

ISSN 0389-4010  
UDC 539.411: 620.058: 620.16  
620.168: 620.173: 620.186

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1260

衝撃損傷を受けたCFRP積層板の圧縮強度について

野原利雄・松嶋正道

1995年2月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-1250	ETS-VI用液体アポジエンジンの開発研究 (インジェクタ特性) Development Test of a Liquid Apogee Engine for the ETS-VI	1994年10月	液体アポジエンジン研究 開発チーム
TR-1251	パワード・リフトSTOL機用フライト・リファレンス表示 の研究 Flight Reference Display for Powered-Lift STOL Aircraft	1994年10月	田中 敬司, 船引 浩平 中村 勝, 照井 祐之 稲垣 敏治, 川原 弘靖 塚野 雄吉, 小野 孝次
TR-1252	小型自動着陸実験機の飛行シミュレーションモデル (その1, 基本設計時の自由飛行および地上走行数学モデル) Flight simulation model for Automatic Landing Flight Experiment (Part I : Free Flight and Ground Run Basic Model)	1994年10月	NAL/NASDA ALFLEX グループ
TR-1253	貯蔵性推進薬二液式アポジエンジンのポップ試験 Pop Tests of Storable Bipropellant Liquid Apogee Engine	1994年10月	黒田 行郎, 只野 真 佐藤 政裕, 日下 和夫 小林 秀之, 飯原 重保 伴 浩之
TR-1254	カーボン/ポリイミド (T800H/PMR-15) 複合材料の室温 および300°Cにおける静強度評価 Evaluation of Static Strength of T800H/PMR-15 Carbon/Poly- imide Laminates at Room Temperature and 300°C	1994年11月	角田 義秋, 三本木茂夫 下河 利行, 濱口 泰正 山本 昌孝, 三津間秀彦
TR-1255	超音速流中の大迎角鈍頭円柱に作用する横力 Side Force Acting on Blunted Circular Cylinder Bodies at High Angles of Attack in Supersonic Flow	1994年12月	楯 篤志, 渡辺 光則 野田 順一, 関根 英夫 吉永 崇
TR-1256	風洞内の複要素翼型空力計算 Computations of Flow past Multi-Element Airfoils in Wind Tunnel	1995年1月	中村 正義, 鈴木 弘一 半沢 麻雄, 桑野 尚明
TR-1257	模擬視界装置用ファイバー・ディスプレイの試作 Preliminary Experiments of An Optical Fiber Display	1995年1月	若色 薫, 渡辺 顯 川原 弘靖
TR-1258	空間識失調の誘起要因となるコリオリ効果の力学的解析 Dynamical Analysis of the Coriolis Effect Which Causes Space Disorientation	1995年1月	鈴木 孝雄, 幸尾 治朗 久米 真樹
TR-1259	実験用航空機ドルニエDo228-200型機の地上振動試験 Ground Vibration Test of the NAL Dornier 228-200 Flight Research Airplane	1995年2月	安藤 泰勝, 峯岸 正勝 外立 政隆, 齊藤 健一 藤井 謙司, 松下 洸

# 衝撃損傷を受けた CFRP 積層板の圧縮強度について\*

野原利雄\*<sup>1</sup> 松嶋正道\*<sup>1</sup>

## Compressive Strength of CFRP-Laminated Composites with Impact Damage\*

Toshio NOHARA \*<sup>1</sup> and Masamichi MATSUSHIMA \*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

This report describes the influence of impact damage on the compressive strength of CFRP-laminated panels. The panels with impact damage are subjected to compressive loads for evaluation of their residual strength. The interlaminar failure of the panels with impact damage is investigated using ultrasonic inspection techniques and optical microscopy. The test results are summarized as follows. The area of delamination on the reverse surface is larger than that on the impact surface. The shape of the area is an ellipse whose major axis corresponds to the fiber direction of the surface laminate. In addition, the area size is approximately proportional to the impact energy. The compressive residual strength decreased with increasing impact damage. The compressive residual strength with impact damage of 70J/cm is reduced to about 75 % of the strength without impact damage.

**Keywords** : CFRP laminated composites, Impact damage, Ultrasonic inspection, Delamination, Compressive strength

### 概 要

この報告は CFRP 複合材積層板の圧縮強度に及ぼす衝撃荷重の影響について述べた。積層板は衝撃損傷を与えた後、残留強度を評価するために圧縮荷重を負荷した。衝撃による積層板内部の損傷状態は超音波深傷検査及び実体顕微鏡を用いて調べた。試験結果の概要は次のようである。積層板内部の層間剥離面積は衝撃面より裏面の方が大きく、その剥離面積の形は最外積層方向を長軸とする楕円形を示した。また、剥離面積の大きさと衝撃エネルギーはほぼ比例関係にあった。衝撃損傷による圧縮残留強度は衝撃エネルギーの増大によって低下を示し、70J/cm の衝撃損傷を受けた場合の圧縮残留強度は衝撃を受けない場合の約 70 % の強度に低下した。

### 1. 緒言

炭素繊維強化複合材料 (CFRP) は比強度及び比剛性が高く、また、複雑な形状の構造物を一体成形で製作することが可能となったため、航空機の構造部材として幅広く使用されるようになった。しかし、航空機構造は運航中での飛来物体との衝突あるいは点検作業中や製造中の

工具等の落下による衝撃を受けることがあり、この衝撃による材料の強度低下が問題視されている。すなわち、衝撃損傷を受けた CFRP 積層板は、外見上損傷が発見できなくても内部には層間剥離などが生じており、剛性及び強度が低下する。特に圧縮強度が著しく低下することが指摘され<sup>1) - 6)</sup>、圧縮特性の向上が今後の CFRP の重要な課題の一つと考えられる。

\* 平成 6 年 12 月 12 日受付 (received 12 Desember 1994)

\* 1 機体部 (Airframe Division)

そこで、本研究では耐衝撃特性に優れ、航空機の一次構造部材として使用されつつある、中弾性率高強度の炭素繊維/エポキシ樹脂複合材の T800 H-3900-2 材<sup>7)</sup> について衝撃荷重の影響を検討した。まず、積層数による衝撃荷重の影響を検討するために、積層数の異なる 3 種類の積層板に衝撃荷重を負荷した。衝撃による積層内部の損傷状況は超音波深傷検査により非破壊的に調べた<sup>8)</sup>。さらに、衝撃負荷部の積層断面における剥離及びき裂の有無を実体顕微鏡により観察を行い、超音波深傷結果と突き合せ検討した。次に、衝撃損傷を与えた積層板に静的圧縮荷重を負荷して残留圧縮強度を求め、衝撃エネルギーの大きさと残留圧縮強度の関係について検討を行った。

## 2. 試験片及び実験方法

### 2.1 試験片

実験に供した試験片は炭素繊維/180°C 硬化エポキシ樹脂プリプレグ方向材 (T800 H-3900-2, 東レ (株) 製) を積層し、オートクレーブによって、圧力 0.59 MPa, 温度 180°C で 2 時間保持し成形したものである。試験片の積層数は 16 プライ、24 プライ及び 32 プライの 3 種類で、その積層構成は  $[(+45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ) n] \text{ sym.}$ ,  $n = 2, 3, 4$  である。この積層は、試験片の長手方向を  $0^\circ$  方向とし、最外層の積層が  $+45^\circ$  層となっている。積層板は片面を離型フィルムによる滑らかな面に、他の面を布模様の面に成形を行った。積層数の異なる 3 種類の板厚はそれぞれ 3.0, 4.6, 6.1 mm であり、その積層板の繊維体積含有率はそれぞれ 56%, 57%, 及び 56% である。

試験片はその積層板から縦 150 mm, 横 100 mm の矩形

板に切断して製作した。

### 2.2 実験方法

#### 2.2.1 衝撃試験

衝撃試験に使用した装置は落垂型衝撃試験装置 (Dynatup GRC-8250) である。この装置は先端が半球形のタップを自由落下させて試験片に衝撃を与える方式で、そのタップの重さ及び高さを変えることによって任意の衝撃エネルギーを与えることができる。即ち、与えた衝撃エネルギーの大きさ  $E$  はタップの質量と試験片に衝突するときの速度から(1)及び(2)式より求められる。

$$V = \sqrt{2gh} \quad (1)$$

$$E = \frac{1}{2} mv^2 \quad (2)$$

ここで、 $v$  はタップの衝撃直前の速度、 $g$  は重力の加速度、 $h$  はタップの高さ、 $m$  はタップの質量である。

本試験で使用したタップは直径 12.5 mm, 重さ 57 N のものである。この装置のシステムブロック図を図 1 に示す。本試験のタップ落下速度はタップが試験片にあたる直前でタップ部に取り付けてあるフラッグが速度検知装置を通過することによって得られた信号からコンピュータで計算される。また、タップ内に装備されたひずみゲージの出力から衝撃荷重及び衝撃エネルギーを計算し、タップ落下速度とともにプロッタに記録した。試験装置のタップ部の写真を図 2 に示す。タップは装置下部の円孔を通過して、装置の下側の台の上に固定した試験片に当てられる。試験片に当たり跳ね返ったタップはストッパーで停止し、リバウンドを防止している。試験片は図 3

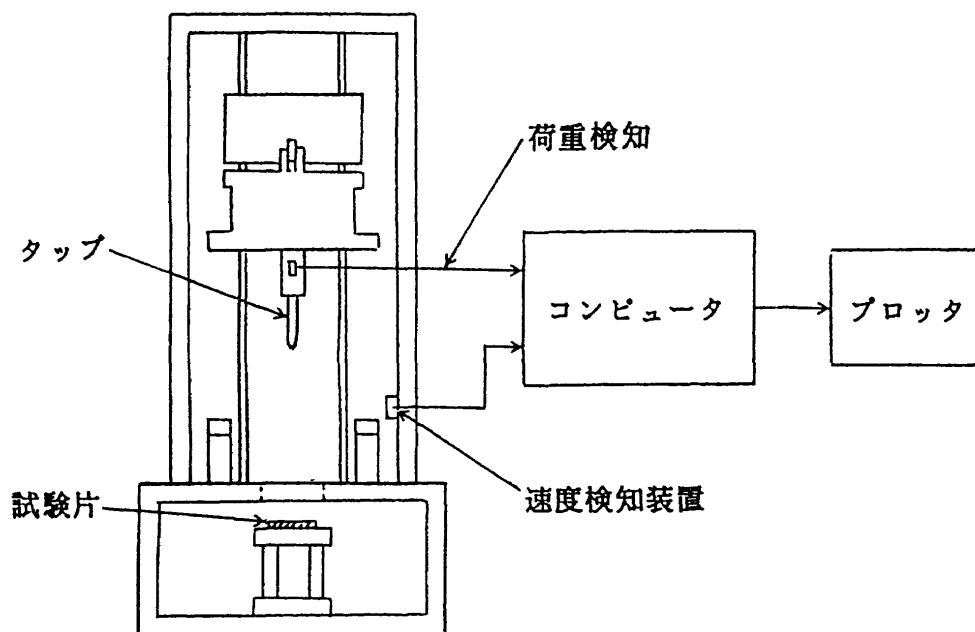


図 1 衝撃試験装置のシステムブロック図

に示すような縦 127 mm、横 76.2 mm の開口部を持つ支持台に滑らかな面（積層板を離型フィルムで成形した面）を上にして乗せ、試験片の両側 4箇所をラバー付押え金具で固定している。その固定した状況を図4に示す。

衝撃を受けた試験片の外観の損傷状況は目視により観察した。さらに、内部の損傷状況は超音波探傷映像装置（Canon M-500 A）によって調べた。その超音波探傷映像装置のシステムブロック図を図5に示す。この装置は超音波探傷器、映像処理装置、ディスプレイ及びプロッタから構成されている。本試験では水浸反射法を用いた。この方法は試験片を水槽中にセットし、探触子から発信した音波を試験片中に透過させ、その反射エコーの時間経過から損傷箇所を求める方法である。即ち、図6に示すように、試験片に層間剥離等の欠陥があれば探触子から発信した音波はその欠陥部で反射され反射エコーとなって表面エコーとともに受信される。その間に要した時間経過から欠陥部の板厚方向の位置を求める。また、探触子を試験片表面の2軸方向に走査させることにより、欠

陥部の平面的な広さと深さを定量的に求めることができる（Cスキャン映像）。本装置では、板厚方向の位置を7段階に区分し、色別表示するようになっている。

本試験では、試験片の衝撃点を中心に 150 × 100 mm の範囲についてCスキャン探傷を行ない、衝撃面から裏面に至る板厚方向での損傷の広がりを定量的に求めた。使用した探触子（ウルトラン製、モデル LS25-10-P1）は中心周波数が約 10 MHz で、水中焦点距離が 25 mm の焦点型のものであり、焦点の直径は約 0.5 mm である。

また、試験片内部の剥離の状態を確認するため、一部の試験片について、衝撃部をダイヤモンドカッターで切断し、板厚方向の断面を実体顕微鏡により観察を行った。

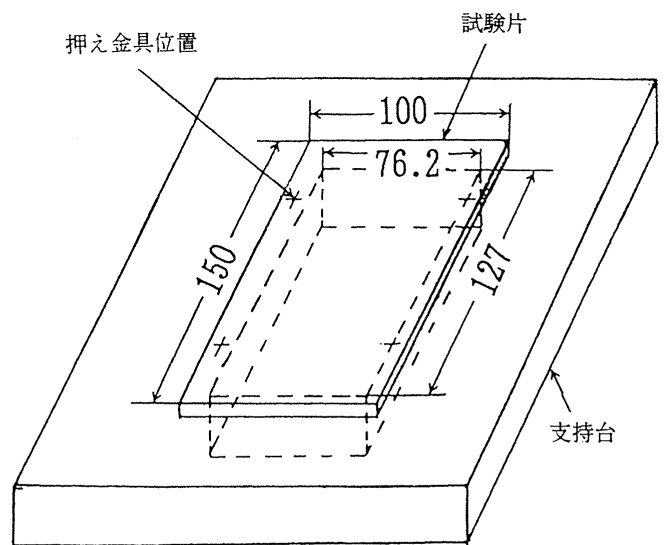


図3 衝撃試験片支持台

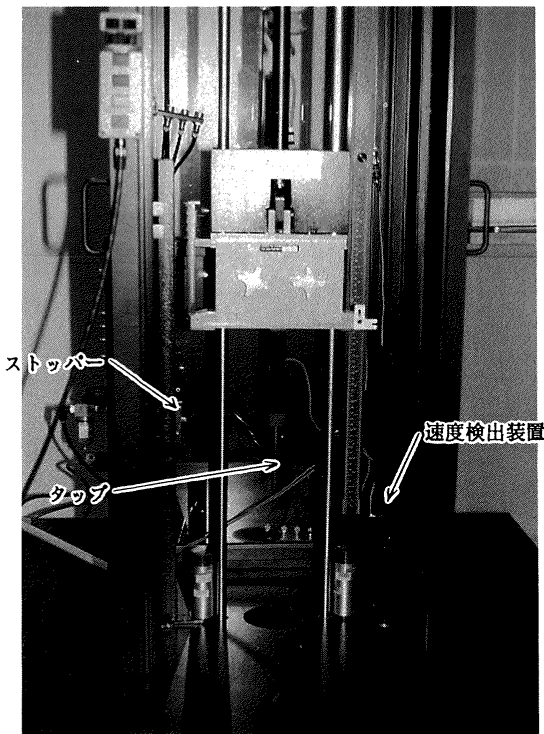


図2 衝撃試験装置のタップ部

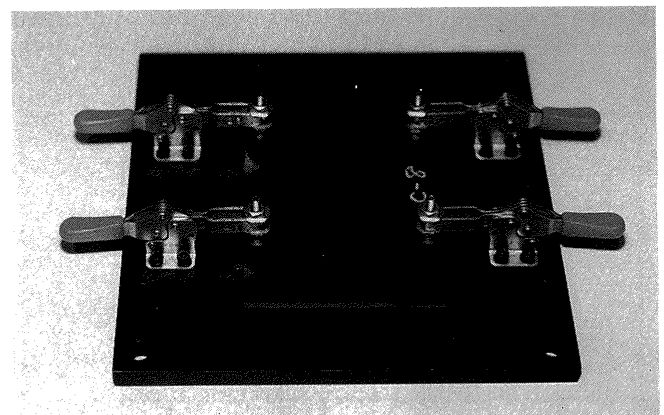


図4 試験片取り付け実状況

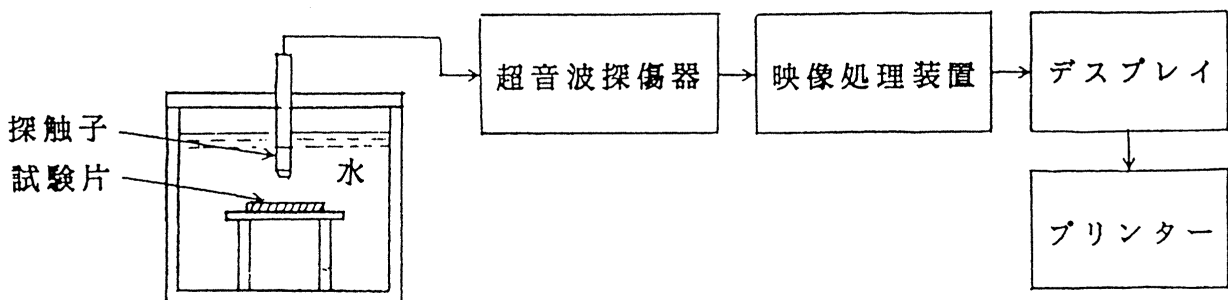


図5 超音波探傷映像装置のシステムブロック図

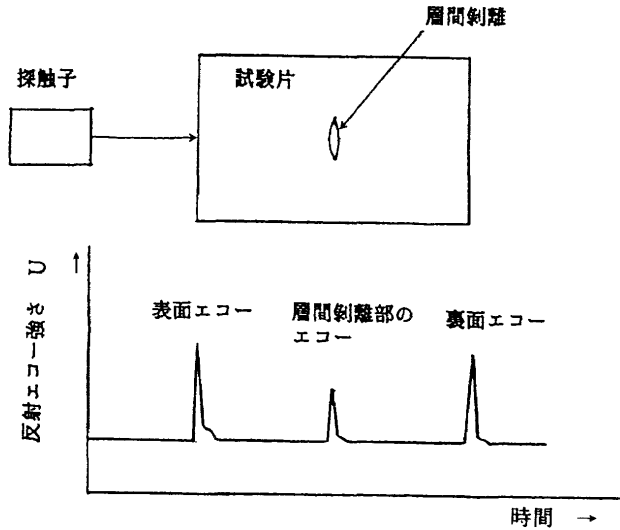


図6 水浸反射法

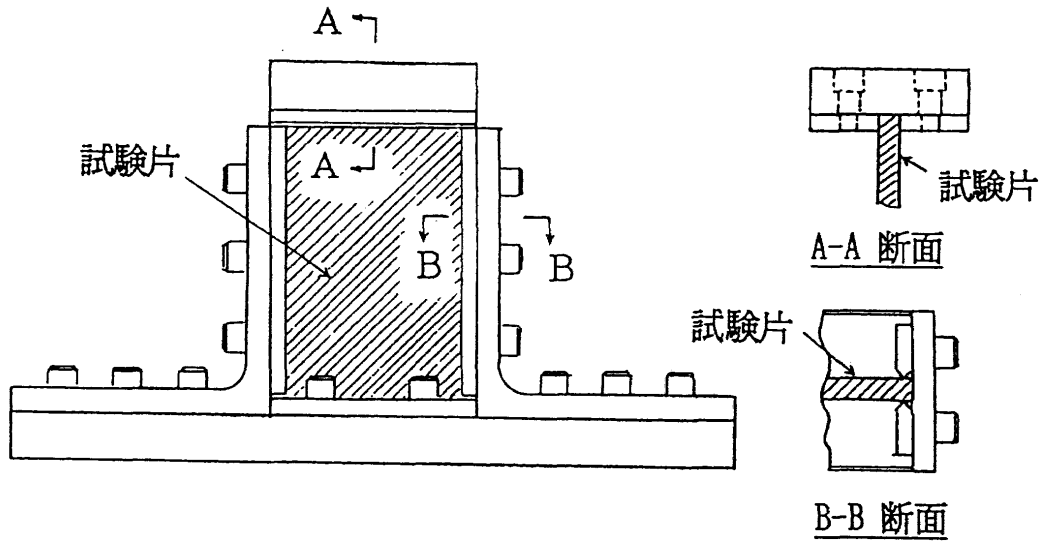


図7 圧縮試験治具

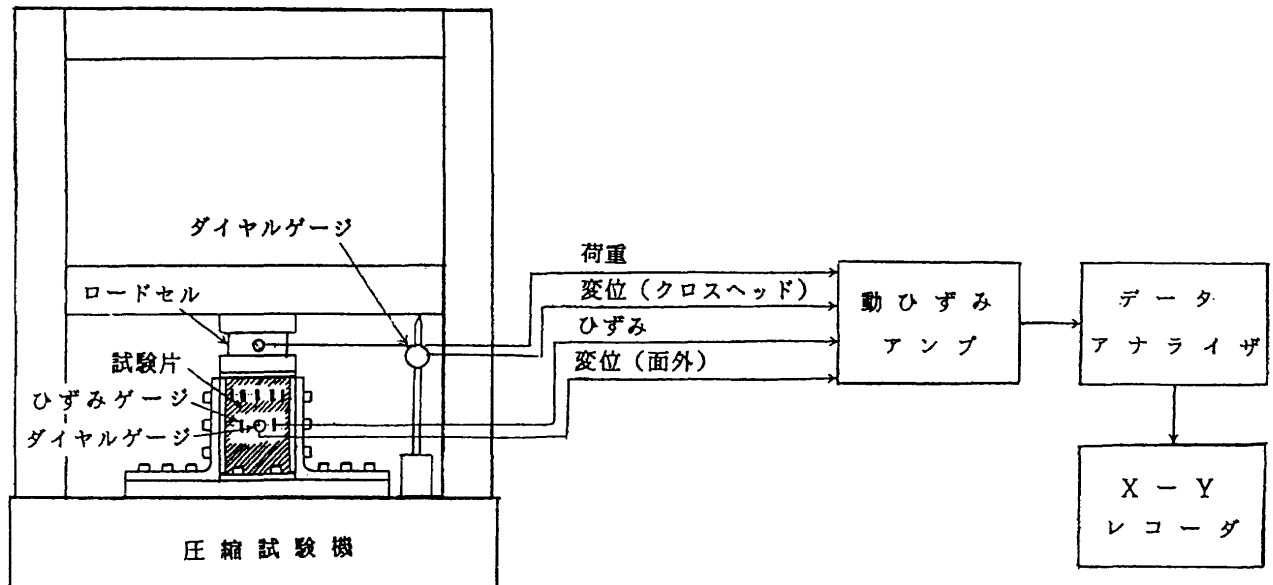


図8 圧縮試験のシステムブロック図

### 2.2.2 圧縮試験

圧縮試験には材料試験機 (Instron 1128) を用いた。試験片は、図7に示すような、左右両辺を単純支持、上下両端を固定支持とする治具に固定した。この治具は衝撃荷重負荷後の残留強度 (CAI) を求めるためにボーイング法として一般に使用されている形状<sup>9)</sup>のものである。圧縮試験のシステムブロック図を図8に示す。圧縮荷重はクロスヘッド速度 0.2 mm/min の変位制御により負荷した。

試験片中央部の横方向面外変位及び試験機のクロスヘッド移動量はダイヤルゲージ (DT-20) を用いて測定を行った。また、試験片上部5箇所及び中央部近辺2箇所の表裏、計14箇所のひずみを測定した。それらの横方向面外変位、クロスヘッド移動量及びひずみゲージの出力は圧縮荷重 (ロードセル出力) とともに、動ひずみアンプ (DPM-611 B) を介し、データアナライザー (DAA-100 A) に取り込んだ。これらのデータは、試験後、データアナライザーから X-Y レコーダに記録し、解析を行った。

試験片に接着したひずみゲージの位置を図9に示す。これらのひずみのうち、試験片上部の幅方向に接着した表裏各5枚のひずみゲージの出力は、圧縮試験において、モニター用として用いた。即ち、初期荷重が試験片の幅方向に均一に負荷されるように、ひずみゲージの出力を見ながら試験機と治具との当たり面の調整を順次行った。圧縮荷重の負荷状況を図10に示す。

## 3. 試験結果及び考察

### 3.1 衝撃試験

衝撃荷重の大きさについては、薄板ハニカム複合材構造に対する USAF (米国空軍) の低レベル衝撃設計要求と

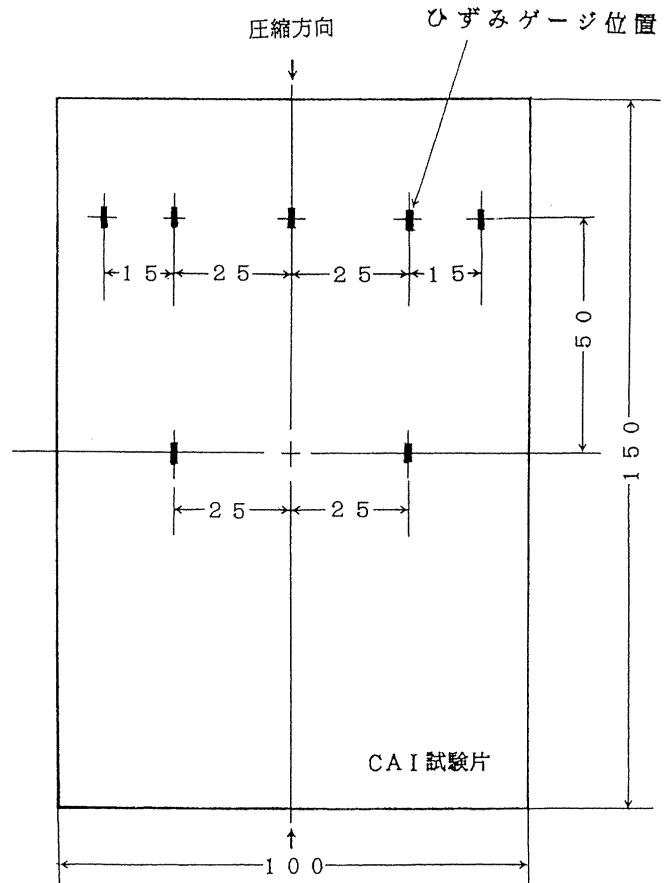


図9 ひずみゲージ接着位置

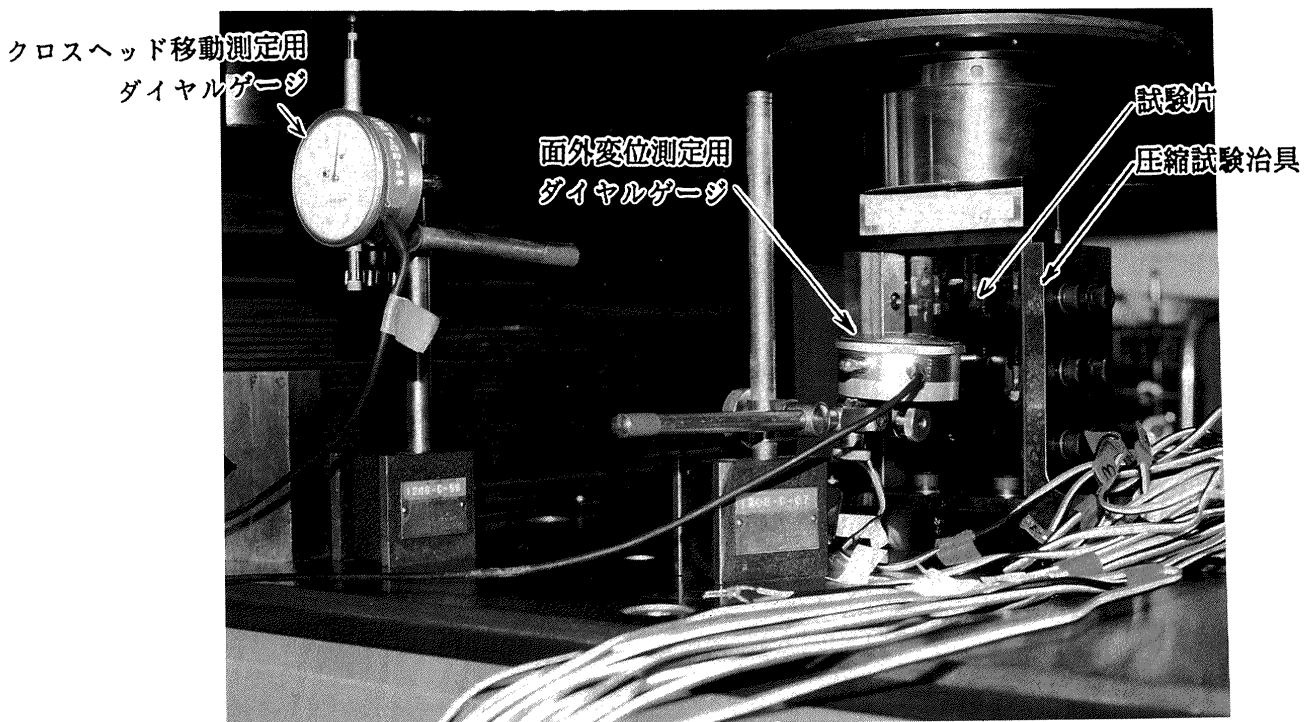


図10 圧縮荷重の負荷状況

して 4ft - lb の衝撃に対して目視の損傷がないことが提案されている<sup>10)</sup>。本研究では、この 4ft - lb に相当する 5.4J を基準として、5.4J ~ 43.4J (5.4J の 8 倍) の範囲について実験を行い、衝撃エネルギーの大きさに対する損傷面積の関係を検討した。各積層板に負荷した衝撃エネルギーを表 1 に示す。本実験では積層数を 16 プライ、24 プライ及び 32 プライの 3 種類について行っており、この衝撃エネルギーの大きさは、単位板厚当たりの衝撃エネルギーで表すと約 10 ~ 70J/cm の範囲である。

衝撃試験時の衝撃荷重及び衝撃エネルギーの時間変化の一例として、積層数が 24 プライの場合を図 11 に示す。衝撃荷重と時間の関係を実線、衝撃エネルギーと時間の関係を 1 点鎖線でそれぞれ示している。この図は 35 kHz のローパスフィルタを通したアナログ信号を 50 μsec 毎に A/D 変換して得たデータの前後 5 点による平滑化処理を行い、示したものである。この例の場合、最大衝撃荷重は 8.2 kN、速度 2.34 m/sec、衝撃エネルギー 15.93J であり、衝撃エネルギーの 51.6% が積層板の損傷として吸収されている。

試験結果は、積層数が異なる 3 種類の試験片について単位板厚当たりの衝撃エネルギーを用いて整理して検討を行った。

3.1.1 目視による観察結果

表 1 負荷した衝撃エネルギーと試験片 (積層数)

衝撃エネルギー (J)		5.4	10.8	16.3	21.7	27.1	32.5	43.4
積層数	16 プライ	○	○	○	○			
	24 プライ	○	○	○	○	○	○	
	32 プライ		○	○	○		○	○

○：試験実施

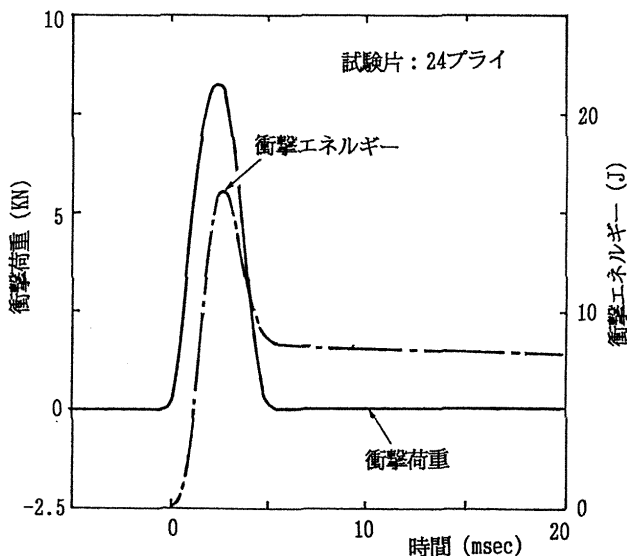


図 11 衝撃荷重及び衝撃エネルギーの時間変化の一例

衝撃試験後の試験片を目視観察をすると、衝撃面とその裏面とでは損傷に相違があった。即ち、衝撃面側では 3.5 ~ 5.0 mmφ (タップ径の 1/3 程度) の衝撃痕が見られた程度であったが、裏面側では、10.8J 以上で広さ 8 × 15 mm、高さ 0.15 mm 程度の盛り上がりが見られた。衝撃エネルギーが 36J/cm 以上を負荷した場合には裏面側の盛り上がりの広さが大きくなるとともに、最外層の繊維方向 (+45° 方向) に 10 ~ 20 mm の割れが数本発生した。

3.1.2 超音波探傷装置による内部損傷の非破壊検査

衝撃試験後の全試験片について、2.2.1 章で述べた超音波探傷装置により、試験片内部の損傷状況を調べた。板厚 4.6 mm (24 プライ) の積層板で単位板厚当たりの衝撃エネルギー 35.6J/cm の場合の C スキャン映像の一例を図 12 に示す。図中上部の写真は衝撃面側、下部の写真は裏面側を示す。中央部分が衝撃を与えた位置であり、円形部分が剥離損傷を起こしていると思われる部分である。同図では板厚方向の損傷を色別で表示している。その板厚方向の色区分は同図の右上部に示しており、上から順に 0 ~ 0.5 mm, 0.5 ~ 1.0 mm, 1.0 ~ 1.5 mm, 1.5 ~ 2.0 mm, 2.0 ~ 2.5 mm, 2.5 ~ 3.0 mm, 3.0 mm 以上となっている。図 12 に示すように、その形状はどちらも最外層の繊維方向 (+45° 方向) を長軸とする楕円形を示しており、その剥離領域の大きさは衝撃面より裏面の方が若干大きくなっているのが確認できる。

図 13 は超音波探傷により観察した図面上から最大剥離面積を求め、単位板厚当たりの衝撃エネルギーとの関係を表したものである。衝撃エネルギーが大きくなる程、剥離面積は広がっている。同図の衝撃エネルギー 70J/cm の値 (\*印) は衝撃面及び裏面両方に割れが発生

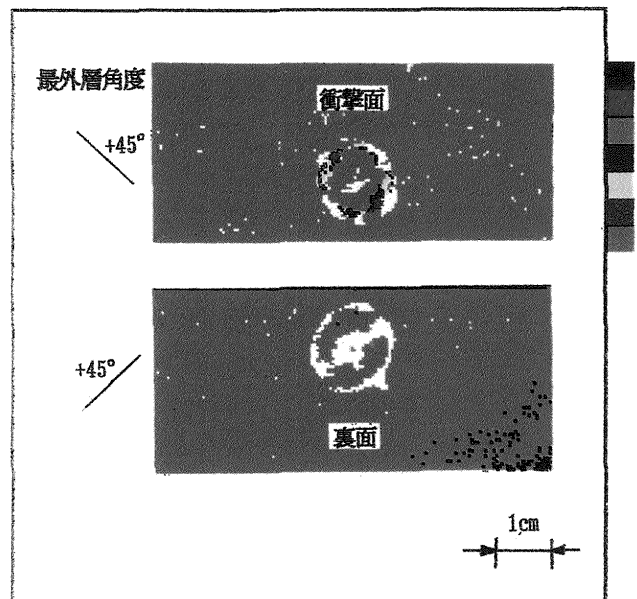


図 12 衝撃後の超音波深傷映像装置による表示



したもので、即ち、損傷モードが異なっているものである。同図から\*印の値を除くと衝撃エネルギーと剥離面積はほぼ線形関係にあると考えられる。また、同図には、

3種類のプライ数の異なるものを示しているが、単位板厚当たりの衝撃エネルギーで整理した場合、剥離面積は積層数の違いによる差があまりないことが認められた。

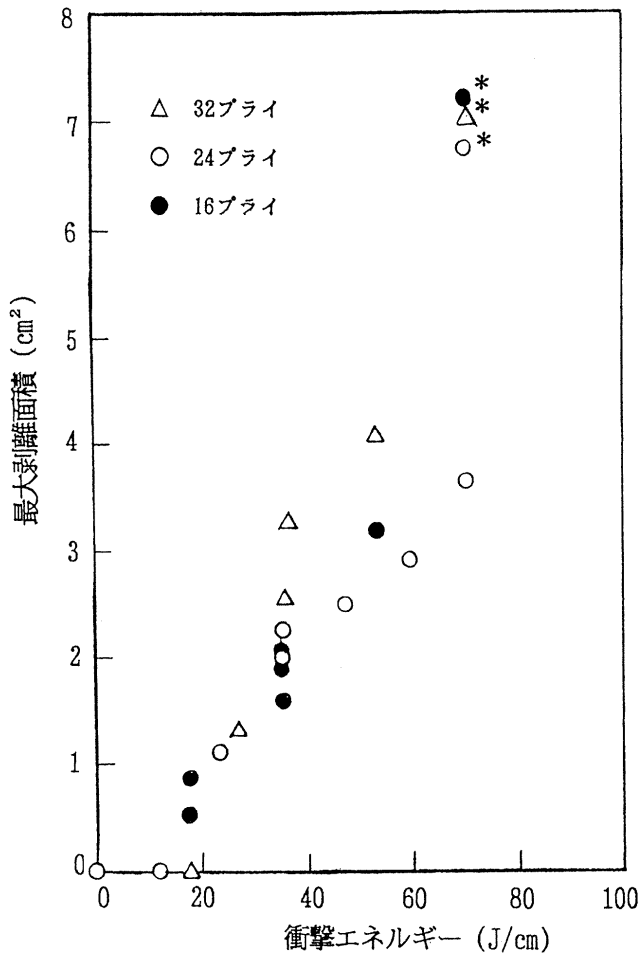


図13 剥離面積と単位板厚当たりの衝撃エネルギーとの関係

### 3.1.3 実体顕微鏡による切断面観察

超音波探傷検査で得られた層間剥離状態を調べるために、試験片の打痕部を中心にダイヤモンドカッターで切断し、その積層断面を実体顕微鏡で観察した。図14はその実体顕微鏡写真を示す。写真より繊維方向に層間剥離、板厚方向にき裂模様が認められる。その断面のスケッチを図15に示す。同図には超音波探傷検査により求めた層間剥離範囲を併記した。この超音波探傷法では音波は表面から最初の剥離部で反射されるため、その下の剥離は表示されない。そこで、試験片の裏面からも超音波探傷を行い同図に併記した。図から、層間剥離は衝撃面側よ

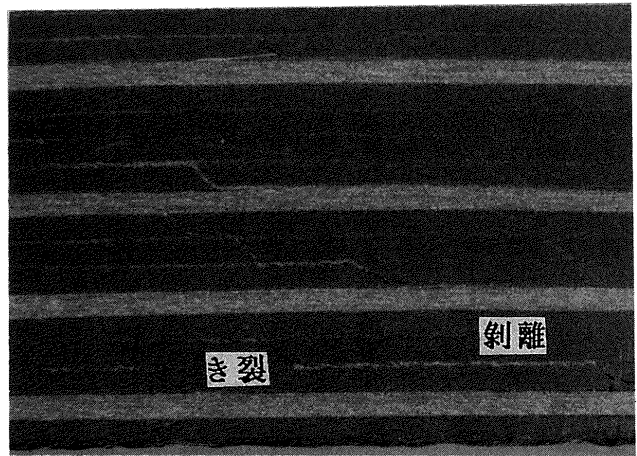


図14 衝撃負荷点断面の実体顕微鏡写真の一例

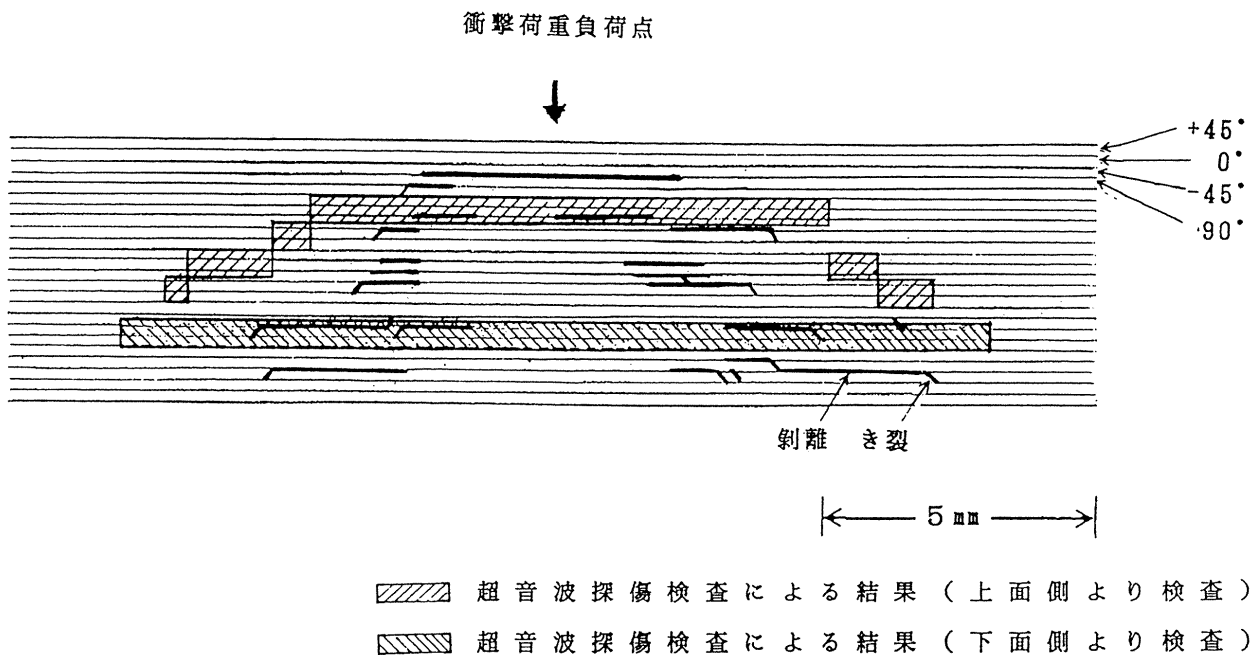


図15 実体顕微鏡写真による剥離のスケッチ

り下面の方に広がっており、この傾向は超音波探傷結果と一致している。

3.2 圧縮試験

衝撃損傷を与えた試験片の圧縮強度を求めるために、衝撃負荷後圧縮試験を行った。図16及び17は圧縮荷重と試験片中央部の横方向の面外変位及び試験片中央近傍の表裏に接着したひずみゲージ(図9参照)の出力との関係を示している。両図は試験片の耐荷能力が低下し、荷

重が0になる直前に意図的にプロットを中止している。図16は積層数16プライの試験片に単位板厚当たりの衝撃エネルギー 35.6J/cmを負荷した場合である。最高圧縮荷重の約70%から面外変形が大きくなり、座屈により破壊した例である。図17は衝撃を負荷していない積層数24プライの試験片であり、わずかの面外変形で最高荷重に達し破壊している。積層数32プライの試験片は24プライの場合とほとんど同様の傾向を示した。

圧縮試験による試験片の破壊は、ほとんどのものが衝撃による損傷部分で破壊した。その破壊の様子を図18に

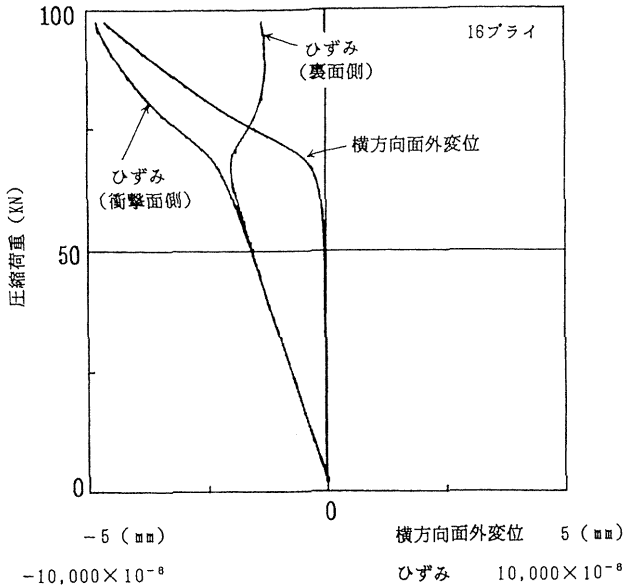


図16 圧縮荷重と試験片中央部の横方向の変位及びひずみとの関係 (16 プライ、衝撃エネルギー：35.6J/cm)

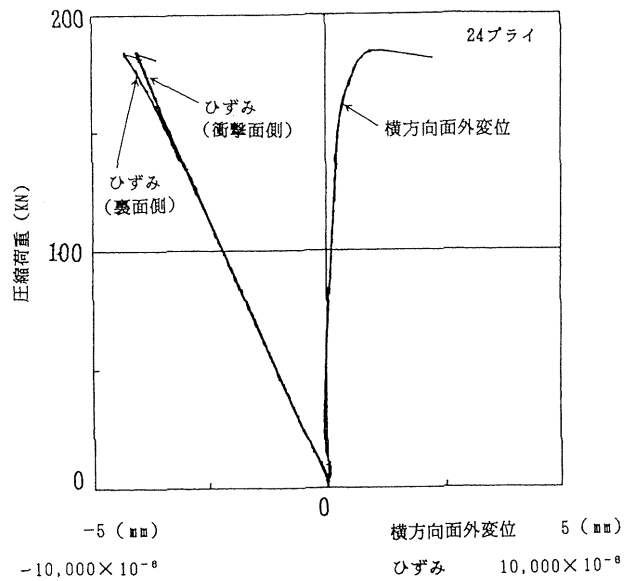


図17 圧縮荷重と試験片中央部の横方向の変位及びひずみとの関係 (24 プライ、衝撃損傷無し)

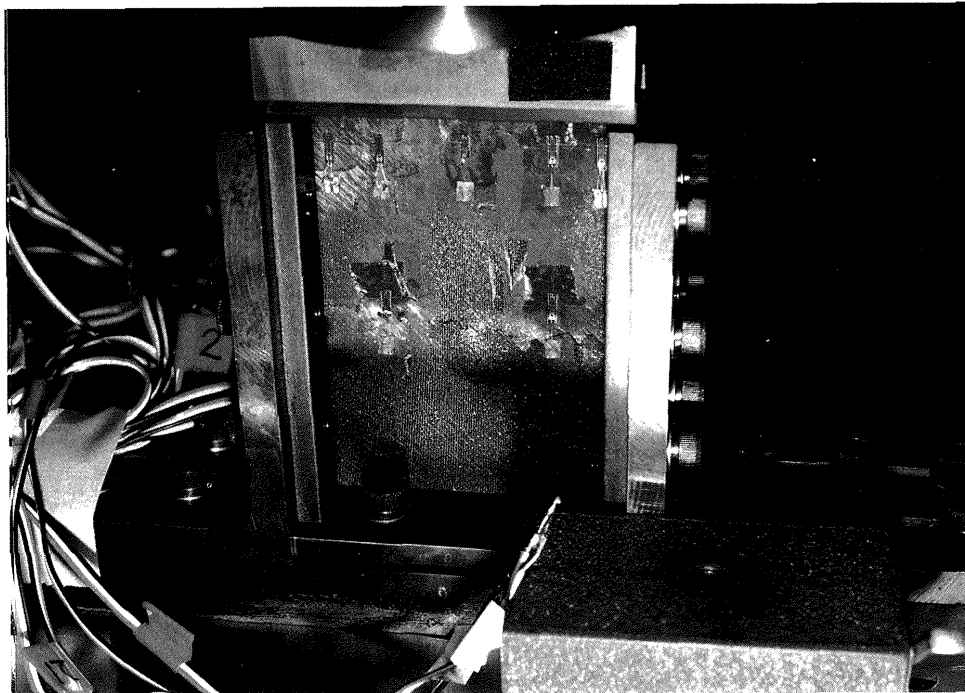


図18 圧縮破壊後の変形の状況

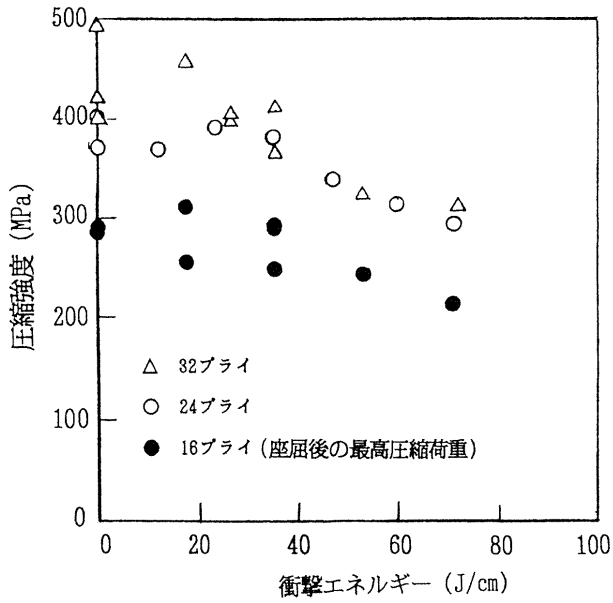


図19 圧縮強度と単位板厚当りの衝撃エネルギーとの関係

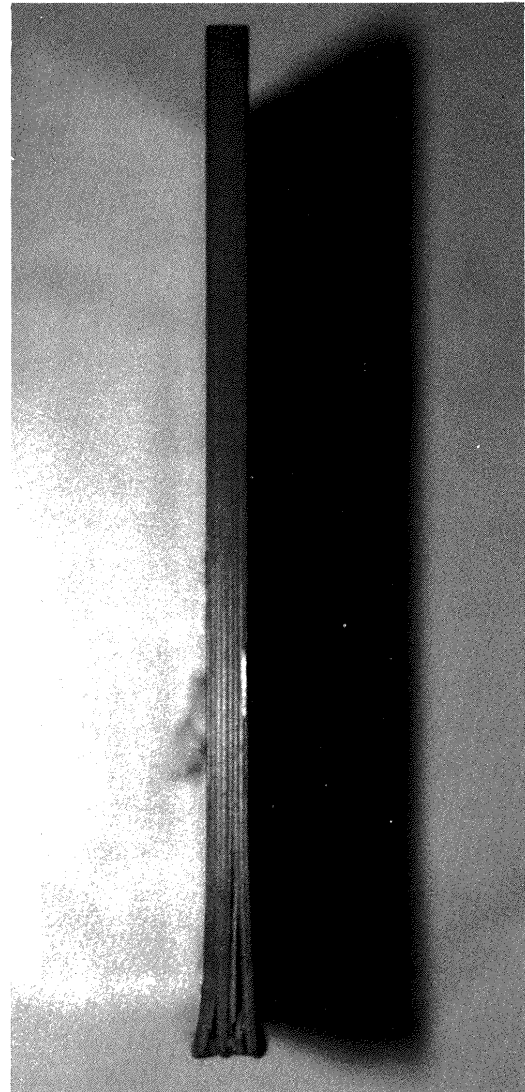
示す。図に示すように、座屈が生じる時点では耐荷能力はあるが、損傷によって座屈が早まるか又は座屈後の耐荷能力が急激に減少して破壊に至っている。

24プライ及び32プライの試験片で衝撃エネルギーの小さかったものについては上端部あるいは下端部で圧壊を示した。

圧縮試験時の最高荷重を試験片の公称断面積で除した値を圧縮強度とし、圧縮強度と単位板厚当りの衝撃エネルギーとの関係を求めたものを図19に示す。同図において横軸（衝撃エネルギー）0の値は衝撃エネルギーを負荷しない場合の圧縮強度を図示したものである。図に示すように、衝撃エネルギーが増大すると圧縮強度は低下しており、38J/cm以上では、その傾向はほぼ直線的で、3種類の積層数とも同じ程度の傾きであった。約38～70J/cmの範囲では、その傾きはほぼ $-1.6 \text{ MPa/J/cm}$ である。圧縮強度は単位板厚当りの衝撃エネルギー約



16 24 32 プライ  
図20 側面の破壊状況（板の中央部での破壊）



32 プライ  
図21 側面の破壊状況（板の端部での破壊）

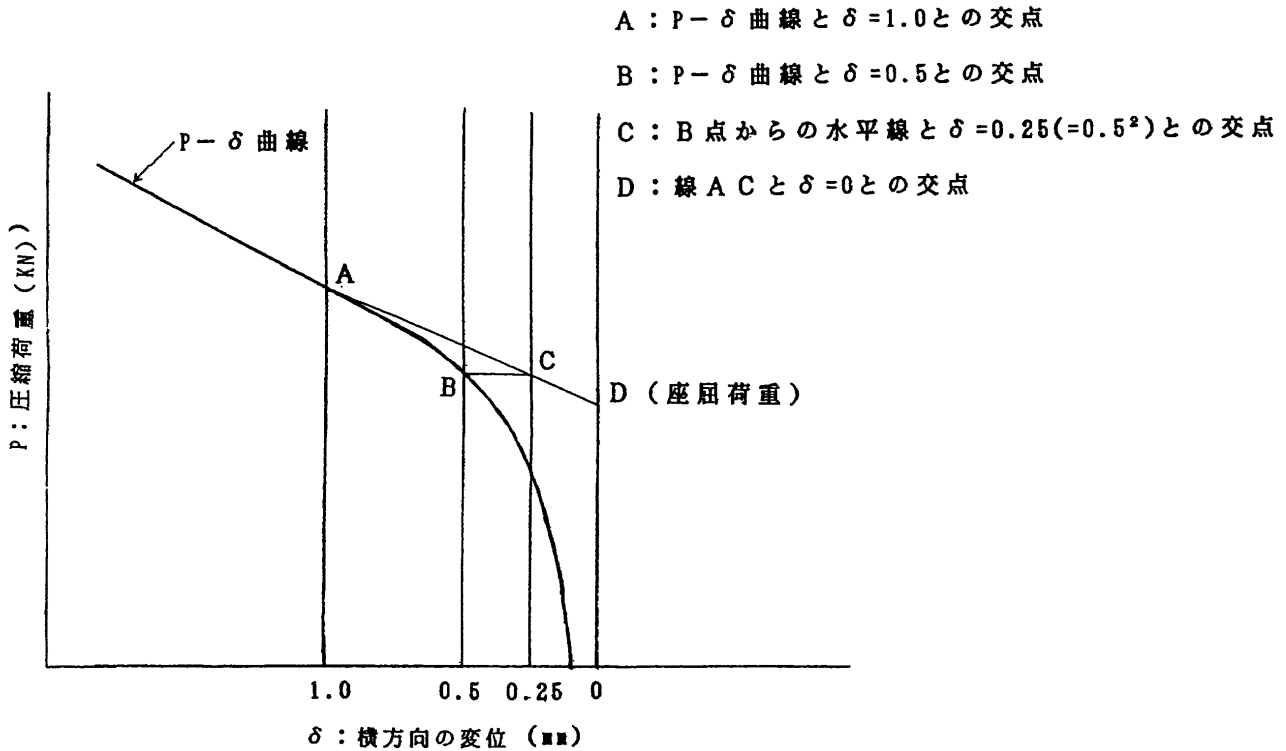


図 22  $\delta^2$ 法により座屈荷重の求め方

70J/cm で 74 ~ 80 % に低下した。

圧縮試験後の 3 種類の試験片について側面方向の写真を図 20 及び図 21 に示す。図 20 は中央部で破壊したもので、左から積層数が 16 プライ、24 プライ及び 32 プライのもので、すべて中央部で剥離を生じていることが確認できる。図 21 は端部で破壊した積層数が 32 プライのもので、端面の圧壊である。

また、圧縮強度は 16 プライが特に低い値を示したが、早期に面外変形が生じ座屈破壊したためである。したがって、16 プライのものについては、圧縮荷重の極大値は現れず、座屈後破壊（クリッピング）と考えられるので、座屈後の P- $\delta^2$  曲線は直線関係として座屈荷重を求める方法いわゆる  $\delta^2$  法<sup>11)</sup> により座屈荷重を求めた。その求め方を図 22 に示す。同図において、A 点は P- $\delta$  曲線と  $\delta = 1.0$  との交点、B 点は P- $\delta$  曲線と  $\delta = 0.5$  との交点、C 点は B 点からの水平線と  $\delta = 0.25 (=0.5^2)$  との交点をそれぞれ示す。求めた直線 AC と  $\delta = 0$  との交点 D を座屈荷重とした。その座屈荷重を試験片の断面積で除した値を座屈応力として、図 23 に示す。70J/cm の場合は面外変形後の P- $\delta$  曲線の変化が大きく、 $\delta^2$  法による座屈荷重が求められなかった。図 23 には、座屈後の最高荷重で求めた圧縮強度も併記したが、座屈応力は座屈後の最高荷重で求めた圧縮強度の約 70 % であった。

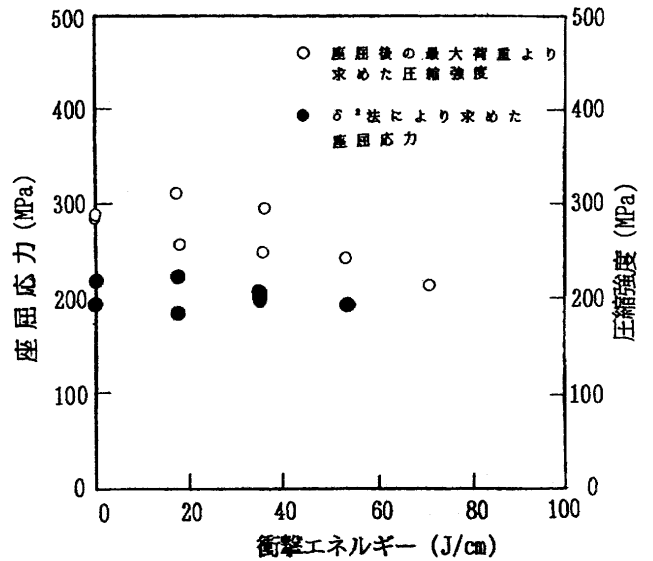


図 23  $\delta^2$ 法により求めた座屈応力 (16 プライ)

#### 4. 結論

炭素繊維/エポキシ樹脂複合材の積層板に対して衝撃損傷を与えた後、静的圧縮荷重を負荷した。衝撃による内部の損傷状況及び圧縮強度の低下について実験結果を用いて検討を行った。また、衝撃による内部の損傷状況は超音波深傷検査及び実体顕微鏡によって調べた。

その結果、衝撃エネルギー約 36J/cm 以上では層間剥離損傷が観察され、その損傷面積は衝撃面から下面の方へ広がることが認められた。また、衝撃エネルギーが増加

すると剥離面積も広くなり、それはほぼ直線関係と考えられる。また、積層数(16, 24, 32プライ)を変えた場合でも単位板厚当たりの衝撃エネルギーで整理すると、差は認められなかった。衝撃エネルギーが増大すると圧縮強度が低下し、その強度低下はほぼ直線的であり、その傾きは約38~70J/cmの範囲では、ほぼ-1.6MPa/J/cmである。圧縮強度は約70J/cmの衝撃エネルギーにより74~80%に低下した。積層数の少ない16プライのものは面外変形が低い荷重で起き、座屈破壊を生じ、24プライ及び32プライに比較して圧縮強度は低かった。また、衝撃エネルギーがUSAFの低レベル衝撃保証要求値5.4Jの約3倍までは、圧縮強度の低下はあまり見られなかった。

本研究を行うに際して、有意義なご意見を頂いた当所機体部下河利行疲労研究室長並びに衝撃試験装置の使用にあたってご支援を頂いた衝撃研究室の方々に感謝の意を表します。

#### 参考文献

- 1) J. H. Starnes, M. D. Rhodes and J. G. Williams : Effect of impact damage and holes on the compressive strength of graphite/ epoxy laminate. ASTM STP 696, pp. 145 ~ 171, (1979)
- 2) W. J. Cantwell, P. T. Curtis and J. Morton : An assessment of the impact performance of CFRF reinforced with high-strain carbon fibres. Composites science and technology 25, pp. 133 ~ 148, (1986)
- 3) W. B. Arery and D. H. Grande : Influence of materials and layup paramaters on impact damagt mechanisms. 22 nd SAMPE, pp. 470 ~ 843 (1988)
- 4) J. C. Prichard and P. J. Hogg : The role of impact damage in post-impact compression testing. Composites, Vol. 21, No. 6, pp. 503 ~ 511, (1990)
- 5) A. T. Nettles and A. J. Hodge : Compression- after- impact testing of thin composite materials. 23 rd international SAMPE technical conference. pp. 177 ~ 183, (1991)
- 6) 松本, 他 : 衝撃後のCFRP積層板の残留疲労強度評価, 日本機械学会論文集, 57 (535), pp. 104 ~ 110, (1991)
- 7) N. Odaciri, T. Muraki and K. Tobukuro : Toughness improved high-perefiermance Torayca prepreg T800 H/3900 series, 33 rd International SAMPE symposium. pp. 272 ~ 283 (1988)
- 8) 松嶋, 他 : 衝撃を受けたCFRP厚板と補強平板の超音波深傷(その1), 非破壊検査, 42(3), pp. 121 ~ 123, (1993)
- 9) SACMA Recommended test method for compression after impact properties of oriented fiber resin composites. SACMA, SRM 2-88, (1988)
- 10) R. S. Whitehead : Certification of Primary Composite Aircraft Structures. The Proceedings of the 14 th sumposium of ICAF, (1987)
- 11) 林毅 : 軽構造の理論とその応用(上), pp. 207 ~ 208, (1969)

---

## 航空宇宙技術研究所報告1260号

平成7年2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丁目44番地1  
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

Printed in Japan