研究論文

楕円孔を有する CFRP 積層板の圧縮破壊に関する
数値シミュレーション清水紗利子^{*1}, 佐藤 光桜^{*1}, 小 柳 潤^{*2,†}, 末益 博志^{*3}, 向後 保雄^{*2}

(2019 年 2 月 27 日受付)

Numerical Simulation for Compressive Failure of CFRP Laminates
with Various Shaped HolesSatoko SHIMIZU,^{*1} Mio SATO,^{*1} Jun KOYANAGI,^{*2,†} Hiroshi SUEMASU^{*3} and Yasuo KOGO^{*2}

(Received February 27, 2019)

Abstract: The effect of stress concentration on compressive failure behavior of carbon-fiber reinforced plastic laminates with open holes was experimentally and numerically investigated. The aspect ratio of the elliptic hole was changed to determine the dependence of the failure behavior on stress concentration. The finite element analysis was implemented by using the ABAQUS 2017 software and a dynamic explicit solving method. Continuum shell elements incorporating Hashin's failure criteria and cohesive interaction, which is a combined function of the general contact definition and cohesive traction-separation law, were used to model lamina and interlaminar damage growths, respectively. The damage initiations were defined by critical stresses, while the damage evolutions were defined by energy assumptions of softening behavior for the continuum shell elements and cohesive interactions. The numerical results of the stresses at initial damage occurrences and ultimate failures agreed well with the experimental results for the specimens of various aspect ratios. Moreover, the numerical and experimental results of the damage behavior of the 0° ply were in good agreement. Furthermore, we discussed internal damages and delamination behaviors, which are difficult to observe through experiments, based on the numerical results.

Key words: Finite element analysis, Open hole compression, Various shaped elliptic hole, CFRP laminates, Failure process

1. 緒 言

炭素繊維プラスチック (CFRP) は、比強度、比剛性が高いので、航空宇宙産業のみならず様々な産業分野で注目され、適用が進んでいる。しかし、CFRP は不均質で

異方性を持つため強化形態などにより強度や剛性などが変化するだけでなく、孔などの切欠きに対する強度低下が著しい。航空宇宙分野で用いられる CFRP は、リベット孔を想定した孔径 6.35 mm の円孔に対する有孔圧縮試験 (OHC) が認証試験として課され、圧縮強度の設計許容値の一つになっている。切欠きを有する CFRP の圧縮実験^{1,2)} から、その破壊は、応力集中部に損傷が発生・進展したのちに発生していることを示し、破壊前に生じる損傷のモデル化が CFRP 強度予測上必須であることを示している。また CFRP の圧縮強度は体積効果が大きく、この問題を考慮したモデル化が肝要である^{3,4)}。

円孔を有する CFRP 強度予測に関する研究は実用上の必要もあり数多くなされている⁵⁻²⁹⁾。Whitney ら⁵⁾ は、孔部での応力分布に基づき OHC 強度を予測した。Soutis ら⁶⁾ や Shin ら⁷⁾ は、Dugdale²⁹⁾ や Barenblatt³⁰⁾ により提

^{*1} 東京理科大学大学院基礎工学研究科材料工学専攻
Graduate School of Tokyo University of Science

^{*2} 東京理科大学基礎工学部材料工学科 (125-8585 東京都葛飾区新宿 6-3-1)

Department of Materials Science and Technology,
Tokyo University of Science

^{*3} 宇宙航空研究開発機構航空技術部門構造・複合材技術研究ユニット

Aeronautical Technology Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)

[†] 責任著者 Corresponding Author

案された cohesive zone model を複合材に導入し、OHC 強度を予測した。Chang ら⁸⁾、Pineda ら⁹⁾ は 2 次元損傷進展モデルに Hashin 則³¹⁾ を導入して有孔積層板の損傷、強度予測を行った。Wang ら¹⁰⁾、Labeas ら¹¹⁾ は 3 次元損傷進展モデルを用いて、異なる破壊則に対して検証を行ったが、これらのモデルでは材料剛性が一定値に低下するとしており、メッシュ依存性が強く、特定の場合のみ予測可能であると報告している。材料剛性が連続的に低下するモデルを用いて Lee ら¹²⁾ や、Pinho ら^{13,14)} が破壊強度予測を行っている。Pinho らによる破壊強度予測では、積層構成によっては実験と一致しない結果が得られた。陽解法では収束の問題はクリアされるが、計算コストが膨大になる傾向があり、特にメッシュが細くなるほど時間増分を細かくすることが要求される³²⁾。収束性を緩和する方法の一つに zigzag 軟化則が提案され、zigzag 軟化則を用いることによって、Ridha ら¹⁵⁾ が有孔引張 (OHT) 強度の計算に成功し、Zhou ら¹⁶⁾ は有孔圧縮 (OHC) 強度を検証し、OHC 強度予測において母材損傷破壊基準が重要であることを明らかにした。Su ら¹⁷⁾ は、OHC のサイズ効果を検証した。しかし、zigzag 軟化則の導入は収束性の問題を緩和するが、完全に数値解析の不安定性を解消するには至っていない。

切欠きを有する CFRP は、圧縮荷重を受けるとき、応力集中部に損傷が発生・進展したのちに最終的な破壊に至る^{1,2)} ので、応力集中係数の異なる楕円孔を有する CFRP 積層板の圧縮破壊特性を検証することは、その強度予測や損傷累積状態を理解する上で重要な知見を与えられ、と考えられる。本研究では、応力集中係数が破壊強度や破壊挙動に与える影響を知るために円孔および楕円孔を有する CFRP 積層板圧縮破壊の数値シミュレーションを実施し、強度や損傷累積状態などの試験結果³³⁾ と比較することで解析結果の妥当性を検討した。

2. 実験³³⁾

2.1 実験方法

試験は、室温環境下で、ねじ式静的試験機を用いて行った。試験治具には宇宙航空研究開発機構が提案している NAL-III 法試験治具 (Fig. 1) を採用した。供試体は T800H/#3633, T800S/#3900-2B の 2 種類を用い、積層構成は $[45/0/-45/90]_{2s}$ の 16 層擬似等方性板である。試験片 (Fig. 2) の寸法は長さ 118 mm, 幅 38.1 mm, 厚さは T800H/#3633 では 2.2 mm, T800S/#3900-2B では 3.0 mm である。応力集中係数を変えるため供試体中央にアスペクト比の異なる楕円孔を開けた。両孔端をダイヤモンド粒子のついたドリルにより開け、電着ダイヤモンドエンドミルを用いて楕円状に広げた。孔端は出来るだけ加工の影響が少なくなるよう加工後研磨した。荷重方向に垂直な孔径 a は 6.35 mm と一定とし、荷重方向の孔径 b は、アスペクト比 $\lambda = b/a$ が 0.58, 0.78, 1, 1.25, 1.5, 1.75, 2, 3 となるように製作した。試験機のクロスヘッド速度は、0.2 mm/min に設定した。内部損傷観察のため、一部の試験片では供試体が最終破壊に至る前に試験を止めて供試体が崩れないよう樹脂 (デブコン ET)

Fig. 1 Test zig of NAL III method for OHC test.

Fig. 2 Specimens having an open hole. $\lambda = b/a$ is an aspect ratio of the elliptic hole.

Fig. 3 Relationships of applied load and cross-head displacement.

で固め、研磨し、顕微鏡を用いて観察した。

2.2 実験結果

T800H/#3900-2B の供試体圧縮試験における荷重-変位曲線を Fig. 3 に示す。立ち上がりの非線形な領域は試験片と圧子部の接触が不十分な状態に起因している。その後荷重が線形に増加する。最終的に大きな破壊音を伴って試験片が不安定に破壊するが、それに先立って損傷に伴う可聴音が聞こえ、若干剛性の低下が観察できる。アスペクト比 $\lambda = b/a = 1$ の場合約 22 kN までは荷重が線形的に増加したが、22 kN 以上では損傷が広がったことに起因すると考えられるわずかな剛性低下が観察された。また、同様の剛性低下はすべての楕円孔で観察され、どの供試体でも最終破壊前に損傷が発生、進展している。アスペクト比 $\lambda = b/a$ の大きい（応力集中の小さい）試験片の最終破壊強度が高くなる傾向が見て取れる。

T800H/#3900-2B の供試体の試験中の孔部周辺の損傷の写真を Fig. 4 に示す。荷重約 22 kN で円孔側面の内側の 0° 層に損傷が確認された (Fig. 4(b))。この損傷は応力集中部の 0° 層で発生し、繊維キンキングにより繊維が円孔表面から飛び出すような形状になっている。初期損傷発生後は、荷重増加とともにすべての 0° 層で同様の損傷が現れ、 0° 層と隣接する $\pm 45^\circ$ 層間にはく離を引き起こした (Fig. 4(c))。はく離は 0° 層損傷部に観察され、最終的に Fig. 4(d) に示すように、荷重 33 kN で破壊に至った。他の楕円孔供試体においても、最終的な破壊の前に 0° 層応力集中部で損傷が確認された。

T800H/#3633, T800S/#3900-2B の 2 種類の供試体圧縮試験により得られた各アスペクト比 $\lambda = b/a$ と初期損傷発生時の荷重を一般部断面積で割った公称応力 σ_i および最終破壊時の最終公称応力 σ_u の関係を Fig. 5 に解析結果と併せて示す。 σ_i と σ_u は、どちらもアスペクト比

Fig. 4 Damage progress during OHC test taken by a digital microscope (T800S #3900-2B, $\lambda = b/a = 1.0$).

Fig. 5 Experimental and analytical compressive stresses at initial damage and final failure plotted against the aspect ratio.

$\lambda = b/a$ が増加する（応力集中係数が減少する）とともに高くなるが、 σ_i と σ_u の差は、アスペクト比 $\lambda = b/a$ の増加に伴い小さくなった。実験で得られた内部損傷の様子は次章で解析結果と併せて示す。

3. 数値解析

3.1 解析モデル

数値解析には汎用有限要素解析プログラム Abaqus 2017 を使用した。積層構成は $[45/0/-45/90]_s$ の 8 層擬似等方性板で、モデルは実験供試体寸法に合わせて、長さ 118 mm、幅 38.1 mm、厚さは 3 mm (層厚 0.375 mm) とした。供試体中央の圧縮方向に垂直な楕円孔径 a は 6.35 mm で一定とし、圧縮方向の楕円孔径 b は 3.7 mm, 4.95 mm, 6.35 mm, 8.2 mm, 9.7 mm, 11.32 mm, 12.7 mm, 19.05 mm の 8 種類を用いた (Fig. 6)。解析の境界条件は、下端で軸方向変位固定、上面で軸方向に一定変

Fig. 6 Analytical model and a finite element mesh.

位を与えた。積層板中央面 (90° 層表面) で対称 (板厚方向変位ゼロ) とし、4 層のみをモデル化した。8 節点連続体シェル要素を用いた。円孔を有する板の要素分割を示す (Fig. 6)。要素分割は応力集中を生じる孔周辺部を細かく刻んだ。各層は板厚方向に分割せず各層 1 要素で表している。要素数、節点数はそれぞれ 17,000~22,000, 20,000~30,000 程度であった。本解析は実験とは異なる積層構成 $[45/0/-45/90]_s$ の 8 層擬似等方性モデルを用いたが、板厚を描えているので、面内の剛性には大きく影響しないと考えているが、層間応力等には影響があるであろうことを注記しておく。

3.2 損傷発生基準と損傷進展則

損傷発生基準として損傷モードを考慮した Hashin 則³¹⁾を用いる。Hashin 則では繊維引張、繊維圧縮、母材引張、母材圧縮でそれぞれ異なる基準が用いられる。

繊維方向引張 ($\sigma_{11} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

繊維方向圧縮 ($\sigma_{11} < 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^C}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

繊維直角方向引張 ($\sigma_{22} > 0$)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad (3)$$

繊維直角方向圧縮 ($\sigma_{22} < 0$)

$$\left[\left(\frac{Y^C}{2S}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}^2}{Y^{C^2}} + \left(\frac{\sigma_{22}}{2S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1 \quad (4)$$

X^T は繊維方向引張強度、 X^C は繊維方向圧縮強度、 Y^T は繊維直角方向引張強度、 Y^C は繊維直角方向圧縮強度、 S はせん断強度を表す。

損傷発生後は次式に示した相当応力 σ_{eq} 、相当変位 δ_{eq} を仮定する³⁴⁾。

繊維方向引張

$$\delta_{eq}^{ft} = L^C \sqrt{\langle \epsilon_{11} \rangle^2 + \alpha \epsilon_{12}^2} \quad (5)$$

$$\sigma_{eq}^{ft} = \frac{\langle \sigma_{11} \rangle \langle \epsilon_{11} \rangle + \alpha \tau_{12} \epsilon_{12}}{\delta_{eq}^{ft} / L^C} \quad (6)$$

繊維方向圧縮

$$\delta_{eq}^{fc} = L^C \langle -\epsilon_{11} \rangle \quad (7)$$

$$\sigma_{eq}^{fc} = \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle \langle -\epsilon_{11} \rangle}{\delta_{eq}^{fc} / L^C} \quad (8)$$

繊維直角方向引張

$$\delta_{eq}^{mt} = L^C \sqrt{\langle \epsilon_{22} \rangle^2 + \epsilon_{12}^2} \quad (9)$$

$$\sigma_{eq}^{mt} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle \langle \epsilon_{22} \rangle + \tau_{12} \epsilon_{12}}{\delta_{eq}^{mt} / L^C} \quad (10)$$

繊維直角方向圧縮

$$\delta_{eq}^{mc} = L^C \sqrt{\langle -\epsilon_{22} \rangle^2 + \epsilon_{12}^2} \quad (11)$$

$$\sigma_{eq}^{mc} = \frac{\langle -\sigma_{22} \rangle \langle -\epsilon_{22} \rangle + \tau_{12} \epsilon_{12}}{\delta_{eq}^{mc} / L^C} \quad (12)$$

ここで、 L^C は要素特性長さを表す。 $\langle \rangle$ は、Macaulay bracket を表し、 $\langle \rangle$ 内が負のときは 0 をとる³⁵⁾。損傷発生後の各モードの損傷変数は次式で表される³⁴⁾。

$$d = \frac{\delta_{eq}^f (\delta_{eq} - \delta_{eq}^0)}{\delta_{eq}^f (\delta_{eq}^f - \delta_{eq}^0)} \quad (13)$$

ここで、各モードの損傷変数を満たしたときの初期相当変位を δ_{eq}^0 、その破壊モードで材料が完全に破断するときの変位を δ_{eq}^f と表す。損傷発生後の相当応力-相当変位の関係式は (13) 式の損傷変数 d を用いて次式で表される³⁴⁾。

$$\sigma = (1-d) \sigma_0 \quad (14)$$

σ は損傷発生後の応力、 σ_0 は損傷発生前の応力を表す。

3.3 Cohesive 相互作用

積層板の各層間には cohesive 相互作用を導入し、層間はく離進展を表す。層間はく離の発生基準は、

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\langle t_s \rangle}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\langle t_t \rangle}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (15)$$

と表す³⁴⁾。ここで、 t_n は界面垂直方向強度、 t_s 、 t_t はそれぞれ界面せん断方向強度を表す。

次式の破壊基準を満たしたとき、層間の破断が生じるとする³⁴⁾。

Table 1 Mechanical properties.

Mechanical properties	Notation	Value
Fiber axial modulus	E_1	130 GPa
Fiber transverse modulus	$E_2 = E_3$	9.53 GPa
Fiber axial shear modulus	$G_{12} = G_{13}$	4.73 GPa
Fiber transverse shear modulus	G_{23}	3.18 GPa
Fiber axial Poisson's ratio	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.34
Fiber transverse Poisson's ratio	ν_{23}	0.4
Tensile failure stress in fiber direction	X^T	2.62 GPa
Compressive failure stress in fiber direction	X^C	1.85 GPa
Tensile failure stress transverse to the fiber direction	Y^T	0.136 GPa
Compressive failure stress transverse to the fiber direction	Y^C	0.114 GPa
In-plane and out-of-plane failure shear strength	S	0.118 GPa
Tensile fracture toughness in fiber direction	G_{ft}	112.7 kJ/m ²
Compressive fracture toughness in fiber direction	G_{fc}	25.9 kJ/m ²
Tensile fracture toughness transverse to the fiber direction	G_{mt}	0.2 kJ/m ²
Compressive fracture toughness transverse to the fiber direction	G_{mc}	1.0 kJ/m ²
Interfacial normal strength	t_n	0.1 GPa
Interfacial shear strength	$t_s = t_t$	0.1 GPa
Interfacial normal fracture toughness	G_n^C	0.5 kJ/m ²
Interfacial shear fracture toughness	$G_s^C = G_t^C$	1.64 kJ/m ²

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^C} \right\} + \left\{ \frac{G_s}{G_s^C} \right\} + \left\{ \frac{G_t}{G_t^C} \right\} = 1 \quad (16)$$

ここで、 G_n は界面単位面積あたり界面垂直方向の界面力によりなされる仕事および G_s 、 G_t は界面に生じるせん断力によってなされる仕事である。また G_n^C は界面垂直方向の破壊靱性を、 G_s^C 、 G_t^C はそれぞれ界面せん断破壊靱性を表す。

本解析で用いた材料特性を Table 1 に示す。ここで繊維方向圧縮強度は、一方向材の圧縮強度ではなく擬似等方性材の圧縮破壊時の破断ひずみから得られる応力値を用いている。Cohesive 相互作用の破壊靱性値は T800S/#3900-2B のモード I、モード II の層間靱性値を用いた³⁶⁾。

動的陽解法を用いて圧縮解析を実施した。解析時間短縮のため変位速度を実験の 120 倍に設定し、マススケーリング法 (10⁶ 倍) を適用した³⁴⁾。本解析で最終破壊直前までの運動エネルギーは弾性エネルギーの 10³ のオーダーであり、マススケーリングによる誤差は許容範囲と考える。Fig. 7 に円孔モデルの cohesive 相互作用を挿入していない静的陰解法による解析と cohesive 相互作用を挿入していない動的陽解法による解析による応力変位曲線の比較を示す。静的陰解法と動的陽解法による応力変位曲線の傾きは一致していることから、損傷による剛性低下前では、本解析条件では変位速度による影響はあま

Fig. 7 Comparison of the load-displacement relationships derived by an explicit method and an implicit analysis method.

り大きくないと考えられる。一方、最大応力点は静的陰解法と動的陽解法の結果が一致しなかった。不安定破壊現象の計算を収束させるために、静的陰解法では粘性係数などの様々な汎用有限要素解析ソフト独自の機能³⁴⁾により、損傷進展が抑制されて全体荷重が大きくなることに起因すると考えられる。

Fig. 8 Experimental and analytical stress-strain curves ($\lambda = b/a = 1.0$).

4. 実験と解析結果の比較

4.1 初期損傷発生応力と最終破壊応力

解析結果の初期損傷発生応力と最終破壊応力は実験結果とともに Fig. 5 に示した。円孔モデル ($\lambda = b/a = 1$) において損傷が発生したと推測される応力は 208 MPa, 最終破壊は 265 MPa で実験結果 (T800S/#3900-2B) のそれぞれ 191 MPa および 288 MPa に対して良い推定値が得られている。円孔の場合の有限要素解析により得られた公称応力-公称ひずみの関係を実験結果とともに Fig. 8 に示す。実験結果では試験片と実験の接触が不十分であるために非線形領域が存在すること, 変位をクロスヘッドの変位から求めたために試験機の変形を含んだ結果となっているため, 荷重変位曲線の剛性が若干小さくなっているが, 損傷による剛性低下と最終的に不安定な破壊が瞬時に起こることまで含めて実験で得られた破壊現象をよくとらえている。動的陽解法を用いて計算したので, 解析ではつり合い位置に対して細かく振動する実験にはない結果が得られている。他の楕円孔の試験片に関しても初期損傷と不安定となる最終破壊現象をとらえることができた。このことから, 初期損傷荷重に関しては擬似等方性板の強度条件式 X^c を用いることで実験結果と比較的良好な一致を示すことがわかる。また, アスペクト比 $\lambda = b/a$ が大きくなるに従い, 解析結果が実験結果よりわずかに小さくなる傾向があり (Fig. 5), 若干の体積効果があると考えられる。最終破壊は損傷がある程度進展してから起きるので, 初期の応力集中の影響は小さくなると考えられる。損傷発生後も荷重が増加するが, 最終的に損傷が不安定に進展していき積層板全体が力を持たなくなり, 大きく剛性低下する。本解析による最終破壊応力は, すべてのアスペクト比 $\lambda = b/a$ におい

Fig. 9 Stress distribution when the initial failure occurs.

て, 実験結果よりも若干低くなったが, アスペクト比 $\lambda = b/a$ が大きくなるほど増加し, 実験と同様の傾向を示した。

損傷後のエネルギー吸収を表すパラメータ G_{fc} , G_{mc} の設定等である程度の改善は期待できる。実際, 本解析結果に最も大きく影響すると考えられる繊維圧縮破壊靱性値を 51.8 kJ/m^2 と本解析条件の 2 倍にして $\lambda = 1$ の場合を解析すると, 破壊強度は 295 MPa となり, 先の結果の約 1.1 倍となった。破壊靱性値は最終破壊強度に少なからず影響するので, 更なる検討が必要であると考えられる。

0° 層の最大応力が X_c になったとき (初期損傷発生時) の応力分布を Fig. 9 に示す。このとき孔端部の応力は等しいので材料中の応力分布の広がりやの違いが歴然であり, λ が大きいほど, 損傷の領域の成長が大きくなると考えられ, 最終破壊に至るまでの荷重余裕が小さくなることを理解できよう。

4.2 孔端における損傷進展

T800S/#3900-2B の内部損傷の様子を Fig. 10 に解析結果を併せて示す。 $\lambda = b/a = 0.58$ のとき, 試験機は 29 kN で止め, 観察を行った。損傷は孔端の応力集中部から発生し, 孔端を起点とし斜めに 2 mm まで損傷が進展した。 $\lambda = b/a = 0.78$ のとき, 試験機は 31.3 kN で止めた。損傷は孔端の応力集中部から 0.15 mm ほど離れた場所まで観察され, 3.5 mm まで損傷が進展した。 $\lambda = b/a = 3.0$

 Fig. 10 The length of the fiber damage of 0° layer.

 Fig. 11 Fiber directional stress distribution of 0° ply and -45° ply and delamination between them.

のとき、試験機は38.6 kNで止め、損傷は孔端の応力集中部から発生し、6.5 mmまで損傷進展した。解析における 0° 層繊維損傷分布をFig. 10下段に示す。繊維損傷が完了した領域を黒色で示した。 $\lambda = b/a = 0.58, 0.78, 3.0$ のとき、応力集中部から損傷が進展し、損傷長さはそれぞれ2.0 mm, 3.5 mm, 9.2 mmであった。応力集中の高い $\lambda = b/a = 0.58, 0.78$ では、損傷長さが実験結果とよく一致した。 $\lambda = b/a = 3.0$ のときは、実験結果より約1.4倍長くなった。これは破壊の進行が速く、本解析では正確にとらえることができなかったと考えられる。実験結果と解析結果より、アスペクト比 $\lambda = b/a$ が大きいほど 0° 層損傷が長くなった。これは、Fig. 9からもわかるようにアスペクト比 $\lambda = b/a$ が大きいほど孔端だけでなく周辺の広い範囲に高い圧縮応力がかかるので、 0° 層損傷が長くなったと考えられる。

Fig. 11に円孔モデル($\lambda = b/a = 1$)の圧縮応力-変位図と各応力における 0° 層応力分布、 -45° 層応力分布、 $-45/0$ 層間損傷状態を示す。層間く離部の開口が大きくなり結合力がゼロになった領域を黒色で示した。公称応力が208 MPaで応力集中部に初期損傷が発生すると同時に、く離が発生した。246 MPaでは 0° 層の圧縮破壊領域よりさらにはく離が広がっている。最終的に265 MPaで破壊した。

繊維損傷が発生する圧縮応力208 MPaでは、 0° 層の繊維方向には圧縮強度とほぼ等しい1,800 MPa程度の高い圧縮応力が発生し、 0° 層の損傷発生と対応している。このとき -45° 層では圧縮応力が600 MPa程度が生じている。圧縮応力246 MPaでは、 0° 層孔近傍は繊維損傷したため、最大圧縮応力は材料の内部に生じている。また、 -45° 層孔部周辺の繊維方向には1,200 MPa程度と、初期損傷開始時(208 MPa)と比べ2倍程度の高い圧縮応力が生じていることがわかる。 0° 層孔端で、繊維損傷により負荷応力を保つことが出来ないため、隣接層の -45° 層に分配していると考えられる。圧縮応力265 MPaのときも、 0° 層孔近傍は繊維損傷したため、最大圧縮応力はさらに材料内部で生じている。 -45° 層孔部周辺では、 0° 層繊維損傷とはく離が生じたため、繊維方向最大圧縮応力は材料内部で生じている。材料内部の最大圧縮応力は、1,400 MPa程度に達している。また紙面の都合上省略したが 0° 層と隣接する $\pm 45^\circ$ 層との間には高い層間応力が発生している。この応力により、層間く離は 0° 層の損傷部だけでなく、 -45° 層との層間応力の高い部分にも広がっている。その後 0° 層の損傷部先端位置に追従するようにはく離が進展している。実験で

も同様な損傷進展状況が観察されている。圧縮破壊シミュレーションにおいて層間く離の進展を考慮することが必須であることがわかる。

5. 結 言

本研究では、様々なアスペクト比を有する楕円孔を持つCFRP積層板圧縮破壊の数値シミュレーションを圧縮試験結果³⁵⁾と比較することで圧縮破壊強度、破壊様式予測を行った。汎用有限要素解析ソフトABAQUSの動的陽解法を用いて数値解析を実施した。Hashin則を組み込んだ連続体シェル要素で積層板の各層をモデル化し、cohesive相互作用を定義することによって層間をモデル化した。それぞれ損傷の発生は臨界応力の値で定義され、損傷進展はエネルギーにより定義されている。初期損傷発生応力、最終破壊応力ともに実験結果とよく一致した。 0° 層の破壊進展が先行し、それに追従するように $-45/0$ 層間の層間く離が進んでいると考えられる。

参 考 文 献

- 1) H. Suemasu, H. Takahashi & T. Ishikawa : *Compos. Sci. Technol.*, **66** (2006), 634-641.
- 2) H. Suemasu, Y. Naito, K. Gozu & Y. Aoki : *Adv. Compos. Mater.*, **21** (2012), 209-220.
- 3) J. Lee & C. Soutis : *Compos. Sci. Technol.*, **68** (2008), 2359-2366.
- 4) M.R. Wisnom, S.R. Hallett & C. Soutis : *J. Compos. Mater.*, **44** (2010), 195-210.
- 5) J.M. Whitney & R.J. Nuismer : *J. Compos. Mater.*, **8** (1974), 253-265.
- 6) C. Soutis, N.A. Fleck & P.A. Smith : *J. Compos. Mater.*, **25** (1991), 1476-1498.
- 7) C.S. Shin & C.M. Wang : *J. Compos. Mater.*, **38** (2004), 713-736.
- 8) F.-K. Chang, R.A. Scott & G.S. Springer : *J. Compos. Mater.*, **16** (1982), 470-494.
- 9) E.J. Pineda, A.M. Waas, B.A. Bednarczyk, C.S. Collier & P.W. Yarrington : *Int. J. Fract.*, **158** (2009), 125-143.
- 10) J. Wang, P.J. Callus & M.K. Bannister : *Compos. Struct.*, **64** (2004), 297-306.
- 11) G. Labeas, S. Belesis & D. Stamatielos : *Composites Part B*, **39** (2008), 304-315.
- 12) H.K. Lee & B.R. Kim : *Compos. Sci. Technol.*, **67** (2007), 2221-2230.
- 13) S.T. Pinho, L. Iannucci & P. Robinson : *Composites Part A*, **37** (2006), 63-73.
- 14) S.T. Pinho, L. Iannucci & P. Robinson : *Composites Part A*, **37** (2006), 766-777.
- 15) M. Ridha, C.H. Wang, B.Y. Chen & T.E. Tay :

- Composites Part A*, **58** (2014), 16-23.
- 16) S. Zhou, Y. Sun, B. Chen & T.E. Ta : *J. Compos. Mater.*, **51** (2017), 1239-1251.
- 17) Z.C. Su, T.E. Tay, M. Ridha & B.Y. Chen : *Compos. Struct.*, **122** (2015), 507-517.
- 18) S.C. Tan & J. Perez : *J. Reinf. Plast. Compos.*, **12** (1993), 1043-1057.
- 19) M.E. Waddoups, J.R. Eisenmann & B.E. Kaminski : *J. Compos. Mater.*, **5** (1971), 446-454.
- 20) J. Backlund : In *Computational Methods in Non-linear Structural and Solid Mechanics*, Elsevier (1981), pp. 145-154.
- 21) G.H. Erçin, et al. : *Compos. Struct.*, **96** (2013), 736-744.
- 22) C. McGregor, N. Zobeiry, R. Vaziri & A. Poursartip : *J. Compos. Mater.*, **42** (2008), 2687-2716.
- 23) P.P. Camanho & M. Lambert : *Compos. Sci. Technol.*, **66** (2006), 3004-3020.
- 24) O. Allix, N. Feld, E. Baranger, J.M. Guimard & C. Ha-Minh : *Meccanica*, **49** (2014), 2571-2586.
- 25) V. Tojaga, S.P.H. Skovsgaard & H.M. Jensen : *Composites Part B*, **149** (2018), 66-73.
- 26) A.M. Waas, A. JungHyun & A.R. Khamseh : *Composites Part B*, **29** (1998), 75-80.
- 27) L. Borkowski & R.S. Kumar : *Compos. Struct.*, **186** (2018), 183-192.
- 28) A.P.K. Joseph, P. Davidson & A.M. Waas : *Compos. Struct.*, **203** (2018), 523-538.
- 29) D.S. Dugdale : *J. Mech. Phys. Solids*, **8** (1960), 100-104.
- 30) G.I. Barenblatt : *Adv. Appl. Mech.*, **7** (1962), pp. 55-129.
- 31) Z. Hashin, et al. : *Appl. Mech*, **47**, 2 (1980), 329-334.
- 32) P.P. Camanho, G.H. Erin, G. Catalanotti, S. Mahdi & P. Linde : *Composites Part A*, **43** (2012), 1219-1225.
- 33) 冷水康一：上智大学院理工学研究科修士論文 (2011).
- 34) Abaqus Analysis User's Manual.
- 35) I. Lapczyk & J.A. Hurtado : *Composites Part A*, **38** (2007), 2333-2341.
- 36) JAXA 先進複合材料力学特性データベース.