

層内・層間き裂の相互作用および纖維損傷を考慮した CFRP 積層板の低速衝撃解析

Low Velocity Impact Simulation in CFRP Laminates Considering the Interaction between Intra- and Inter-Laminar Cracks and Fiber Damage

田端健藏¹⁾, Lu Xin¹⁾, 樋口諒¹⁾, 横関智弘¹⁾

Kenzo Tabata, Lu Xin, Ryo Higuchi and Tomohiro Yokozeki

1) 東京大学 (〒113-8654 東京都文京区本郷7丁目3-1)

The objective of this study is to improve the accuracy of low-velocity impact damage analysis of fiber-reinforced composite laminates. In this study, intra- and interlaminar cracks modeled by a coupling force element are meshed in such a way that the elements adapt to each other, and the interaction between the intra- and interlaminar cracks is considered. The simulation results are compared with those of the previous study, and the results are compared with those of the present study.

Key Words : CFRP, Low Velocity Impact, Numerical Method, CZM

1. 緒言

近年、機体の軽量化や燃費向上の観点から航空機の部材として複合材料の利用が進んでいる。航空部材が受ける外部損傷として高速衝撃・低速衝撃・弾道衝撃があげられる。中でも小石や雹の衝突、工具の落下などによる低速衝撃損傷は、表面上では目視困難でも内部で複雑な損傷挙動を見せるため材料強度を著しく低下させることが知られている[1]。このような損傷を目視困難損傷 (Barely Visible Impact Damage; BVID) という。現在、部材を厚くすることで BVID の対策がなされているがこれは軽量化に逆行している。そのためシミュレーションによる損傷予測法の確立し早期発見や安全対策につなげることが期待されている。

低速衝撃 (Low Velocity Impact; LVI) シミュレーション法として複合材料の層内き裂・層間はく離の代表的なモデルの一つである結合力モデル (Cohesive Zone Model; CZM) を用いる手法が多い[2,3]。しかし、従来モデルの多くは非適合メッシュであり、クラックによって層内 (ソリッド要素) に変位差が生じても、層間 (結合力要素) がクラックと適合していないためソリッド要素との共有節点から変位場が線形に内装されると層間では変位差が生じないという問題が生じる(図-1(a))[4,5]。解決策として層間結合力要素をパーティションすることでクラックと適合させ変位差を正確にモデル化する(図-1(b))[4,5]。層間結合力要素が層内き裂に適合することでクラックによる層間でのせん断応力集中、それに伴う層間はく離進展が適切にモデル化可能となる。本研究では、層間の結合力要素にパーティションを入れることで積層板の層内き裂と層間はく離の相互作用が正確に表現されるモデルを作成しより高精度な LVI シミュレーションを作成すること

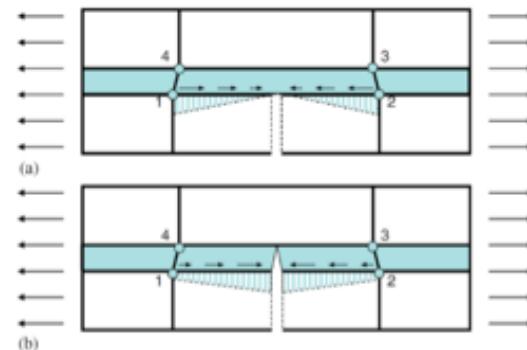


図-1 (a) 層間結合力要素の分割なし (従来モデル) ,
(b) 層間結合力要素の分割あり (提案モデル)

を目的とした。さらに本研究では纖維母材層に纖維損傷を導入することにより実際に近い解析の実現を目指した。

2. 解析手法

有限要素解析ソフトウェア Abaqus/Explicit を使用し、動解析で行った。

(1) 結合力モデル (Cohesive Zone Model; CZM)

本研究では、層内き裂と層間剥離のモデル化に結合力モデルを用いた。結合力モデルでは、クラック面に結合力が働く領域を仮定し、その領域に結合力-相対変位関係を持つ結合力要素を挿入することで、損傷の発生と進展を記述する。本研究で対象とする炭素纖維強化複合材料では、あらかじめ損傷進展経路が分かっているため、図-2に示すように、層内き裂と層間剥離が生じる位置にソリッド要素間の接着層として厚さ 0 mm の結合力要素を挿入した。また、モデルの簡略化のため、層内き裂および層間剥離に用いる結合力要素は同じ結合力-相対変位関係を持つものとした。

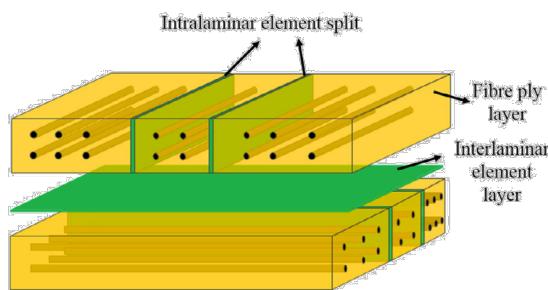


図-2 CZM のイメージ図[3]

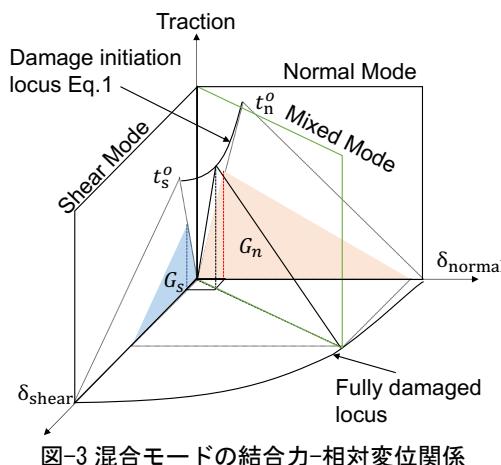


図-3 混合モードの結合力-相対変位関係

結合力要素の結合力-相対変位関係には、図-3に示す双線形型を採用した。LVIシミュレーションでは、衝撃による局所的な応力集中やせん断変形が生じるため、混合モード下での損傷発生および損傷進展を考慮する必要がある。損傷発生の評価には二次の公称応力基準を用い、損傷進展には破壊エネルギーに関するべき乗則を適用した(式 1, 2)。

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

ここで、 t はある時点での結合力であり、 t^0 は最大結合力である。また n は引張方向、 s, t はせん断方向を意味する。 $\langle x \rangle$ はMacauleyの括弧であり、 $x \geq 0$ で x を、 $x < 0$ で0を意味する。

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^c} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_s}{G_s^c} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_t}{G_t^c} \right\}^2 = 1 \quad (2)$$

ここで、 G はある時点でのエネルギー解放率であり、 G^c は臨界エネルギー解放率である。

(2) 層内・層間き裂の相互作用

2.(1)節で述べたように、層内き裂および層間剥離はCZMを用いてモデル化される。本研究では、層内き裂と層間剥離の相互作用を正確に捉えるため、層間の結合力要素をあらかじめ層内の結合力要素に合わせて分割した。

図-4 は、モデル化手法の概略を表した模式図である。上部の青色の部分は 90°層、下部のオレンジ色の部分は 0°層

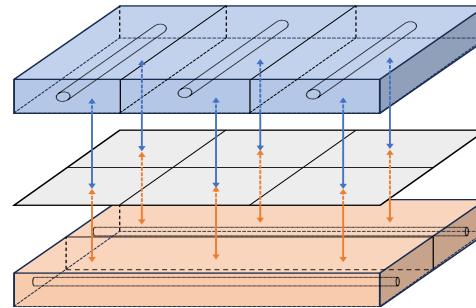


図-4 層間結合力要素の分割手法

を表している。これらの層の間の灰色の領域は層間の結合力要素を示している。繊維母材層はそれぞれの繊維配向に沿って結合力要素を挿入することで、層内き裂をモデル化している。さらに、層間の結合力要素は層内き裂の進展経路に沿ってあらかじめ分割されており、これにより層内き裂と層間剥離の破壊メカニズムが整合するようになっている。これらの層間の結合力要素は、対応する繊維母材層の表面で多点拘束(Multiple-Point Constraints; MPC)を用いて拘束されており、変位不連続や応力集中の効果を正確に再現できるようになっている。

(3) 繊維損傷モデル

繊維母材層の繊維損傷に関してソリッド要素にてユーザブルーチンを用いて損傷発生損傷進展を定義した。以下に引張破壊、圧縮破壊に関してそれぞれ破壊発生基準を示す。

a) 繊維方向引張破壊—最大応力破壊基準

繊維方向引張破壊は引張荷重が引張強度に達した際に繊維が破断して生じる。そのため、本研究では次式に示される最大応力破壊基準を用いた。

$$\frac{S_{11}}{X_t} = 1 \quad (3)$$

ここで、 S_{11} は繊維方向引張応力、 X_t は繊維方向引張強度である。

b) 繊維方向圧縮破壊—LaRC03破壊基準

CFRPに繊維方向圧縮荷重がかかる場合、主な破壊メカニズムは、繊維の初期不整による母材のせん断変形がキンクバンドを形成してことが知られている[6]。従って本研究ではDávilaとCamanhoによって提案されたLaRC03破壊基準を用いた[7]。図-5は繊維方向圧縮荷重を受けたCFRPであり、角度 θ だけ繊維がキンクした様子を示している。LaRC03破壊基準は次式で表される。

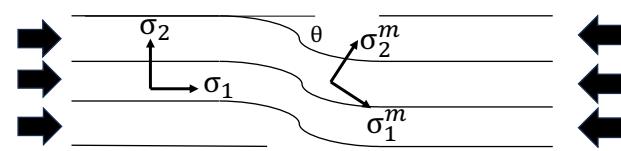


図-5 繊維方向圧縮破壊

$$\left\langle \frac{|\tau_{12}^m| + \eta_L \sigma_{22}^m}{S_L} \right\rangle = 1 \quad (4)$$

ここで、 S_L は繊維方向せん断強度であり、 σ_{22}^m 、 τ_{12}^m は図-5に示されるようにキンクした部分の座標系での2方向垂直応力、せん断応力である。また、 η_L は繊維方向の影響度合いを示す係数であり、次式で計算される。

$$\eta_L = -\frac{S_L \cos 2\alpha_0}{Y_C \cos^2 \alpha_0} \quad (5)$$

ここで Y_C は繊維直交方向圧縮強度で、 α_0 は破壊角度である。

また、本手法では τ_{12}^m 、 σ_{22}^m を逐次ステップで計算するのではなく、Miamiらが提案するように臨界繊維回転角度 θ^c を用いることとする[8]。臨界繊維回転角度を次式に示す。

$$\theta^c = \tan^{-1} \left(\frac{1 - \sqrt{1 - 4 \left(\frac{S_L}{X_C} + \eta_L \right) \left(\frac{S_L}{X_C} \right)}}{2 \left(\frac{S_L}{X_C} + \eta_L \right)} \right) \quad (6)$$

ここで、 X_C は一方材の圧縮強度である。

c) 損傷進展—Smeared Crack band Model; SCM

繊維方向引張破壊、圧縮破壊いずれの場合も損傷進展過程のモデル化をする必要がある。ここで、繊維損傷を離散的に扱うと、細かなメッシュでは破壊エネルギー散逸が過小評価されてしまう。本研究では、破壊エネルギー散逸を正しく評価する目的で、Smeared Crack band Model (SCM)を用いる[9]。SCMではき裂を離散的に扱うのではなく、一要素における破壊エネルギー散逸を要素寸法によって正規化することで要素内部に広がる損傷領域 (crack band) として扱う。図-6(a)に繊維引張破壊の様子を示す。Fig. 5にある要素が完全に損傷進展したとすると、要素内の散逸エネルギー U は

$$U = V \times \frac{\sigma^0 \varepsilon^f}{2} = L_1 L_2 L_3 \times \frac{\sigma^0 \varepsilon^f}{2} \quad (7)$$

である。ここで V は要素体積、 σ^0 は破壊基準を満たした時点での応力、 ε^f は完全に破壊が進展した時点での最大ひずみである。この散逸エネルギーは臨界エネルギー解放率(G_{fcT})に対応する面積($L_2 L_3$)を乗じたものと等しい。すなわち

$$U = G_{fcT} \times L_2 L_3 \quad (8)$$

となる。式(7)、式(8)より、最大ひずみ ε^f が次式のように表される。

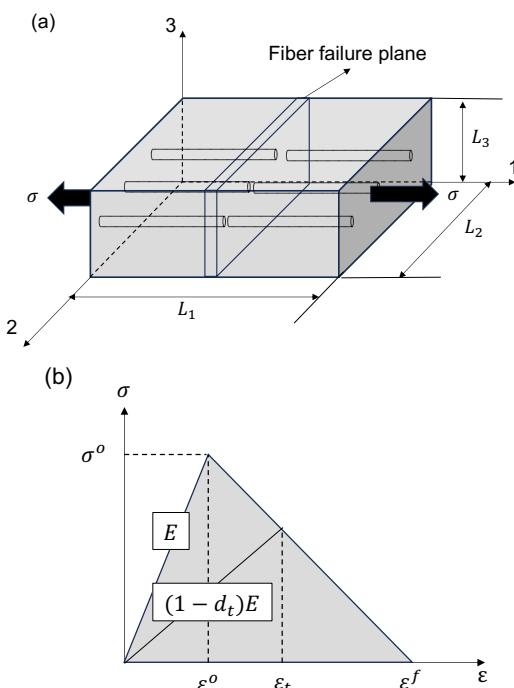


図-6 (a) CFRP の引張破壊、(b) 引張剛性の線形軟化

$$\varepsilon^f = \frac{2G_{fcT}}{\sigma^0 L_1} \quad (9)$$

本研究では図-6(b)のように線形軟化を仮定し、損傷係数を求ることで剛性低下をモデル化した。ある時刻 t での剛性低下を示す損傷変数 d_t は次式で表される。

$$d_t = \frac{\varepsilon^f}{\varepsilon_t} \times \frac{\varepsilon_t - \varepsilon^0}{\varepsilon^f - \varepsilon^0} \quad (10)$$

ここで、 ε^0 は破壊基準を満たした時点でのひずみ、 ε_t はある時刻 t でのひずみである。

(4) 境界条件

図-7に今回用いたLVIモデルを示す。先行実験では治具をトルクで固定して積層板を四辺で固定した。LVIモデルでは離散化剛体で作成した治具で積層板を挟み、面圧をかけ、積層板と治具の間に摩擦を加えることで固定する。衝突体には解析的剛体を用い、質量と衝突エネルギーに応じた初速度を付与した。

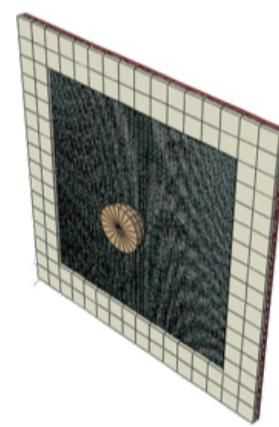


図-7 LVI モデル

3. 解析結果と考察

解析条件は積層構成、衝突体形状、衝突エネルギーの3つが挙げられる。積層構成は8層のクロスプライ($[0/90]_{2s}$)とし、積層板厚さは1層あたり0.1875 mmであるので今回の例では全厚1.5 mmとなる。材料はT800S/3900-2Bを用い、表-1にその材料特性を示す。衝突体は半径12.7 mmの半球を用い、質量は3.152 kgとした。衝突エネルギーはエネルギーを積層板厚さで割ったものを用い、例えば1.6 J/mmとすると積層板全厚は1.5 mmであるため、2.4 Jのエネルギーと前述の質量から初速度を計算し衝突体に付与した。

損傷面積や荷重時間曲線を実験結果と比較する。比較対象となる実験は参考文献[10,11]を参照されたい。実験では表-1に示された材料特性を持つCFRP積層板を用い、落錐衝撃試験機によって低速衝撃試験がなされた。

現段階では纖維損傷を組み込んだ解析はまだ達成されていないため、本稿では弾性モデルでの従来モデルと提案モデルの比較、纖維損傷を入れたモデルでの単要素シミュレーションの二つを考える。

(1) 従来モデルと提案モデルの比較

層間の結合力要素を導入することによる違いを検証する。今回は積層板構成を8層のクロスプライとし、エネルギーを1.6 J/mm, 2.2 J/mmの二つで検証した。荷重時間曲線の比較が図-8に、損傷面積の比較が図-9に載っている。荷重時間曲線、損傷面積とも、従来モデル、提案モデルではほとんど差はなく、これらのシミュレーション結果と実験結果を比較すると、荷重時間曲線では荷重ピークがやや低く出ており、損傷面積も小さくなっていることがわかる。これらの結果の原因を調査するにあたって、実験での衝突体が失う実験機器との摩擦エネルギーや試験片の固定方法など実験条件の見直しを行う必要がある。

表-1 材料特性 (T800S/3900-2B) [12]

Young's modulus	E_{11}	152.0 GPa
	E_{22}, E_{33}	8.0 GPa
Shear modulus	G_{12}, G_{13}	4.03 GPa
	G_{23}	2.75 GPa
Maximum traction	t_n	66.9 MPa
	t_s, t_t	100 MPa
Fracture energy	G_{nc}	0.54
	G_{sc}, G_{tc}	1.64
Mode interaction parameter	α	1.0
Density	ρ	1.58 g/cm ³
Tensile fiber fracture parameter	X_t	3100 MPa
	G_{fcT}	100 N/mm
Compress fiber fracture parameter	X_c	719.4 MPa
	Y_c	193.3 MPa
	G_{fcc}	25.9 N/mm
	α_0	53 deg
	S_L	118 MPa

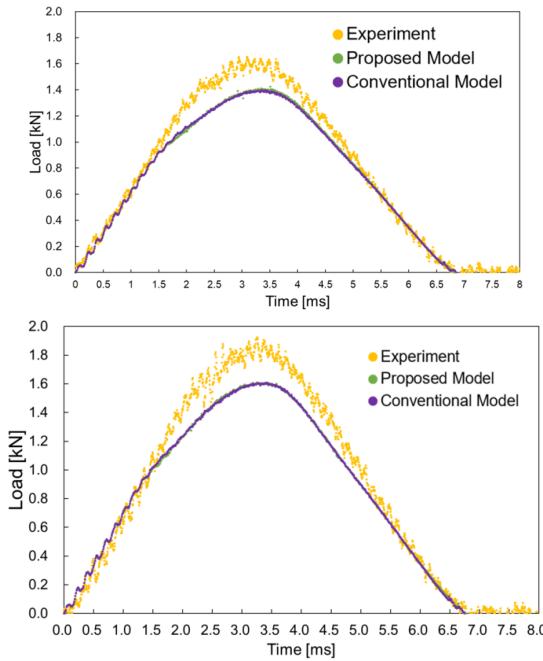


図-8 荷重-時間曲線：上 1.6 J/mm, 下 2.2 J/mm

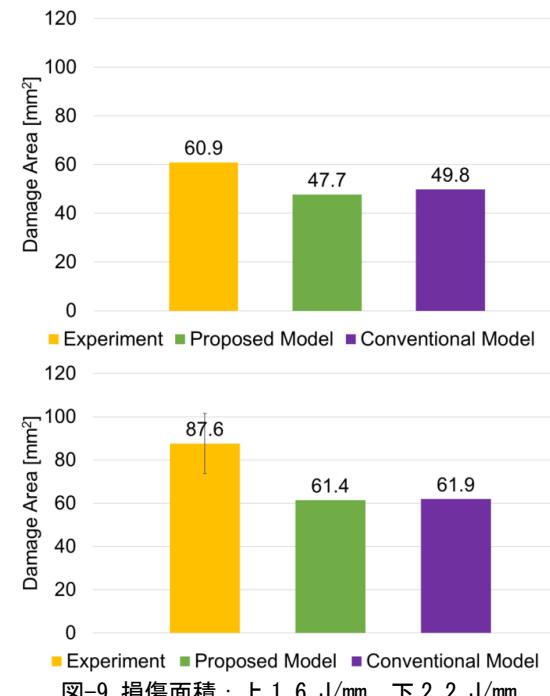


図-9 損傷面積：上 1.6 J/mm, 下 2.2 J/mm

(2) 繊維損傷モデルの単要素シミュレーション。

2章3節に述べた纖維損傷モデルをLVIモデルに組み込む前に一つの要素に単純な負荷をかけて計算が正しく行えているかを確かめるため、単要素シミュレーションを行った。図-10は今回作成したモデルで纖維方向がX方向、纖維直交方向がY方向、板厚方向がZ方向である。材料特性は表-1の通りであり、纖維方向引張も纖維方向圧縮のいずれも纖維方向の変位を制御することによって解析を実行した。

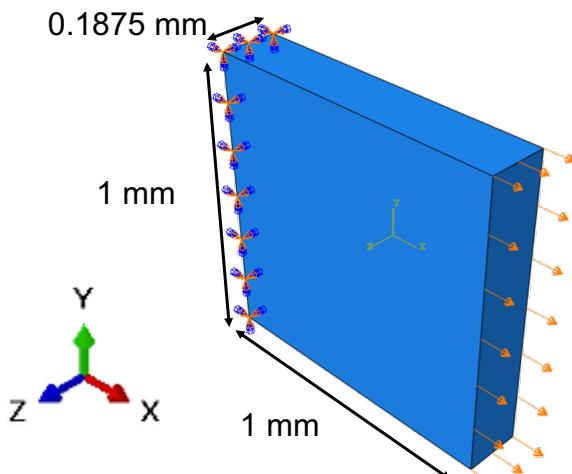


図-10 単要素シミュレーション

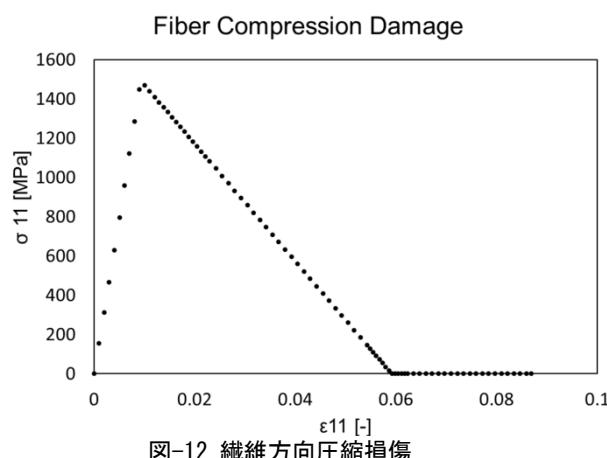
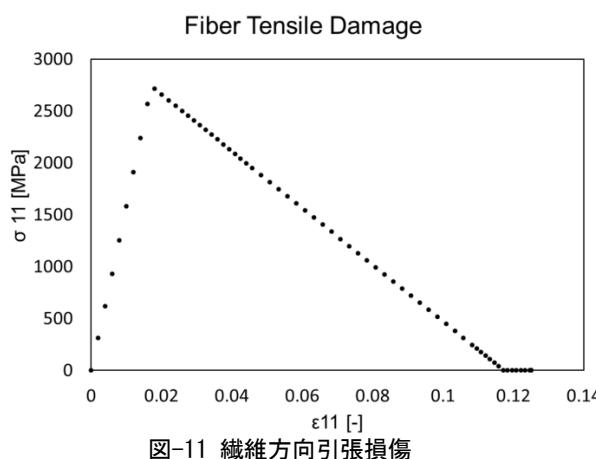


図-11は繊維方向引張、図-12は繊維方向圧縮における単要素シミュレーションである。いずれの破壊基準およびエネルギー散逸とともに材料特性どおりの結果となった。

4. 結言

本研究では、層内き裂と層間き裂の相互作用を捉えるため、層間結合力要素にあらかじめ分割を入れて解析を行った。弾性モデルではあまり大きな違いは見られなかった。一方、繊維損傷モデルでは単要素シミュレーション

を行い計算の妥当性が検証された。今後の方針としては、実験条件の見直し繊維損傷モデルを導入することによるエネルギーや積層板厚さを変えた他ケースでの検証を行う。

参考文献

- [1] Hawyes, V.J. et al.: Effect of impact damage on the compressive response of composites laminates, *Compos. Part A*, vol.32(9), pp.1263-1270, 2001.
- [2] Bouvet, C. et al.: Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation, *Compos. Sci. Technol.*, vol.72(16), pp.1977-1988, 2012.
- [3] Sun, X.C. et al.: Interaction of inter- and intralaminar damage in scaled quasi-static indentation tests: Part 2 – Numerical simulation, *Compos. Struct.*, vol.136, pp.727-742, 2016.
- [4] Fang, X.J. et al.: An augmented cohesive zone element for arbitrary crack coalescence and bifurcation in heterogeneous materials, *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, vol.88(9), pp.841-861, 2011.
- [5] Lu, X. et al.: A separable cohesive element for modelling coupled failure in laminated composite materials, *Compos. Part A*, vol.107, pp.387-398, 2018.
- [6] Argon, A.S. et al.: Fracture of Composites, *Treatise on Materials Science & Technology*, vol.1, pp.79-114, 1972.
- [7] Dávila, C.G. et al.: Failure Criteria for FRP Laminates in Plane Stress, NASA/TM-2003-212663, 2003.
- [8] Maimí, P. et al.: A continuum damage model for composite laminates: Part I-Constitutive model, *Mech. Mater.*, vol.39(10), pp.897-908, 2007.
- [9] Pinho, S.T. et al.: Physically based failure models and criteria for laminated fibre-reinforced composites with emphasis on fibre kinking. Part II: FE implementation, *Compos. Part A-Appl. S.*, vol.37(5), pp.767-777, 2006.
- [10] Hasebe, S. et al.: Dataset for surface and internal damage after impact on CFRP laminates, *Data in Brief*, vol.43, pp.108462, 2022.
- [11] Hasebe, S. et al.: Internal low-velocity impact damage prediction in CFRP laminates using surface profiles and machine learning, *Compos. Part B Eng.*, vol.237(15), pp.109844, 2022
- [12] 森本哲也, et al.: JAXA先進複合材料力学特性データベース(改訂版), *JAXA Advanced Composites Database*, vol.17(4), 2018.