

ISSN 0389-4010

UDC 539.412.

620.1.058

620.168

620.178.2

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1096

DCB試験片による炭素繊維強化熱可塑樹脂
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

松 嶋 正 道 ・ 石 川 隆 司

林 洋 一 ・ 小 林 繁 夫

1991年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

DCB試験片による炭素繊維強化熱可塑樹脂 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*

松 嶋 正 道*¹ 石 川 隆 司*¹
林 洋 一*¹ 小 林 繁 夫*²

Experimental Investigation of Interlaminar Fracture Toughness of Carbon Fiber/ Thermoplastic and Carbon Fiber/ Thermosetting Composites by DCB Specimens*

Masamichi MATSUSHIMA*¹, Takashi ISHIKAWA*¹, Youichi HAYASHI*¹,
and Shigeo KOBAYASHI*²

ABSTRACT

Experiments were performed to measure the interlaminar fracture toughness (G_{IC}) of carbon fiber (CF)/Epoxy and CF/PEEK composite materials using DCB specimens. Literature survey for extracting key points in experiments was done as the first process. Results for unidirectional CF/Epoxy were obtained with simple “piano-hinge” type of fixture. No effect of thickness and width of specimens upon G_{IC} is found if a crack length is sufficiently long. Following this, DCB tests were conducted on CF/PEEK using a specially developed loading fixture capable of withstanding high peel loads. The measured G_{IC} of CF/PEEK shows 20 times higher than of unidirectional CF/Epoxy. The second tests after fusion bonding exhibited similar results. A comparison of the G_{IC} for the original surface, the fusion bonded surface with PEEK film and adhesion surface with Epoxy adhesives demonstrated that the fusion bonding is ideal for assembling thermoplastic composite structures of complicated shape. Additionally, finite element analysis was performed to show the reliability of the present experimental method.

Keywords: fracture toughness, thermoplastic composites, fusion bonding, testing method, loading fixture

概 要

炭素繊維強化熱硬化樹脂及び熱可塑樹脂複合材のDCB試験片によるモードⅠ型の破壊靱性に関する実験的研究を行った。文献調査による理論的注意点・実験上の問題点に注意しつ

* 平成3年1月21日受付(received 21 January 1991)

*¹ 機体部(Airframe Division)

*² 東京都立科学技術大学(Tokyo Metropolitan Institute of Technology) ; 受付時

つ、CF/エポキシ一方向材について積層数、板厚を変化させて試験を実施した。ある一定以上クラックが進展した状態では、積層数・板厚の影響がないこと、クラック先端は円弧形状で進展するが、 G_{IC} の計算には影響ないことを明らかにした。次に、CF/PEEK 一方向材の試験を実施した。CF/PEEK の高い初期剥離荷重に耐え、上記条件を満たす挿入型金具を考案するとともに、CF/PEEK の G_{IC} が CF/エポキシの約20倍程度ときわめて大きいことを確認した。また CF/PEEK の融着可能性に着目し、一度剥離させた面を再試験したところ初回と2回目には差が見られず、3回目にやや低下する事実を見出した。さらに、一体成形試験片と、熱可塑樹脂 (PEEK) フィルムにより融着した面、エポキシ系フィルム接着剤接着面の G_{IC} を比較し、融着面の G_{IC} は一体成形品の約7割であり、CF/エポキシの G_{IC} に比べてはるかに大きいこと、エポキシ系フィルム接着剤による接着面の G_{IC} は、CF/エポキシ一方向材の G_{IC} とほぼ同レベルであることを見出した。

最後に、本試験の典型的な一例と G_{IC} を一定としてクラック長を仮定した二次元有限要素解とを比較したところ、非常に良い一致を得て、本試験の信頼性の裏付を得た。本報告から、複合材の基礎物性値である破壊靱性値、特に G_{IC} の評価法として、適切な負荷方式による DCB 試験が最適ながことが明らかとなった。

1. ま え が き

繊維強化複合材料、特に繊維強化樹脂(FRP)は、航空宇宙分野を始め他分野においても広く構造物材料として注目され、一部では実用化が進んでいる。これは、炭素繊維、アラミド繊維、炭化ケイ素繊維、ボロン繊維等各種の強化繊維の比強度、比剛性が従来の金属材料と比較して格段に高いので、構造物の軽量化が予想されるからである。強化繊維と母材樹脂の組合せは多様だが、現在航空宇宙分野で最も広く使用されているのは、炭素繊維（以下CFと略）とエポキシ樹脂に代表される熱硬化樹脂を用いた複合材(CFRP)である。これは、他の組合せと比べても比強度、比剛性がとりわけ高いこと、プリプレグと呼ばれる繊維に未硬化樹脂を含浸させた中間材が開発されて大型で複雑な形状の構造物を一体成形する技術がほぼ確立しつつある事によるものと考えられる。また、低熱膨張率で寸法安定性に優れているというメリットもある。当初懸念されたバラツキについても、これの少ない高品位の複合材を成形する技術も急速に進んでおり、実用上は問題ないレベルに到達しつつある。また、FRPは繊維方向を任意の角度に積層する事ができ、設計時に考えられる外力に対して、異方性を利用した最適な条件のもとで構造

物を作る事ができるという他の材料にはあり得ない長所がある。

このような長所のあるCFRPであるが、まだ大きな弱点も残っており、積層面に平行に作用するせん断力下の挙動、いわゆる層間せん断挙動と、本報告で扱うような層間の剥離挙動については二つの大きな弱点と認識されている。これらの挙動を支配する要因として繊維とマトリクス（母材樹脂）の界面での接着力、樹脂単体でのせん断挙動、繊維単体でも長手方向と径方向では異方性であること等、あるいはこれらの複合事象が考えられる。この2つの弱点のうち、前者は早くから認識されており、この特性を評価する方法として、簡便な試験法であり試験片も小片で行える3点せん断曲げ法、いわゆるショートビーム法を用いて層間せん断強度を荷重-変位線図の最大荷重と試験片断面積から求める方法が確立されており、ASTM¹⁾による試験法の規格などが定められている。かつてはこうして得られた層間せん断強度を繊維と樹脂の適合性のマクロな指標と考えていた経緯がある。この方法では、例えば同一繊維の同一樹脂での表面処理方法の違いによる層間せん断強度の差はある程度判定できるが、樹脂の種類を変えると、繊維と樹脂の適合性の指標の意味を失うことがある。例えば、剛性が高く低伸度で脆い性質を持つ

樹脂を使うと、樹脂の剛性のため複合材のせん断剛性が上昇し、最大荷重が大きくなるため見かけの層間せん断強度が高い値を示す。ところが、このような複合材の靱性値は低く、耐衝撃特性や疲労試験中のクラック伝播等に問題があることが認識されている。かつて標準的なエポキシとされていた Narmco-5208 及びこれを用いた複合材も、このように層間せん断強度を指標としたため、破壊靱性が低くなり、結果的に不適切な選択をされた結末といっても過言でなからう。

このような背景の中で、より直接的に第 2 の弱点に係わる特性を評価する方法として繊維強化複合材料の層間破壊靱性を定量的に測定するニーズが高まっており、DCB(Double Cantilever Beam) 試験片によるモード I 型破壊靱性測定法を始めとして、いくつかの試験法が開発されつつある。また、複合材の破壊力学の進歩、構造設計サイドからの複合材の高靱性化の要求も、これらの動きを加速している。

上述の認識に基づき、本報告では、DCB 試験片によるモード I 型の破壊靱性試験に関して文献調査を行うとともに問題点を摘出して、特に熱可塑樹脂複合材についてできるだけ理想に近い状態で試験を実施できるような負荷金具を考案した。次いでそれぞれに対応した負荷金具を用いて熱硬化樹脂複合材 (CF/エポキシ) および熱可塑樹脂複合材 (CF/PEEK) について DCB 試験を実施し、実験結果について詳細に検討した。また、後者の材料においては、一体成形、熱可塑フィルムをはさんだ融着、エポキシ系フィルム接着剤をはさんだ接着の 3 種類の試験片について結果を比較した。これらの試験結果の総合的な比較から、ここで考案した金具の利便性、モード I 型破壊靱性値の 1

つである G_{IC} (モード I エネルギー開放率) における CF/PEEK の優位性、CF/PEEK における融着面の G_{IC} の優秀性などを把握することができた。そして、複合材の繊維-樹脂の適合性のうち、特に、界面の強度が支配的であるような問題においては、DCB 試験を選択すべきであるとの結果を得た。

2. DCB 試験片による破壊靱性測定方法の基本的考え方と面積法による計算式

破壊力学におけるクラック先端付近の変形様式として図 1 に示す 3 つの型がある。今、この概念を積層複合材に適用して、積層面を ZX 平面とすると、この面に対して直角方向に引き剥がすモード I、積層面に直角な XY 面内で、クラックに平行な方向のせん断モード II、積層面内での縦せん断モード III に分けられる。特に、モード I 型のクラックを用いた試験法の概念は接着の評価をするために接着面に直角に引き剥がす試験法として以前からあり、文献 2 などに提案されている、この試験に対する弾性的な応力分布の厳密解は、すでに文献 3 に明示されている。また、高分子材の分野ではクラック進展時の一定荷重を狙ったテーパ付き DCB 試験片も重用されている⁴⁾。

本報告の最初に、一方向強化複合材を用いたモード I 型の破壊靱性試験としての DCB 試験法の基本的考え方を整理するとともにデータ処理の基本となる面積法の計算式を示す。

図 2 に示す試験片は、端部の板厚中心に任意の長さの初期剥離用膜 (クラックオープニングセパレータ) を挟んで成形してある。この試験片に割り箸を分離するように荷重を負荷し、開口変位と

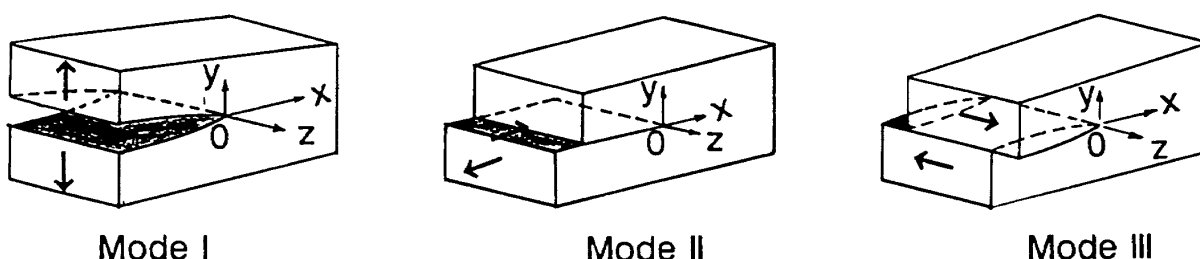


図 1 3 つの型のクラック先端付近の変形様式

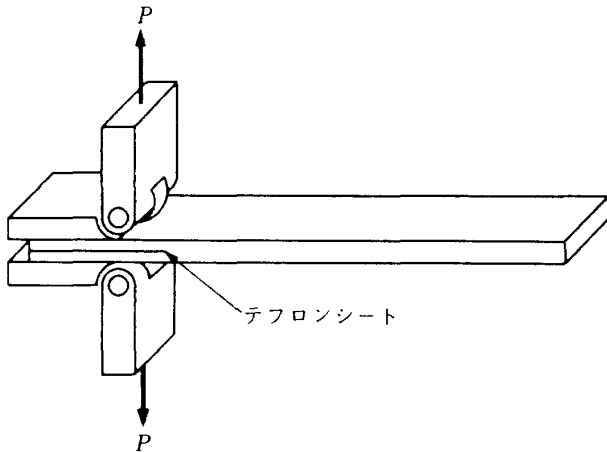


図2 初期剥離膜を挟んで成形した DCB用試験片

クラック進展長さから、Griffith のエネルギーバランスの考え方に立脚してエネルギー開放率を測定するというのが基本的考え方である。図3に示す荷重-開口変位線図の1微小部分を考える。荷重 P が微小に dP だけ増加した時、クラックが da だけ進展し、その開口変位 δ も $d\delta$ だけ増加したものとする。このとき、弾性体におけるひずみエネルギーを dU 、 b を試験片の幅とするとエネルギーバランスから次式を得る。

$$G_I = -(dU/da)/b \quad (1)$$

また、

$$-dU = dA = 1/2(Pd\delta - \delta dP) \quad (2)$$

開放されたエネルギー量と図3の黒色部分の面積 dA は等しいので、次式を得る。(1)式と(2)式から

$$G_I = (dA/da)/b = 1/2b\{P(d\delta/da) - \delta(dP/da)\} \quad (3)$$

がわかる。実際に変位制御型試験機で、DCB試験を行うと、図4に示すような挙動を示す。荷重 P_1 を負荷し、さらに引張りを継続すると、クラックが Δa だけ進展し、荷重は P_2 に低下する間に、開口変位は δ_1 から δ_2 に増加する。次に P_2 から、荷重を零に戻すと、図4の一つの三角形が完成する。この時、ひずみエネルギーは ΔA だけ開放された事になり、次式の面積法(直接コンプライアンス法)によってエネルギー開放率 G_{IC} を求める。

$$G_{IC} = (\Delta A/\Delta a)b$$

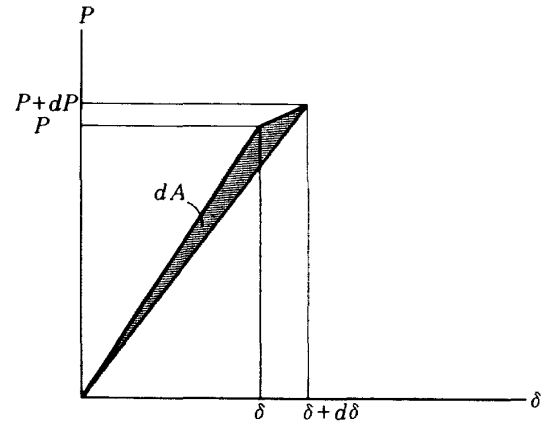


図3 モードI型のクラック進展にともなう荷重と開口変位の関係

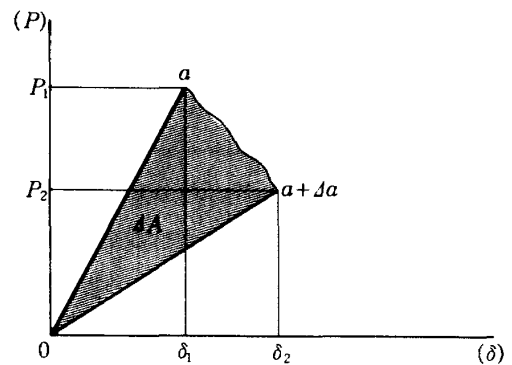


図4 面積法による G_{IC} 計算の考え方

$$= (P_1\delta_2 - P_2\delta_1)/2b\Delta a \quad (4)$$

実際の DCB 試験では、荷重を零から上昇させてクラックが一定量進展した時に負荷を求め、その時点での荷重 $P(i)$ と開口変位 $\delta(i)$ 、クラック長さ $a(i)$ を求め、荷重を零に戻し、このループを繰返して、エネルギー開放率を求める方法と、荷重を零に戻さないで、開口変位を徐々に増加させながら $P(i)$ 、 $\delta(i)$ 、 $a(i)$ を測定してエネルギー開放率を求める方法と2種類を行って結果を比較している。前者の実例を図5に示した。

3. DCB 試験片を用いた破壊靱性試験の文献調査と理論的問題点の抽出

3.1 文献調査結果

DCB試験では、負荷金具の問題が実行上はもちろん、データの解釈上からも重要である。複合材

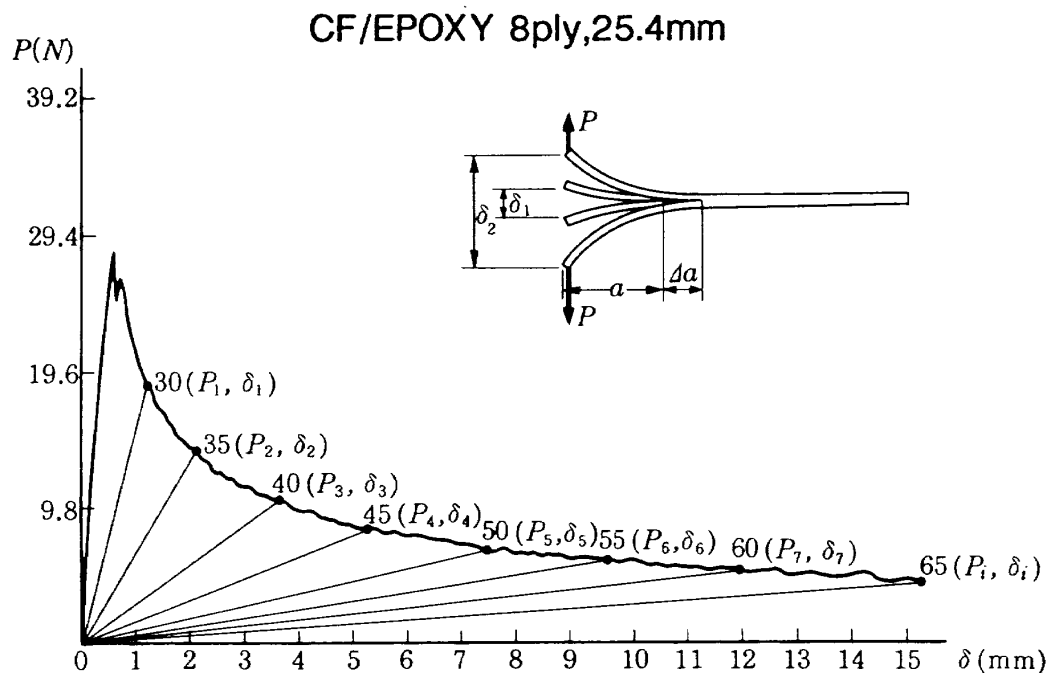


図5 DCB試験での荷重－開口変位線図の例

(クラック進展後、荷重を零に戻した場合；黒点の脇の数字はクラック長さ)

工学の分野でDCB試験が脚光を浴びる一つのきっかけとなったのは、まえがきでも述べたように層間せん断試験では、繊維に沿うせん断剛性が高いものほど大きな強度を示し、必ずしも破壊靱性の指標とならないことが認識されたことである。最初にこれを取り上げられたのは、著者らの調査範囲ではde Charentenayら⁵⁾ならびにDevittら⁶⁾が最初である。特に後者は、この試験で注意せねばならない大変形の影響を最初に指摘しているものとして興味深い。その後、Whitneyら⁷⁾の研究が発表されている。また彼ら⁸⁾により板厚方向のせん断剛性の影響が解析されるなどの理論的進歩があった。最近では、Wangら⁹⁾が、大変形の影響を級数展開により陽に書かれる近似式で記述することに成功したのは大きい一歩であるといえよう。またこの文献では、文献6で考慮されていない荷重点ヒンジと試験片との距離 (Loading Arm) の影響を考えており、これも重要な貢献である。最近の注目すべき論文としては、残留永久変形の影響を考慮して、J積分の概念を用いたKearyら¹⁰⁾のものがある。文献11では、複合材の高靱性化に対応する試験法の一貫として、DCB試験法を提案している。

ここで行った従来の試験方式のレビューのまとめとして、前節に述べた文献に示されている金具を含めた試験片形状の代表的なものを図6に示した。図中で①のみ荷重線とクラック先端の間に金具による補強が入らないように配慮している。また、この方式では上記のLoading Arm もかなり小さくできる利点があるが、もちろん零にはなっていないことに注意する必要がある。さらに、表1に、文献調査の結果摘出されたDCB試験の試験片設計、試験法、ならびにデータ解析において考慮すべき問題点をまとめて示す。以下には、これらについて順次考察を加える。

3.2 線形解における金具の影響

本節では変形があまり大きくない時に負荷金具がこの試験にどのような影響を持つのかを考察する。大変形時の金具のLoading Armの影響は文献9に述べられている。

最初に最も単純な場合として、図7に示すような型の負荷金具を例にとって考える。ハッチ部分がその金具である。まず、変位を荷重線上でとる限り、この線より左の部分は考慮に含めなくてもよいのは当然である。試験片部分、金具接着部分

表 1 文献調査により抽出された DCB 試験に関する実験上の問題点

項 目	原因および対策等	文献番号
大変形	板厚の薄さ、低剛性材料	6, 9
板厚方向せん断変形	高靱性による初期剥離荷重増 短いクラック長、 一方向材の低い G L T	本報告 8
材料非線形	局所的粘弾性ないし永久変形 一方向材繊維方向の硬化形非線形	6, 10 本報告
負荷方法	不適当な金具の設計 ヒンジ線と板中立面との距離	本報告 本報告、10
クラック先端の応力集中	破壊力学の導入	3, 5, 8

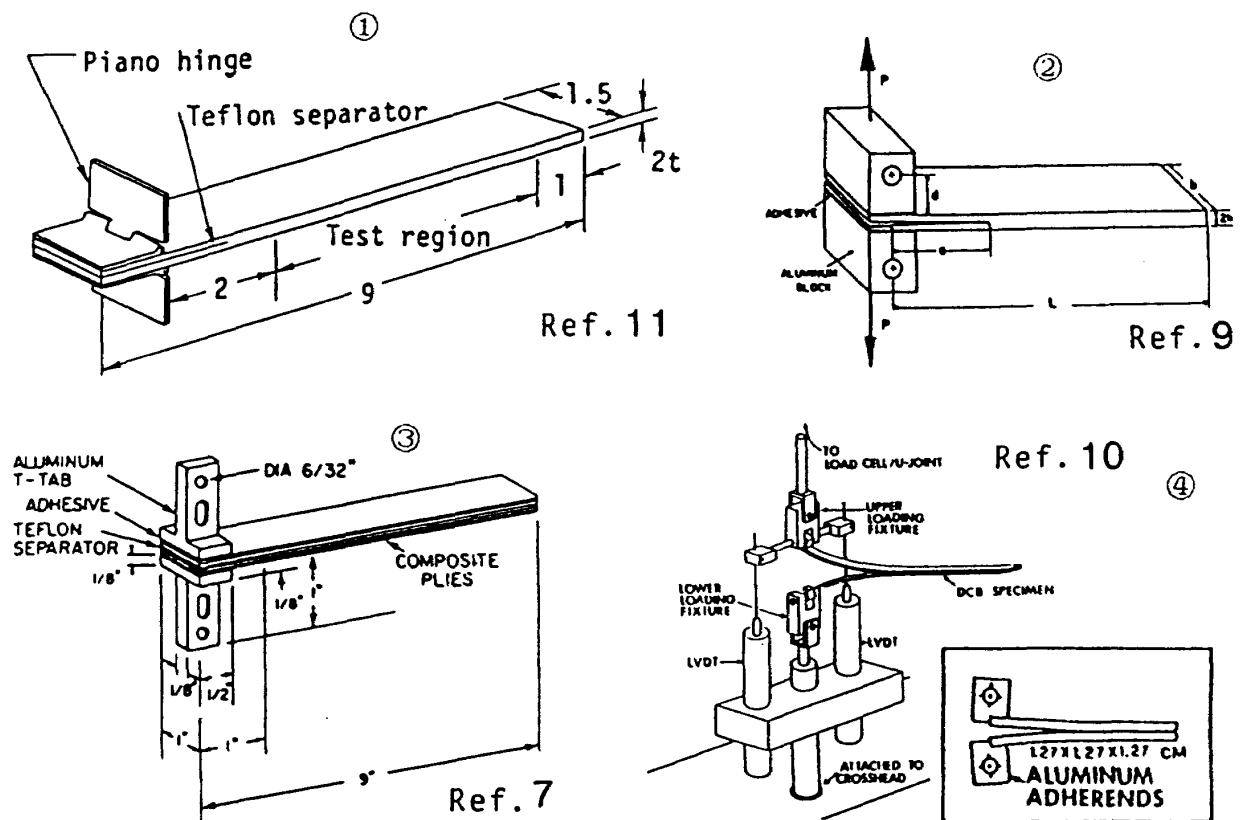


図 6 いくつかの文献で用いられた試験片・負荷治具の形状の代表例

にも単純な梁理論が成り立つものと仮定して、荷重 P が作用したときの梁に蓄えられる歪エネルギー U' は、一方向材繊維方向のヤング率を省略形で E と書き試験片の曲げ剛性を El 、金具のそれを $E_f I_f$ 、金具の右側の長さを a_f と書くとビームの

片側について次式で与えられる。

$$\begin{aligned}
 U' &= 1/2 \int_0^a \{(Mx)^2 / El\} dx \\
 &= 1/2 \int_0^{a_f} \{(Px)^2 / E_f I_f\} dx
 \end{aligned}$$

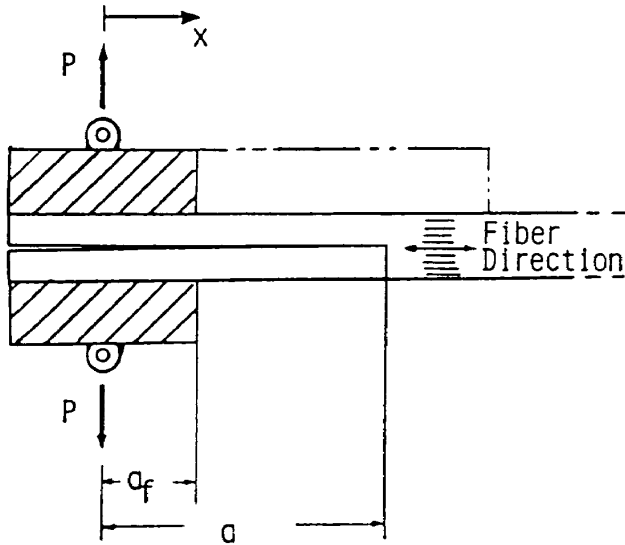


図7 ブロック型荷治具を接着した DCB 試験片

$$+1/2 \int_{a_f}^a \{(Px)^2/EI\} dx \quad (5)$$

両側を考えると $U=2U'$ だから次式を得る。

$$U=P^2/3\{a_f^3/E_f I_f + (a^3 - a_f^3)/EI\} \quad (6)$$

これからこのときの荷重の作用線上の変位 δ は次のようになる。

$$\delta = P/3\{(a^3 - a_f^3)/EI + a_f^3/E_f I_f\} \quad (7)$$

面積法を用いて、 G_{IC} を求める方法は、第2節に示したが、(4)式には δ の影響する項があるので当然金具による曲げ剛性の変化が影響して来ることが考えられる。

しかし次のように考えれば、この金具の影響は消失するのは興味ある結果である。まずここでの前提として、金具がないときの単純梁理論を仮定した直接コンプライアンス法データ整理に用いられる次式を記述しておく。ここで、変位制御の条件で G_{IC} を測定していることを念頭に置いている。

$$G_{IC} = P^2 a^2 / bEI = 12P^2 a^2 / Eb^2 h^3 \quad (8)$$

金具の付いた場合でも定義に戻って G_{IC} を求めると以下ようになる。(6)式で括弧内を Q とおいて $U=3\delta^2/Q$ を利用して

$$\begin{aligned} G_{IC} &= -dU/b da \Big|_{\delta \text{ const.}} \\ &= -3\delta^2/b (dU/dQ) (dQ/da) \\ &= 9\delta^2 a^2 / bQ^2 EI \\ &= P^2 a^2 / bEI \end{aligned}$$

$$= 12P^2 a^2 / Eb^2 h^3 \quad (9)$$

となって(8)式と全く同一となる。つまり、この考え方ではクラック先端が本来の複合材試験片中にある限り、金具の影響はないということを示している。逆に、クラックが図7の金具の間にある場合、換言すれば金具で補強された合成梁の試験とみなせる場合には、(9)式から曲げ剛性の影響は出現することがわかる。ここにコメントすべきは(6)、(7)式において、 $a \gg a_f$ 、つまりクラック長が金具に比べて十分大ならば、当然ながら金具のことは考えなくてよいことである。実際の試験における両者の中間的な場合は、精密な理論と実験との詳細な比較検討が必要である。いずれにしても、この影響のない荷重方法があれば、それが望ましい。

3.3 大変形の影響

第3.1節で述べたように、文献6ではこの問題をいち早くとり扱っており、文献9では、Loading Armの影響も含めて陽な表示で書かれる近似解が提案されている。文献6がさらにその原点である文献12の結果をそのまま利用して楕円積分の結果を数表で用いる形になっているのに対し、本報告ではパーソナルコンピュータの使用を前提にして、その範囲で精度の良い解を得ることを目指して、楕円積分を用いる点では同じであるが、やや異なる変数変換を施すことにより数値積分化してこの影響を評価する方法を用いた。

図8に示すように梁に沿った線素 ds をとり角度 θ を定義する。この解は文献13などに与えられており、まず曲げ剛性 EI ・長さ a の梁に、荷重 P が作用したときの作用点の角度 α を求める式を次に示す。

$$\begin{aligned} a\sqrt{2P/EI} &= \int_{\alpha}^{\pi/2} (\cos \alpha - \cos \theta)^{-1/2} d\theta \\ &= \int_{\xi_1}^{\pi/2} (1 - \cos^2 \alpha / 2 \sin^2 \xi)^{-1/2} d\xi \end{aligned} \quad (10)$$

ここに

$$\xi_1 = \arcsin \{1/(\sqrt{2} \cos \alpha / 2)\} \quad (11)$$

である。この梁の変形後の x 座標は次式で表わされる。

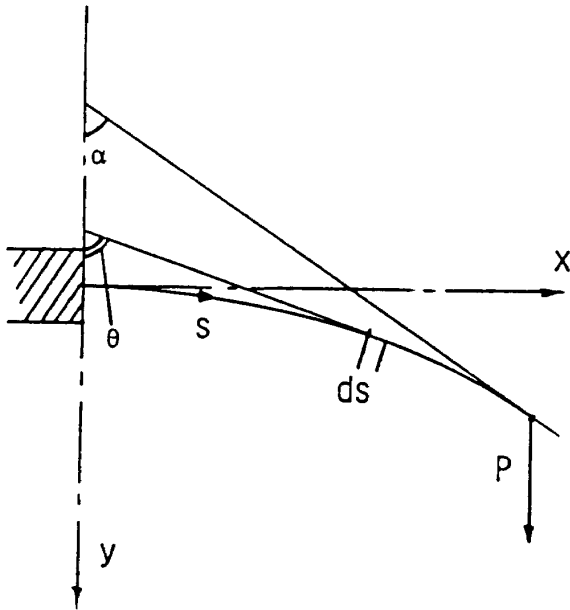


図8 変形の大きい梁に取った座標系

$$x = \sqrt{2EI/P} (\sqrt{\cos \alpha} - \sqrt{\cos \alpha - \cos \theta}) \quad (12)$$

この梁に蓄えられる歪みエネルギー U' は次のように書かれる。

$$\begin{aligned} U' &= \int_0^a (M^2/2EI) ds \\ &= \int_\alpha^{\pi/2} (M/2) d\theta = P/2 \int_\alpha^{\pi/2} (x_0 - x) d\theta \\ &= \sqrt{EIP/2} \int_\alpha^{\pi/2} \sqrt{\cos \alpha - \cos \theta} d\theta \quad (13) \end{aligned}$$

また、荷重点の変位 δ' ($=\delta/2$) は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} \delta' &= \sqrt{EI/P} \int_{\xi_1}^{\pi/2} \{2\cos^2(\alpha/2)\sin^2\xi - 1\} \\ &\quad \times \{1 - \cos^2(\alpha/2)\sin^2\xi\}^{-1/2} d\xi \quad (14) \end{aligned}$$

$\theta = \alpha$ の特異性を消した θ から ξ への変数変換によって、これらの式の数値積分による評価が可能となったものである。試みに無次元化エネルギーについての計算結果を図9に示す。Devitt らの解は当然ながら本結果と完全に一致するので、ここには区別して図示できない。

本図から、大変形に関する多くの注意点を読み取ることができる。開口変位 δ がクラック長さの30%にも達するような大変形時には線形解からの逸脱が激しく、非線形解の方が大きい歪みエネルギーを与えることがわかる。

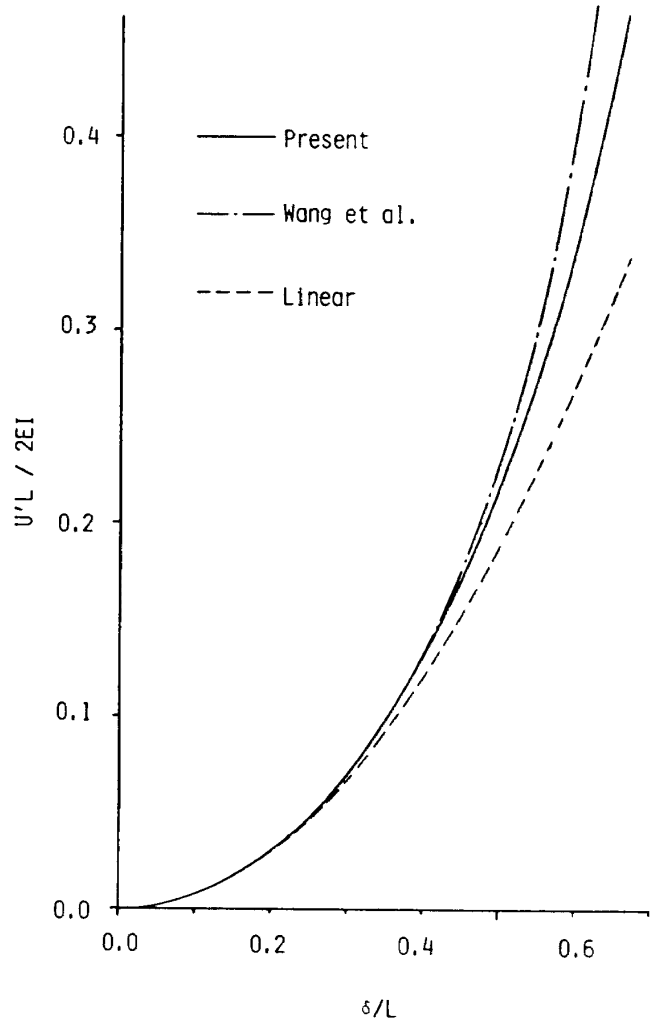


図9 無次元化ひずみエネルギーと無次元化端末変位の関係

3.4 繊維方向の硬化型材料非線形性の影響

一方向強化材の繊維方向の弾性係数 E_L が応力の増大とともに上昇し、圧縮側では減少することを文献14で報告した。これのDCB試験への影響は小さいと予想されるが、一応吟味する必要がある。ここでは応力があまり大きくないことに着目して、応力の二次項を省略して解の簡単化を計る。つまり次式を用いる。

$$\varepsilon(z) = S_{II} \sigma_I(z)^2 + S_{II} \sigma_I(z) \quad (15)$$

ここで文献14との対応上注意が必要なのは $\sigma = E\varepsilon$ の形に書くときには E はセカント係数であることである。これを考え Kirchhoff の仮定を許せば板厚方向歪み分布として $\varepsilon(z) = \varepsilon_s(z - h_0)/h$ を得る。ここに ε_s は表面歪み、 h_0 は下面からの中立軸位置である。これと15式を用いて二次方程式を解き z 方向に積分すれば

$$\int_0^h \sigma_1(z) dz = \{(z_u^{3/2} - z_l^{3/2}) / (6S_{II} \epsilon_a) - S_{II}\} h / 2S_{II} = 0 \quad (16)$$

を得る。ここに

$$z_u = S_{II}^2 + 4S_{II}(1 - h_0/h)\epsilon_s, \\ z_l = S_{II}^2 - 4S_{II}h_0/h\epsilon_s \quad (17)$$

(16)式は当然零でなくてはならない。また、 $\sigma(z)$ に z をかけて積分したものがモーメント M に等しいから

$$M = \{[2/5(z_u^{5/2} - z_l^{5/2}) - 4S_{II}^3 S_{II} \epsilon_a h] / (16S_{II}^2 \epsilon_a^2) - S_{II}(1/2 - h_0/h)\} h^2 / 2S_{II} \quad (18)$$

を得る。この非線形連立方程式を Newton 法を用いて解く。文献14の材料定数値と、 M として0.981 N・mをとった場合では h_0 が3.2% 線形解に比べて上昇するが、等価曲げ剛性の変化は0.003%と僅かで、この材料非線形の影響は小さいであろうという最初の予想が裏付けられた。

3.5 理論的問題点の整理から得た実験指針

本節の議論を整理して、実験実施上の注意点を明らかにする。まず、第3.2節の議論から、荷重線とクラック先端の間に金具の無い図6①のような金具形状を選択するのが望ましい。したがって図2に示した本報告でのCF/エポキシ材の試験片形状はこのように決定したものである。CF/PEEK材に対する実験実施上の問題点から生じた金具形状の変更については後述する。

第3.3節の議論から、大変形の影響は Loading Arm の影響がないかぎり、 $\delta'/L < 0.2$ (ある程度の変形以下) ならば無視できる。別の表現をすると、大変形の影響を無視できるようにするためには、金具のヒンジ軸と片側梁面の板厚中心を近づける必要がある。なお、本報告では定量的に議論しなかったが、一般論として複合材板では板厚方向のせん断の影響は大きいので、本DCB試験においても h/a の大きい厚肉の試験片は避けたほうがよい。

第3.4節の議論から、繊維方向弾性係数の非線形挙動についてはまったく無視してよく、このことの実験法への影響はないことがわかる。

4. 熱硬化樹脂複合材 (CF/エポキシ) での試験片の幅、厚みを変えた実験

4.1 実験の概要

試験片形状は、すでに図2に示したものを用了。材料は一方向積層材 (東レ(株)製:P3060-12) とし積層数を8プライと16プライの2種類とした。本報告の材料はすべて一方向材であり、繊維の方向と試験片の長手方向を一致させたものをを用いている。また、本報告では、プライ数は、剥離される板の片側部分のプライ数 (全積層数の1/2) で定義する。1プライに対する公称板厚は0.125mmである。本節では板幅も12.7mm, 25.4mmの2種類とした。従って、試験片は組合せ上4種類となる。各試験片の中央面にはセパレータとして、成形時にテフロンシートを挿入してある。2液性エポキシ (アラルダイト) を用いて接着した上下ピアノヒンジのもう一片を試験機のグリップにくわえて引張り荷重を負荷して試験を行う。金具は負荷の増大と共に試験片の曲げ変形に追従して回転する形式となっており、金具回転部分の摩擦減少のために潤滑油 (CRC-556) を使用している。

ここで、図2に示した試験片最終形状に到達するまでの試行錯誤過程について記述するのは有益と考えられるので、ここに少し説明する。最初に試みた試験法では図10に示したように金具 (ピアノヒンジ) のヒンジ線を試験片端面に合せて接着しており、図2と金具の向きが逆である。この試験法では曲げ変形の小さいところで理論的に検討したように、金具による曲げ剛性の増大という影響が起き、見かけの開口変位が小さくなり、面積法のデータ処理結果に誤差を生じた。

次に試みた試験片形状は、図10と金具の向きを反対にして、金具の端と試験片の端部をあわせて接着したものである。この方式では金具についての理論的な要求は満足されているが、クラック先端と回転中心の距離が充分でなく、金具と試験片を接着している接着剤の剥離強さとテフロンシートから発生する初期剥離強さとが近いため、ほとんどすべての試験片でテフロンシートが初期剥離

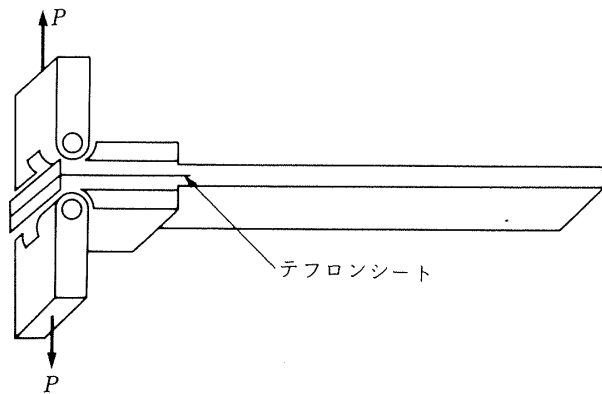


図10 ヒンジ線を試験片端面に合わせて
接着した例

する前に、金具と試験片の剥離が先に起きてしまった。

このような経緯を経て、図2に示した形状の試験片に到達したものである。この試験片のポイントをもう一度整理すると、クラック先端と回転中心の距離を大きくとるため、金具を端部よりはみ出させて接着するとともに、金具未接着部分を利用して機械的に開口を与え、テフロンシートの終点から初期剥離を成長させた後に試験を行っていることである。この方式には、テフロンシートによるセパレータでは、クラック先端が鈍いので初期剥離と一般剥離進展状況が異なるという欠点を改善できるという副次的効果もある。

試験機としては小型インストロン式装置TT-CM型（容量98KN：東大工学部所有）を用い、変位制御で行った。クロスヘッド速度は0.05mm/minとした。荷重検出には高精度のロードセル(980N)を用いた。図11に試験状況のクローズアップ写真を示す。CFRPは黒色なので試験片側辺部に白色塗料を塗ってクラック進展を目視で測定しやすくしている。図12に開口変位・荷重測定ブロック図を示す。開口変位はダイヤルゲージ（共和電業（株）製 DT-20D, 1/100mm精度, 最大20mm）をクロスヘッド側のチャック部金具に治具を用いてセットしている。ロードセル側のガタ等による変位も同じダイヤルゲージでモニターしたが、この影響は認められなかった。変位出力はDMアンプ（DPM-611B）を介してX-Yレコーダ（WX4422）に荷重出力と共に記録している。クラック進展長

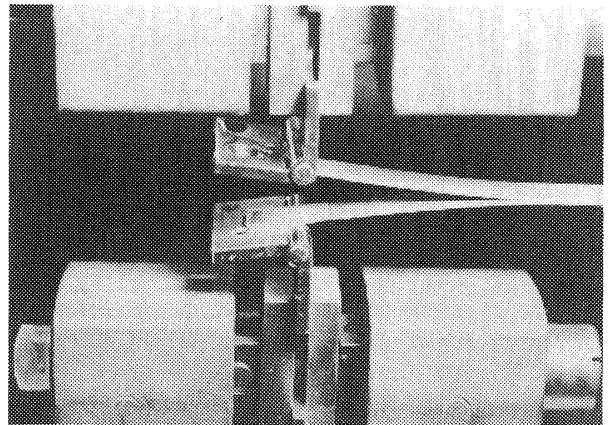


図11 CF/エポキシ材に対する試験状況写真

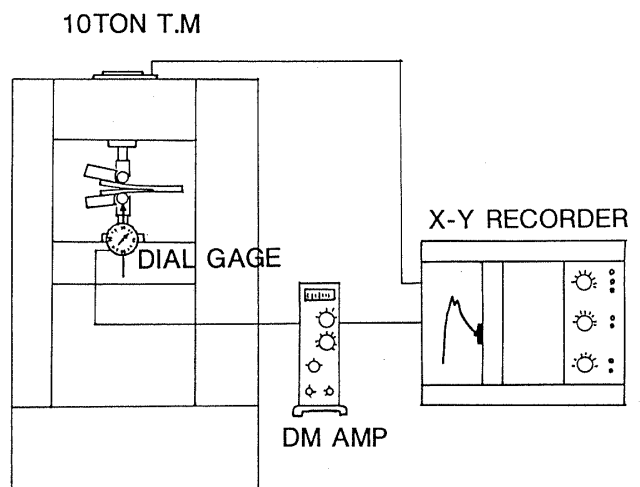


図12 変位・荷重測定系のブロック図

さは、クロスヘッドを変位制御で下降させて引張り負荷を与えながら、クラックの進展が始まりほぼ一定量進んだ時にクロスヘッドを停止させ、進展長さをノギスで測定した、長さ測定は試験片両側面について行い、その平均値をクラック長さとしている。その後、負荷を零になるまで、クロスヘッドを戻して再び負荷を加え、これを繰り返す。8プライ、25.4mm幅の試験片について、負荷零へのループを作った場合の負荷とクラック開口変位線図の一例がすでに示した図5である。図中の黒点脇の数字はクラック進展長さである。また、同じプライ数、板幅の試験片で負荷を零に戻さずに、実験を続けた時の例を図13に示した。図5と図13では、クラック進展中の挙動がほとんど同様であることがわかる。

試験片側辺部に用いた白色塗料に関する実験上の注意点が一つある。それは、一般に用いられている修正液や、ペンキのような塗膜の厚いものを

使用すると、試験片のクラック進展と白色塗料のクラック進展との間に差が生じてしまい、クラック長さ測定に誤差が生じるおそれがある。簡便な市販品の中で塗膜が薄く着色性の良いものを調べたところ、マジックインキが条件を満たしたので、ここでは、これを使用している。

4.2 実験結果と考察

クラック長さ (a) を測定した時点における荷重 (P) と開口変位 (δ) を図から読み取り、各々のデータをパソコン (PC-8001) に入力して、単純面積法の(4)式により G_{IC} を求めた。従って、ある a に対して、 G_{IC} のデータが一つ計算される。以下に示

す各結果は 4 つの試験片グループの中の代表例についてのものである。すでに図13に荷重、開口変位線図を示した 8 プライ、25.4mm 幅の試験片についての G_{IC} と a の関係の結果を図14に示す。8 プライ・板幅12.7mm の実験結果については、荷重－開口変位線図を図15に示す。この場合について図14と同様の a と G_{IC} のプロットを図16に示す。同様な順序で、16プライ・板幅25.4mm の実験結果を図17、図18に、16プライ・板幅12.7mm の実験結果を図19、図20に示した。それぞれの試験片グループについて、まず一本の試験片について a を変えた場合の平均値を計算し、次に各試験片の結果を平均したものを表 2 に示した。図14、図16、

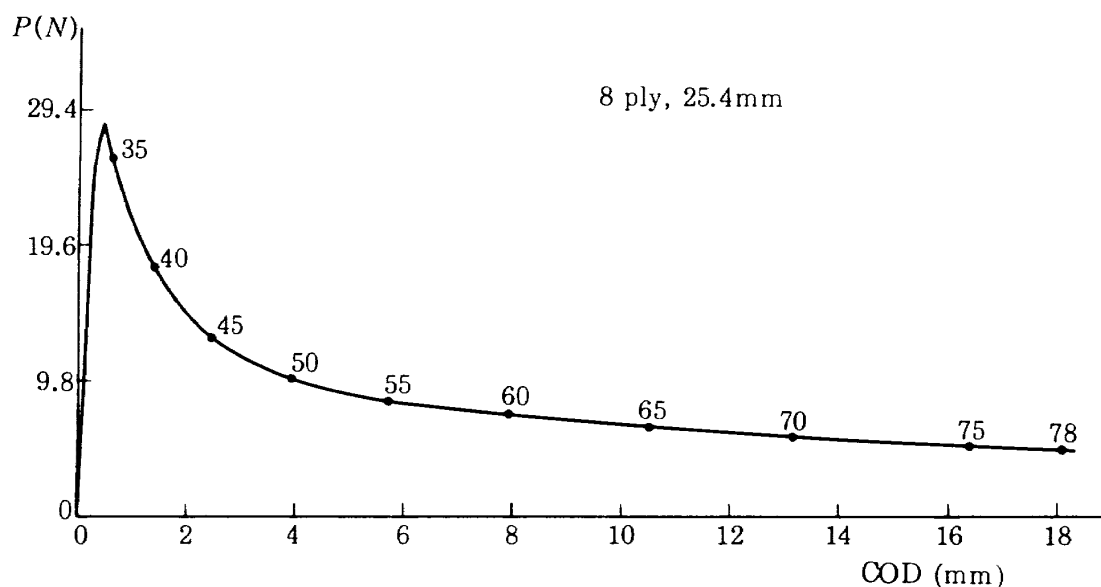


図13 CF/エポキシの荷重－開口変位線図
(変位を戻さずに徐々に増加させた場合)

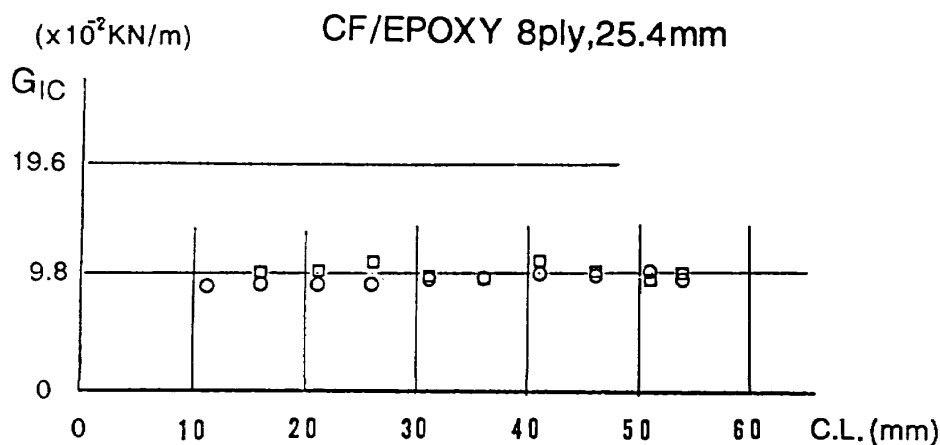


図14 CF/エポキシの G_{IC} とクラック長さの関係
(8 プライ、幅25.4mm)

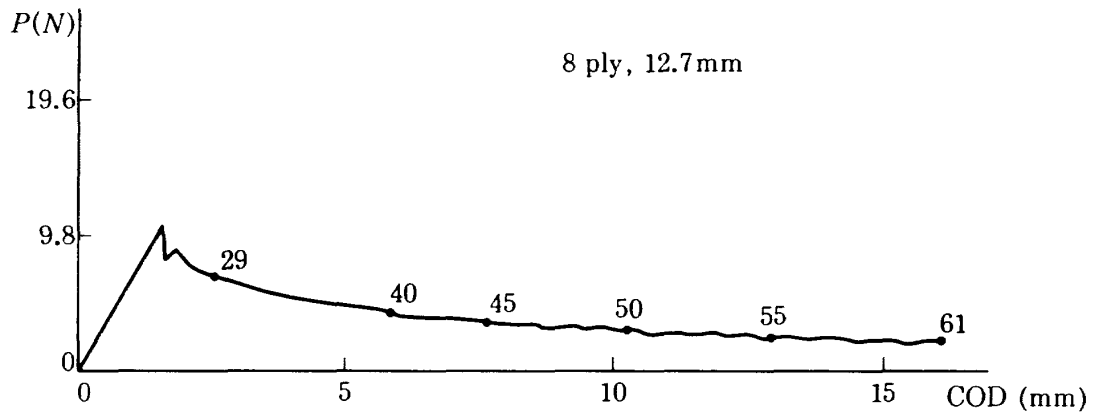


図15 CF/エポキシの荷重-開口変位線図 (8プライ, 幅12.7mm)

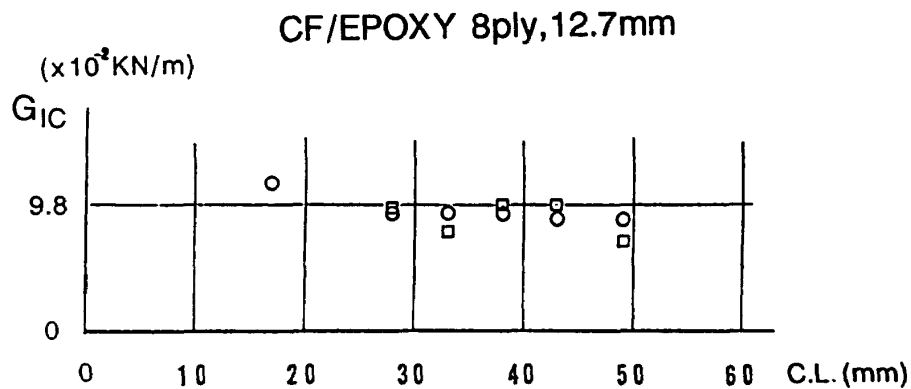
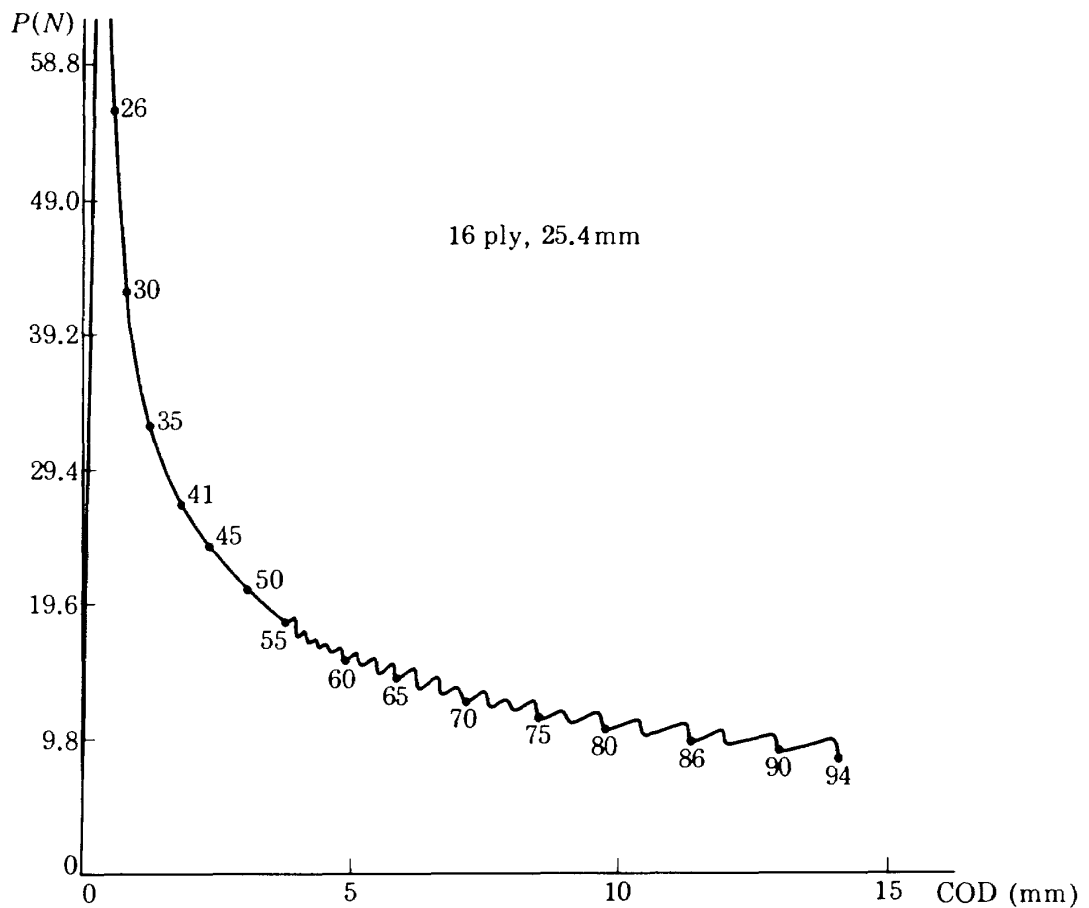
図16 CF/エポキシの G_{IC} とクラック長さの関係 (8プライ, 幅12.7mm)

図17 CF/エポキシの荷重-開口変位線図 (16プライ, 幅25.4mm)

図18, 図20の結果から, ある一定以上クラックが進展した状態では, G_{IC} の結果に積層数, 板幅の影響はほとんど見られないことがわかり, ピアノヒンジ型の金具によるDCB試験片を用いた G_{IC} の試験法は良好な結果を得たものと考えられる。また, 図5と図13に比較したように, 負荷を零に戻

したものと戻さずに試験を続けた時では, この事による差異は見られなかった。

実験が終わったのちに, 試験片を分離して, クラック進展部を観察したところ, 表面に図21に示すような痕跡がみられた。また, 実験中に試験機を止めて, クラック先端部を複合材構造試験設備の

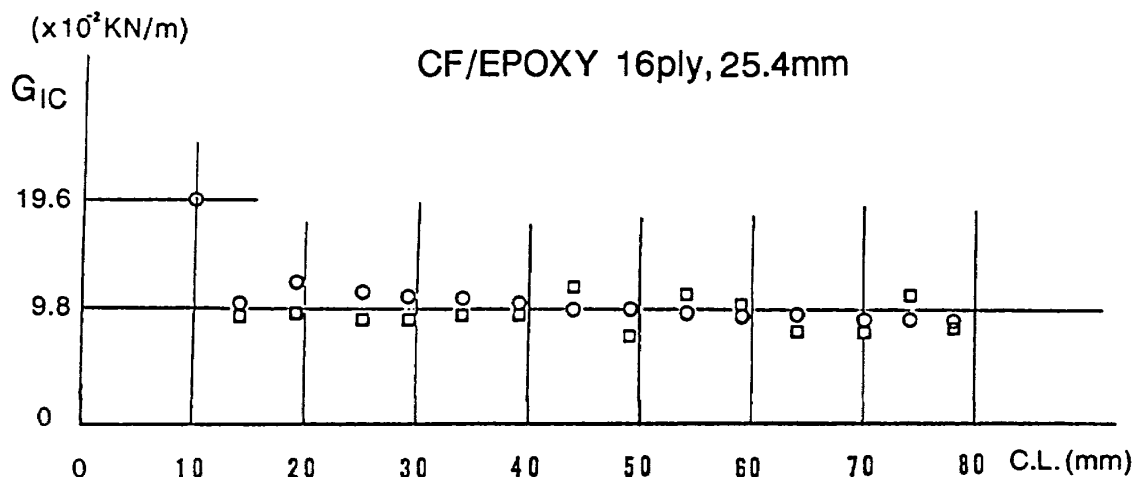


図18 CF/エポキシの G_{IC} とクラック長さの関係 (16プライ, 幅25.4mm)

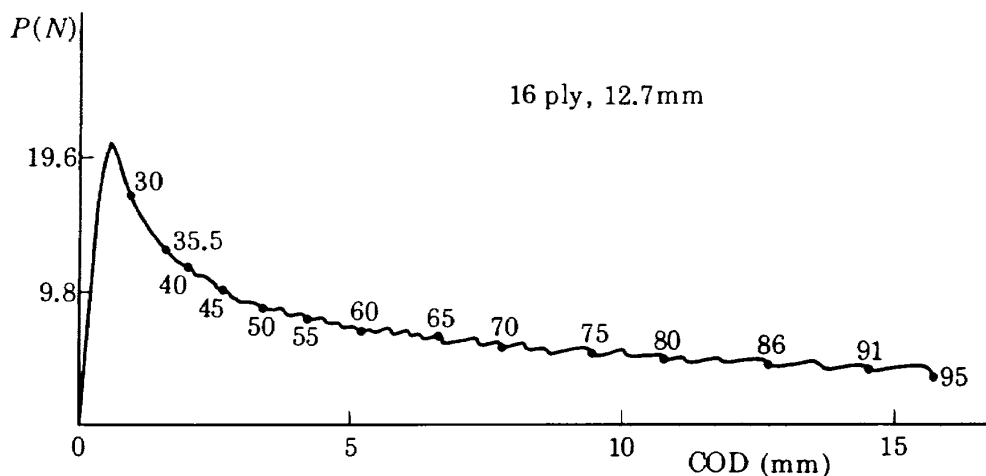


図19 CF/エポキシの荷重-開口変位線図 (16プライ, 幅12.7mm)

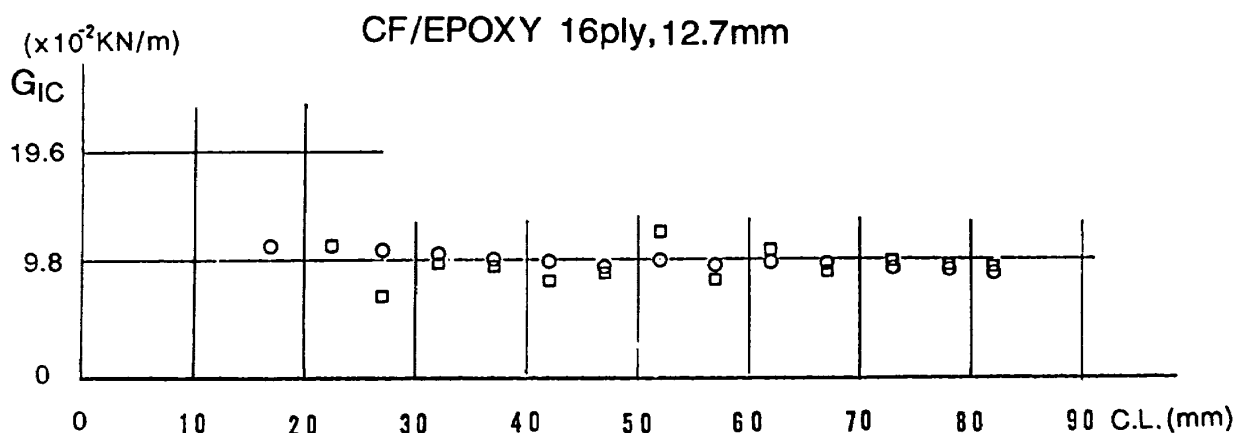


図20 CF/エポキシの G_{IC} とクラック長さの関係 (16プライ, 幅12.7mm)

表 2 CF/エポキシの積層数と幅を変えた時の
 G_{IC} の平均値

積層数 幅 平均値	8 プライ		16 プライ	
	12.7mm	25.4mm	12.7mm	25.4mm
*1 G_{IC} kN/m	0.087	0.101	0.094	0.085
*2 G_{IC} kN/m	0.095	0.093	0.097	0.100

*1 : 面積法 *2 : 梁理論

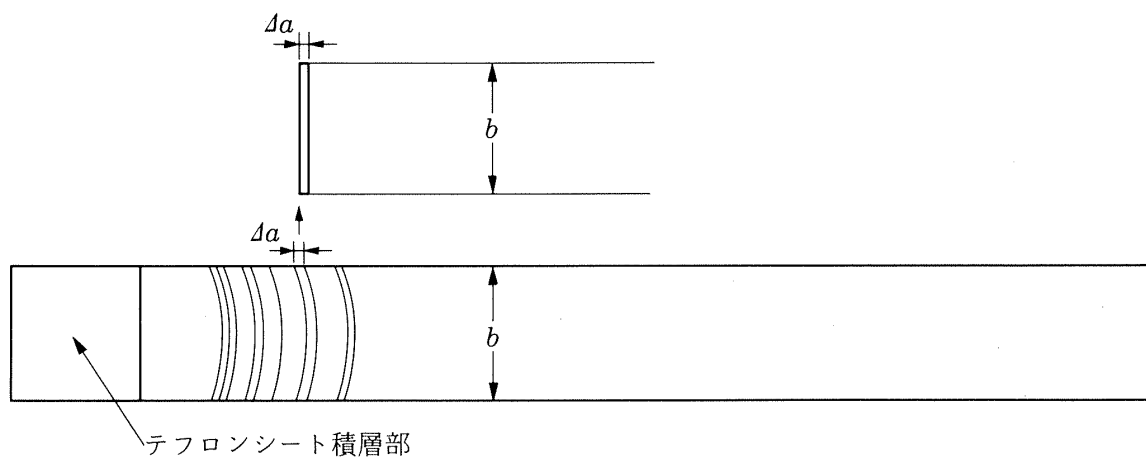


図21 実験後の試験片分離表面観察図

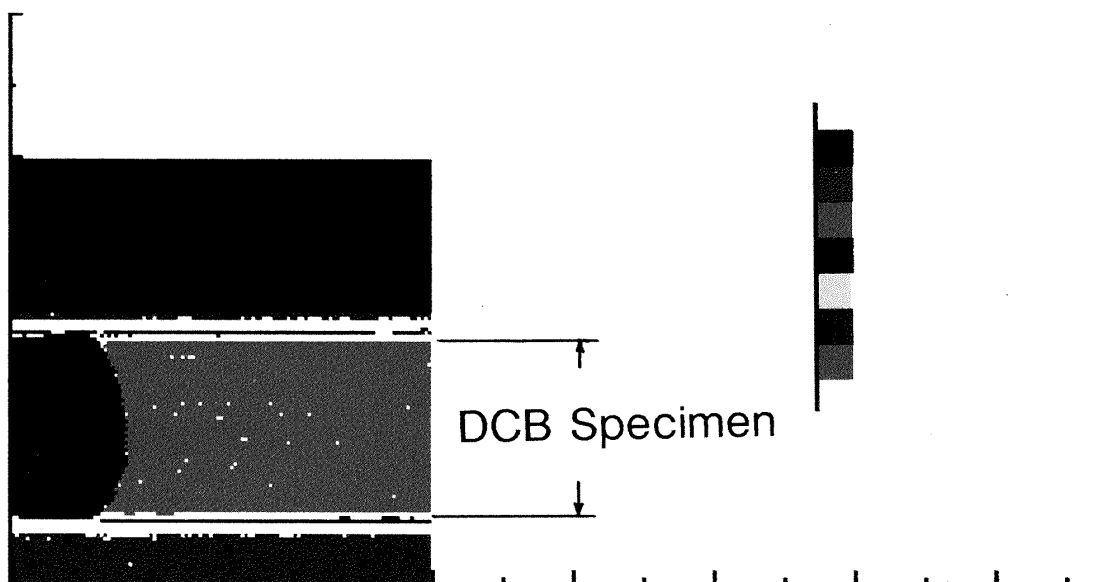


図22 試験片クラック先端部の超音波C-スキャン結果

パイロット装置として機体部に導入した小型超音波Cスキャン装置を用いて非破壊検査した結果を図22に示した。これらの二つの図から、試験片の曲げ変形が単純な円筒曲げ変形でなく、板としての鞍型曲げ変形になっていることの影響を受けて、

クラックが半月状に進展していることが確認できた。ただし、このような半月状の進展であっても、図21のように弧の形が同じ形で進展するならば、この弧に囲まれた図形の面積は、同じクラック進展長さの長方形と等しく G_{IC} の面積法による計算

には影響がないと言える。他の文献等には、このような事実を実験的に指摘している例はない。この現象の詳細な検討は、本報告からは省く。

5. 熱可塑樹脂複合材(CF/PEEK) での実験(挿入型金具の考案)

5.1 実験の概要

熱可塑樹脂複合材は、靱性値が大きく剥離荷重が大きいので、この試験には適切な負荷金具の設計が不可欠である。その設計ポイントは、クラック先端と荷重線の間に金具の影響をおよぼさないこと、できる限り板厚中心と回転中心を近づけること、高靱性材の高い初期剥離荷重に耐えられ、それ自身変形しないことである。この条件を満たす挿入型金具を考案し、最初に、図23に示すような概念のものを製作した。これを、ここではIH (Inserted Hinge)-DCB試験片と名付ける。試験片末端部の段付き開口を作り出すためには、機械加工よりも成形時にダミー材をはさんで、硬化後取除く方式が望ましい。セパレータ(この場合はアルミ箔シートが最適)長が長ければ機械加工でも問題はないものと考えられる。本報告では、2重に折ったアルミ箔シートを段付き開口から試験片長手方向25mmの長さまではさみ込んで成形し、セパレータとした。

図24に実験実施状況の写真を示すように、上下

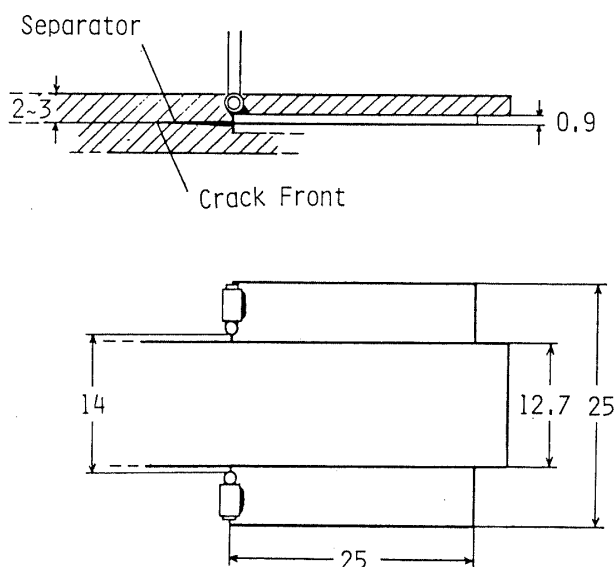


図23 挿入型金具概念図

一対の挿入型金具を試験片端末部に接着した。金具の回転部には、前節と同様に潤滑油を用いており、また、試験片両側面に白色マジックインキを塗ってクラック進展を測定している。また、写真からわかるように回転中心が試験片の曲げ中立面に近く回転は拘束されていない。最初に述べたように熱可塑複合材料は初期剥離荷重が大きいので、このような挿入型金具を用いないと、金具と試験片の剥がれが先に生じてしまって試験ができない。

試験片素材は、AS4/PEEK プリプレグUD 材 (APC-2: 英国 ICI 社製) を一方向に積層し、繊維と平行方向に切断してすでに図23に示した断面形状になるように成形し、全積層数は32プライとした。初期剥離用には折ったアルミ箔をあらかじめ挿入してある。本節の試験片は所内で成形した(文献15)ものである。

5.2 実験結果と考察、特に再融着後試験結果

熱可塑樹脂の他の熱硬化樹脂との大きな性質の違いとして、再融着性がある。この特性をDCB試験に応用すると、剥離試験を行った試験片を再び加熱、加圧する事により融着し、同一の試験片で再試験ができる。そこで、初回の試験を実施した後、1回、2回と融着を繰返し行ったときのDCB試験を試みた。

この結果と熱硬化複合材のDCB試験片による実験結果を、図25にまとめて示した。比較を行った

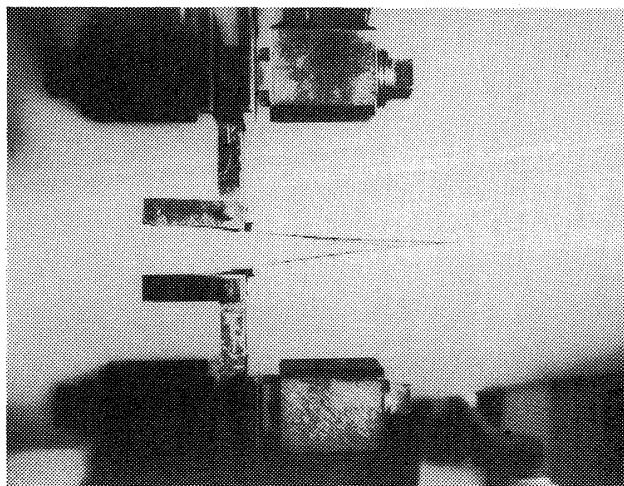


図24 挿入型金具を用いたCF/PEEKに対する実験状況

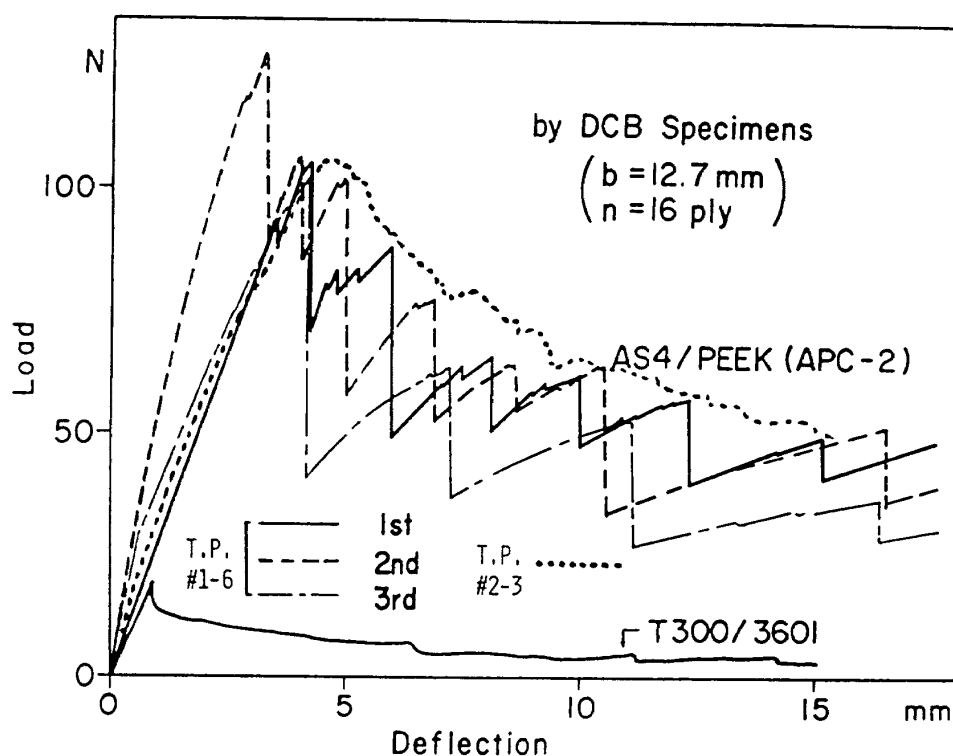


図25 CF/PEEKとCF/エポキシの荷重－開口変位線図の比較
(両試験片とも、16プライ、幅12.7mm)

試験片は両材料ともに16プライ、幅12.7mmである。図から理解できるように熱硬化複合材と比較して、熱可塑複合材は剥離荷重が高く、一部の試験片については荷重－開口変位線図ものこぎり状を示している。この、のこぎり状線図が生ずる状態を説明すると、ある荷重に達すると、クラック進展が瞬間的に発生し荷重が低下するが、クラック進展はそこで一旦停止し、再び荷重が増大していく状態となる。これを、スティックスリップ (Stick-slip) 現象と称する。試験においては、これが起きた時クラック長さを測定している。図25に見られるように、安定的なクラック進展を示す試験片の方が、スティックスリップを示すものより高い G_{IC} を示す。図25には、一度剥離させた面を再融着して試験した結果も合わせて示してある。再融着を2回繰返した実験結果は最初の試験結果に比べて若干低下すること、再融着1回後の試験結果と最初の試験の結果とはあまり差がみられなかった事は、注目すべき結果である。なおこの図で#1、#2はそれぞれ後述の第一次、第二次成形板から切出した試験片であることを示す。

さらに、図25にはCF/エポキシの結果も合せて

表3 CF/PEEKとCF/エポキシ
の G_{IC} の平均値の比較

	実測値
第 一 次 (一回目)	1.72
(二回目)	1.89
(三回目)	1.59
第 二 次 (一回目)	2.36
(二回目)	1.27
CF/エポキシ	0.094

(面積法、単位：kN/m：16プライ、幅12.7mm)

示してあるが、荷重－開口変位線図の上からだけでも、CF/PEEK との間に大きな差があることが予想される。そこで、CF/PEEK についてのDCB試験から面積法を用いて G_{IC} を算出した結果の平均値をまとめたものをCF/エポキシの対応する結果と比較して表3に示す。一本の試験片についてクラック長さを変えた場合の平均を算出し、さらに各試験片の値の平均をとったものである。第一次とは、所内で開発した成形プロセス¹⁵⁾の確立以前の板を指し、第二次とはプロセス確立以後の板

を指す。これからわかるように、第二次試験片に対してはCF/PEEK の G_{IC} はCF/エポキシの G_{IC} の約20倍程度であり、熱可塑複合材の G_{IC} が卓越して優秀であると結論できる。

6. 熱可塑複合材における一体成形面、二次的融着面、フィルム接着面のDCB 試験片による破壊靱性値の比較

6.1 本節の試験目的

実際に熱可塑複合材が構造物に応用される時には、各部品を個別に成形し、二次的融着を用いて組み立てることが予想されるために、設計上不可欠の資料としてこの融着面の破壊靱性値を評価しておく必要がある。このため、二次的融着法における融着面の破壊靱性値を測定し、これと比較するために、再び一体成形時融着面の靱性値（材料値）を測定した。さらにCF/PEEK 材を通常のエポキシ系のフィルム接着剤で接着した試験片の接着面の靱性値との比較をも行った。

6.2 改良型挿入負荷金具

前節に述べた設計ポイントと同じ思想に基づくが、接着部分とつかみ部のネジによる取付、取外しが容易で、実験の能率が上がることを目指して改良型負荷金具を考案した。負荷金具は図26に示す形状であり、①部をエポキシ系接着剤で試験片にあらかじめ接着しておき、①と②部とをネジで固定する。②部と③部はヒンジピンを介して回転自由となっている。③部を試験機チャックで掴んで負荷する形式としている。前節に示したDCB試験片一本につき一対の負荷金具を接着する方法では、試験の効率が悪いので、ここでは②と③の一対に対して①を多数用意し、①をDCB試験片にあらかじめ接着しておき、②と③を試験機チャックに取り付けたままで、①が接着された試験片を次々交換することにより、試験の大幅な効率化が可能である。

6.3 試験片

試験片の素材は前節と同様 AS4/PEEK プリブ

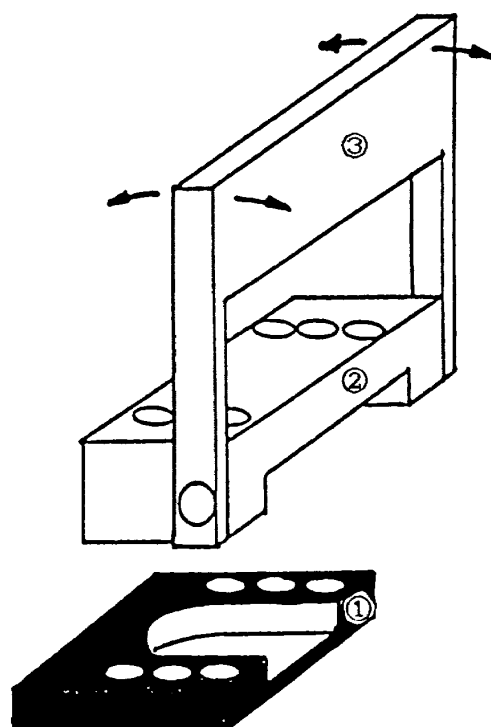


図26 改良型挿入負荷金具概念図

レグ (APC-2) である。本節の目的である3種類の接着面での靱性値の比較をするために、一対のCF/PEEK 板をDCB試験片の片側16プライを成形した後、エポキシ系フィルム接着剤 (AF 163/2K : 250°F 硬化型) で接着したAB型、同様の試験片の片側を成形後 PEEK フィルムをはさんで加熱、加圧により融着したFB型、これらと同じ片側プライ数で一体成形したML型の3種類の試験片を準備した。幅はすべて12.7mmである。ML型は、前節に示した片側16プライの試験片の結果の再現性確認の意味も兼ねたものであり、自作したものである。AB型、FB型の製作は富士重工業(株)に依頼した。前節と同じように金具挿入のため、段付き開口のあるのが特徴である。AB型のセパレータはテフロンシートであり、FB型とML型ではセパレータとして成形時に二重に折ったアルミ箔を段付き部から25mm (試験片長手方向) の所まで積層してある。

6.4 実験結果

この改良型挿入金具を使用して実験を行った。試験の状況を図27に示す。クラック進展長さ、開口変位、荷重の計測は前節と同様に行った。実験

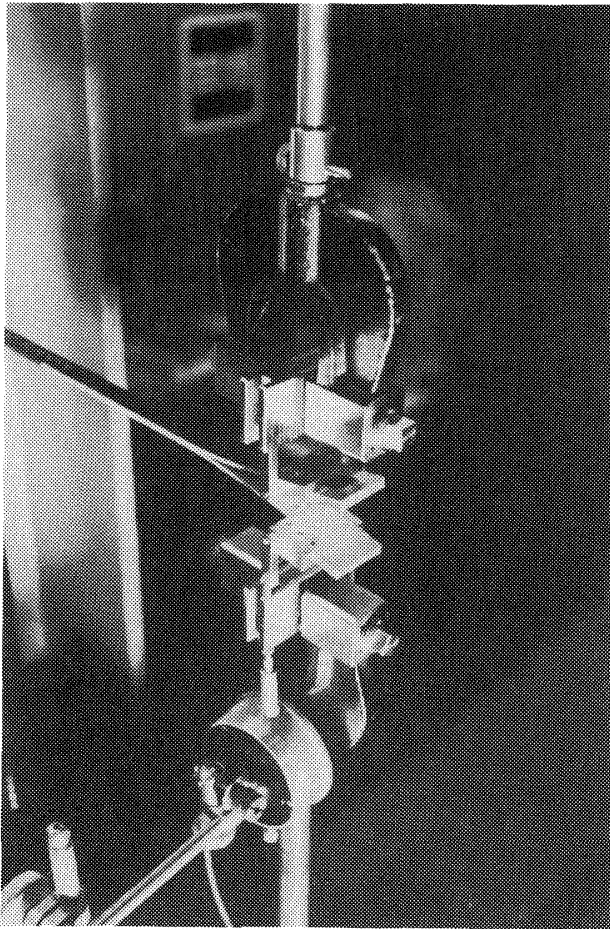


図27 改良型挿入金具を用いた実験状況

中の試験片のクローズアップを図28に示す。写真から、改良型挿入金具のねじ止め方式、ヒンジ形式などがわかる。回転中心と試験片の曲げ中立面の位置関係、初期剥離荷重が大きいことに対する有利さ等の条件は前節の原型挿入型金具と変わっていない。

AB研, FB型, ML 型について, 荷重-開口変位線図の実験結果の代表例を図29, 図30, 図31

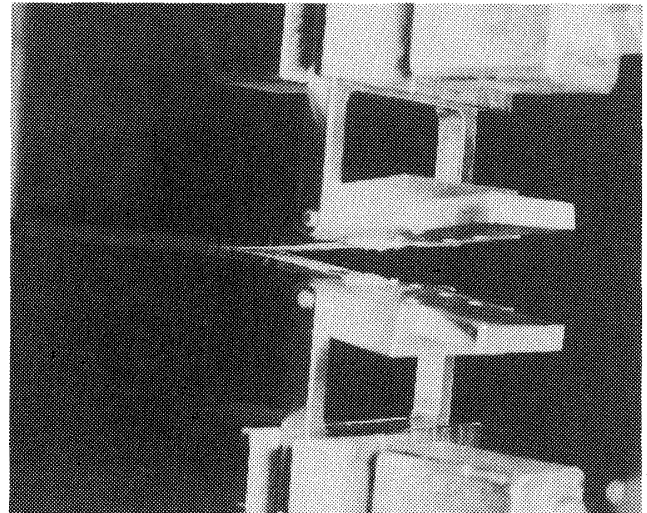


図28 上記の実験状況のクローズアップ

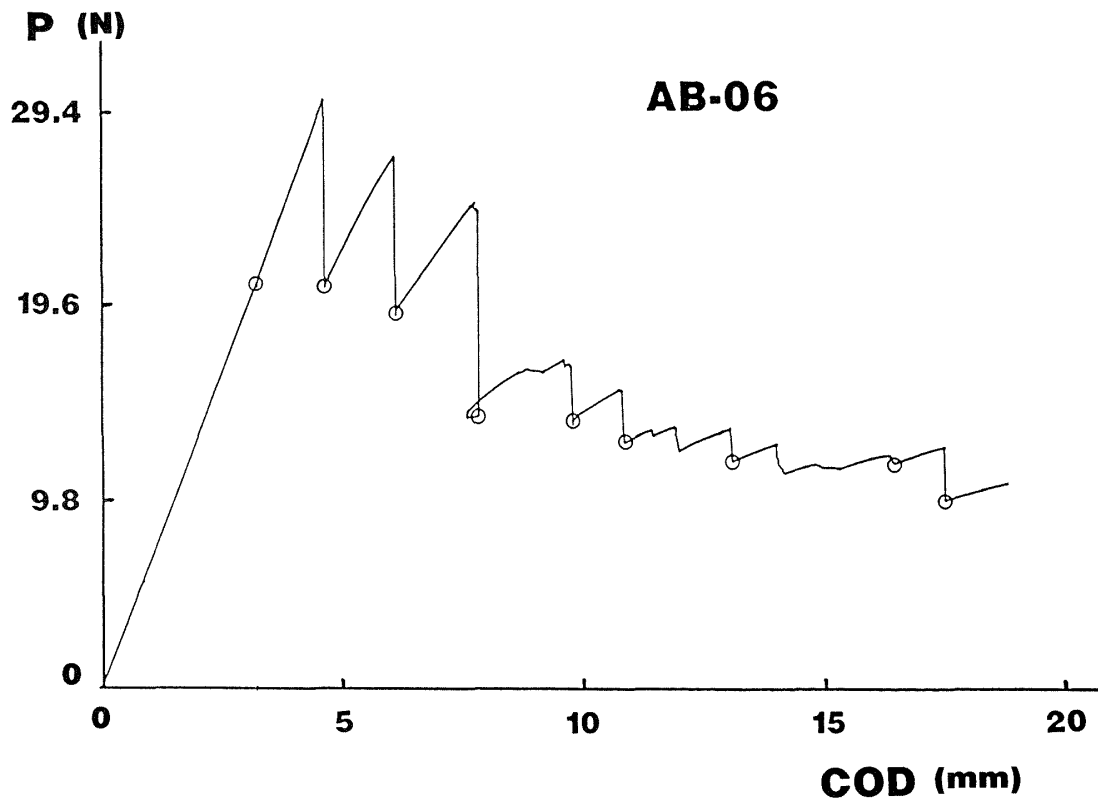


図29 CF/PEEK : AB 型の荷重-開口変位線図

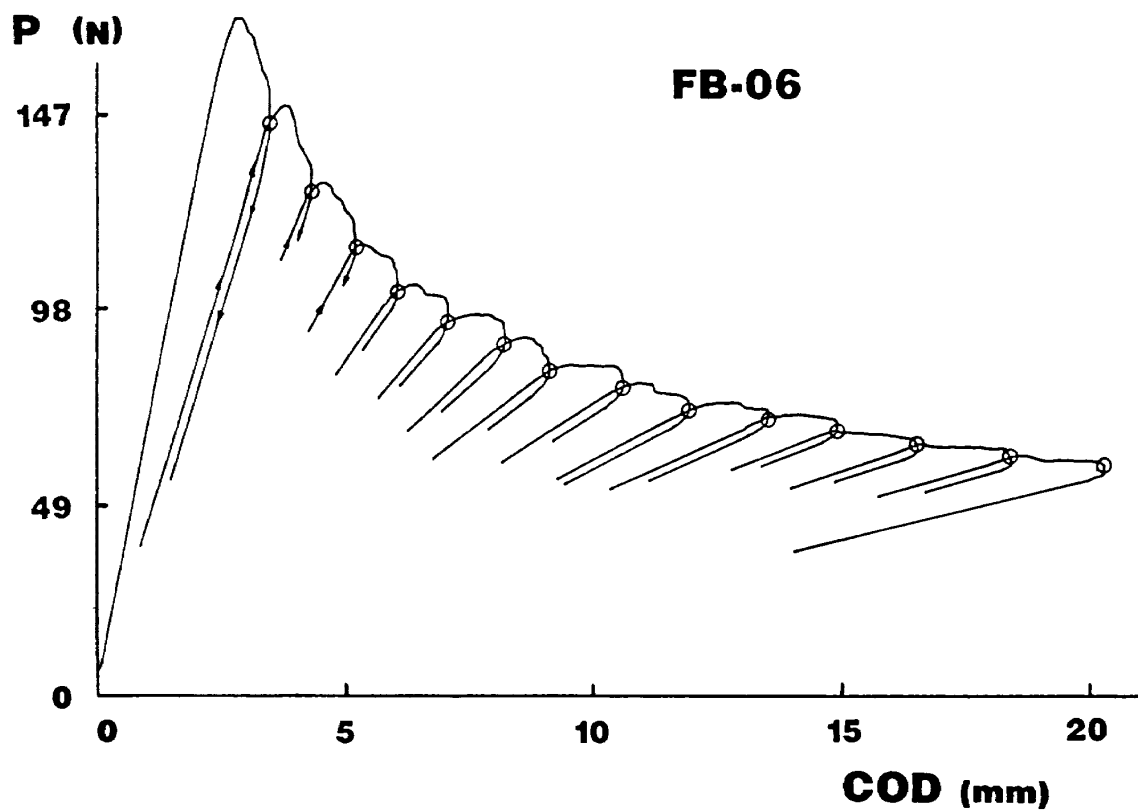


図30 CF/PEEK : FB 型の荷重－開口変位線図

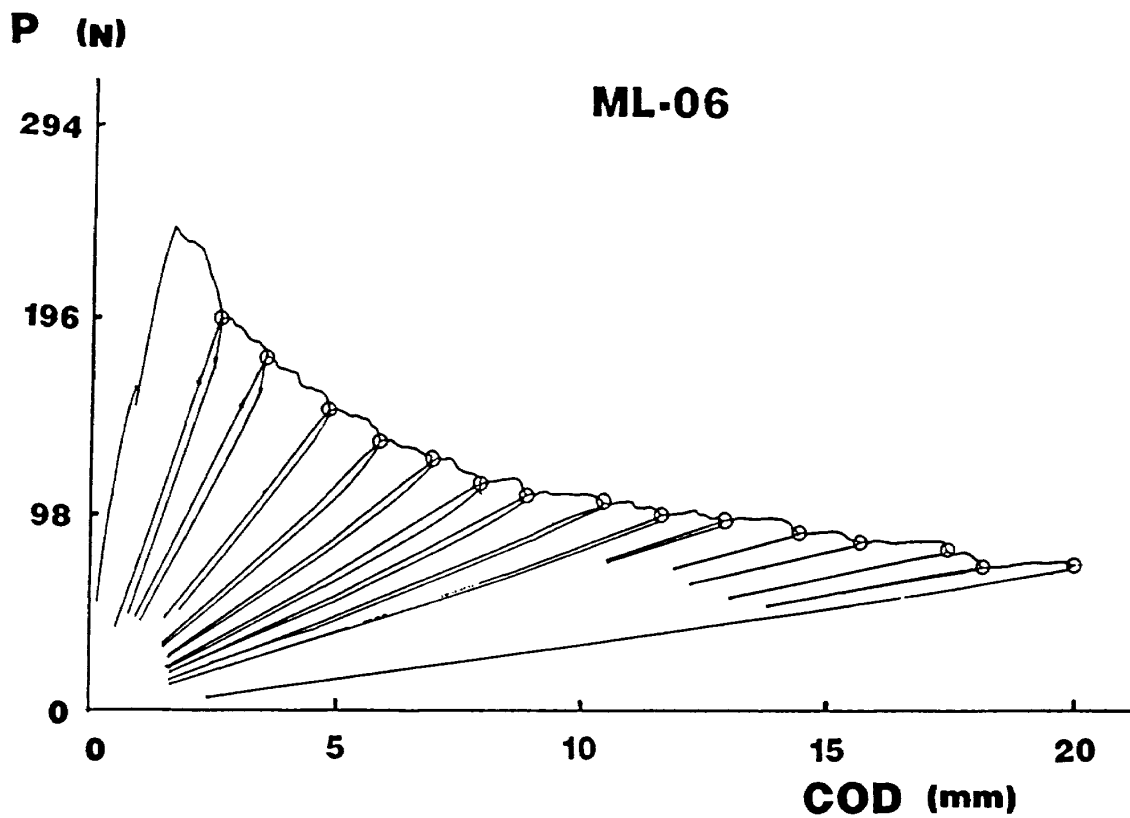


図31 CF/PEEK : ML 型の荷重－開口変位線図

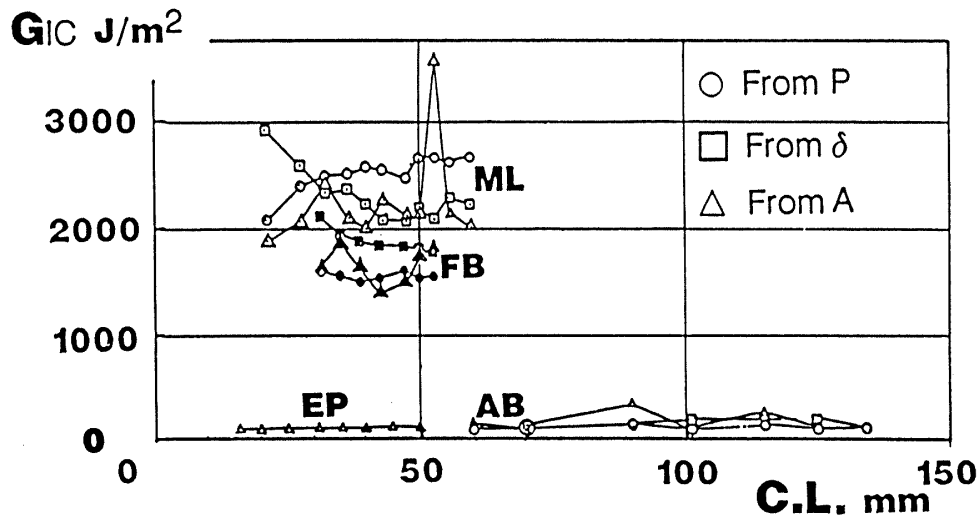


図32 CF/PEEK の各種試験片の G_{IC} とクラック長さの関係
(CF/エポキシの結果も併記)

に示す。また、これらのグラフから、面積法に基づく(4)式から算出した G_{IC} とクラック長さの関係を△ From A の記号で図32に示した。また、梁理論から荷重 P ないし δ を用いてそれぞれ(8)式, (9)式を用いて G_{IC} を計算し、それぞれこの図に○, □で示している。なおこの図には、比較のため第4節に示したCF/エポキシの結果もあわせてプロットしてあり、EP の記号で示してある。

6.5 考 察

図32が本節の最も重要な結果である。クラック長さに対する G_{IC} の平均値を算出して相互に比較すると、FB 型はML 型の73%であり、当然ML 型よりは減少するものの、AB 型やCF/エポキシの結果に比べてまだはるかに大きい。したがって、熱可塑樹脂の特性を生かした二次的な融着によって、例えば補強平板のような構造物を成形したとしても、融着面の破壊靱性は本来の熱可塑複合材の持つ値に近く、この面の耐剥離性は十分に高いことが期待される。AB 型、つまりエポキシ樹脂フィルム接着面の破壊靱性はCF/エポキシと同じレベルでかなり低いので、熱可塑複合材を接着で構造物に組立てるのは非合理的であることが判明した。

剥離面の拡大をAB 型、FB 型、ML 型の順にそれぞれ図33, 図34, 図35に示す。AB 型では、

Crack Propagation →

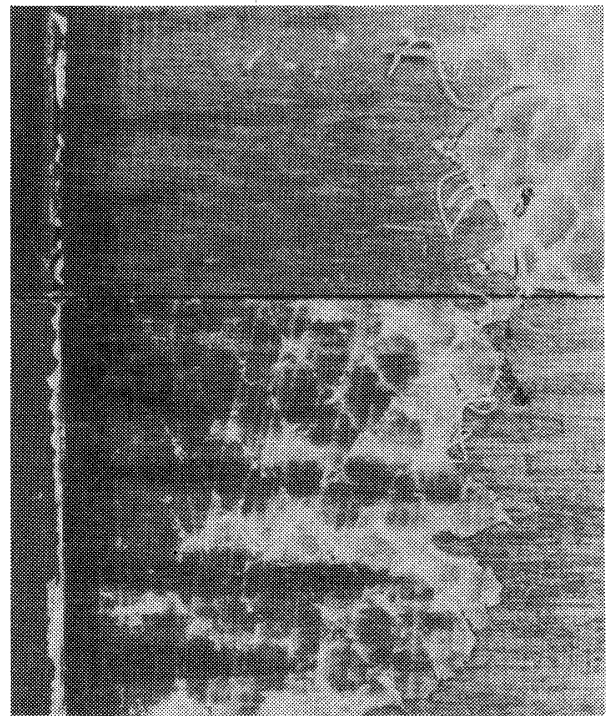


図33 AB 型試験片の剥離面拡大写真

剥離面を上下並べて示してあり、破壊は接着破壊であり凝集破壊ではないこと、剥離面が途中で上下に移るため接着剤が両方に残っていることが観察される。FB 型とML 型では接着面の状況はよく似ており、融着用 PEEK フィルムと母材である PEEK 樹脂はよく一体化していることが推定される。

Crack Propagation →

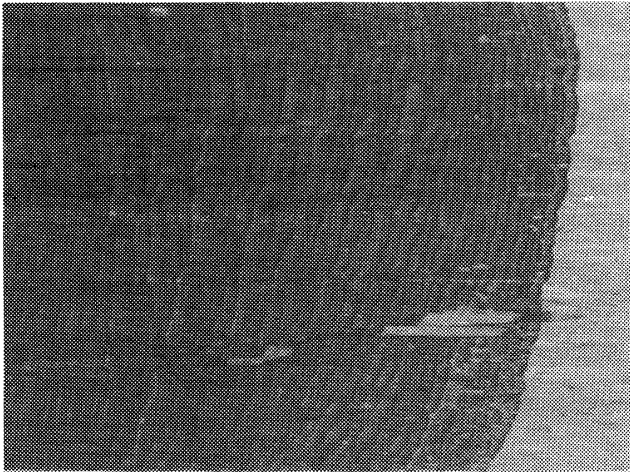


図34 FB 型試験片の剥離面拡大写真

Crack Propagation →

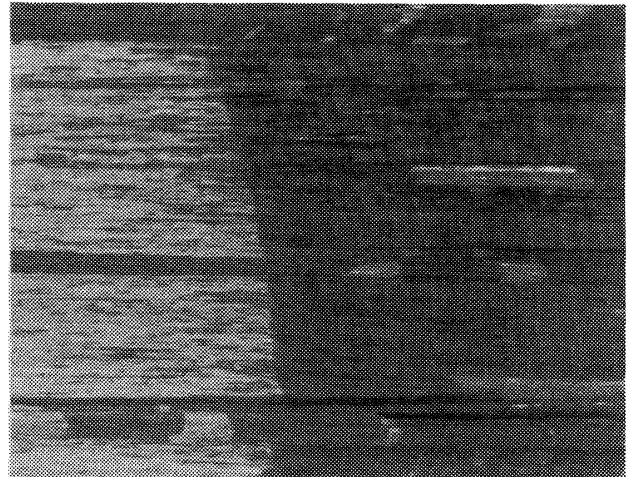
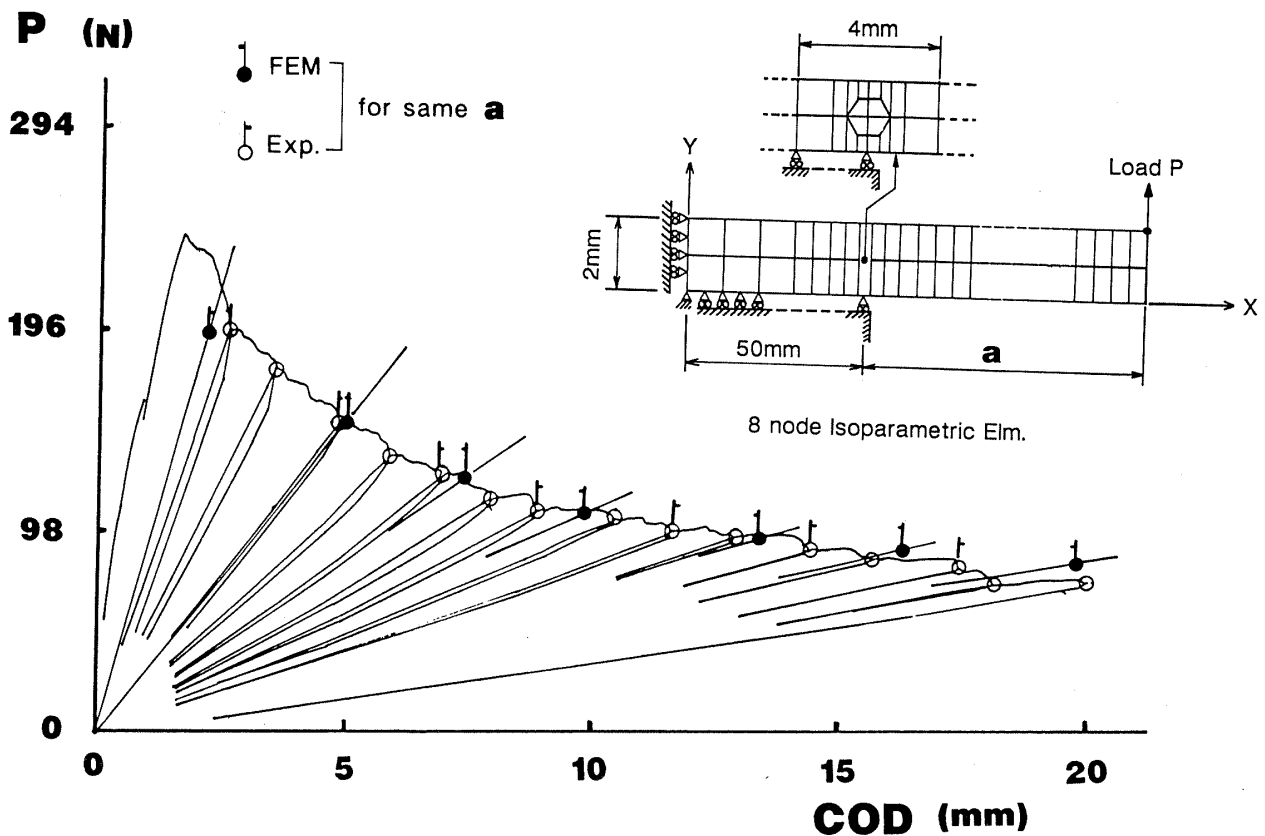


図35 ML 型試験片の剥離面拡大写真

図36 DCB 試験の二次元有限要素解析結果と実験結果の比較
(CF/PEEK ML 型試験片)

最後に、本実験が弾性解析とどの程度一致するかを見るために、本節の ML 型試験片を対象とした二次元有限要素解析の結果と実験結果を比較して議論を行う。図36にその比較を示す。図中右上に示したのが有限要素法の要素分割図であり、黒丸が G_{IC} 一定とした場合の荷重-開口変位の計算

点である。白丸は、負荷-除荷のループを作った場合の実験結果である。左側のクラック長さが短く相対的に厚肉の領域、右下の実験時の荷重がやや落ちている領域を除いて、一致の程度は良好であり、このことから考えても、本実験はきわめて注意深く行われたものと結論できる。

7. 結 論

炭素繊維強化熱硬化樹脂及び熱可塑樹脂複合材のDCB試験片によるモードⅠ型の破壊靱性に関する実験的研究を行った。試験実施に先立って文献調査を行い、理論的に予想される注意点を摘出するとともに、実験上の問題点を明らかにした。その要点は、荷重線とクラック先端の間に金具の影響を無くすること、金具ヒンジの回転中心と板の剝離部分中立面の距離を近づけること。極端な大変形はさせないこと、(剝離部板厚)/(クラック長さ)の値があまり大きくならないようにすること、金具と試験片の剝離が先に起きないようにすることである。

次に、CF/エポキシ一方向材について積層数、板厚などを変化させて試験を実施した。この材料について、簡便ではあるが、理想に近い状態で試験が実施できるようなピアノヒンジ型金具と負荷方式を考案した。試験結果に対する考察から、ある一定以上クラックが進展した状態では、積層数・板厚の影響がほとんど見られないこと、クラック先端は円弧形状で進展するが自己相似性は保たれており G_{IC} の計算には影響ないと考えられることが明らかになった。

その次に、CF/PEEK 一方向材について試験を実施した。ここでの第一の成果は、CF/PEEK の高い初期剝離荷重に耐え、上記の条件を満たす挿入型金具を考案したことである。第二は、CF/PEEK の G_{IC} がCF/エポキシの約20倍程度ときわめて大きいことを確認したことである。第三はCF/PEEK の場合は融着可能なので、一度剝離させた面の再試験が可能であり、これを実施したところ初回と2回目にはあまり差が見られず、3回目にやや低下する事実を見出したことである。

もう一つの重要な点として、熱可塑複合材では融着による組立構造が不可欠になることを見越して、一体成形試験片と、熱可塑樹脂(PEEK)フィルムにより両片側を融着した面、さらにエポキシ系フィルム接着剤による接着面の G_{IC} を測定して比較し、議論を行った。融着面の G_{IC} は一体成形品の約7割であり、CF/エポキシの G_{IC} に比べて

まだはるかに大きい。一方エポキシ系フィルム接着剤による接着面の G_{IC} は、CF/エポキシ一方向材の G_{IC} よりやや大きいものの、ほぼ同レベルであることがわかった。これから、熱可塑複合材を用いて部品を組み立てていく場合、材料本来の高い破壊靱性を生かすためには融着法を用いる必要があることが明らかである。

最後に、本試験の典型的な一例と G_{IC} を一定としてクラック長を仮定した二次元有限要素解とを比較したところ、非常に良い一致を得た。これから、本試験はきわめて高い信頼性を持つものと考えられる。本報告の結論を総合すると、複合材において、層間の剝離が問題になるような場合の基礎物性値である破壊靱性値、特に G_{IC} の評価法として、適切な負荷方式によるDCB試験が最適であることが明らかである。

謝 辞

本報告をまとめるにあたって、有益な助言を賜りました上智大学・末益博志助教授(昭和63年～平成2年度本所客員研究官)に感謝致します。第4節の試験は主として第一著者が国内留学中に実施したものであることを付記し、その際に支援を賜りました東京大学・小山一夫元講師に感謝いたします。第5節の試験片製作および試験等では、東海大学学生(当時:昭和60年度研修生)大津武義、保田和豊の両君の協力を得たことを明記し、謝意を表します。さらに第6節の実験および計算に際しては、上智大学大学院生(当時)・樋口暢浩、内山 誠両君の支援を得たことを記し、ここに謝意を表します。

最後に、第6節の良好な試験片を作成いただきました、富士重工業(株)の関係の各位に感謝いたします。

参 考 文 献

- 1) ASTM Ed.: ASTM D-2344-76, 1976, ASTM.
- 2) J. J. Gilman: Fracture. (B. D. Averbach et al., eds.), MIT Press & John Wiley, 1959, p.193.
- 3) D. J. Chang, R. Muki, & R. A. Westmann

- : "Double Cantilever Beam Models in Adhesive Mechanics," International Journal of Solids and Structures, Vol.12, 1976, p.85.
- 4) J. G. Williams : *Fracture Mechanics of Polymers*, Ellis Horwood, Chichester, 1984.
 - 5) F. X. De Charentenay & M. Benzeggagh : "Frcture Mechanics of Mode I Delamination of Composite Materials," Proceedings of the 3rd International Conference on Composite Materials (ICCM-3), Paris, France (August 1980).
 - 6) D.F.Devitt, R.A.Schapery & W.L. Bradley : "A Method for Determining the Mode I Delamination Fracture Toughness of Elastic and Viscoelastic Composite Materials," J. Composite Materials, Vol.14, 1980, p. 270.
 - 7) J. M. Whitney, C. E. Browing & W. Hoogsteden : "A Double Cantilever Beam Test for Characterizing Mode I Delamination of Composite Materials," J. Reinforced Plastics and Composites, Vol.1, 1982, p. 297.
 - 8) J. M. Whitney : private information.
 - 9) S. S. Wang, H. Suemasu & N. M. Zahlan : "Interlaminar Fracture of Random Short-Fiber SMC Composite," Journal of Composite Materials, Vol.18, 1984, p.574.
 - 10) P. E. Keary & L. B. Ilcewicz : "Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Composites Using Slender Double Cantilevered Beam Specimens," Journal of Composite Materials, Vol.19, 1985, p.154.
 - 11) NASA Ed. : Standard Tests for Toughened Resin Composites, NASA Reference Publication 1092, 1983.
 - 12) K. E. Bishopp, & D. C. Drucker : "Large Deflection of Cantilever Beams." Quarterly of Applied Mathematics," Vol.Ⅲ, No.3, 1945, p.272.
 - 13) L. D. Landau & E. M. Lifshitz : *Theory of Elasticity*, Pergamon, London, 1959.
 - 14) 石川隆司, 松嶋正道, 林 洋一 : "一方向強化炭素繊維複合材料の繊維方向の非線形性", 日本複合材料学会誌, Vol.12, No.1, 1986, p.8.
 - 15) 石川隆司, 野口義男, 松嶋正道 : "炭素繊維強化熱可塑樹脂複合材の成形とその高靱性力学特性に関する実験的研究", 日本複合材料学会誌, Vol.13, No.2, 1987, p.13.

航空宇宙技術研究所報告1096号

平成3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
