

# Simplified Modelling Method of Impact Damage for Numerical Simulation of Lamb Wave Propagation in Quasi-isotropic Composite Structures

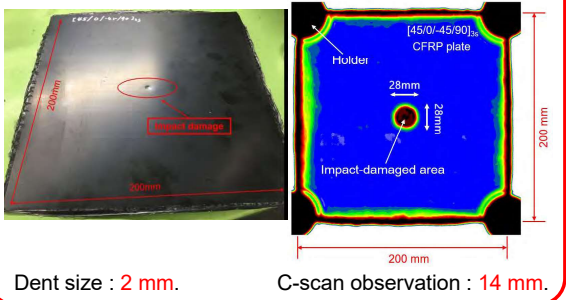
## Research Background

The structural components suffer from **impact damage**, which is one of the **most fatal** damage for composites caused by a collision with objects or tool drops. Therefore, we are developing **health monitoring systems using ultrasonic Lamb waves** to detect impact damage in **CFRP structures**. In order to improve the system performance, **FEM simulation** is helpful because the wave propagation behavior in the structures can be clarified. However, an impact damage is **complex to be modeled precisely** because it consists of **multiple microscopic damages**. Hence, in this research, we attempt to establish a **simplified modeling method** of the impact damage.

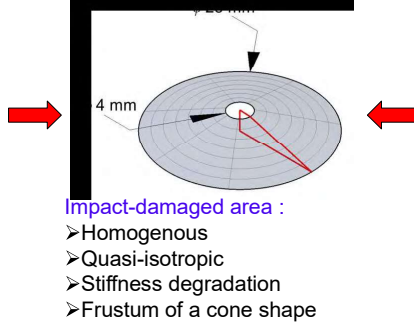
## Investigation of Impact Damage

CFRP **quasi-isotropic** laminates (T700S/2500, [45/0/-45/90]<sub>3s</sub>) with 200mm in length and width and 3.4mm in thickness.

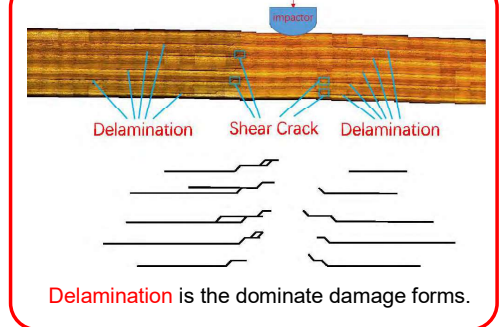
### CFRP with an Impact Damage



### Simplified Modelling Method



### Damage Observation



## Theoretical Assumption of Stiffness Degradation

### Stiffness Matrix

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{11} & C_{13} & C_{33} \\ & C_{44} & C_{44} \\ & & C_{66} & C_{66} \end{bmatrix}$$

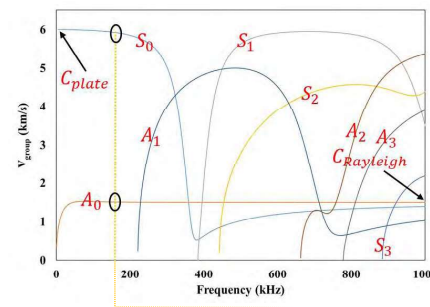
Here,  $C_{66} = \frac{C_{11} - C_{12}}{2}$

Quasi-isotropic composite only have **five** independent stiffness coefficients.

$$\begin{cases} C_{11} = \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} \\ C_{12} = \frac{\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23}}{E_2 E_3 \Delta} \\ C_{13} = \frac{\nu_{31} + \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} \\ C_{33} = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} \\ C_{44} = G_{23}, C_{66} = G_{12} \end{cases}$$

Here,  $\Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 E_3}$

### Dispersion of Group Velocity

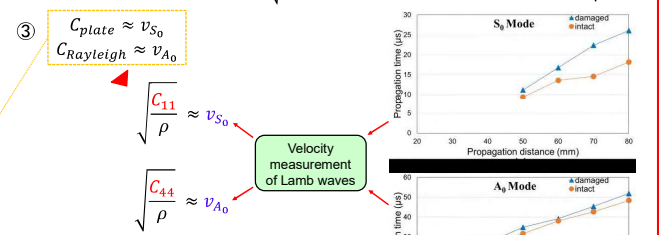


### Determination of three coefficients

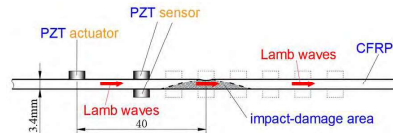
- The stiffness coefficients in thickness direction  $C_{33}$  has **little effect** on the velocities of Lamb waves. ➔  $C_{33}$  keeps constant.
- $\nu_{12}$  is approximately invariant. ➔  $C_{12}$  is degraded at the same rate as that of  $C_{11}$ .
- Out-of-plane Poisson's ratio is close to 0:  $\nu_{31}, \nu_{32} = 0$  ➔  $C_{13} \approx 0$ .

### Determination of $C_{11}$ and $C_{44}$

- $C_{plate} = \sqrt{\frac{C_{11}C_{33} - (C_{13})^2}{\rho C_{33}}}$   $C_{13}$  is comparatively small ➔  $C_{plate} \approx \sqrt{\frac{C_{11}}{\rho}}$
- $C_{Rayleigh} = \alpha C_{transverse} = \alpha \sqrt{\frac{C_{44}}{\rho}}$   $\alpha$  is close to 1 ➔  $C_{Rayleigh} \approx \sqrt{\frac{C_{44}}{\rho}}$

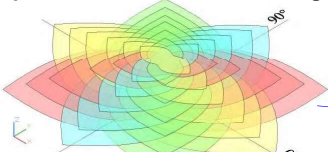


### Experiment setup :

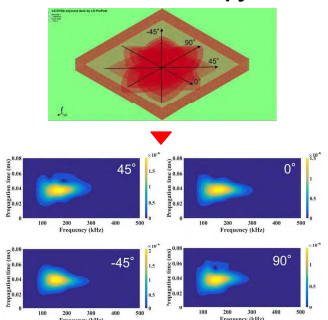


## Simulation of Impact Damage

### Multiple Delamination in the Damage

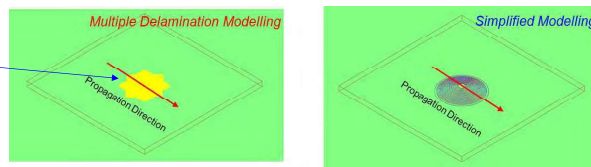


### Experimental Confirmation of Quasi-isotropy

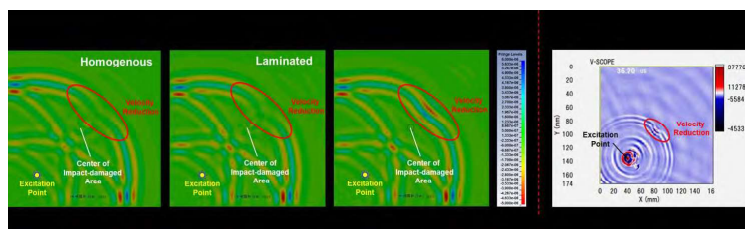


Propagation time and waveform are almost the same in different propagation directions.

### Verification of Simplified Modeling Method

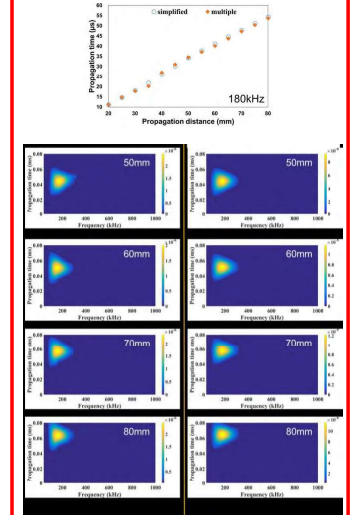


### Comparison of Wave Propagation Behavior



The agreement between **simulation results** and **experimental observation results** indicates the simplified modelling method is **appropriate** for simulating Lamb wave propagation behavior through impact damages in quasi-isotropic composite structures.

### Comparison between Simplified Modeling and Precise Modeling



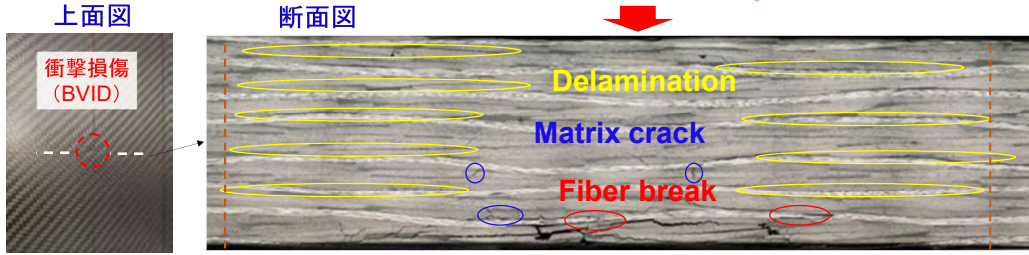
# チャープ超音波ガイド波を用いたCFRP製モビリティ構造の衝撃損傷モニタリング

## 研究背景

軽量化のために、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)はパーソナルモビリティにも適用されている。しかし、パーソナルモビリティは所有者が気づかない間に損傷を受けた可能性が高く、CFRP構造に発生する損傷(BVID)は目視での発見も困難である。この研究では、Macro Fiber Composite (MFC) トランスデューサを用いて超音波を送受信する低コストかつコンパクトな構造ヘルスマニタリング(SHM)システムの開発を試みる。

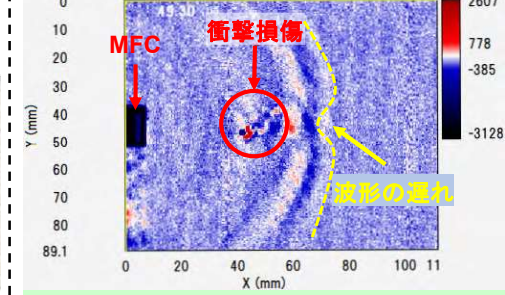
## 超音波の遅れ時間による損傷検出

### 損傷部の観察



外観からは判断できないが、損傷部の内部では複雑な微視的損傷が発生している。

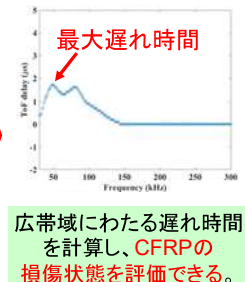
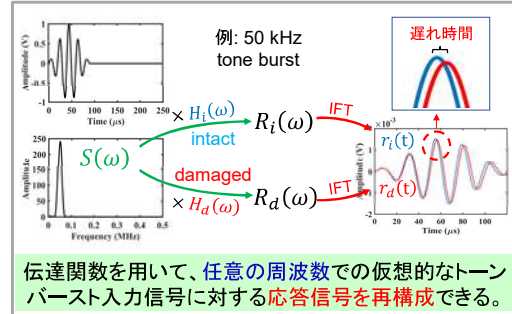
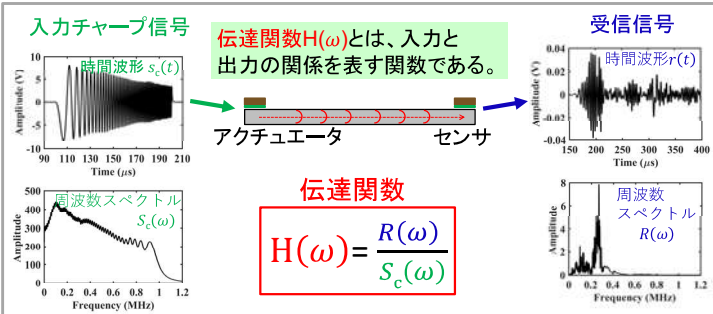
### 超音波可視化像



超音波の伝播経路に損傷があると、損傷部で超音波の群速度が変化し、伝播時間も変化する。これにより損傷検出が可能である。

## 伝達関数による遅れ時間の計算

複雑な衝撃損傷を評価する時、伝播時間の変化は超音波の周波数に依存する。そのため、確実に衝撃損傷を検知するには、様々な周波数での伝播時間の変化を計測する必要がある。この際、周波数の異なる多数のトーンバースト波を送受信するよりも、一つの広帯域信号を送受信して、伝達関数を求め、広帯域にわたる遅れ時間を計算する方が効率的である。

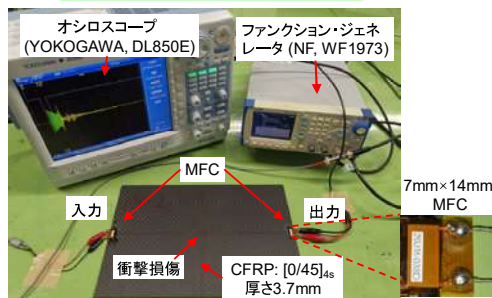


伝達関数を用いて、任意の周波数での仮想的なトーンバースト入力信号に対する応答信号を再構成できる。

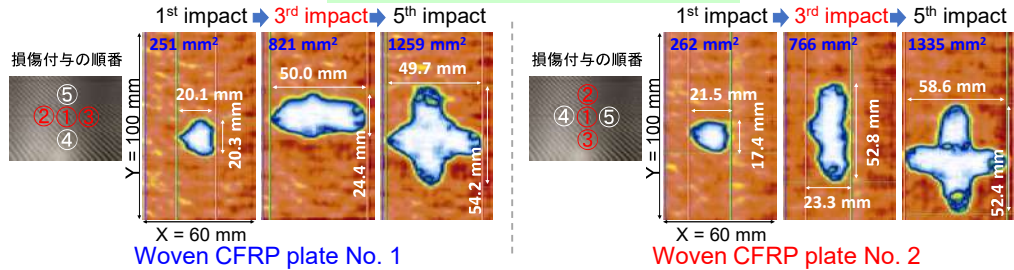
広帯域にわたる遅れ時間を計算し、CFRPの損傷状態を評価できる。

## 実験の流れ

### チャープ超音波送受信試験



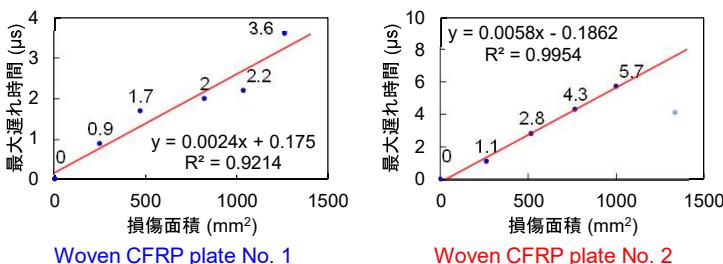
### 5回の繰り返し衝撃試験(C-scan結果)



衝撃損傷形状による影響を調べるため、損傷付与位置を変えて、二枚の平板に衝撃損傷を付与した。3回衝撃後のC-scan結果から、損傷の形状が異なっていることが分かる。

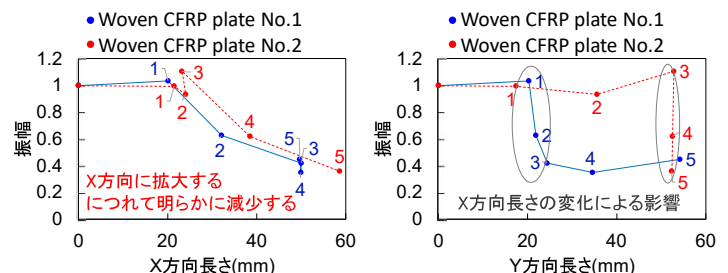
## 実験結果

### 損傷面積と最大遅れ時間の関係



Woven CFRPにおいて、損傷面積と最大遅れ時間は線形の関係にある。最大遅れ時間を用いて、損傷面積を評価することができる。

### 損傷形状とA<sub>0</sub>モードの振幅の関係



A<sub>0</sub>モードの振幅は、衝撃損傷がX方向に拡大するにつれて明らかに減少するが、Y方向の拡大に対しては変化しない。

## まとめ

本研究で提案したSHMシステムは、衝撃損傷の大きさや広がり方向を定量的に評価することができる。