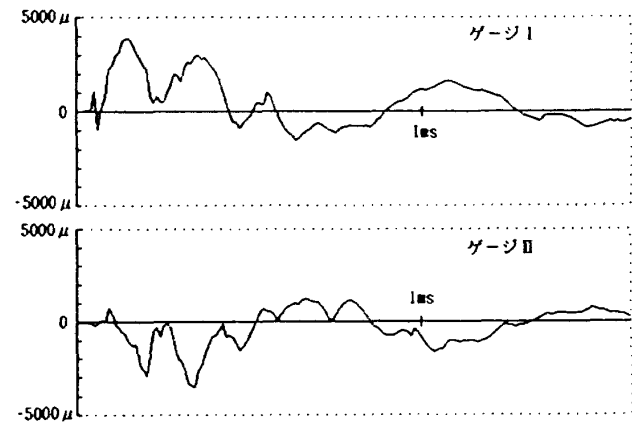
3) $V_i=263.2\text{m/s}$ $V_r=140.0\text{m/s}$

d) GCC (c1)

付録2 つづき

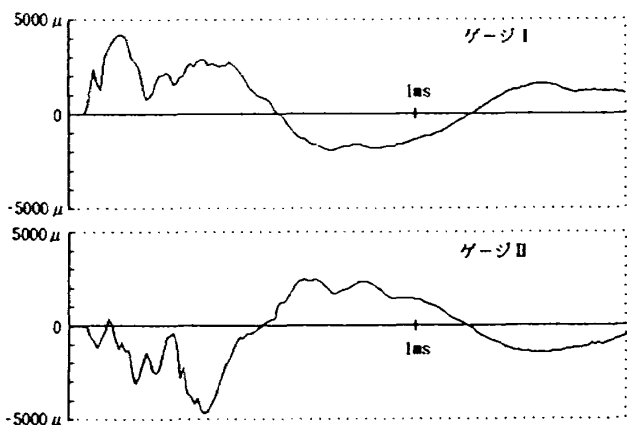
1) $V_i=83.3\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$ 1) $V_i=117.9\text{m/s}$ $V_r=27.5\text{m/s}$ 2) $V_i=141.8\text{m/s}$ $V_r=58.0\text{m/s}$ 2) $V_i=123.3\text{m/s}$ $V_r=51.3\text{m/s}$ 3) $V_i=181.7\text{m/s}$ $V_r=114.7\text{m/s}$

e) KCC (UD)

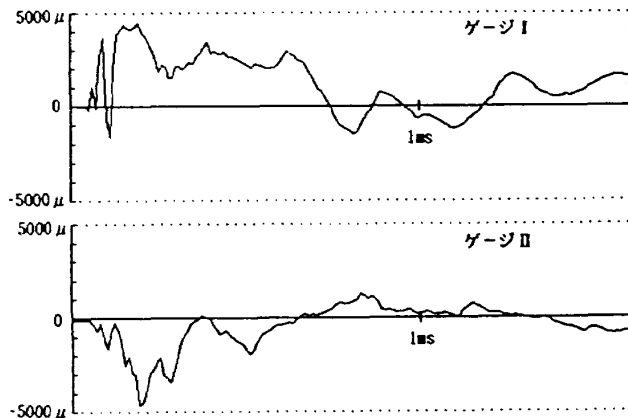
3) $V_i=174.7\text{m/s}$ $V_r=116.9\text{m/s}$

f) KCC (c1)

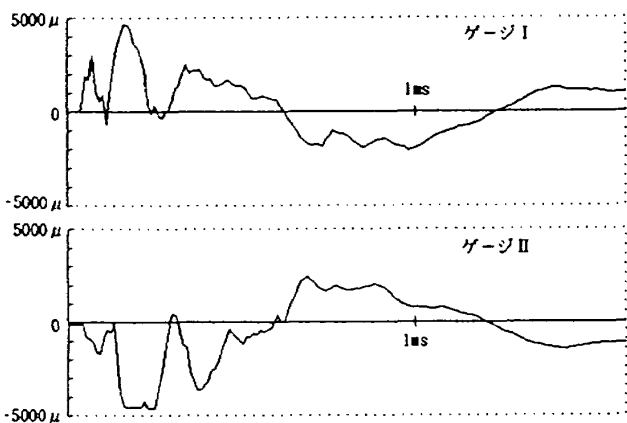
付録2 つづき



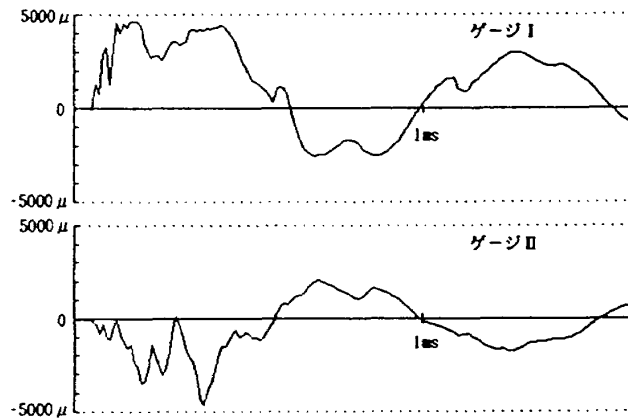
1) $V_i=232.5\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$



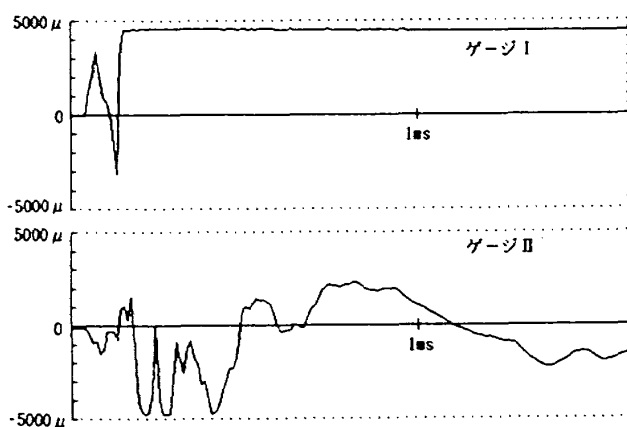
1) $V_i=209.2\text{m/s}$ $V_r=42.1\text{m/s}$



2) $V_i=244.9\text{m/s}$ $V_r=0.0\text{m/s}$

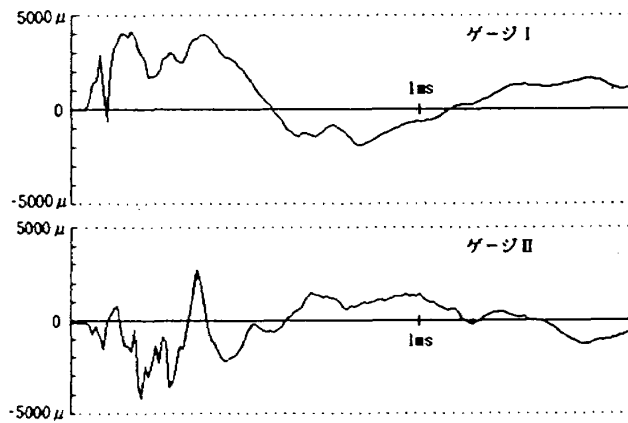


2) $V_i=233.3\text{m/s}$ $V_r=47.5\text{m/s}$



3) $V_i=260.4\text{m/s}$ $V_r=48.0\text{m/s}$

g) GCA 1 (UD)



3) $V_i=259.0\text{m/s}$ $V_r=90.0\text{m/s}$

h) GCA 1 (c1)

既 刊 報 告

TR-1090	小型高速高圧ロケットポンプの軸推力釣合わせ Axial Thrust Balancing of Small High-Speed High-Pressure Rocket Pumps	1990年12月	志村 隆, 渡辺光男, 長谷川敏
TR-1091	貯蔵性推進薬実液流量校正 Calibration of Turbine Flowmeters for Storable Bipropellant Engines	1991年1月	黒田行郎, 只野 真, 佐藤政裕 日下和夫, 宮島 博, 長島隆一 佐藤正和
TR-1092	水素脆性試験装置の試作と LE-7 タービン材料 (Inconel 718, MAR-M 247 LC DS)の高温高 圧水素中での引張り特性 Test Apparatus and Tensile Properties of LE-7 Turbine Blade Materials in High Pressure Hydrogen Conditions	1991年1月	吉田 誠, 渡辺義明, 田島嘉幹 上條謙二郎
TR-1093	HOPE の極超音速空力数値シミュレーション II Numerical Simulation of Hypersonic Viscous Flow for the Design of H-II Orbiting Plane (HOPE) II	1991年1月	山本行光, 秋元敏男
TR-1094	ベクトル計算機のベクトル処理に対するソフトウェア シミュレータ VTAP Vector Processing Time Chart Analysis Program (VTAP) Simulation of Vector Processing Computers	1991年2月	三好 甫, 島間晴夫, 軽部行洋
TR-1095	タンク内液体の大変形時での減衰の評価 Theoretical Estimation of the Viscous Damping from Liquid Transient Motion in Tanks	1991年2月	小松敬治, 清水順一郎
TR-1096	DCB 試験片による炭素繊維強化熱可塑性樹脂及び熱硬 化樹脂複合材料の層間破壊靱性に関する実験的研究 Experimental Investigation of Interlaminar Fracture Toughness of Carbon Fiber/ Thermoplastic and Carbon Fiber/ Thermosetting Composites by DCB Specimens	1991年2月	松嶋正道, 石川隆司, 林 洋一 小林繁夫
TR-1097	超音速に於けるくさび形物体まわりの流れの解法改 善について An Improved Method for Simulating Super- sonic Flow Past A Wedge Shaped Body	1991年2月	野溝国生
TR-1098T	Difference Approximations. for Hyperbolic Conservation Laws and Consistency with Characteristics	March, 1991	Hideaki AISO
TR-1099	12 cm カウフマン型キセノンイオンエンジンの実験的 研究 Experimental Investigation of a 12 cm Diameter Kaufman Xenon Ion Thruster	1991年3月	北村正治, 宮崎勝弘, 早川幸男

航空宇宙技術研究所報告1100号

平成3年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
