

# Evaluasi Numerik untuk *Delaminasi* Tengah pada Pelat Komposit dengan Model *Cohesive Zone*

Mega Lazuardi Umar, Mas Irfan P. Hidayat, Lukman Noerochim

Jurusan Teknik Material dan Metalurgi, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia

e-mail: irfan@mat-eng.its.ac.id

**Abstrak**—Semakin berkembangnya material komposit, menjadikan komposit sebagai material yang sering menjadi *concern* bahan penelitian. Namun, komposit juga bisa mengalami kegagalan, salah satunya adalah *delaminasi*. Oleh sebab itu, penulis mengulas beberapa pengaruh ukuran, lokasi, konfigurasi *lay-up*, dan distribusi *initial crack* terhadap respon *delaminasi* pada material komposit. Komposit yang digunakan pada penelitian ini adalah *carbon/epoxy* yang disimulasikan pada ANSYS Mechanical/APDL. Dari hasil simulasi didapatkan bahwa semakin panjang *initial crack*, *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka *interface element delaminasi* tengah semakin kecil. Sebaliknya, semakin pendek *initial crack*, *reaction force*-nya semakin besar. Lokasi dan distribusi *initial crack* juga berhubungan dengan ketebalan, dimana nilai ketebalan menyebabkan perbedaan *reaction force* untuk membuka *interface*. Sementara itu, konfigurasi serat *unsymetric* lebih tahan terhadap fenomena *delaminasi* daripada konfigurasi *symetric*.

**Kata Kunci**—Analisa Numerik, Cohesive, *Delaminasi*, Interface Element, Komposit

## I. PENDAHULUAN

**D**ELAMINASI adalah fenomena kerusakan yang sering dijumpai sehari-hari, contoh *delaminasi* sederhana yang sering dijumpai adalah *delaminasi* pada cat, coating, hingga *delaminasi* kompleks seperti *delaminasi* pada komponen pesawat atau *aircraft*. Tak hanya itu, *delaminasi* juga menjadi fenomena paling umum dan berbahaya yang sering dijumpai pada komposit. Mengingat penggunaan material komposit yang semakin luas, analisa kegagalan akibat *delaminasi* merupakan hal penting yang saat ini sering menjadi *concern* bahan penelitian.

Komposit *laminat* adalah komposit yang terdiri dari kumpulan lamina yang sifat mekaniknya berbeda tergantung pada orientasi, ketebalan, dan jumlah tumpukan layer-nya [1]. Aplikasi dari komposit ini banyak sekali seperti komponen mobil, rompi anti peluru, komponen mesin, pesawat luar angkasa, hingga pengganti atau alternatif lain dari logam karena sifat material komposit yang sulit didapatkan dari logam. Namun, kombinasi lamina antar layer pada komposit ini juga bisa menyebabkan masalah, salah satu masalah terbesar adalah *delaminasi*. Fenomena *delaminasi* pada komposit ini dapat mengakibatkan pengurangan kekuatan, kekakuan, dan kemampuan menerima beban [2].

Penelitian *delaminasi* telah berkembang pesat dalam 40 tahun terakhir. Berbagai macam metode numerik dan eksperimen telah dilakukan untuk mengetahui pengaruh *delaminasi* pada komposit *laminat*. Salah satunya adalah Kutlu [3], pada tahun 1995 telah melakukan penelitian tentang pengaruh ukuran *delaminasi* secara eksperimental pada komposit dengan beban kompresi. Dan yang terbaru, Muhammadi [4] juga telah melakukan penelitian pengaruh ukuran, letak, dan distribusi *delaminasi* serta konfigurasi *lay-up* untuk mengetahui respon pada komposit baik secara teoritical dan numerical untuk memecahkan masalah *delaminasi*.

Oleh karena itulah, dilakukan simulasi kembali menggunakan *finite elemen modelling*, fenomena *delaminasi* pada komposit *laminat* namun dengan variasi yang berbeda.

## II. METODE PENELITIAN

### A. Spesifikasi Material

Material komposit yang digunakan adalah *Carbon Fiber Reinforced Epoxy Lamina*. Data-data properti material yang didapat berasal dari jurnal Camanho [5]. Untuk sifat mekanik komposit *Carbon/Epoxy* lamina disajikan pada Tabel dibawah ini:

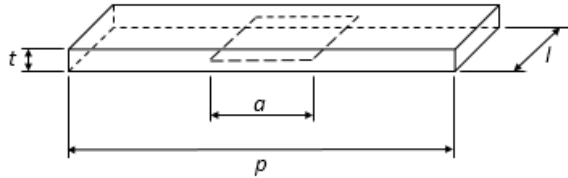
Tabel 1.  
Sifat mekanik komposit

Sifat Mekanik	Nilai
Modulus <i>Young</i> arah x (MPa) $E_1$	150000
Modulus <i>Young</i> arah y (MPa) $E_2$	11000
Modulus <i>Young</i> arah z (GPa) $E_3$	11000
<i>Poisson Ratio</i> arah xy	0.22
<i>Poisson Ratio</i> arah xz	0.45
<i>Poisson Ratio</i> arah yz	0.25
Modulus geser arah xy (MPa)	6000
Modulus geser arah xz (MPa)	3700
Modulus geser arah yz (MPa)	6000

Tabel 2.  
Sifat mekanik *Cohesive Zone*

Sifat Mekanik	Nilai
$G_{Ic}$ (N/mm)	0.268
$\sigma_{nc}^0$ (N/mm <sup>2</sup> )	45
$K$	10 <sup>6</sup>

Tabel 1 dan tabel 2 menunjukkan sifat mekanik dari komposit dan *cohesive zone*. Untuk dimensi dari material memiliki ukuran panjang x lebar x tinggi ( $p \times l \times t$ ) secara beraturan adalah 150 mm x 20 mm x 3.96 mm yang terdiri dari 24 *layer* dengan tebal masing-masing lamina 0.165 mm, dengan  $a$  menunjukkan panjang *initial crack* ditunjukkan oleh gambar 1 dibawah ini.

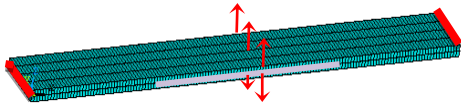


Gambar 1 dimensi material

### B. Pemodelan

Pemodelan pada penelitian ini menggunakan PC Inter Pentium (R) 2030 Dual CPU 3.00 Ghz, RAM 8 Giga dengan perangkat lunak *Ansys Mechanical APDL Release 17.0*. sementara elemen yang digunakan adalah 8-node solid element (SOLID185) sebagai material komposit dan *cohesive 8 node 205 (INTER205)* sebagai elemen *cohesive*.

Sementara itu, pada penelitian kali ini, hukum yang dipakai untuk menjelaskan *delaminasi* adalah *CZM bilinear cohesive elemen* yang dikembangkan oleh Alfano and Crisfield [6].



Gambar 2 Hasil pemodelan

Gambar 2 menunjukkan pemodelan pada material. Pemberian beban berupa *displacement* (panah warna merah) tepat ditengah pada material komposit, sementara di bagian ujung diberikan *constraint*, *initial crack* diletakan ditengah dan ditunjukkan dengan warna putih.

### C. Parameter penelitian

Untuk mengetahui pengaruh panjang *initial crack*, letak *initial crack*, konfigurasi *lay-up*, dan distribusi *initial crack* terhadap respon *delaminasi* pada komposit, maka ada beberapa parameter yang digunakan dalam penelitian kali ini.

Tabel 3  
Parameter Penelitian

No.	Parameter	Variasi		
		1	2	3
1	Panjang <i>Initial crack</i>	55 mm	45 mm	30 mm
2	Lokasi <i>Initial crack</i>	1/2 t	1/6 t	-
3	Konfigurasi <i>Lay-up</i>	<i>Symetric</i>	<i>Unsymetric</i>	-
4	Distribusi	1	2	-

Tabel 4  
Parameter Uji

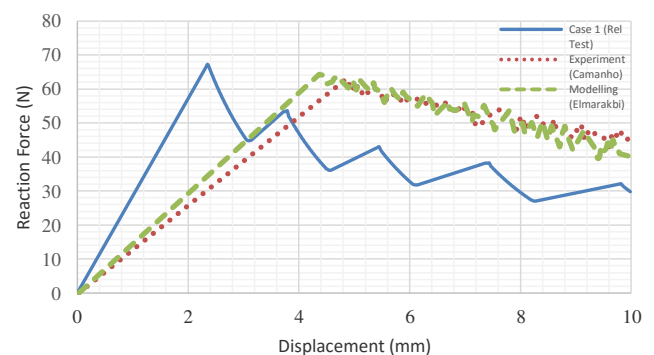
Case	Lay-ups	Dis tri busi	Lok asi	Panjang Crack (a)	Kode
1	[0 <sub>12</sub> //0 <sub>12</sub> ] <i>Symetric</i>	1	1/2 t	55	<i>Reliable Test</i>
2	[0 <sub>12</sub> //0 <sub>12</sub> ] <i>Symetric</i>	1	1/2 t	55	SYM-1-1/2T-55
3	[0 <sub>12</sub> //0 <sub>12</sub> ] <i>Symetric</i>	1	1/2 t	45	SYM-1-1/2T-45
4	[0 <sub>12</sub> //0 <sub>12</sub> ] <i>Symetric</i>	1	1/2 t	30	SYM-1-1/2T-30
5	[0 <sub>20</sub> //0 <sub>4</sub> ] <i>Symetric</i>	1	1/6 t	55	SYM-1-1/6T-55
6	[0 <sub>20</sub> //0 <sub>4</sub> ] <i>Symetric</i>	1	1/6 t	45	SYM-1-1/6T-45
7	[0 <sub>20</sub> //0 <sub>4</sub> ] <i>Symetric</i>	1	1/6 t	30	SYM-1-1/6T-30
8	[0 <sub>4</sub> /(±45) <sub>4</sub> // (±45) <sub>4</sub> /0 <sub>4</sub> ] <i>Unsymetric</i>	1	1/2 t	55	UNS-1-1/2T-55
9	[0 <sub>4</sub> /(±45) <sub>16</sub> // 0 <sub>4</sub> ] <i>Unsymetric</i>	1	1/6 t	55	UNS-1-1/6T-55
10	[0 <sub>4</sub> //0 <sub>16</sub> //0 <sub>4</sub> ] <i>Symetric</i>	2	-	55 & 30	SYM-2-T-55/30
11	[0 <sub>4</sub> //(±45) <sub>8</sub> // 0 <sub>4</sub> ] <i>Unsymetric</i>	2	-	55 & 30	SYM-2-T-55/30

Tabel 3 dan 4 menunjukkan variasi yang dilakukan pada penelitian kali ini, letak *delaminasi* ditunjukkan oleh tanda"/" dan untuk mempermudah pembahasan maka dilakukan pemberian kode kepada material.

## III. HASIL DAN PEMBAHASAN

### A. Reliable Test

Untuk mendapatkan hasil pemodelan yang baik, perlu dilakukan *reliable test* sebagai verifikasi bahwa metode *Cohesive Zone Model (CZM)* yang dilakukan sudah benar. Namun, *reliable test* pada penelitian ini hanya terbatas pada case 1 saja dengan tujuan membuktikan bahwa metode CZM mampu memodelkan *delaminasi* pada pelat komposit.

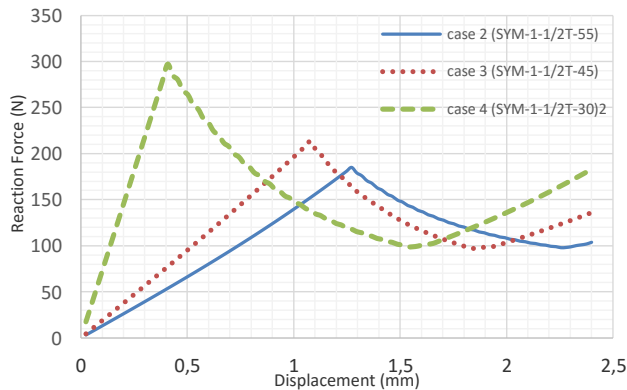


Gambar 3 Reliable Test

Gambar 3 menunjukkan *peak reaction force* untuk *case 1* (*Reliable Test*) sebesar 66.7 N dan material komposit hasil simulasi memiliki perbedaan nilai *force* yang tidak cukup jauh dengan eksperimen (rata-rata *error* 6.5 %).

#### B. Pengaruh Panjang *Initial crack*.

Untuk mengetahui pengaruh panjang *initial crack*, maka dibandingkan hasil saat panjang *initial crack*  $a = 55$  (*case 2*), 45 (*case 3*), dan 30 (*case 4*).



Gambar 4 Pengaruh Panjang *Initial crack*

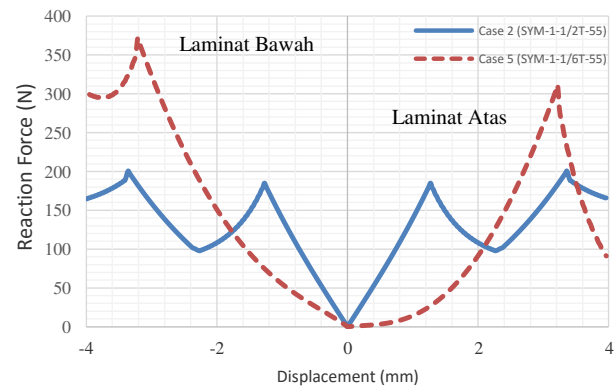
Pada gambar 4 diatas, *initial crack* dengan panjang  $a = 55$  mm memiliki *peak reaction force* sebesar 185.2 N dengan *displacement* 1.2 mm, sementara  $a = 45$  mm dengan *initial crack* yang lebih pendek memiliki nilai *peak reaction force* sebesar 213.1 N dan *displacement* 1.08 mm. sedangkan  $a = 30$ , memiliki nilai *peak reaction force* sebesar 297.3 N dan *displacement* 0.408 mm.

*Case* dengan nilai *initial crack* yang lebih pendek memiliki tegangan yang lebih besar daripada tegangan dengan *initial crack* lebih panjang. Jadi, semakin pendek *initial crack*-nya, *reaction force* dan tegangan yang dibutuhkan semakin besar, dan sebaliknya semakin panjang *initial crack*, *reaction force* yang dibutuhkan semakin kecil.

Berdasarkan teori Inglis yang disampaikan Anthony C. Fischer-Cripps [7] menyebutkan bahwa semakin kecil *initial crack* maka energi yang dibutuhkan semakin besar. Panjang *initial crack* yang lebih pendek membutuhkan *reaction force* yang lebih besar daripada *initial crack* yang lebih panjang. Jadi, hasil penelitian ini pada *case* ini sesuai dengan literatur yang ada.

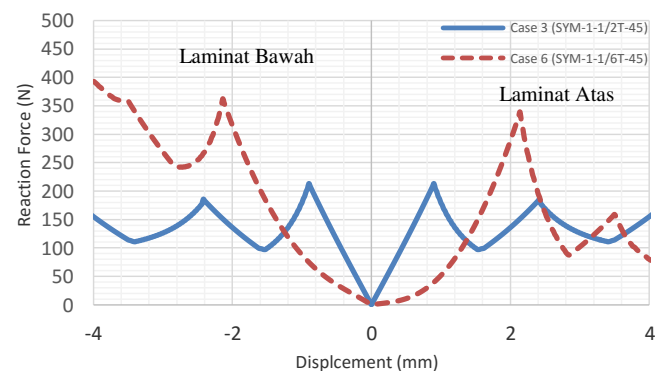
#### C. Pengaruh Lokasi *Initial crack*.

Pada bagian ini, dibahas pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon *delaminasi* pada komposit dengan membandingkan lokasi *delaminasi* yang terletak pada 1/2 t dan 1/6 t. Agar didapatkan hasil yang akurat maka dibandingkan kembali saat panjang  $a = 55$ ,  $a = 45$ , dan  $a = 30$ .



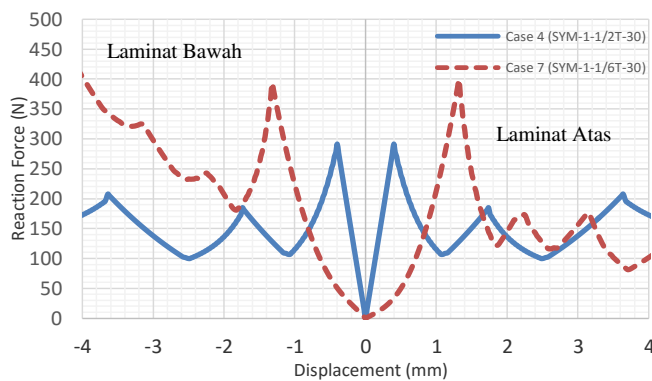
Gambar 5 Lokasi *Initial crack* panjang  $a = 55$  mm saat 1/2 t dan 1/6 t.

Gambar 5 menunjukkan pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon *delaminasi* pada komposit dengan  $a = 55$  mm. *Case 2* (SYM-1-1/2T-55) dengan *delaminasi* di 1/2 t, titik *peak* terjadi pada saat *reaction force* sebesar 185 N dan *displacement* 1.2 mm untuk bagian bawah maupun atas. Sementara itu, *case 5* (SYM-1-1/6T-55) menunjukkan titik *peak* saat *reaction force* sebesar 311.1 N pada bagian atas dan 372.0 N di bagian bawah dengan nilai dari *displacement* keduanya saat *peak* yaitu 3.2 mm.



Gambar 6 Lokasi *Initial crack* panjang  $a = 45$  mm saat 1/2 t dan 1/6 t.

Lokasi *initial crack* terhadap respon *delaminasi* pada komposit ditunjukkan oleh Gambar 7. Saat  $a = 45$  mm. *Case 3* (SYM-1-1/2T-45) dengan *delaminasi* di 1/2 t, titik *peak* terjadi pada saat *reaction force* sebesar 213.2 N dan *displacement* 0.9 mm untuk bagian bawah maupun atas. Sementara itu, *case 6* (SYM-1-1/6T-45) menunjukkan titik *peak* saat *reaction force* sebesar 339.2 N pada bagian atas dan 362.4 N di bagian bawah dengan nilai dari *displacement* keduanya saat *peak* yaitu 2.14 mm.

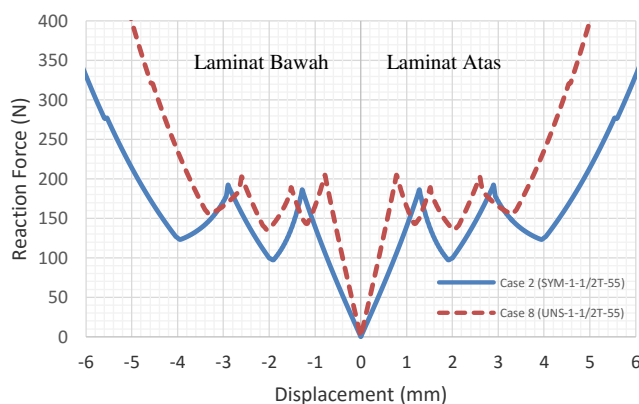
Gambar 7 Lokasi *Initial crack* panjang  $a = 30$  mm saat  $1/2 t$  dan  $1/6 t$ 

Gambar 7 menunjukkan pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon *delaminasi* pada komposit dengan  $a = 30$  mm. Case 4 (SYM-1-1/2T-30) Titik *peak* terjadi pada saat *reaction force* sebesar 291.38 N dan *displacement* 0.4 mm baik untuk bagian bawah maupun atas pada case 4. Sementara itu, case 7 (SYM-1-1/6T-30) titik *peak* saat *reaction force* untuk bagian bawah maupun bagian atas yaitu 399.8 dan 394.1 dengan *displacement* sebesar 1.32 mm.

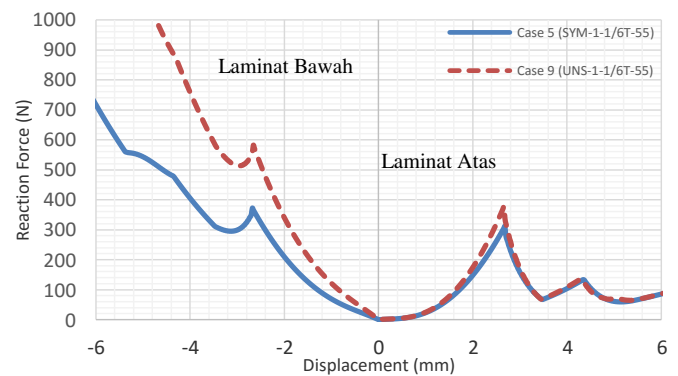
Dari panjang *initial crack* 55, 45, dan 35 dapat disimpulkan, nilai *peak* dibagian bawah lebih besar karena konfigurasi lamina lebih banyak dan lebih tebal sehingga dibutuhkan *reaction force* yang lebih besar jika dibandingkan dengan bagian atas dengan lamina yang lebih sedikit jumlahnya (tipis). Hal ini sejalan dengan pendapat Kato [8] yang menyatakan bahwa semakin tebal *laminat*, *reaction force* yang dibutuhkan semakin besar.

#### D. Pengaruh Konfigurasi Lay Up

Pada penelitian ini dibandingkan konfigurasi serat *unsymmetric* dan *symetric*.

Gambar 8 Konfigurasi Lay-up saat  $1/2 t$ 

Nilai *peak reaction force* case 2 adalah 185.0 N dengan *displacement* 1.28 mm baik pada bagian atas maupun bawah. Sementara case 8 adalah 204.9 N dengan *displacement* 0.78 mm ditunjukkan oleh gambar 8.

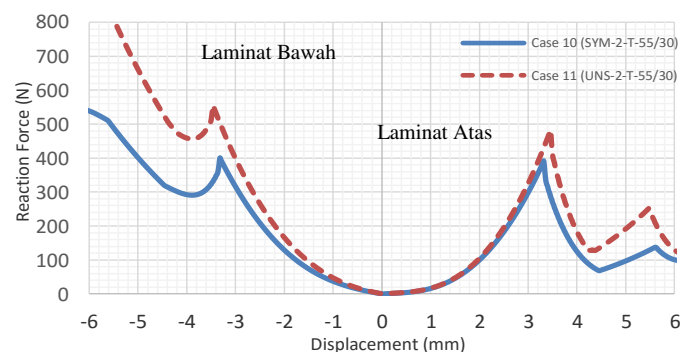
Gambar 9 Konfigurasi Lay-up saat  $1/6 t$ 

Pada gambar 9, nilai *peak reaction force* case 5 (SYM-1-1/6T-55) dibagian atas adalah 311.1 N dan dibagian bawah 372.0 N dengan *displacement* keduanya sebesar 2.68 mm. Sementara pada case 9 (UNS-1-1/6T-55) nilai *reaction force* dibagian atas 377.7 N dan dibagian bawah 581.4 N dengan *displacement* 2.66 mm.

Dari gambar 8 dan 9, didapatkan nilai *reaction force* dan *displacement* yang lebih tinggi untuk konfigurasi *unsymmetric*. Artinya, kemampuan material *unsymmetric* untuk menerima beban tarikan terhadap fenomena *delaminasi* yang arahnya tegak lurus terhadap arah serat lebih baik jika dibandingkan dengan *symetric*, hal ini dikarenakan konfigurasi *unsymmetric*  $[0_4//(\pm 45)_8//0_4]$  memiliki ketahanan terhadap defleksi yang lebih baik jika dibandingkan dengan *symetric*  $[0_4//0_{16}//0_4]$ . Hal ini sejalan dengan pendapat Li [9], bahwa konfigurasi serat  $[\pm 45]$  membuat komposit lebih tahan terhadap beban defleksi daripada  $[0^\circ]$ .

#### E. Pengaruh Distribusi Initial crack

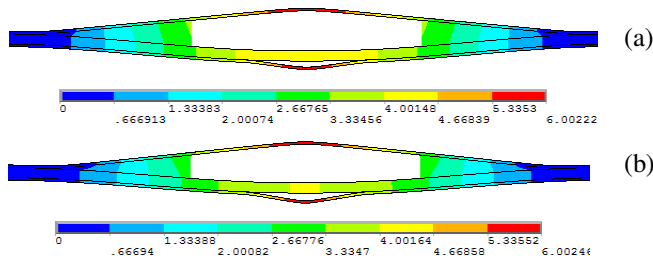
Pada penelitian ini, dibandingkan pengaruh jumlah *initial crack* pada material komposit. dimana jumlah *crack* adalah 2 kemudian dibandingkan lagi saat konfigurasinya *symetric* dan *unsymmetric*.

Gambar 10 Kurva *Reaction force* saat distribusi 2 buah

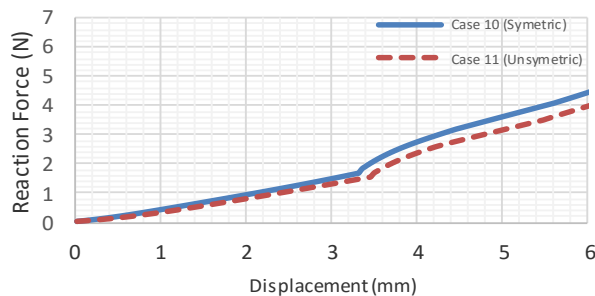
Gambar 10 menunjukkan nilai *peak reaction force* untuk konfigurasi serat *symetric* (case 10) dengan 2 *initial crack*  $a = 55$  pada bagian atas sebesar 391.0 N, dan pada bagian bawah  $a = 30$ , nilai *peak reaction force* sebesar 400.1 N saat



*displacement* keduanya 3.32 mm. Sementara itu, untuk konfigurasi serat *unsymmetric* (case 11) pada bagian atas, nilai *peak reaction force* untuk bagian atas dengan  $a = 50$  adalah sebesar 481.9 N, dan pada bagian bawah  $a = 30$ , nilai *peak reaction force* sebesar 555.2 N saat *displacement* keduanya 3.46 mm.



Gambar 11 penampang *displacement* saat distribusi tegangan 2 buah (a) *symetric*, dan; (b) *unsymmetric*.



Gambar 12 *Central Deflection* case 10 dan case 11

Gambar 11 dan 12 menunjukkan perbandingan *displacement* pada material dengan konfigurasi serat *symetric* dan *unsymmetric*. *Displacement* dengan warna biru ke merah menunjukkan *displacement* yang paling kecil hingga paling besar. Terlihat bahwa *central defleksi* (*laminat* yang berada di tengah) pada *unsymmetric* lebih kecil jika dibandingkan dengan *symmetric*. Hal ini sekali lagi membuktikan bahwa material dengan konfigurasi *unsymmetric* lebih tahan terhadap *delaminasi* saat diberikan beban tarik tegak lurus terhadap arah orientasi serat.

#### F. Tabulasi Hasil

Berikut ini adalah rangkuman dari hasil penelitian yang telah dilakukan.

Tabel 5.  
Tabulasi Hasil

Case	Kode	Peak Reaction force (N)	
		Atas	Bawah
1	Reliable Test	66.7	66.7
2	SYM-1-1/2T-55	185.0	185.0
3	SYM-1-1/2T-45	213.1	213.1
4	SYM-1-1/2T-30	297.3	297.3
5	SYM-1-1/6T-55	311.1	372.0
6	SYM-1-1/6T-45	339.2	362.4
7	SYM-1-1/6T-30	399.8	394.3
8	UNS-1-1/2T-55	204.9	204.9
9	UNS-1-1/6T-55	377.7	581.4
10	SYM-2-T-55/30	391.0	400.1
11	UNS-2-T-55/30	481.9	555.2

Dari seluruh hasil penelitian yang telah dilakukan (tabel 5), didapatkan semua variabel berpengaruh terhadap respon *delaminasi* pada komposit, namun hal penting untuk diperhatikan dalam menghadapi fenomena *delaminasi* adalah konfigurasi dari arah serat. Pemilihan konfigurasi arah serat menjadi penting karena berpengaruh terhadap *peak reaction force*, arah serat yang berbeda menyebabkan *force* untuk membuka *interface elemen* berbeda pula. Pada kasus ini, jika menerima beban tarik tegak lurus terhadap konfigurasi serat, konfigurasi *unsymmetric* memiliki kemampuan menahan beban (*load carrying*) yang baik.

Oleh sebab itu, pemilihan arah serat juga harus mempertimbangkan arah dari beban. Dengan demikian, pemilihan kombinasi dari arah serat yang baik diperlukan untuk menahan beban yang kompleks seperti penggunaan komposit pada *aircraft*, turbin, maupun *pressure vessel*.

#### IV. KESIMPULAN

Telah dilakukan penelitian mengenai proses *delaminasi* yang terjadi pada material komposit dengan metode numerik atau simulasi. Dari hasil tersebut, dapat disimpulkan bahwa:

1. Panjang *initial crack* memiliki pengaruh terhadap *delaminasi*. *initial crack* dengan panjang 30 mm memiliki *reaction force* yang lebih besar 28% dibandingkan dengan panjang 45 mm, dan lebih besar 38% dibandingkan dengan panjang 55 mm.
2. Lokasi *initial crack* memiliki pengaruh terhadap *delaminasi*. jika dibandingkan dengan saat  $a$  berada pada 1/2 t. Nilai rata-rata *reaction force* saat  $a$  berada pada 1/6 t lebih besar 84% panjang *initial crack*-nya 55 mm, lebih besar 64% saat panjang *initial crack*-nya 45 mm, dan lebih besar 31% saat panjang *initial crack*-nya 30 mm.
3. Konfigurasi *lay-up* berpengaruh terhadap *delaminasi*. Konfigurasi *unsymmetric* saat berada pada 1/2 t memiliki rata-rata *reaction force* yang lebih besar 10% dibandingkan dengan *symetric*, dan lebih besar 40% saat berada pada 1/6 t.
4. Distribusi *delaminasi* berpengaruh terhadap *reaction force*, jumlah *initial crack* 2 buah menyebabkan *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka *delaminasi* lebih besar karena ketebalan volume yang ditarik semakin mengecil. *Reaction force* saat distribusi 2 buah dengan konfigurasi *unsymmetric* memiliki *reaction force* yang lebih besar 31% dibandingkan dengan *symetric*.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis M.L.U. mengucapkan terima kasih kepada kedua orang tua yang telah memberikan dukungan finansial dan motivasi sehingga penelitian ini selesai tepat pada waktunya. Penulis M.L.U. juga mengucapkan terima kasih kepada sejumlah pihak yang telah memberikan bantuan baik moril maupun materi sehingga penelitian ini bisa terselesaikan.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Sulistijono. 2012. *Mekanika Material Komposit*. ITS Press: Surabaya.
- [2] Wasseem, Mohammed, dan Kirain Kumar. 2014. *Finite Element Modelling for Delamination Analysis of Double Cantilever Beam Specimen*. SSRG-IJME. India.
- [3] Kutlu, Zafer. Fu-Cou Chang. 1995. *Composite Panels Containing Multiple Through-the-Width Delaminations and Subjected to Compression. Part II: Experiments & Verification*. Composite Structures 31 (1995) 297-314.
- [4] Mohammadi, Bijan. Farhad Shahabi, 2015. *On Computational Modelling of Postbuckling Behavior of Composite Laminates Containing Single and Multiple Delamination using Interface Element with Cohesive Law*. Engineering Fracture Mechanics (2015).
- [5] Camanho, P. Pedro, Davila. 2002. *Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials*. NASA/TM-2002-211737.
- [6] Cihhfield, Y. M. A. 2001. *An Interface Element Formulation for the Simulation of Delamination with Buckling*. Engineering Fracture Mechanics 68 (2001) 1755–1776.
- [7] Fisher, Antony. *Introduction to Contact Mechanics: Second Edition*. © 2007 Springer Science+Business Media, LLC. USA.
- [8] Kaw, Autar K., 2006. *Mechanics of Composite Materials Second Edition*. Taylor and Francis Group, ISBN 0-8493-1343-0.
- [9] Li, dkk. 2014. *An extended Layerwise Method for Composite Laminated Beams with Multiple Delaminations and Matrix Cracks*. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. Int. J. Numer. Meth. Engng (2014). Published online in Wiley Online Library (wileyonlinelibrary.com). DOI: 10.1002/nme.4803.