

## 複合材構造強度解析法について

長井 謙 宏 \*

## Strength Analysis for Composite Structure

by

Kanehiro NAGAI \*

## ABSTRACT

In the strength analysis of aircraft structures mostly made of metals, the strength of each individual structural member is evaluated by inputting the load of the structural member derived from an FEM (Finite Element Method) model of the entire structure into calculation formulas and design charts backed up by theories and experiences. On the other hand, in evaluating structures made of composites that have come to be used for primary structures recently, it has been clarified through the development of various products that there are limits to the simple extension of the conventional evaluation procedures used for metallic structures. It is not practical to obtain design charts only from elemental tests, because a great many design variables are required compared to metals. Consequently, it is necessary to establish a special method to analyze the strength of composites. Especially, to take advantage of the composite material merits such as lightweight, high-strength and so on, the development of a strength analysis method with high accuracy and high reliability is required.

This report presents the strength analysis approaches for composite structures based on the microscopic fracture mechanics and the macroscopic progressive failure. In the microscopic analysis, the fracture process to a delamination is clarified by FEM analysis using microstructure models that can indicate differences between layers. In the macroscopic analysis, the tuning method between theoretical and experimental results based on the building block approach is applied to evaluate a global structure behavior by analysis code GENOA.

## 1. はじめに

複合材が航空機構造に適用されはじめて 40 年近くになるが、最近ではその信頼性の向上とともに、大型民間機においても複合材の適用率は全構造重量の 15% を占めるに至っている。それに伴い、設計、解析、製造、検査といった技術も、多くの経験をベースに着実に向上していると言える。しかしながら、現状でのこれらの技術は、決して確立されたものではなく、まだ多くの課題を有しているのも事実である。それでも大空を飛ぶ複合材製品が設計できるのは、材料強度に対する許容値を安全側にとることで、不確実な問題をカバーしているからである。

軽くて強いという複合材料の利点を最大限に活用し、航空機の性能をより向上させるためには、無駄の無い構造設計を行う必要がある。このためには、欠陥の少ない優れた製品を製造する技術の開発はもちろんのこと、精度と信頼性を有する強度解析技術の開発が要求される。

本報告では、航空機構造で適用が進んでいる複合材料に対する強度解析技術について、最近我々が取り組んでいる二種類の異なる視点からの研究アプローチの現状を紹介する。

2. ミクロな視点からの強度解析アプローチ<sup>1)</sup>

従来の金属材料を主体とした航空機構造の強度解析は、構造全体に対するマクロな FEM (有限要素法: Finite Element Method) モデルにより部材荷重を算出し、理論と経験により裏づけされた計算式とそれを用いた設計チャートから各部材の強度を評価している。しかしながら、複合材構造に対しては、従来の金属構造に対する設計手法の延長では限界のあることが、種々の製品開発を通じて明らかとなってきた。また複合材料は、金属材料に比べ設計変数が格段に多く、要素試験のみから設計チャートを取得することは現実的でない。

航空機でよく利用される積層型複合材料は、比強度、比剛性等の優れた面内物性を持っているが、面外方向の特性は面内と比較し極めて劣っている。積層型複合材の破壊は、層間剥離といった面外強度の低さに起因する内部損傷を起点に進展ことが多いが、その破壊メカニズムは正確に解明されているとは言えない。層間剥離につながる面外方向応力は、構造形状による荷重の流れにより発生するものと、面内荷重によって二次的に発生するものがある。前者は外板と桁の一体成形部に対する面外曲げ等を考えると理解がし易いが、定性的な予測はできても定量的に評価することは難しい。また後者は積層構成に起因する現象であり、各層の挙動を考慮しないと推定することはできない。実機構造においても、想定外の面外剥離に起因する不具合が少

\* 三菱重工(株) 名古屋航空宇宙システム製作所

なくない。

本項では、各層単位の差異を表現できるミクロなモデル化を用い、FEM による詳細な応力解析やき裂進展解析を行うことで、強度の定量的評価も含めた破壊過程が推定できる手法について述べる。まず一体成形補強平板引張試験によって、二次的な面外応力の発生による早期破壊現象を示す。次に三次元 FEM を用いたエネルギー法による複合材料層間破壊評価法を検討する。

2.1 補強平板引張試験

2.1.1 試験片及び試験方法

平板に補強板が一体成形された試験片に対し、引張負荷を加えることで面外剥離を発生させた。補強平板構造は、極めて単純な形態であるが、例えば翼などで外板にスパーやリブが一体化した部位において見られるように、複合材構造を構成する基本要素の一つである。使用した試験片は三菱レイヨン(株)製 CFRP(MR50K/982)，及び 東レ(株)製 CFRP (T400H/3631)である。表 2.1 に試験片の一覧を示す。試験による評価は、積層構成毎に 3 本の試験片を用いて実施した。

図 2.1 に試験片及び負荷の概要を示す。補強板を付けた平板に面内引張負荷をかけ、負荷荷重、補強板角部での歪み、及び剥離発生時の AE(Acoustic Emission)の計測を実施した。また、マイクロスコープで剥離状況を撮影した。

2.1.2 試験結果

表 2.2 に試験結果の一覧を示す。剥離発生時の荷重から算出される平板の歪みは、最も大きいものでも 10000  $\mu \epsilon$

表 2.1 補強平板引張試験片積層構成

ID	Material	Laminate	
		Plate	Reinforcement
1	MR50K/982	UD:[0]16	UD:[0]8
2	MR50K/982	UD:[45/90/-45/0]2s	FAB:(0-90)4
3	MR50K/982	UD:[45/90/-45/0]2s	FAB:( $\pm 45$ )4
4	MR50K/982	UD:[45/90/-45/0]6s	FAB:( $\pm 45$ )4
5	MR50K/982	FAB:[( $\pm 45$ )/(0-90)]2s	FAB:( $\pm 45$ )4
6	T400H/3631	FAB:(0-90)8	FAB:( $\pm 45$ )4
7	T400H/3631	FAB:[( $\pm 45$ )/(0-90)]2s	FAB:( $\pm 45$ )4

未満であり、擬似等方積層材の面内破壊歪み 14000～16000  $\mu \epsilon$  より小さい。また、試験片 1 及び試験片 2 においては、実際の設計許容値 4000～6000  $\mu \epsilon$  よりも小さく実機構造の強度試験において予期せぬ破壊が発生する可能性が高い。

AE 計測結果の例として、試験片 2 の計測結果を図 2.2 に示す。この試験片は 15.2 kN で歪みゲージに剥離の兆候が見られたが、AE においても、15.2 kN において高いエネルギーが計測されている。この傾向は全ての試験片に対しても同様であり、AE が剥離検知に有効であることを示している。

2.2 破壊評価手法の検討

2.2.1 3次元 FEM による破壊位置の同定

補強平板引張試験では、剥離発生位置が補強板と平板の界面だけでなく、平板内の積層間に発生するケースもあり、破壊の位置が積層構成に依存することがわかった。このような自由端剥離を評価するために、3次元 FEM を使用して応力解析を行った。解析ソフトは汎用有限要素パッケージ NASTRAN を使用し、3次元ソリッド要素で各層毎に物性を与えモデルを作成した。

図 2.3 の(a)及び(b)に、試験片 6 及び 7 における断面のマイクロスコープ写真と FEM の解析結果（面外方向の応力分布）を示す。剥離発生位置と解析による応力集中部が一致していることがわかる。

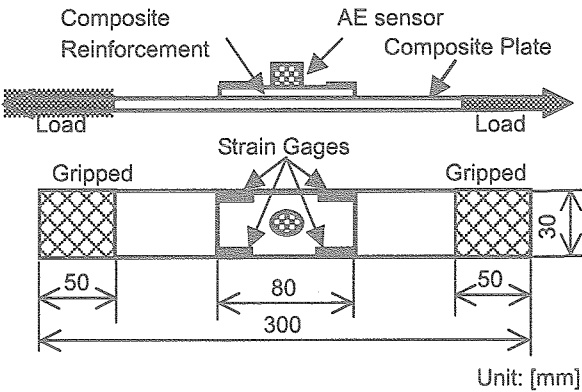


図 2.1 補強平板引張試験片

表 2.2 補強平板引張試験結果

Specimen	Load* [kN]	Plate Strain** [ $\mu$ ]	Delamination Location
1	20.8	1840	Interface between plate and reinforcement
2	15.2	3300	Interface between plate and reinforcement
3	21.1	5300	Interface between plate and reinforcement
4	56.2	4700	Interface between plate and reinforcement
5	24.1	6080	( $\pm 45$ )/(0-90) interface in the plate and Interface between plate and reinforcement
6	20.4	4130	Interface between plate and reinforcement
7	31.9	9600	(0-90)/(0-90) interface in the plate

\* Onset load of delamination indicated by strain gauges

\*\*Calculated from delamination onset load, stiffness and cross sectional area of the plate

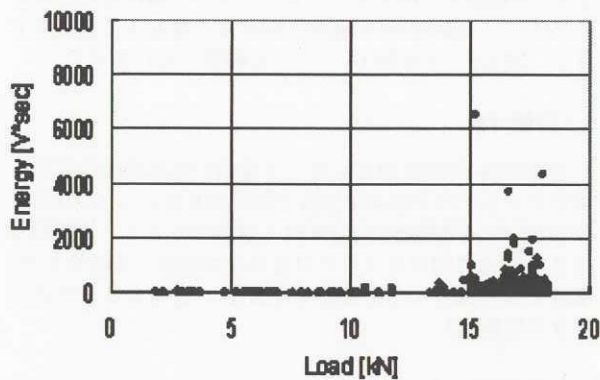
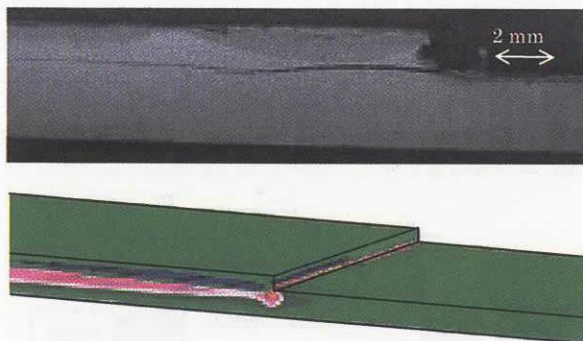
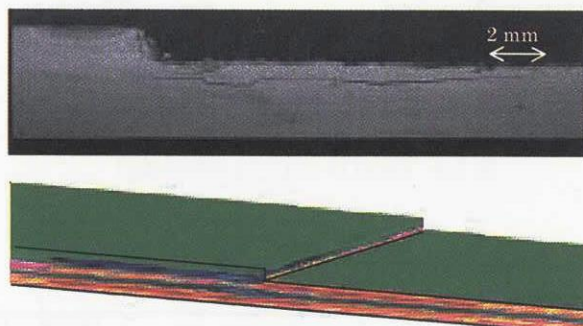


図 2.2 AE計測結果



(a) No.6 試験片



(b) No.7 試験片

図 2.3 断面観察写真と解析結果との比較  
(補強平板引張試験)

### 2.2.2 エネルギー法による破壊評価手法検討

3次元 FEM の応力解析により、面外破壊位置の推定が可能となることがわかった。しかしながら、自由端は特異応力場となるため、応力値による定量的な剥離の評価は困難である。そこで FEM のメッシュ分割に大きく依存しないエネルギー法を用いることにより、破壊を定量的に評価する手法を検討する。

エネルギー法による許容値を求めるために、MR50K/982 及び T400H/3631 の織物材に対し、DCB(Double Cantilever Beam)、ENF(End Notched Flexure)、MMB(Mixed Mode Bending)、及び CLS (Cracked Lap Shear)の各要素試験を実施し、図 2.4 に示すようなモード

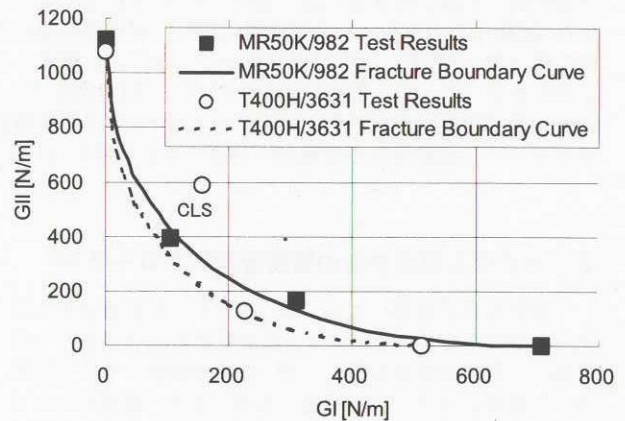
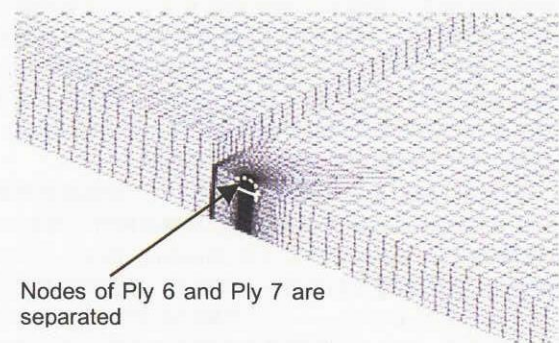
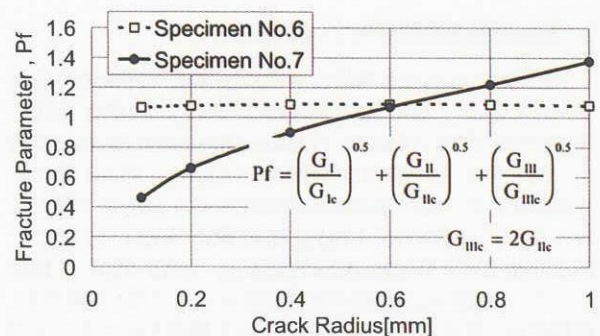
図 2.4 混合モード I/II における破壊境界曲線  
(補強平板引張試験)

図 2.5 三次元き裂進展モデル (補強平板引張試験)

図 2.6 破壊パラメータとクラック長さの関係  
(補強平板引張試験) [T400H/3631]

I/II に対する破壊境界曲線を作成した。

次に図 2.5 に示すように、応力解析で得られた応力集中部に半円 (角部では 1/4 円) の 3 次元き裂を導入し、Virtual Crack Closure Integral Method<sup>2)</sup>を用いて要素毎にエネルギー解放率を計算した。計算で得られたエネルギー解放率と破壊境界線から、図 2.6 に示す破壊パラメータ Pf を仮定し、 $Pf \geq 1$  において剥離が進展することとした。ただし、モード III 成分については、モード I/II の混合モードのクライテリオンを同形で拡張し、純粋なモード III の破壊靱性値  $G_{IIIc}$  は  $G_{IIc}$  の 2 倍と仮定した。図 2.6 のグラフは、き裂長さに対する Pf の値を示したものである。試験片 6 の補強板角部での



き裂に関してはどのき裂半径においても  $Pf=1$  で一定であった。試験片 7 の平板の自由端剥離に関してはき裂半径の増加に伴い  $Pf$  も増加しき裂半径 0.5 mm で  $Pf=1$  に達することがわかる。従って、T400H/3631 に対してはき裂長さ 0.5 mm の微小き裂の存在を仮定することにより、エネルギー解放率を用いて、剥離発生を定量的に評価できると考えられる。

### 3. マクロな視点からの強度解析アプローチ<sup>3,4)</sup>

一般的な構造要素に対しては、あらかじめ検証されたミクロな FEM モデルを用いて、設計変数をパラメトリックに振った強度評価を行うことで、従来の設計チャートに相当する結果を得ることが可能となる。また、強度的にクリティカルな部位に対しては個々にミクロなモデルを作成し評価を行うことも重要である。しかしながら、ミクロなモデルの適用には限界があり、構造全体を各層の違いやその内部状況まで考慮してモデル化することは不可能である。したがって、現実的には、構造全体のマクロなモデルによる解析と、ミクロなモデルによる局所的なズームング解析を組み合わせることで評価することとなる。ただし、ミクロなモデルの荷重条件はマクロなモデルから求めるため、マクロなモデルの精度も非常に重要である。

本項では NASA と Boeing で開発された損傷進展解析ツール GENOA によるマクロな複合材構造解析の例を示す。GENOA は図 3.1 に示すような Building Block 法による解析を目的に構築されたツールであり、複合材特有の設計パラメータによるチューニング解析を容易に実施できる特長がある。また、航空機構造を設計するために必須となる、傷を受けた後の残留強度の把握ができるため、いわゆる損傷許容設計にも適用可能なツールである。

#### 3.1 非線形損傷進展解析ツール GENOA

GENOA は複合材構造に対する損傷進展評価の可能なツールである。開発そのものは比較的早く、1970 年代に米国航空宇宙局 (NASA) の Glenn Research Center で始められている。1999 年に米国内で Alpha STAR 社により商用化され、既に米国内の官公庁や多くの企業で導入されている。GENOA は航空機の設計手法と同様に、Building Block Verification Strategy (FAR-025) を採用しており、繊維及び樹脂の材料特性をベースに、単層平板、積層平板、要素構造、部分構造、実大構造とレベルアップ

させ、試験結果とのキャリブレーションを積み重ねてゆくことにより、最終製品の強度を精度よく推定することができる。図 3.2 に GENOA における解析の流れを示す。

#### 3.2 評価対象

GENOA の試行例として、3 種類の積層構成を有する切欠きノッチ付き複合材平板を解析の対象とした。材料系は MR50K 炭素繊維及び PETI-5 耐熱ポリイミド系樹脂である。図 3.3 に切欠きノッチ付き平板の試験片形状を示す。試験では本試験片に引張荷重を負荷し、破断するまでのデータを取得した。

#### 3.3 損傷進展解析

##### 3.3.1 解析モデル

解析で使用した切欠きノッチ付き平板に対する有限要素モデル（切欠きノッチ近傍のみ）を図 3.4 に示す。本解析モデルは 2 次元のシェルモデルであるが、各シェル内は GENOA 内部で仮想的に積層分割されており、層単位での応力計算がなされている。境界条件は、片端を固定とし他端に等分布荷重を与え、面外方向の変形は拘束した。

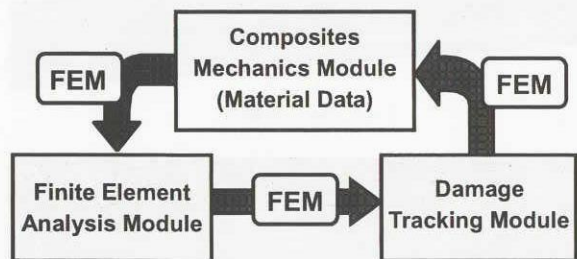


図 3.2 GENOA における解析の流れ

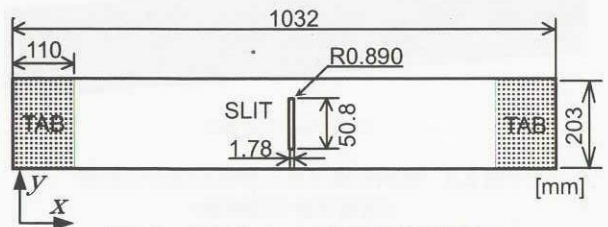


図 3.3 切欠きノッチ付平板引張試験片

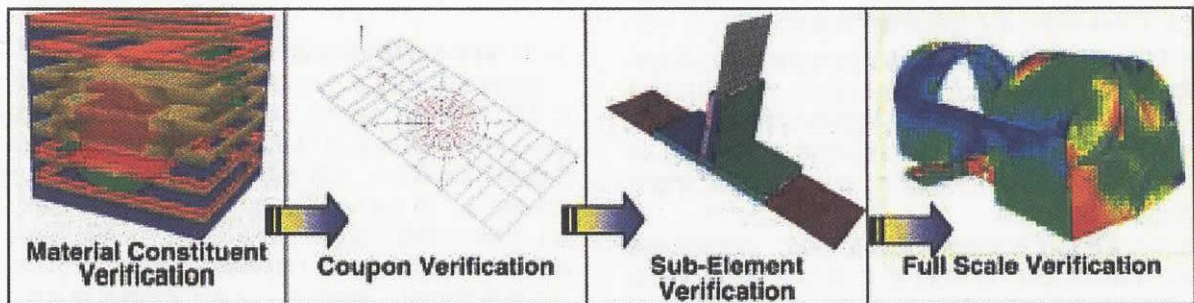


図 3.1 Building Block 法による複合材構造解析の概念<sup>5)</sup>



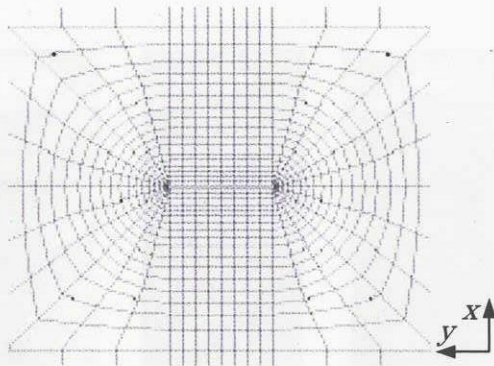


図 3.3 有限要素モデル（ノッチ近傍）

表 3.1 試験値と解析値との比較（スリット無し平板）

ID	Tensile Strength (kN)	
	Test	GENOA Calibration
A	49.8 ~ 51.7	51.7
B	91.4 ~ 99.0	93.5
C	62.9 ~ 67.4	63.4

表 3.2 試験値と解析値との比較（スリット平板）

ID	Initial Cracking Load (kN)		Fracture Strength (kN)	
	Test	GENOA	Test	GENOA
A	25 ~ 30	29	47 ~ 58	98
B	80 ~ 120	92	303 ~ 407	306
C	70 ~ 80	76	99 ~ 109	244

### 3.3.2 平板（切欠きノッチ無し）試験との比較

切欠きノッチ付き平板に対する解析を行う前に、切欠きノッチ無し平板での試験結果をもとに、入力物性値のキャリブレーションを行った。キャリブレーションは、GENOA の特徴である Building Block Verification Strategy に基づき、単層平板及び積層平板について行った。単層平板に対するキャリブレーションをもとに積層平板の強度を推定した結果と試験との比較を表 3.1 に示す。表 3.1 より、積層平板に関しては、3 種類の各積層構成ともに、解析結果と試験値はよく一致していることが分かる。これらの結果より、積層平板に関しては、単層平板での結果をもとに、複数の積層構成に対し十分な精度でキャリブレーションできることが確認できた。

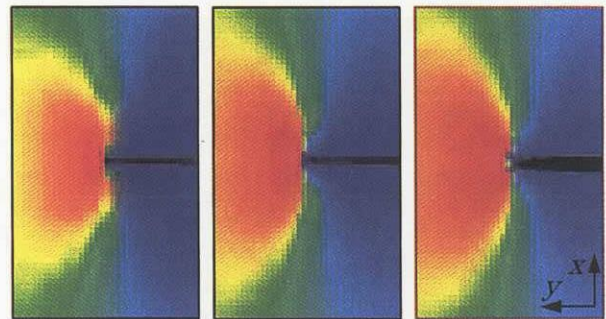
### 3.3.2 切欠きノッチ付き平板試験との比較

表 3.2 に切欠きノッチ付き平板に対する解析結果と試験結果との比較を示す。表 3.2 において、初期クラック発生における荷重値は、解析では切欠きノッチ端部で全層に損傷が生じた時点を、試験では切欠きノッチ端部のひずみゲージの出力値が異常を示した時点を、それぞれ示している。

表 3.2 より、初期クラック発生荷重は試験と解析とでよく一致しているものの、最終破断荷重においては差異が生じた。積層平板でよく一致した結果が、切欠きノッチ付き平板では大きな差異となって現れた原因としては、ノッチ

端部の大きな応力集中部に対しメッシュ分割が十分ではなかったことや、現状のモデルではき裂の進展に伴いメッシュサイズが荒くなるため精度が低下したことが考えられる。また、積層平板に対するキャリブレーションにおいて、設定した各パラメータの値が十分ではなかったことも考えられる。

しかしながら、定性的な破壊状況はよく一致した。供試体に対する損傷進展シミュレーション結果として、図 3.5 に損傷の進展に伴う負荷方向（x 方向）応力分布の変化を、図 3.6 に破壊荷重に直接影響を及ぼす 0° 層の破断前の損傷エリアを、図 3.7 に試験片の破壊状況を、それぞれ示す。図 3.5 及び 3.6 より、解析においては、A 供試体ではノッ

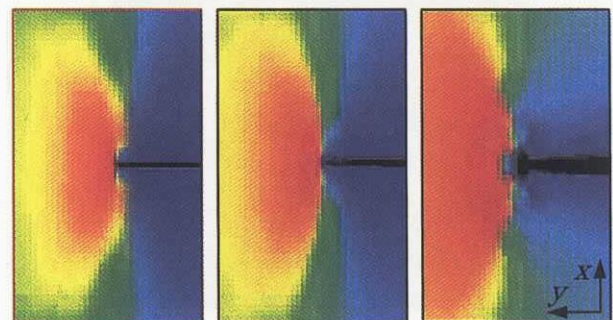


(ア) 18kN

(イ) 29kN

(ウ) 87kN

(1) A 供試体

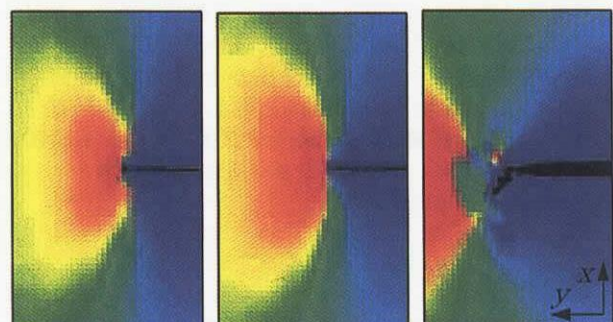


(ア) 18kN

(イ) 94kN

(ウ) 240kN

(2) B 供試体



(ア) 18kN

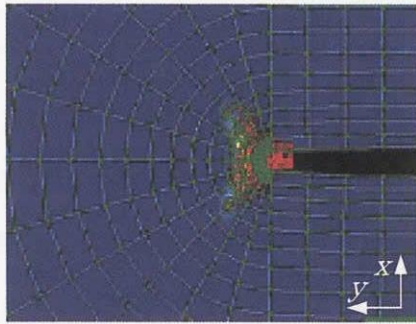
(イ) 76kN

(ウ) 206kN

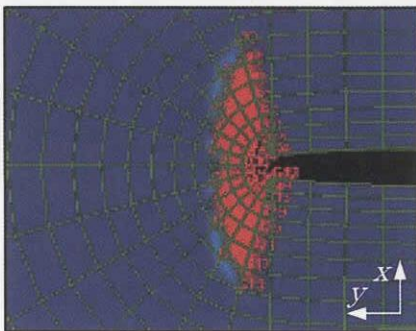
(3) C 供試体

図 3.5 x 方向の応力分布

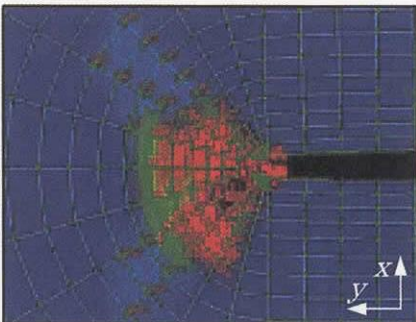




(1) A供試体(87kN 負荷時)



(2) B供試体(240kN 負荷時)



(3) C供試体(206kN 負荷時)

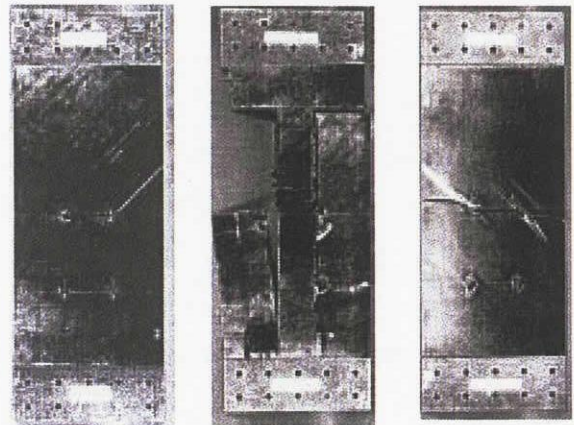
図 3.6 破断前の損傷エリア

チ端部に発生したき裂は $y$ 方向へ、B 供試体では $x$ 方向へ、C 供試体では斜め  $45^\circ$  方向へそれぞれ進展し、損傷エリアも各方向に広がっていることが分かる。これらの傾向は図 3.7 に示した試験での破壊状況ともよく一致している。したがって、積層構成の異なる各供試体に対する GENOA による破壊進展シミュレーション結果は、実現象とよく一致することが確認できた。

#### 4. おわりに

本報告では、複合材構造に対する強度解析技術として、ミクロな視点からとマクロな視点からの二種類のアプローチを示した。

ミクロな視点からの強度解析アプローチでは、複合材構造の急所である面外剥離に焦点をあて、補強平板引張試験による低歪みでの剥離発生現象、及び剥離検知に対する AE 計測の有効性を示した。また 3 次元 FEM によって破



(1) A 供試体

(2) B 供試体

(3) C 供試体

図 3.7 供試体破断状況

壊位置が同定可能であることを確認し、エネルギー法による定量的破壊評価手法の検討を実施した。今後、モードⅢ成分の正確な評価を実施し本手法の精度向上を図るとともに、実機設計に適用できるよう本手法と構造解析を連結するシステムの開発に取り組む予定である。

マクロな視点からの強度解析アプローチでは、非線形解析ツール GENOA を用いた損傷進展シミュレーションを実施し、実現象との比較を行うことでその有効性を検証した。GENOA の特長は、複合材特有の繊維や樹脂に関する数多くのパラメータを設定できる点にある。現状はまだ試行レベルにあるが、今後適切なパラメータや破壊クライテリアの設定法を確立し、モデル化や解析のノウハウを蓄積してゆくことにより、理論と実際の GAP を補完する有効な解析ツールになり得るものと考ええる。

なお、3 項のマクロな視点からの強度解析アプローチは、経済産業省より（財）次世代金属・複合材料研究開発協会が委託を受けた「輸送用先進複合材料設計製造技術の研究開発」の一環として（財）日本航空機開発協会および三菱重工業（株）とが実施した研究成果の一部である。

#### 【参考文献】

- 1) 清水, 長井, 「複合材構造破壊評価手法の研究」, 日本機械学会東海支部豊橋地区講演会前刷集, 2001.
- 2) E.F.Rybicki and M.F.Kanninen, "A Finite Element Calculation of Stress Intensity Factors by a Modified Crack Closure Integral," Eng. Frac. Mech. Vol.9 pp. 931-938 (1977)
- 3) 平成 13 年度運輸用エネルギー使用合理化先端材料開発研究報告書「輸送用先進複合材料設計製造技術の研究開発」平成 14 年 3 月 財団法人次世代金属・複合材料研究開発協会.
- 4) 長井, 清水, 坂川, 永尾, 「複合材料の損傷進展評価に関する基礎研究」, 第 27 回複合材料シンポジウム講演要旨集, 2002.
- 5) V.Chin and A.Mundo, "Life Prediction of X37 Space Vehicle," Proceedings of SAMPE 2001: A Materials and Processes Odyssey, pp.1381-1392, 2001.