

## การจำลองความเสียหายของวัสดุคอมโพสิตเนื่องจากการกระแทก ด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์

### Impact damage simulation on composite structures using Finite Element Method

ณัฐวัฒน์ หงส์กาญจนกุล<sup>1</sup>, Christophe Bouvet<sup>2</sup> และ Samuel Rivallant<sup>2</sup>

<sup>1</sup> สำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (องค์การมหาชน), 120 หมู่ 3 อาคาร B ชั้น 6-7 ถนนแจ้งวัฒนะ แขวงทุ่งสองห้อง เขต  
หลักสี่ กรุงเทพฯ 10210

<sup>2</sup> ISAE (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace), 10 Avenue Edouard Belin, BP 54032, 31055 Toulouse Cedex 4, France

\*ติดต่อ: natthawat@gistda.or.th; Tel. 093-139-4838

#### บทคัดย่อ

วัสดุคอมโพสิตถูกใช้อย่างแพร่หลายในปัจจุบัน เนื่องจากคุณสมบัติเด่นหลายประการ โดยเฉพาะอย่างยิ่งความแข็งแรงต่อน้ำหนัก แต่ข้อเสียที่สำคัญอย่างหนึ่งของวัสดุคอมโพสิตคือความเปราะ/แตกง่ายและความต้านทานต่อแรงกระแทก ดังนั้น การศึกษาความเสียหายเนื่องจากรวมการกระแทกจึงมีความสำคัญต่อการออกแบบและพัฒนาวัสดุคอมโพสิต งานวิจัยนี้ได้ศึกษาความเสียหายของวัสดุคอมโพสิตในรูปแบบที่สำคัญ ได้แก่ การพังของเส้นใย (fiber rupture), การแตกแยกของวัสดุประสาน (matrix cracking) และ การแยกชั้น (delamination) รูปแบบความเสียหายดังกล่าวจะถูกจำลองด้วยระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ แต่เนื่องจากความเสียหายของวัสดุคอมโพสิตมีความซับซ้อนมากกว่าวัสดุทั่วไปอย่างเช่นโลหะเป็นอย่างมาก จึงทำให้ผู้วิจัยเลือกใช้เอลิเมนต์รูปแบบพิเศษที่เรียกว่า “เอลิเมนต์อินเตอร์เฟซ” ผลงานวิจัยแสดงให้เห็นว่าแบบจำลองบนพื้นฐานของวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์มีความแม่นยำน่าเชื่อถือ สามารถนำไปต่อยอดเพื่อใช้อธิบายปรากฏการณ์ความเสียหายของวัสดุคอมโพสิตได้ รวมถึงช่วยในการออกแบบและพัฒนาโครงสร้างที่ทำจากวัสดุคอมโพสิตในภาคอุตสาหกรรม

**คำหลัก:** การกระแทก ; วัสดุคอมโพสิต ; ความเสียหาย ; ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์

#### Abstract

Composite materials are widely used nowadays thanks to variety advantages especially their strength to weight ratio. One of the most critical drawbacks is, however, the brittle behavior and impact damage resistance. Therefore, the understanding of impact damage is necessary for the design and development of composite structures. In this paper, three principle damage types are focused, i.e. fiber rupture, matrix cracking and delamination. These damages are simulated using Finite Element Method (FEM). The authors selected “Interface Element” in order to simulate complexity of the impact damage. The results show good agreement of impact damage. It is also able to support the design of composite structures in space industries.

**Keywords:** Impact ; Composite materials ; damage ; Finite Element Method (FEM)

1. บทนำ

การกระแทกด้วยความเร็วต่ำ (Low-velocity impact) บนโครงสร้างของวัสดุคอมโพสิตจะทำให้ความแข็งแรง (Strength) ลดลงได้ไม่ต่ำกว่า 50% [1] ด้วยเหตุนี้การศึกษาเกี่ยวกับการกระแทกจึงมีความสำคัญต่อการออกแบบโครงสร้างด้วยวัสดุคอมโพสิตเป็นอย่างมาก วิธีหนึ่งที่มีประสิทธิภาพและลดเวลาในการออกแบบ คือ การสร้างแบบจำลอง นอกจากนี้ยังใช้เพื่อลดค่าใช้จ่ายในการทดสอบวัสดุและสามารถใช้ศึกษาพฤติกรรมการเสียหายได้อีกด้วย

ในปัจจุบันระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite Element Method) ถูกใช้อย่างแพร่หลายเนื่องจากความน่าเชื่อถือของวิธีนี้และการประยุกต์ใช้ได้กับปัญหาหลากหลายรูปแบบ ในการศึกษาวิจัยนี้ก็เช่นเดียวกัน ผู้เขียนได้เลือกใช้ระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์ในการจำลองความเสียหายของวัสดุคอมโพสิตเนื่องจากการกระแทก จุดเด่นของแบบจำลองในงานศึกษาวิจัยนี้คือการใช้เอลิเมนต์รูปแบบพิเศษที่เรียกว่าเอลิเมนต์อินเตอร์เฟซ (Interface element) เพื่อให้สามารถแยกรูปแบบความเสียหายทั้ง 3 รูปแบบออกจากกันได้ ได้แก่ การพังของเส้นใย (fiber rupture), การแตกแยกของวัสดุประสาน (matrix cracking) และการแยกชั้น (delamination)

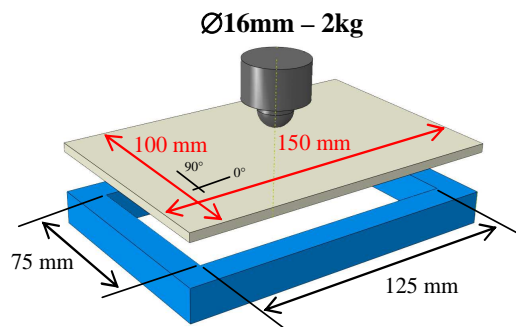
แบบจำลอง (Model) ในการศึกษานี้จะถูกเปรียบเทียบกับผลการทดลอง (Experimental test) ที่ได้ศึกษาก่อนหน้า โดยรายละเอียดจะถูกนำเสนอในหัวข้อถัดไป

2. การทดลองและรูปแบบของชิ้นงานทดสอบ

การทดสอบด้วยการกระแทกถูกทดสอบจากหอทดสอบการปล่อย (Drop tower) ด้วยหัวกระแทกขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 16 มม. น้ำหนัก 2 กิโลกรัม ตามมาตรฐานการทดสอบ ASTM D7136/D7136M [3] ในการทดสอบการกระแทกแต่ละครั้งจะถูกกำหนดด้วยพลังงานซึ่งสามารถคำนวณได้จากพลังงานศักย์ตามความสูงของหอทดสอบการปล่อย ค่าที่ต้องการบันทึกจากการทดสอบ ได้แก่ ความเร็วก่อนกระแทก

(วัดโดยใช้เลเซอร์), แรงจากการกระแทก (วัดโดยเซ็นเซอร์ชดแรง) โดยข้อมูลทั้งหมดระหว่างการกระแทกจะถูกบันทึกไว้ใน oscilloscope

วัสดุที่ใช้ในการทดสอบในการศึกษาี้ทำจากเส้นใยแบบทางเดียว (Unidirectional หรือ UD) คาร์บอนและอีพอกซี (Carbon/Epoxy) T700/M21 ซึ่งมีขนาด 100 × 150 × 4.16 มม<sup>3</sup> และถูกรองรับด้วยกรอบซึ่งมีขนาด 75 × 125 มม<sup>2</sup> ดังรูปที่ 1



รูปที่ 1 รูปแบบการวางชิ้นงานทดลองกับเครื่องกระแทกและฐานรองรับ

รูปแบบของแผ่นคอมโพสิตทำมาจากการเรียงเส้นใย 16 ชั้น โดยมีรูปแบบการเรียงจากมุม 0° 90° 45° และ -45° ซึ่งเป็นการเรียงทั่วไปในการออกแบบโครงสร้างที่ทำจากวัสดุคอมโพสิตในอุตสาหกรรมการบินและอวกาศ ซึ่งในการศึกษานี้มีรูปแบบของลามิเนตทั้งหมด 7 รูปแบบ ดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 รูปแบบการเรียงของลามิเนต 7 รูปแบบ

Layup Name	Stacking sequences
A1	[0° <sub>2</sub> , 45° <sub>2</sub> , 90° <sub>2</sub> , -45° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
C1	[0° <sub>2</sub> , 90° <sub>2</sub> , 45° <sub>2</sub> , -45° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
C2	[90° <sub>2</sub> , 0° <sub>2</sub> , -45° <sub>2</sub> , 45° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
D1	[45° <sub>2</sub> , 0° <sub>2</sub> , -45° <sub>2</sub> , 90° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
D2	[-45° <sub>2</sub> , 90° <sub>2</sub> , 45° <sub>2</sub> , 0° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
E1	[45° <sub>2</sub> , -45° <sub>2</sub> , 90° <sub>2</sub> , 0° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
E2	[-45° <sub>2</sub> , 45° <sub>2</sub> , 0° <sub>2</sub> , 90° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>
F2	[-45° <sub>2</sub> , 90° <sub>2</sub> , 0° <sub>2</sub> , 45° <sub>2</sub> ] <sub>s</sub>

และค่าคุณสมบัติของวัสดุ T700/M21 ที่ใช้ในการศึกษาวิจัยนี้ แสดงดังตาราง 2

ตารางที่ 2 ค่าคุณสมบัติของวัสดุ T700/M21

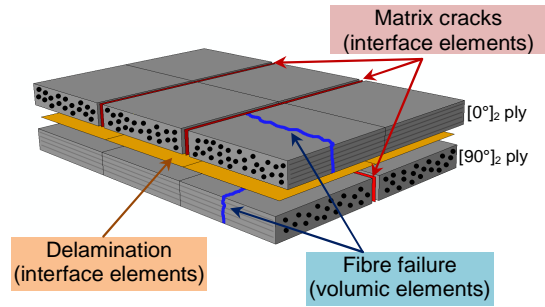
$E_t^{trac}$ (GPa)	$E_t^{comp}$ (GPa)	$E_t$ (GPa)	$G_{lt}$ (GPa)	$\nu$	$\sigma_t^{rupt}$ (MPa)	$\tau_{lt}^{rupt}$ (MPa)
130	100	7.7	4.8	0.33	60	110

แผ่นลามิเนตที่กล่าวมาข้างต้นจะถูกทดสอบการกระแทกด้วยพลังงาน 25 จูล หลังจากนั้น ความเสียหายที่เกิดจากการกระแทกจะถูกนำมาวิเคราะห์โดยสังเกตได้จากกราฟแรง-ระยะกระจัด รวมถึงการสังเกตการแยกชั้น (Delamination) ด้วยวิธี Ultrasonic C-scan

**3. แบบจำลองระเบียบวิธีไฟไนต์เอลิเมนต์**

แบบจำลองในการศึกษานี้เป็นการศึกษาวิจัยต่อเนื่อง [1,4,5] ซึ่งมีรูปแบบการออกแบบที่มีลักษณะเฉพาะ คือ การใช้เอลิเมนต์อินเตอร์เฟสในการแยกรูปแบบของของเสียหาย โดยเฉพาะอย่างยิ่งการใช้เอลิเมนต์อินเตอร์เฟสในแต่ละชั้นของลามิเนตหรือที่เรียกว่า Discrete Ply Model (DPM) เพื่อทำให้เกิดความอิสระในการแยกชั้นตัวของเรซิน จึงทำให้สามารถแสดงรูปแบบความเสียหายทั้ง 3 รูปแบบได้อย่างอิสระ ได้แก่ การพังของเส้นใย (fiber rupture), การแตกแยกของวัสดุประสาน (matrix cracking) และการแยกชั้น (delamination) ตามรูปที่ 2 แบบจำลองดังกล่าวถือเป็นแบบจำลองมีเป็นแบบสามมิติ โดยแต่ละชั้นจะแทนด้วยความหนาของ 1 เอลิเมนต์ ที่มีเส้นใยเรียงตัวไปในทิศทางเดียวกัน และมีเอลิเมนต์อินเตอร์เฟสชั้นกลางระหว่างชั้นที่มีเส้นใยคนละทิศทาง

การจำลองนี้ศึกษาโดยใช้โปรแกรม Abaqus โดยใช้รูปแบบการคำนวณแบบ Explicit และกำหนดพฤติกรรมของวัสดุ (Material behavior) ที่ผู้ใช้สามารถกำหนดเองได้บน Vumat



รูปที่ 2 แบบจำลองรูปแบบความเสียหายของคอมโพสิตและรูปแบบของเอลิเมนต์ที่แตกต่างกัน

**3.1 การจำลองความเสียหายของเส้นใย (fiber rupture)**

การพังของเส้นใยจะถูกกำหนดลงในเอลิเมนต์ชนิดปริมาตร (Volume element) โดยใช้หลักการของกลศาสตร์การพังของวัสดุ (Fracture mechanics) ซึ่งสามารถทำให้พลังงานสามารถลดหายไปได้ในระหว่างที่ความเสียหายมีค่าเพิ่มมากขึ้น (Damage propagation) ซึ่งหลักการนี้สามารถใช้ได้ทั้งการพังด้วยแรงดึงและแรงอัด

**3.2 การจำลองความเสียหายของวัสดุประสาน (matrix cracking)**

การพังของวัสดุประสานจะเกิดขึ้นบนเอลิเมนต์อินเตอร์เฟสที่วางตัวในแนวตั้ง โดยจะพิจารณาเกณฑ์การพัง (Failure criterion) จากเอลิเมนต์ข้างๆ เนื่องจากไม่สามารถกำหนดค่าของวัสดุได้โดยตรงบนเอลิเมนต์อินเตอร์เฟส

**3.3 การจำลองความเสียหายการแยกชั้น (delamination)**

การแยกชั้น (delamination) จะเกิดขึ้นระหว่างชั้นลามิเนตที่มีการเรียงตัวของเส้นใยที่แตกต่างกัน ซึ่งถูกจำลองด้วยเอลิเมนต์อินเตอร์เฟสที่วางตัวในแนวระนาบ โดยใช้กฎด้านพลังงานเป็นเกณฑ์ที่ใช้กำหนดการแยกชั้น ดังนั้น ตัวแปรที่สำคัญในการคำนวณคือ ค่าอัตราการสูญเสียพลังงาน (energy release rate) ทั้งสามโหมด (I, II และ III )

**4. การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง**  
**ด้วยผลที่ได้จากการทดลอง**

ในการศึกษาวิจัยครั้งนี้ได้ทดสอบการกระแทกที่พลังงาน 25 จูล สำหรับทั้ง 7 กรณีที่ศึกษา โดยผลการทดสอบที่สนใจคือการตอบสนองของการกระแทก ซึ่งสามารถตรวจสอบได้จาก กราฟแรง-เวลา และกราฟแรง-ระยะทาง ดังรูปที่ 5

ดังนั้น ในการสร้างแบบจำลองจึงมีการจำลองสถานการณ์เช่นเดียวกันที่พลังงานการกระแทก 25 จูล เช่นเดียวกัน โดยใช้ระยะเวลาในการคำนวณทั้งสิ้นประมาณ 4-5 ชั่วโมง ด้วยการใช้หน่วยประมวลผล 8 CPUs

หลังจากนั้น จะสามารถเปรียบเทียบความถูกต้องระหว่างการทดลองและผลจากแบบจำลอง ได้ดังนี้

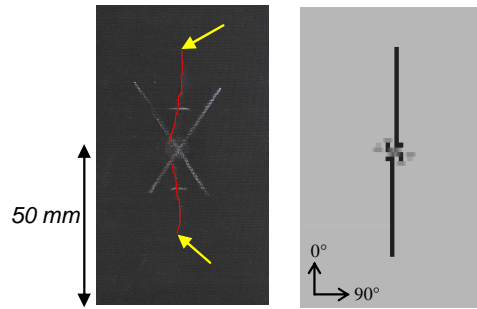
**4.1 การพังของเส้นใย (Fibre rupture)**

การพังของเส้นใยถือเป็นการพังที่ยากกว่าการพังของแมทริกซ์หรือการแยกชั้นเพราะเส้นใยจะเรียงตัวไปในแนวเดียวกันและมีความแข็งแรงมากตามแนวยาว ดังนั้น การพังของเส้นใยจึงมีความสำคัญมากต่อความเสียหายโดยรวมของโครงสร้างที่ทำจากวัสดุคอมโพสิต อย่างไรก็ตาม เราไม่สามารถบอกได้ว่าการพังของเส้นใยสำคัญที่สุด เนื่องจากโดยส่วนใหญ่แล้วการพังทั้ง 3 รูปแบบจะเกี่ยวเนื่องกัน (Coupling)

เมื่อได้รับการกระแทก ในกรณีที่ชั้นบนสุดของลามิเนตมีการเรียงตัวของเส้นใยตามแนวขวาง จะทำให้สามารถสังเกตเห็นการพังของเส้นใยได้ชัดเจน ดังที่แสดงตามรูปที่ 3 ในกรณีของลามิเนตรูปแบบ C2

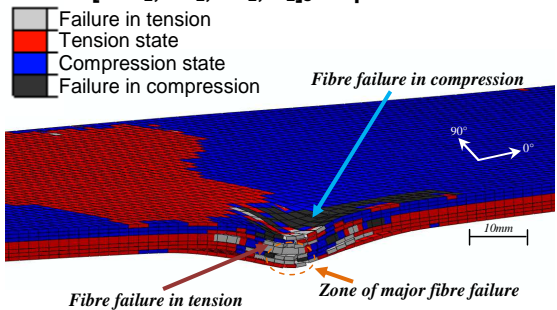
เพื่อเป็นการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลอง จึงได้มีการนำผลที่ได้จากแบบจำลองมาเปรียบเทียบกับผลการทดลองด้วย ซึ่งจะเห็นได้ว่าแบบจำลองที่สร้างขึ้นสามารถแสดงผลการพังของเส้นใยได้ใกล้เคียงกับผลการทดลอง แสดงให้เห็นถึงความน่าเชื่อถือของแบบจำลองการพังของเส้นใย และเป็นการสนับสนุนว่ากฎของวัสดุที่กำหนดไว้ในโปรแกรมมีความน่าเชื่อถือ

**C2 [90°<sub>2</sub>,0°<sub>2</sub>,-45°<sub>2</sub>,45°<sub>2</sub>]<sub>s</sub> impacted at 25J**



รูปที่ 3 การพังของเส้นใยของลามิเนต C2 เปรียบเทียบระหว่างการทดลองและแบบจำลอง

**D2 [-45°<sub>2</sub>,90°<sub>2</sub>,45°<sub>2</sub>,0°<sub>2</sub>]<sub>s</sub> impacted at 25J**

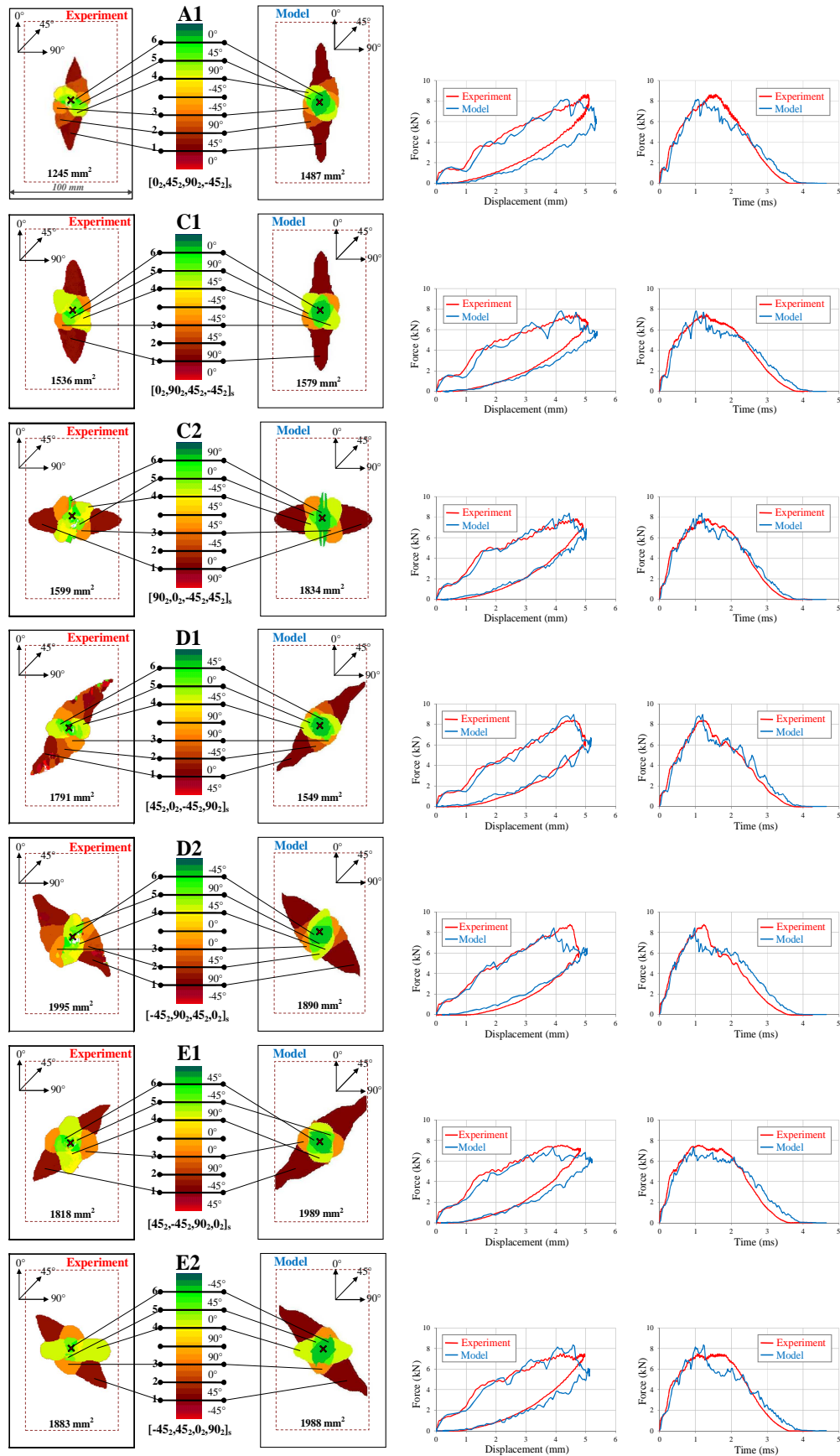


รูปที่ 4 สถานะการพังของเส้นใยทั้งแบบการตั้งและการกด สำหรับกรณีทดสอบแบบจำลองลามิเนต D2

นอกจากนั้นจะเห็นได้ว่าแบบจำลองยังสามารถแสดงสถานะการตั้งและการกด รวมถึงสถานะการพังทั้งจากแรงตั้งและแรงกดได้อีกด้วย ดังรูปที่ 4 ซึ่งทั้งหมดนี้แสดงถึงประสิทธิภาพของแบบจำลองที่มีความสามารถมากกว่าการศึกษาที่ผ่านๆ มา

**4.2 การแยกชั้น (Delamination)**

จากการทดลอง ผู้ศึกษาสามารถตรวจสอบการแยกชั้นได้ด้วยเครื่องอัลตราโซนิก C-scan โดยทั่วไปแล้วเมื่อแผ่นลามิเนตได้รับแรงกระแทกจะเกิดการแยกชั้น และทิศทางของการแยกชั้นย่อยจะมีทิศทางไปทางเดียวกับเส้นใยของชั้นลามิเนตข้างล่าง ดังที่แสดงตามรูปที่ 5 ซึ่งแสดงให้เห็นว่ารูปร่างของการแยกชั้นของทั้ง 7 กรณีที่ศึกษาจะมีความแตกต่างกันอย่างเห็นได้ชัด รวมถึงขนาดที่จะมีความแตกต่างกันไปด้วย



รูปที่ 5 ผลเปรียบเทียบพื้นที่ของการแยกชั้น (Delamination area) กราฟของแรง-ระยะทาง และกราฟแรง-เวลา ที่ การทดสอบการกระแทก 25 จูล

เพื่อตรวจสอบว่าแบบจำลองมีความถูกต้อง จึงทำการแยกชั้นเพื่อวิเคราะห์และเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากการทดลอง ดังรูปที่ 5 จะเห็นได้ว่า ทั้งรูปร่างและขนาดโดยรวมมีความใกล้เคียงกันมาก ทำให้มั่นใจได้ว่าแบบจำลองมีความน่าเชื่อถือรวมทั้ง กฎการแยกชั้นและรูปแบบการสร้างแบบจำลองด้วยเอลิเมนต์อินเตอร์เฟซเป็นตัวเลือกที่เหมาะสมและน่าเชื่อถือ

#### 4.3 การตอบสนองจากการกระแทก (Impact response)

จากที่กล่าวมาข้างต้น การตอบสนองจากการกระแทกสามารถตรวจสอบได้ด้วยกราฟ 2 ชนิด คือ กราฟแรง-ระยะทาง และกราฟแรง-เวลา ดังแสดงตามรูปที่ 5

จะเห็นได้ว่า แบบจำลองสามารถแสดงการตอบสนองได้ค่อนข้างแม่นยำทั้ง 7 กรณีที่ใช้ศึกษา ซึ่งเป็นการเน้นย้ำว่าตัวเลือกของกฎของวัสดุและแนวทางการสร้างแบบจำลองด้วยเอลิเมนต์อินเตอร์เฟซมีความเหมาะสมจากผลการตอบสนองต่อการกระแทกโดยรวม

#### 5. สรุป

การศึกษาการกระแทกในงานวิจัยนี้ได้ทำทั้งการทดลองและการสร้างแบบจำลองเพื่อใช้ในการเปรียบเทียบ จะเห็นได้ว่าความเสียหายจะมีลักษณะที่แตกต่างกันออกไปตามรูปแบบการเรียงตัวของเส้นใยในแต่ละชั้นแม้จะทดสอบด้วยพลังงานการกระแทกที่เท่ากันก็ตาม ความเสียหายที่เห็นได้ชัดจากการศึกษานี้คือ การพังของเส้นใยและการแยกชั้น นอกจากนี้การสร้างแบบจำลองด้วยวิธีเฉพาะที่เรียกว่า Discrete Ply Model (DPM) และการเลือกใช้กฎของวัสดุที่เหมาะสม ทำให้เห็นถึงความสอดคล้องกัน ระหว่างการทดลอง (Experiment) และแบบจำลอง (Model) ซึ่งเป็นการยืนยันความน่าเชื่อถือของแบบจำลองที่ใช้ในงานวิจัยครั้งนี้

หลังจากการศึกษานี้ รูปแบบของแบบจำลองจะถูกพัฒนาเพื่อนำไปต่อยอดกับโครงสร้างที่มีความ

ซับซ้อนมากขึ้นเพื่อตอบสนองการออกแบบการศึกษาวิจัยและอุตสาหกรรมทางด้านอวกาศของประเทศไทยต่อไป

#### 6. กิตติกรรมประกาศ

ผลงานวิจัยนี้เป็นผลงานจากดุษฎีนิพนธ์ ผู้วิจัยขอขอบคุณห้องปฏิบัติการ Clement Ader เมืองตูลูส ประเทศฝรั่งเศส

#### 7. เอกสารอ้างอิง

##### 7.1 บทความจากวารสาร (Journal)

[1] Bouvet C, Rivallant S, Barrau JJ. Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation. *Compos Sci Technol* 2012;72(16):1977–88.

##### 7.2 รายงาน

[2] Razi, H., Ward, S.H.: Principles for achieving damage tolerant primary composite aircraft structures, 11th DoD/FAA/NASA conference on fibrous composites in structural design. Fort Worth, USA (1996)

[3] ASTM D7136/D7136M. Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event. 2007

##### 7.3 หนังสือ

[4] Bouvet, C., Hongkarnjanakul, N., Rivallant, S., Barrau, J.-J. Discrete impact modeling of inter- and intra-laminar failure in composites. In: *Dynamic Failure of Composite and Sandwich Structures*. pp. 339-392. Springer (2013)

[5] Hongkarnjanakul N, Modélisation numérique pour la tolérance aux dommages d'impact sur stratifié composite : De l'impact à la résistance résiduelle en compression. PhD Thesis, Toulouse, France (2013)