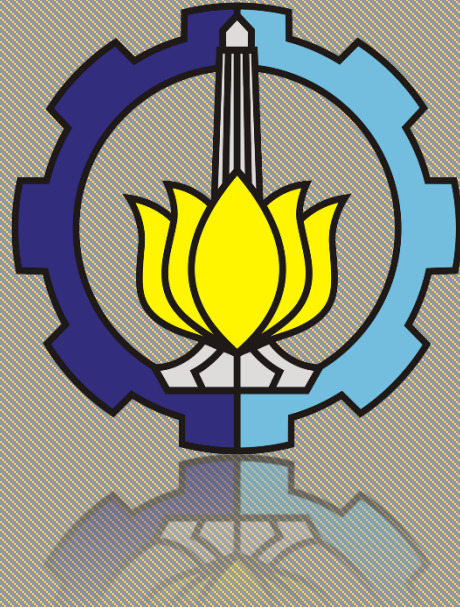


**EVALUASI NUMERIK UNTUK  
DELAMINASI TENGAH  
PADA PELAT KOMPOSIT DENGAN  
MODEL *COHESIVE ZONE***

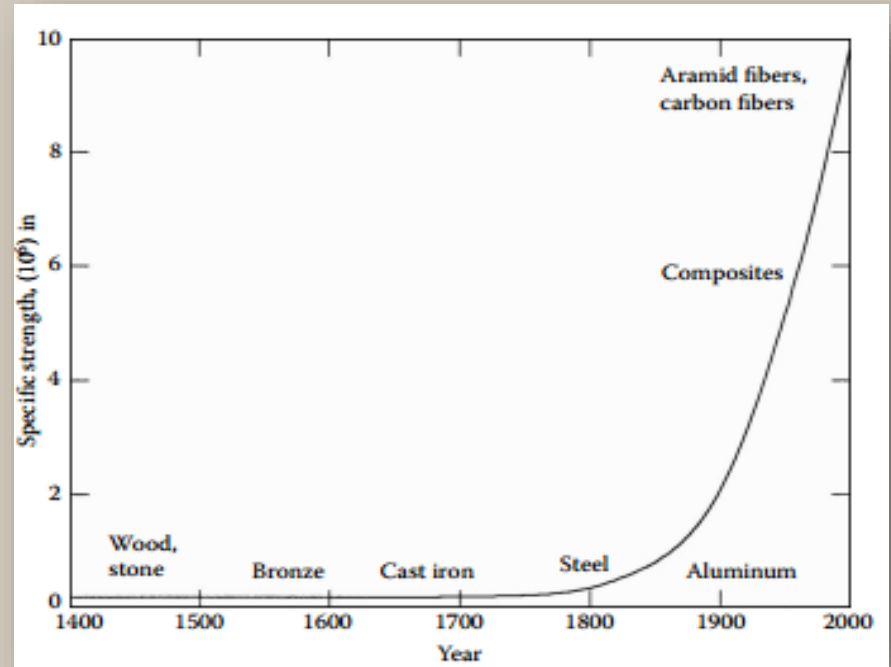
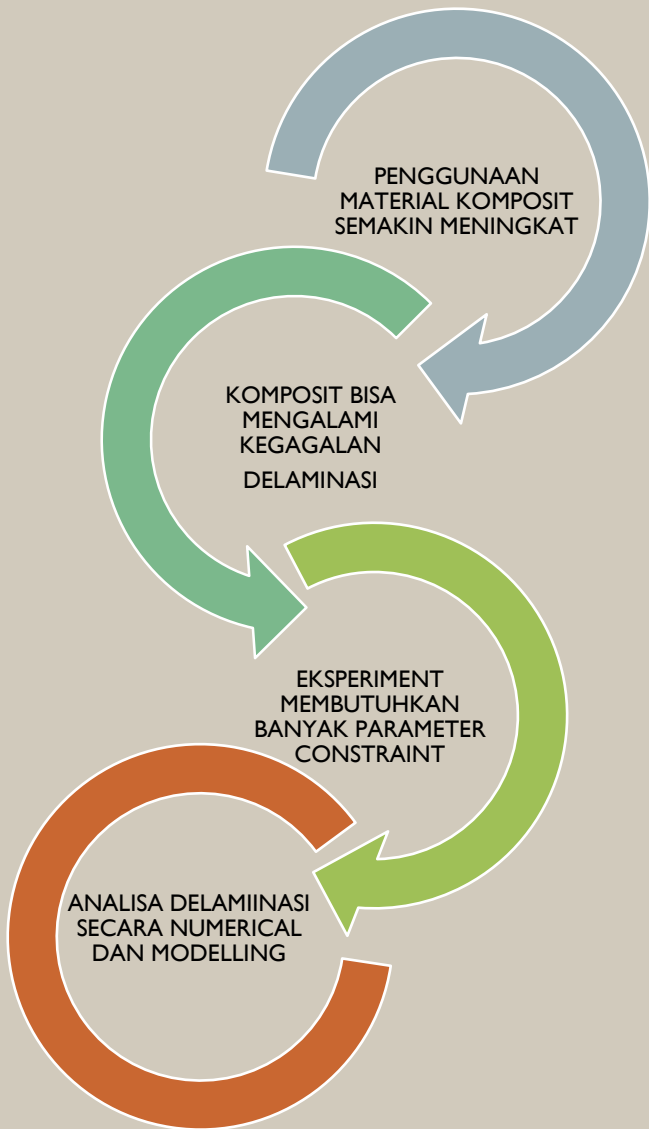


MEGA LAZUARDI UMAR

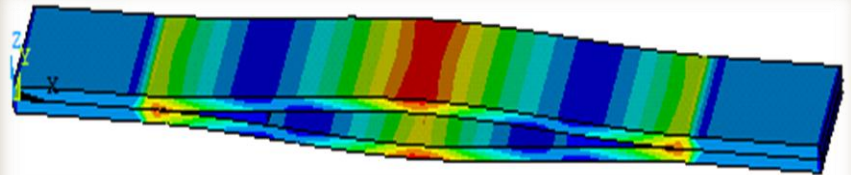
NRP 2712 100 0128

# PENDAHULUAN

# LATAR BELAKANG

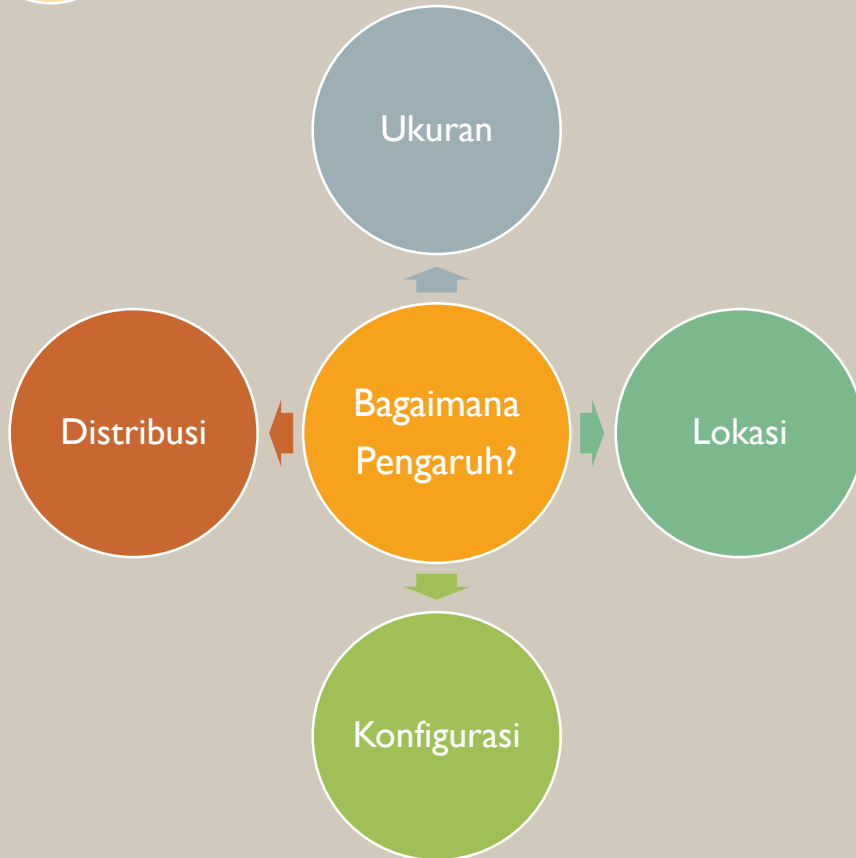


Specific Strength Material (Kaw, 2006)



# RUMUSAN MASALAH DAN TUJUAN

## Rumusan Masalah

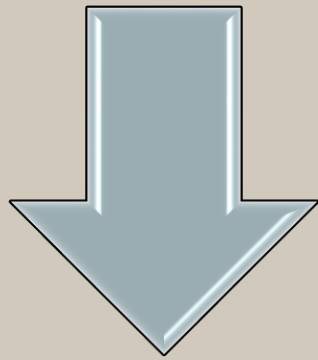


*Initial Crack* terhadap terhadap respon delaminasi pada komposit T300/977-2 *carbon/epoxy* laminat?

1. Menganalisis pengaruh ukuran *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit T300/977-2 *carbon/epoxy* laminat
2. Menganalisis lokasi *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit T300/977-2 *carbon/epoxy* laminat.
3. Menganalisis pengaruh konfigurasi *lay-up* terhadap terhadap respon delaminasi pada komposit T300/977-2 *carbon/epoxy* laminat.
4. Menganalisis pengaruh distribusi *initial crack* terhadap terhadap respon delaminasi pada komposit T300/977-2 *carbon/epoxy* laminat

# BATASAN PENELITIAN DAN MANFAAT

## Batasan Penelitian



Material  
Komposit  
dianggap  
sempurna



Temperatur  
dianggap  
Konstan



## Manfaat

Sebagai referensi kepada peneliti selanjutnya dan rujukan bagi material designer tentang konfigurasi komposit yang baik dalam menghadapi fenomena delaminasi pada komposit jika diaplikasikan dalam dunia industri.

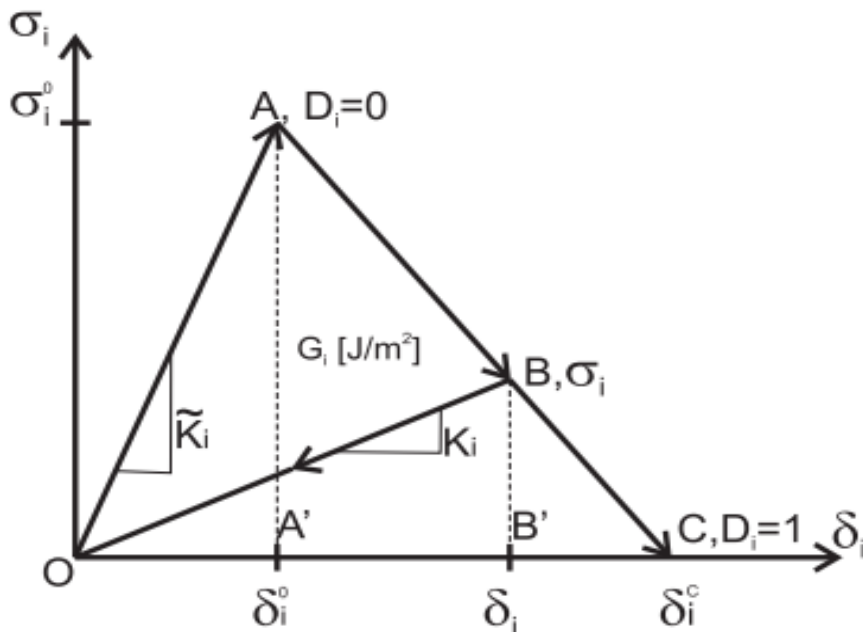
# TINJAUAN LITERATUR

# TINJAUAN LITERATUR



## Bilinier Interface Elemen

Alfano and Crisfield (2001).



*Traction-Displacement* cohesive bilinear interface elemen (Crisfield, 2001)

Perilaku material dengan hukum CZM :

1. Perilaku *kohesive* digambarkan sebagai *stress-softening*
2. *Linier-elastic* pada titik OA, dan;
3. *Damaging-elastic* setelah itu pada titik OB.
4. Membutuhkan nilai  $\dot{K}_i$  sebagai *properties* tambahan dalam CZM.

$$\sigma_i = \sigma_i^0$$

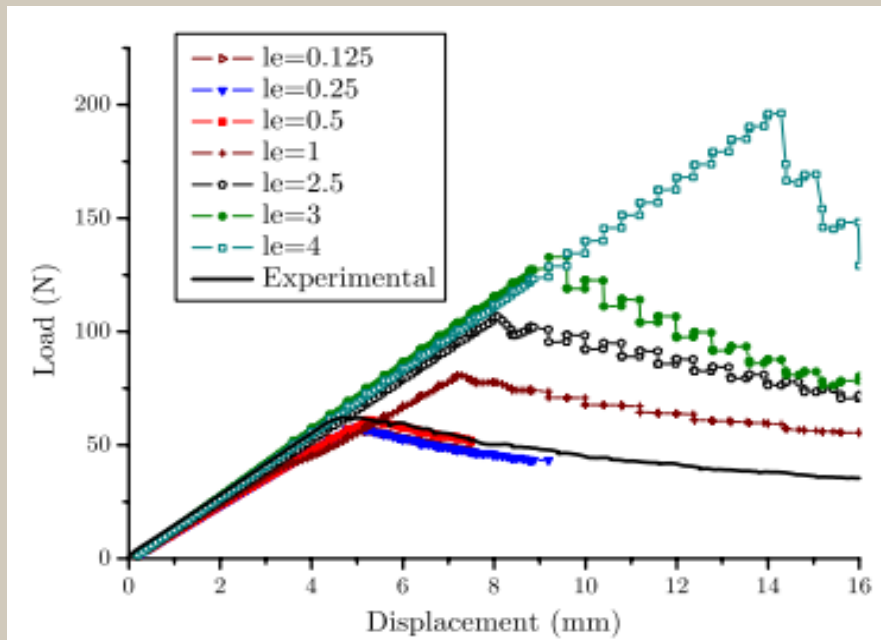
$$\delta_i^0 = \sigma_i^0 / \dot{K}_i$$

$$\delta_i^c = 2G_{ic} / \sigma_i^0$$

# PENELITIAN SEBELUMNYA

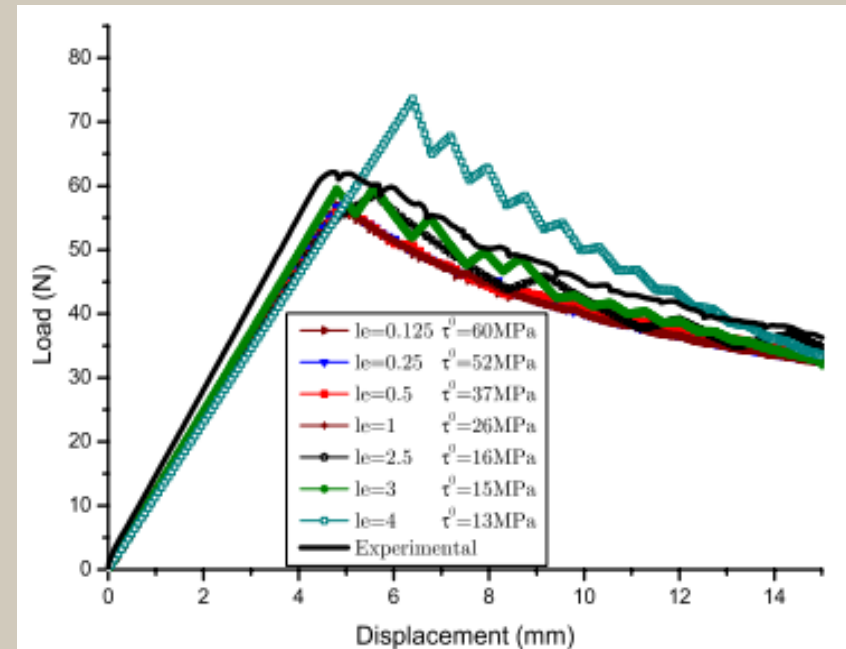
## Pengaruh Mesh Size

(Turon, 2007).



## Pengaruh Damage Onset

(Turon, 2007).



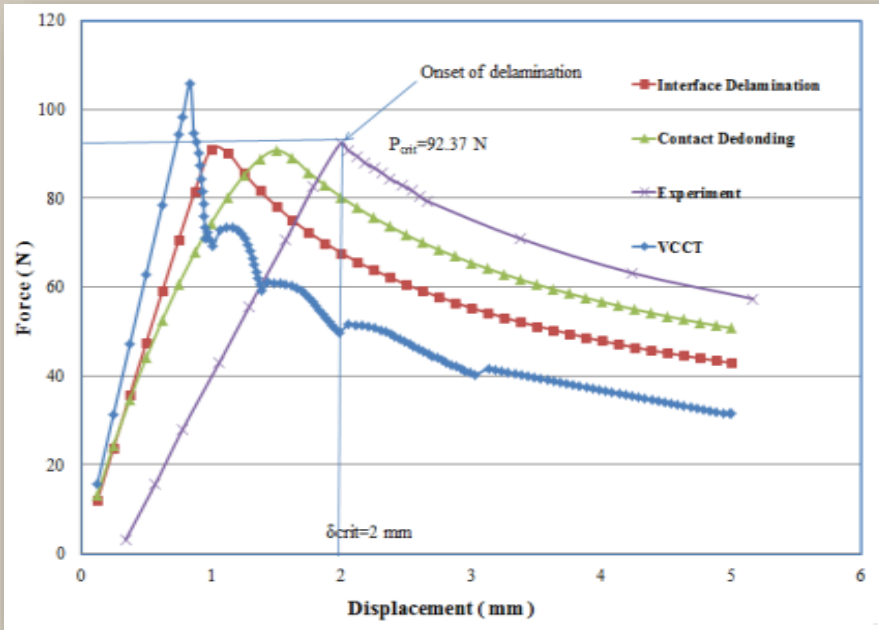
CZM masih memiliki kekurangan, salah satunya adalah *convergence*, *instability* setelah peak. Namun akurat untuk menentukan *damage onset*.



# PENELITIAN SEBELUMNYA

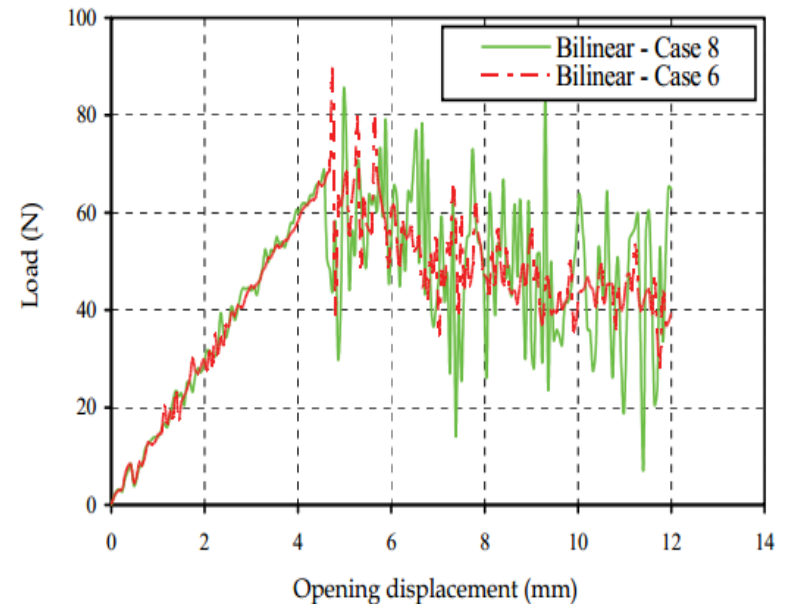
## Perbandingan Metode

(Wasem, 2014).



## Instability

(Elmarakbi, 2011).

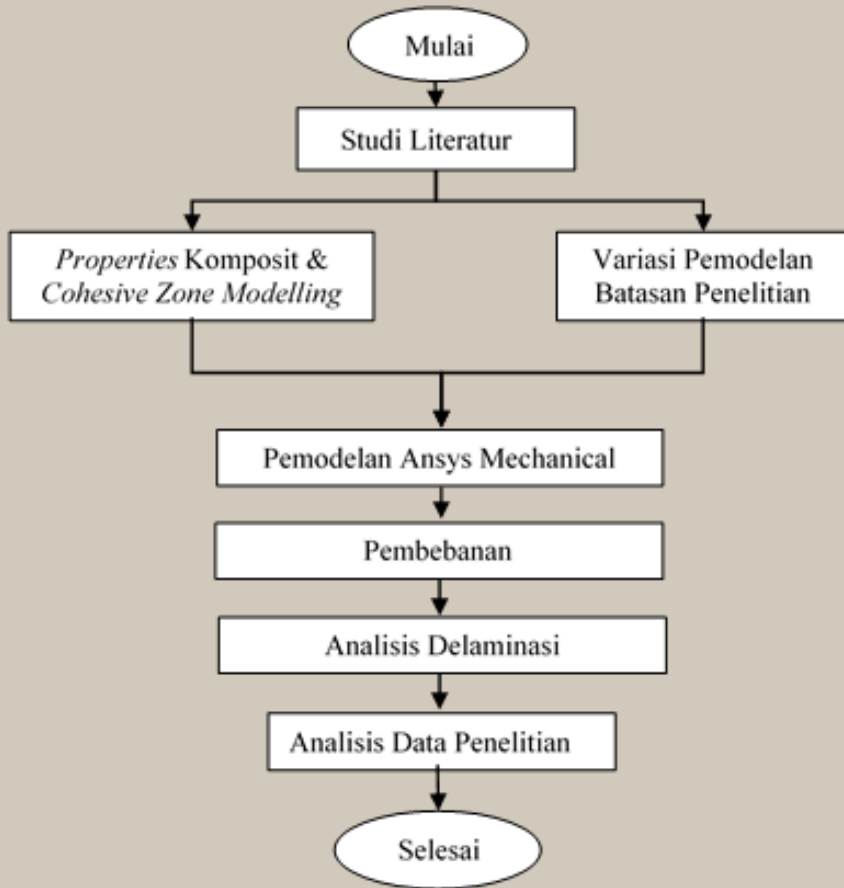


CZM masih memiliki kekurangan, salah satunya adalah penentuan variabel  $K$ , *convergence*, *instability* setelah peak. Namun akurat untuk menentukan *peel reaction force*

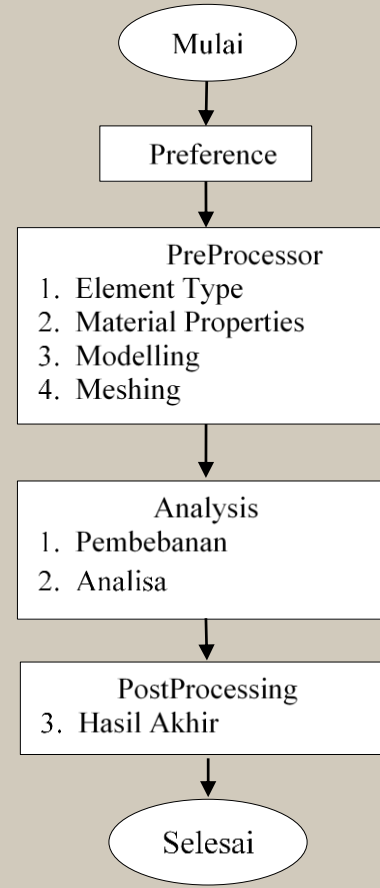
# METODE PENELITIAN



## Diagram Alir



## Proses Penelitian Pada Ansys



# SPEKIFIKASI MATERIAL



## Material Komposit

Camanho (2002)

Modulus Young arah x (MPa) $E_1$	150000
Modulus Young arah y (MPa) $E_2$	11000
Modulus Young arah z (GPa) $E_3$	11000
Poisson Ratio arah xy	0.22
Poisson Ratio arah xz	0.45
Poisson Ratio arah yz	0.25
Modulus geser arah xy (MPa)	6000
Modulus geser arah xz (MPa)	3700
Modulus geser arah yz (MPa)	6000



## Cohesive Zone Model

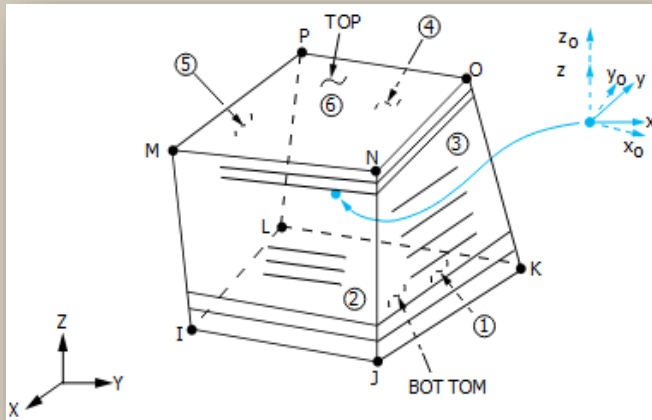
$G_{lc}$ (N/mm)	0.268
$\sigma_n^o$ (N/mm <sup>2</sup> )	45
K	$10^6$

**Carbon/Epoxy T300/977-2**

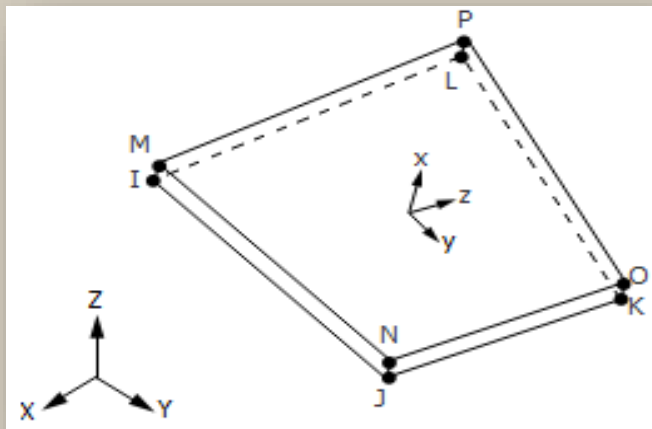
# ELEMENT DAN GEOMETRI

## Element

8-node solid element (SOLID185)



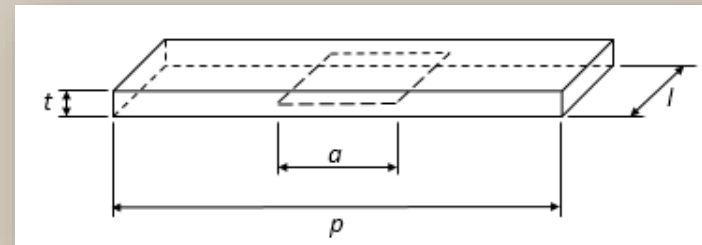
Cohesive 8-node (INTER205)



## Geometri

Camanho (2002)

$P \times l \times t = 150 \text{ mm} \times 20 \text{ mm} \times 3.96 \text{ mm}$



Modelling  
ANSYS Mechanical  
APDL 17.0



# PARAMETER UJI DAN PEMBEBANAN



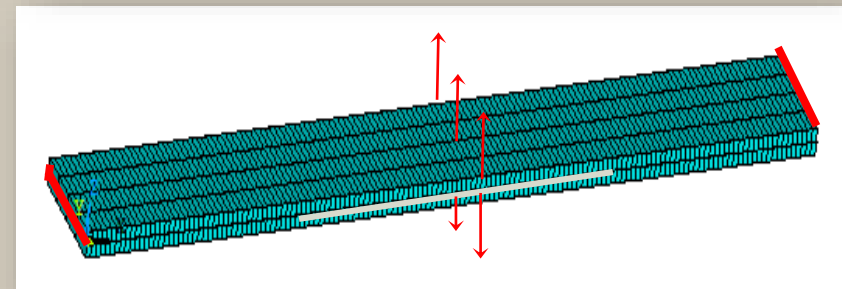
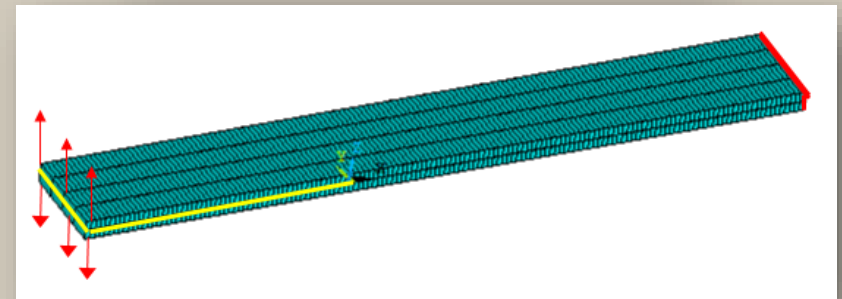
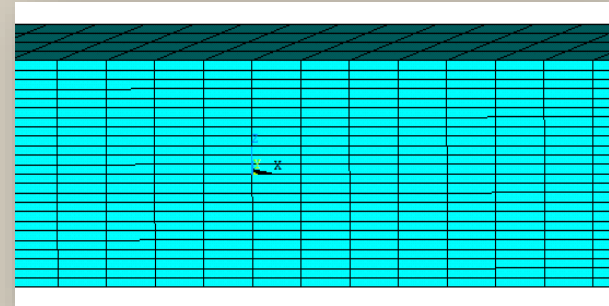
## Parameter Uji

Case	Lay-ups	Letak	Initial Crack (a)	
			a <sub>1</sub> (mm)	a <sub>2</sub> (mm)
1	[0 <sub>12</sub> //0 <sub>12</sub> ]	Ujung	55	0
2	[0 <sub>12</sub> //0 <sub>12</sub> ]	Tengah	55	0
3	[0 <sub>12</sub> //0 <sub>12</sub> ]	Tengah	30	0
4	[0 <sub>20</sub> //0 <sub>4</sub> ]	Tengah	55	0
5	[0 <sub>20</sub> //0 <sub>4</sub> ]	Tengah	30	0
6	[0 <sub>4</sub> /(±45) <sub>4</sub> // (±45) <sub>4</sub> /0 <sub>4</sub> ]	Tengah	55	0
7	[0 <sub>4</sub> /(±45) <sub>16</sub> //0 <sub>4</sub> ]	Tengah	55	0
8	[0 <sub>4</sub> //0 <sub>16</sub> //0 <sub>4</sub> ]	Tengah	55	30
9	[0 <sub>4</sub> //(±45) <sub>8</sub> //0 <sub>4</sub> ]	Tengah	55	30

0<sub>n</sub>, 0 menunjukkan bahwa orientasi arah serat adalah 0 derajat, dan *n* menunjukkan jumlah lamina, sementara tanda (//) menunjukkan adanya delaminasi.



## Pembebanan



## HASIL DAN PEMBAHASAN

# HASIL DAN PEMBAHASAN

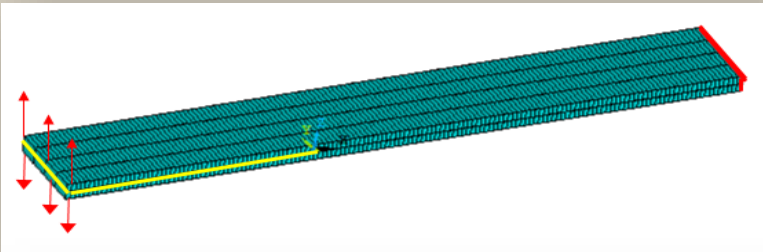
Case	Lay-ups	Peak Reaction Force (N)	
		Atas	Bawah
1	$[0_{12} // 0_{12}]$	66.7	66.7
2	$[0_{12} // 0_{12}]$	185.0	185.0
3	$[0_{12} // 0_{12}]$	297.3	297.3
4	$[0_{20} // 0_4]$	311.1	372.0
5	$[0_{20} // 0_4]$	399.8	394.3
6	$[0_4 / (\pm 45)_4 // (\pm 45)_4 / 0_4]$	204.9	204.9
7	$[0_4 / (\pm 45)_8 // 0_4]$	377.7	581.4
8	$[0_4 // 0_{16} // 0_4]$	391.0	400.1
9	$[0_4 // (\pm 45)_8 // 0_4]$	481.9	555.2

# HASIL DAN PEMBAHASAN

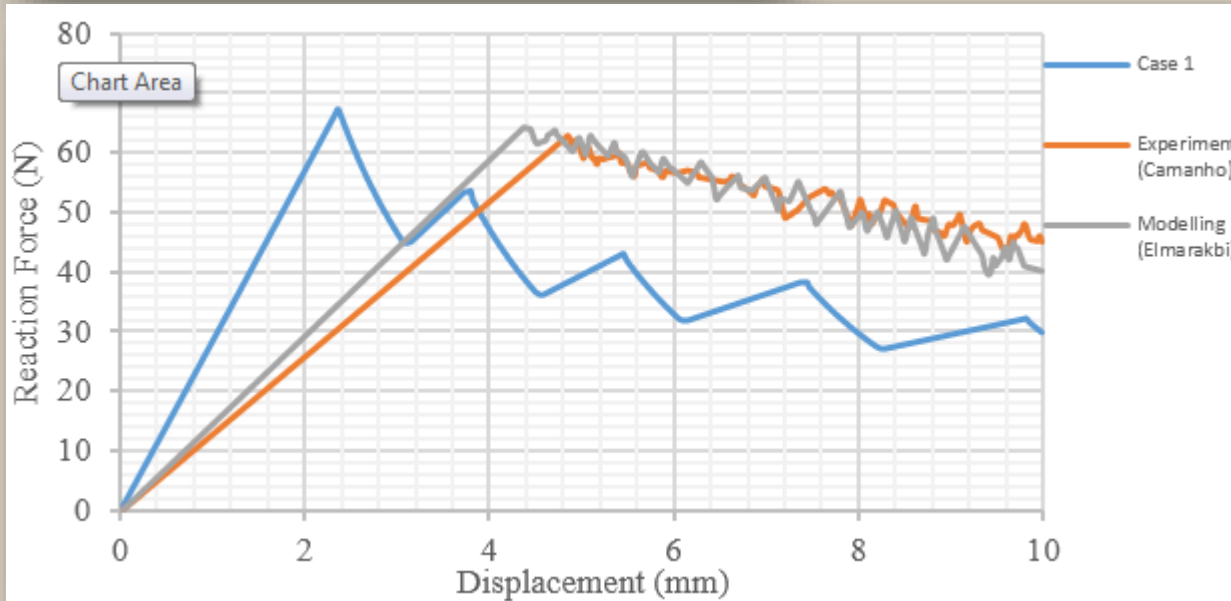


## 4.1 Reliable Test

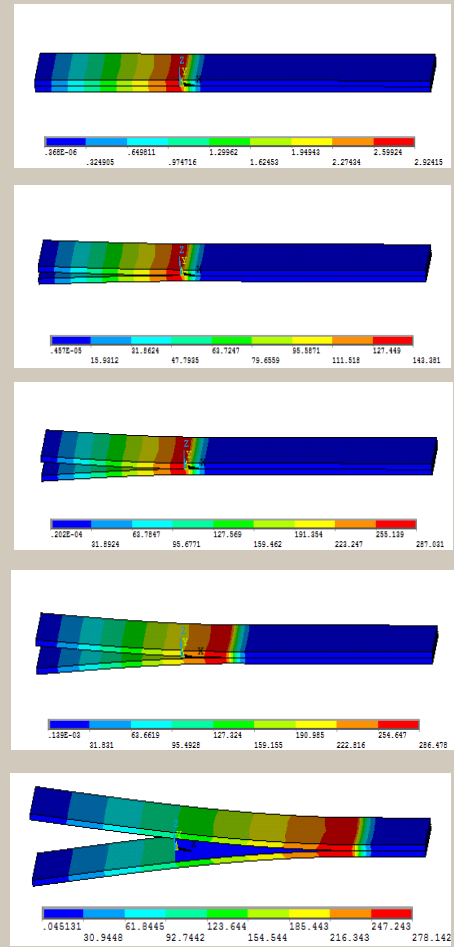
Case I	$[0_{12}/0_{12}]$	Ujung	55 mm	66.7 N	66.7 N
--------	-------------------	-------	-------	--------	--------



Peak Reaction Force:  
 Modelling 66.7 N  
 Camanho 62 N  
 Elmarakbi 64 N  
**Error 6%**



Case 1 Reliable, sehingga dapat memodelkan delaminasi selanjutnya



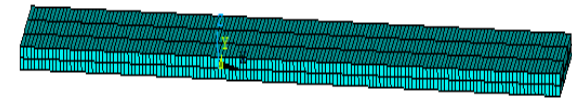
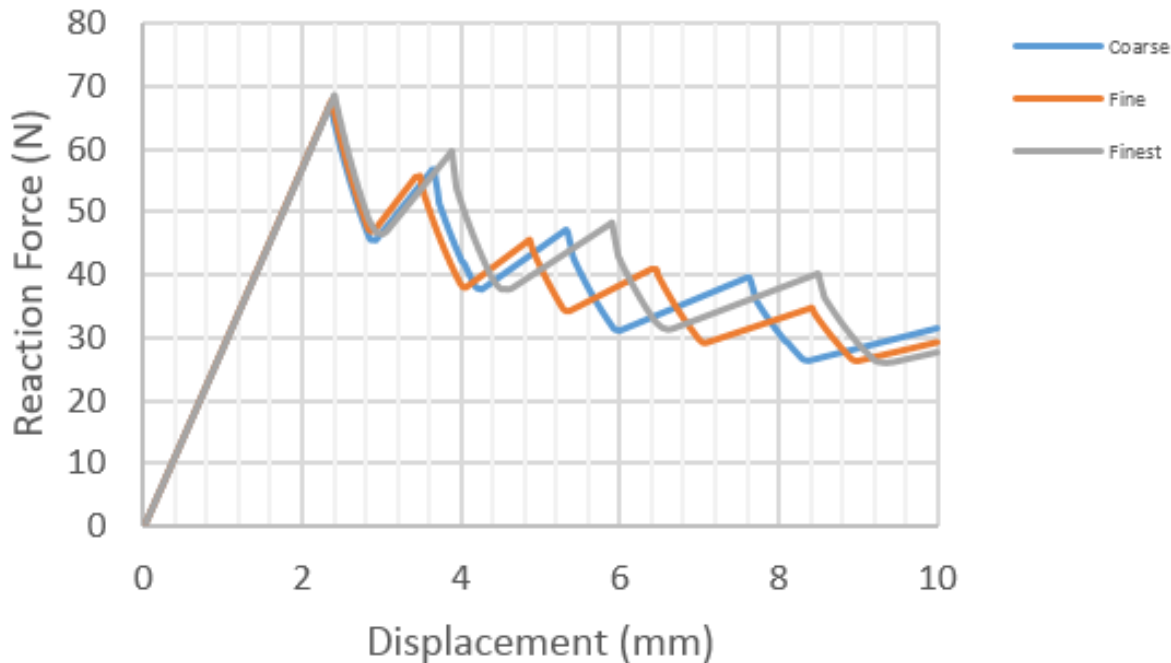
**Gambar 4.3** Distribusi Tegangan Von Mises pada case 1 saat displacement (a) 0.02 mm; (b) 1.17 mm; (c) 2.3 mm (*peak*); (d) 3.8 mm, dan; (e) 10 mm.



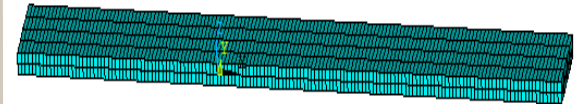
# HASIL DAN PEMBAHASAN

## 4.1.1 Pengaruh Mesh Size

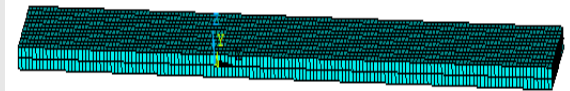
No.	Mesh	Jumlah Elemen		Reaction Force	Running Time
		Komposit	Kohesive		
1	Coarse	900	282	66.3 N	1.5 jam
2	Fine	1200	376	66.7 N	2 jam
3	Finest	3000	940	67.2 N	9 jam



Coarse



Fine



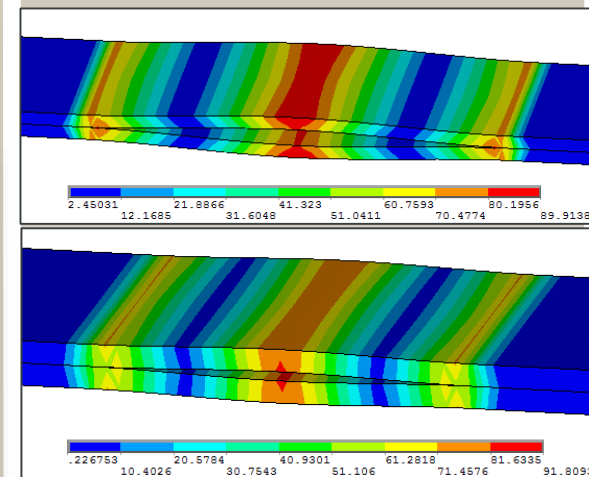
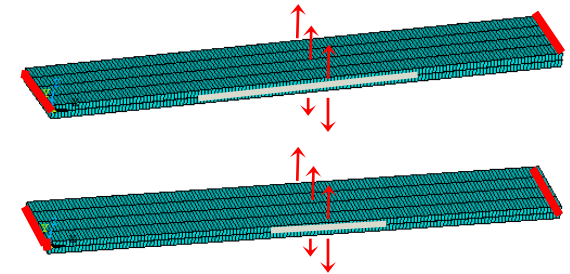
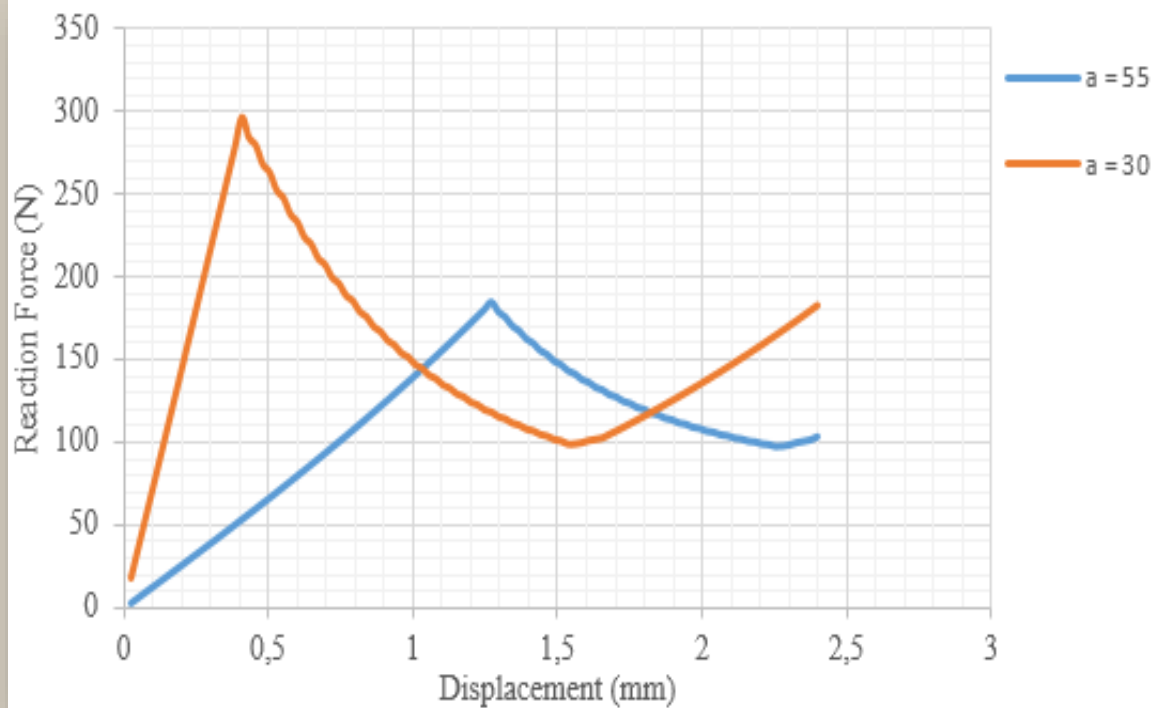
Finest

Untuk *case* selanjutnya, digunakan metode *fine mesh*, karena nilai force yang tidak terlampau jauh, dan *instability* yang lebih baik setelah *damage onset*

# HASIL DAN PEMBAHASAN

## 4.2 Pengaruh Panjang Initial Crack Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit

Case	Lay-up	$a$ (mm)	F
2	$[0_{12} // 0_{12}]$	55	185.0 N
3	$[0_{12} // 0_{12}]$	30	297.3 N



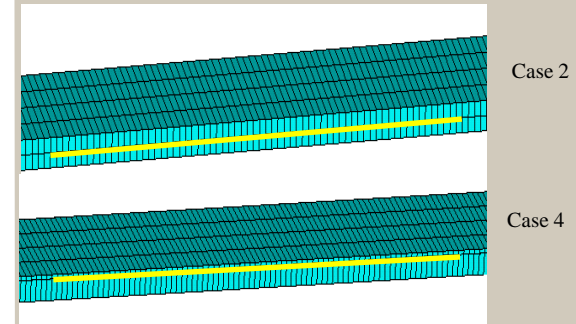
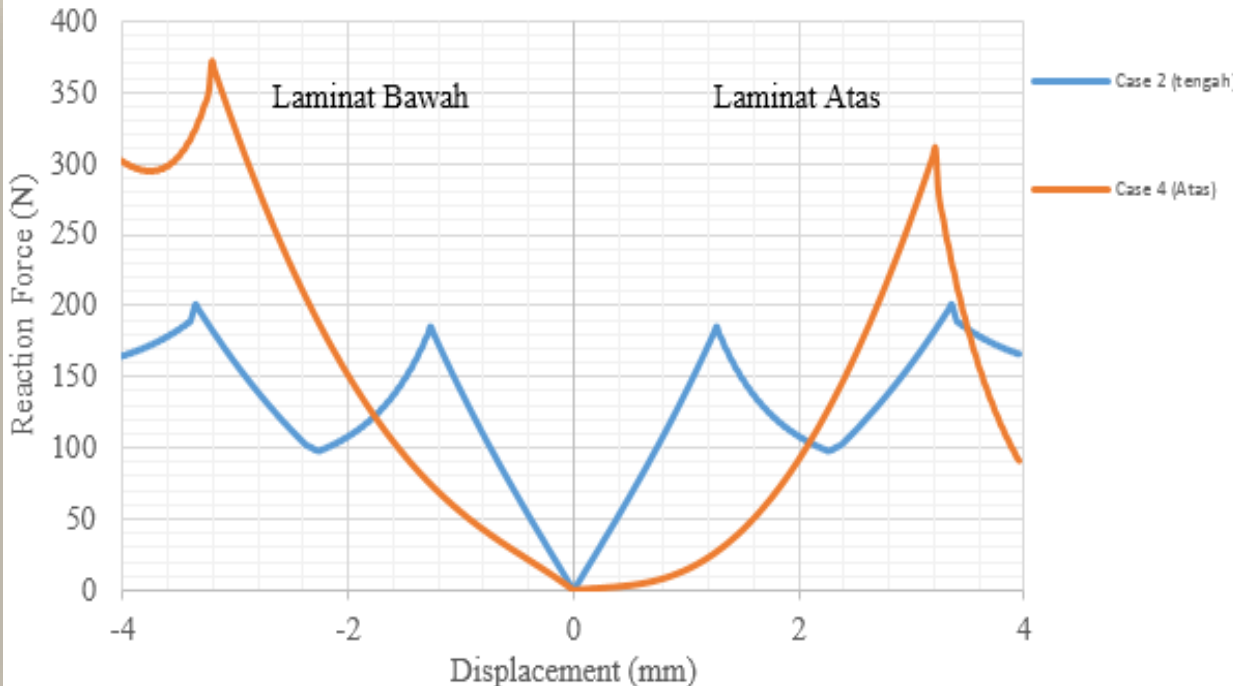
*Initial crack* lebih pendek  $a = 30$  mm, reaction force (sebesar 297.3 N) dan tegangan von Mises yang dibutuhkan untuk membuka lebih besar daripada  $a = 50$  dengan reaction force sebesar 185. N

# HASIL DAN PEMBAHASAN

## 4.3 Pengaruh Lokasi Initial Crack Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit

### 4.3.1 Pengaruh Lokasi Initial Crack saat $a = 55$ mm

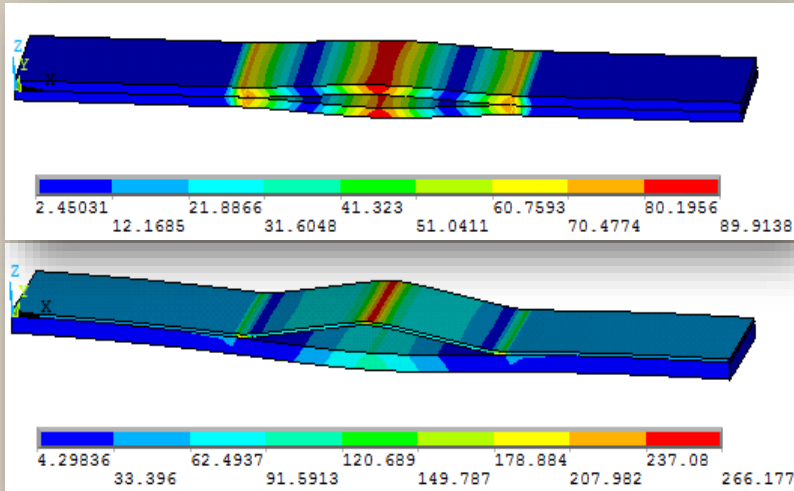
Case	Lay-up	Reaction Force	
		Atas	Bawah
2	$[0_{12}/0_{12}]$	185.0 N	185.0 N
4	$[0_{20}/0_4]$	311.1 N	372.0 N



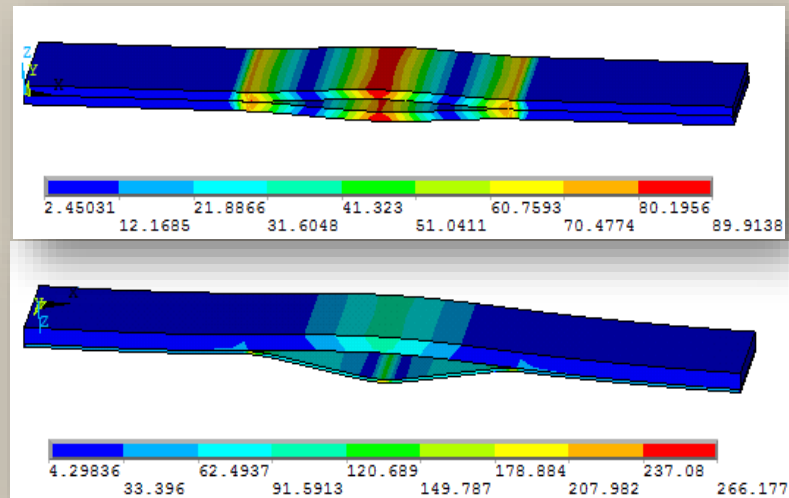
Lokasi initial crack ditengah (1/2 t) memberikan respon reaction force yang sama untuk atas dan bawah sebesar 185 N dengan displacement 1.2 mm.

Sementara lokasi (1/6 t) memberikan respon reaction force lebih besar 311.1 N (atas) dan 372.0 N (dibawah) serta displacement sebesar 3.2 mm.

# HASIL DAN PEMBAHASAN



Distribusi Von Mises pada bagian atas (a) case 2 dan; (b) case 4.



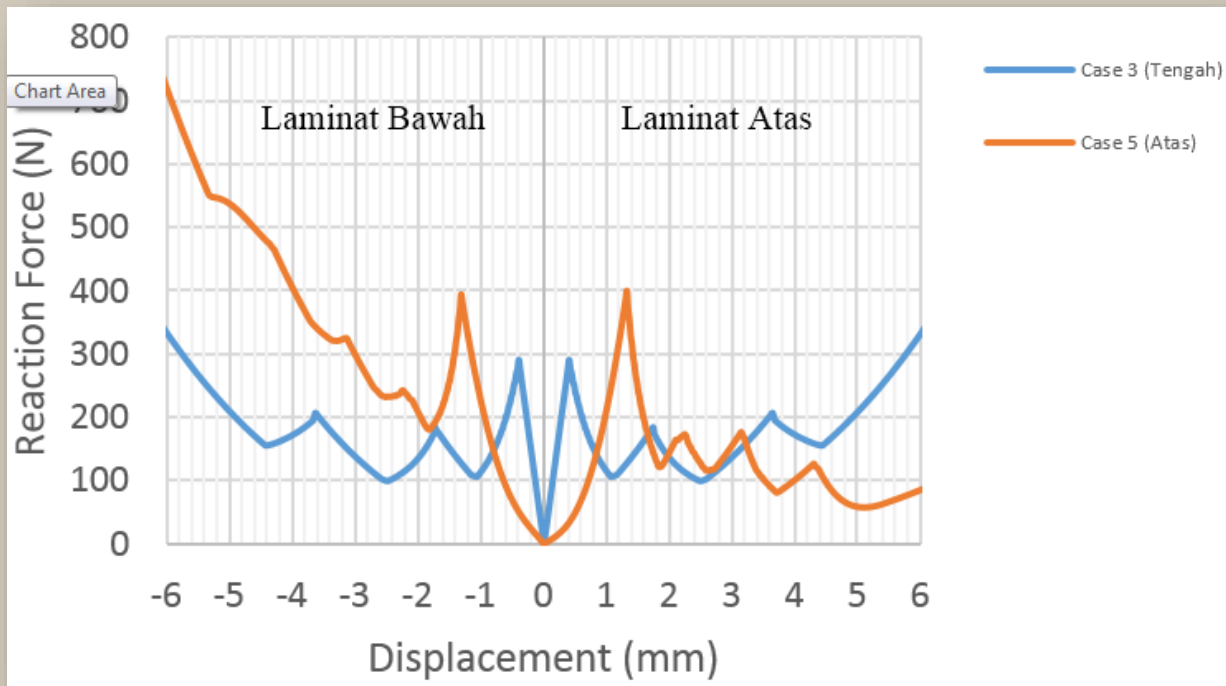
Distribusi Von Mises pada bagian atas (a) case 2 dan; (b) case 4.

Dari gambar distribusi tegangan von mises saat peak disimpulkan bahwasannya tegangan tertinggi berada di area tarikan, semakin tipis plat komposit tegangannya semakin besar, sementara semakin tebal, tegangan semakin kecil dan merata

# HASIL DAN PEMBAHASAN

## 4.3.2 Pengaruh Lokasi Initial Crack saat $a = 30$ mm

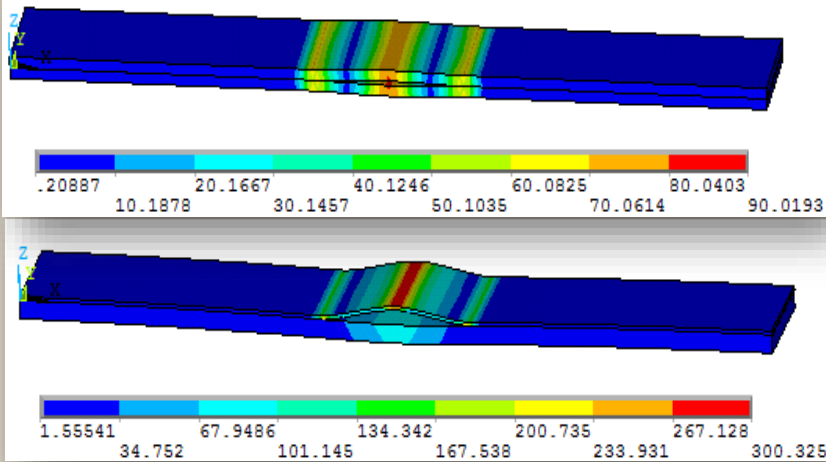
Case	Lay-up	Reaction Force	
		Atas	Bawah
3	$[0_{12}/0_{12}]$	297.3 N	297.3 N
5	$[0_{20}/0_4]$	399.8 N	394.3 N



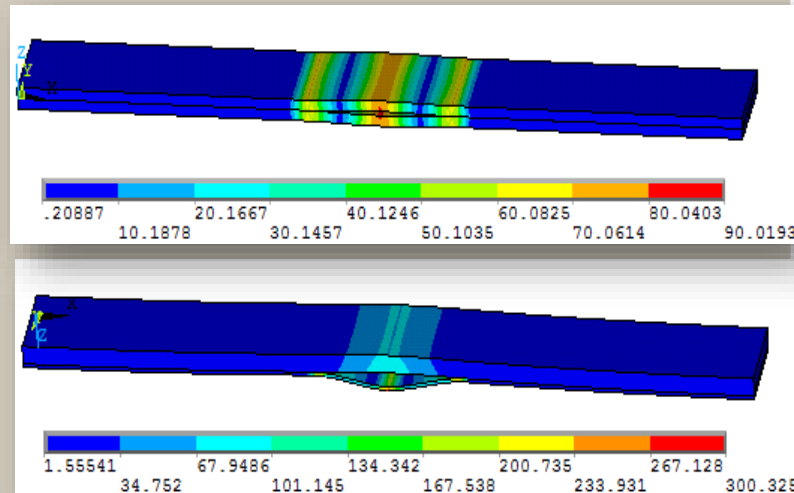
Lokasi initial crack ditengah ( $1/2 t$ ) memberikan respon reaction force yang sama untuk atas dan bawah sebesar 297.3 N dengan displacement 0.4 mm.

Sementara lokasi ( $1/6 t$ ) memberikan respon reaction force lebih besar 399.8 N (atas) dan 394.3 N (dibawah) serta displacement sebesar 1.32 mm.

# HASIL DAN PEMBAHASAN



Distribusi Von Mises pada bagian atas (a) case 3 dan; (b) case 5.



Distribusi Von Mises pada bagian atas (a) case 3 dan; (b) case 5.

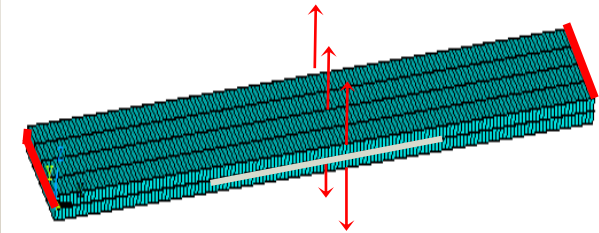
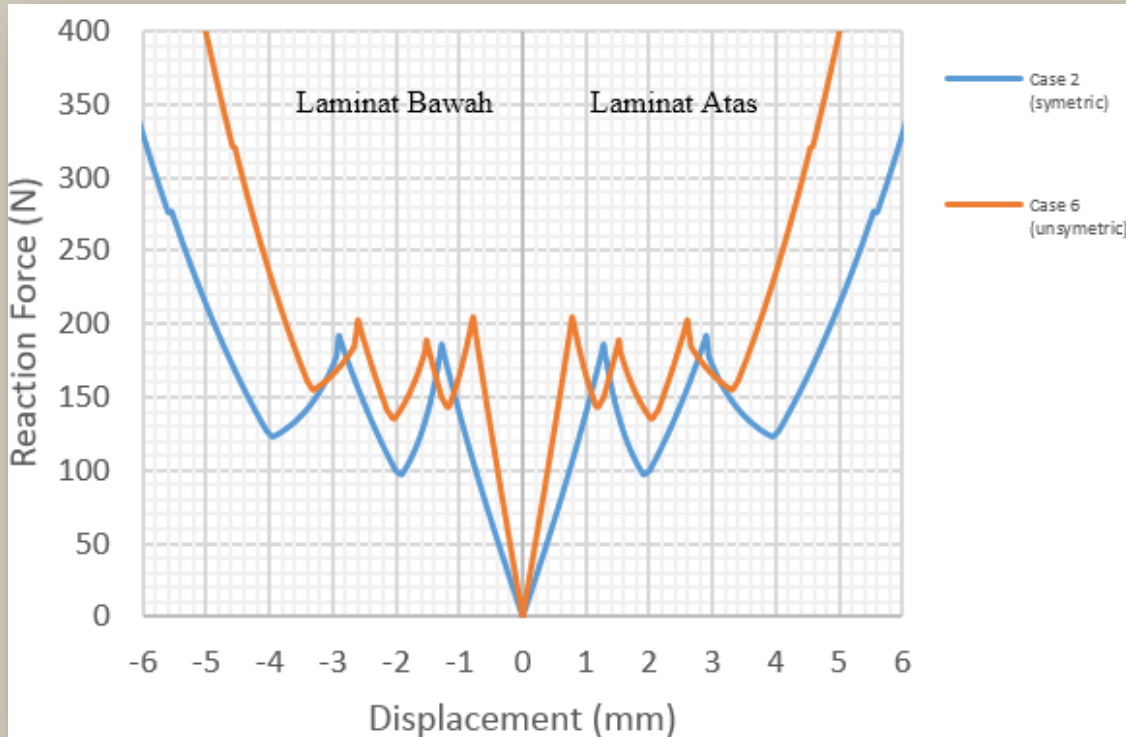
Dari gambar distribusi tegangan von mises saat peak disimpulkan bahwasannya tegangan tertinggi berada di area tarikan, semakin tipis plat komposit tegangannya semakin besar, sementara semakin tebal, tegangan semakin kecil dan merata

# HASIL DAN PEMBAHASAN

## 4.4 Pengaruh Konfigurasi Lay-up Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit

### 4.4.1 Pengaruh Konfigurasi Lay-up Saat $a$ Terletak pada $1/2 t$

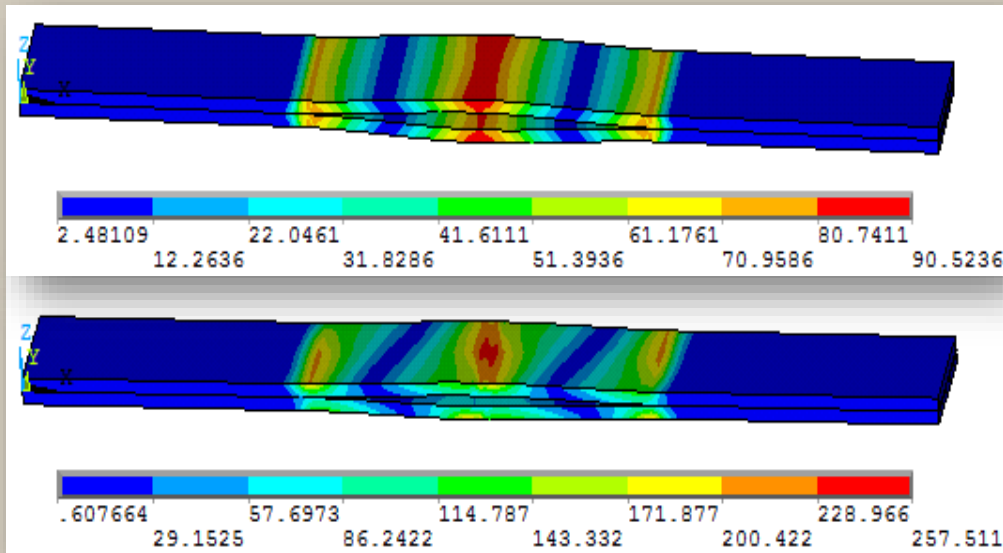
Case	Lay-up	Reaction Force	
		Atas	Bawah
2	$[0_{12}/0_{12}]$	185.0 N	185.0 N
6	$[0_4/(\pm 45)_4//(\pm 45)_4/0_4]$	204.9 N	204.9 N



Case 2 dengan konfigurasi symmetric memiliki reaction force lebih kecil dibanding unsymmetric sebesar 185.0 N dengan displacement 1.28 mm

Sementara case 6 unsymmetric reaction forcenya 204.9 N namun displacementnya lebih kecil sebesar 0.78 mm.

# HASIL DAN PEMBAHASAN



Distribusi tegangan von Mises  
(a) case 2; dan (b) case 6.

Dari gambar distribusi tegangan von mises saat peak, konfigurasi serat symmetric tegangannya lurus merata dan lebih kecil.

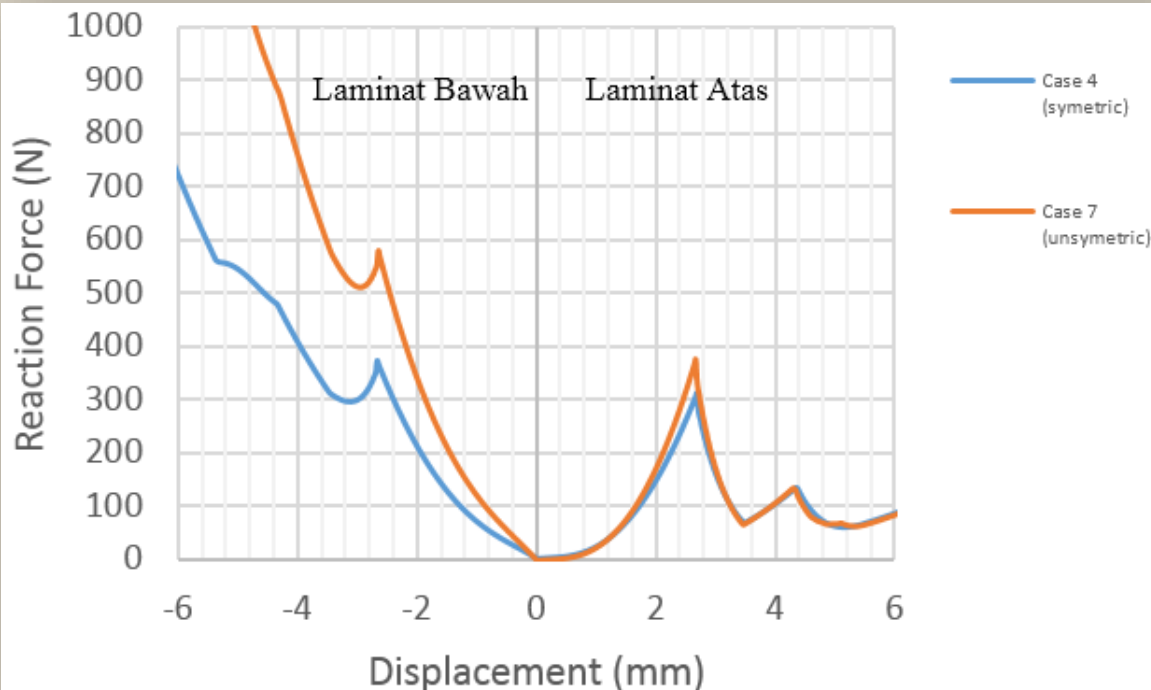
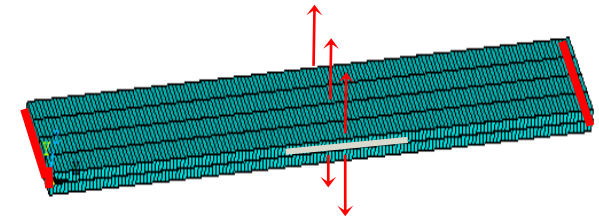
Sementara unsymmetric tegangan lebih besar dan tidak merata.



# HASIL DAN PEMBAHASAN

## 4.4.2 Pengaruh Konfigurasi Lay-up Saat $a$ Terletak pada $1/6 t$

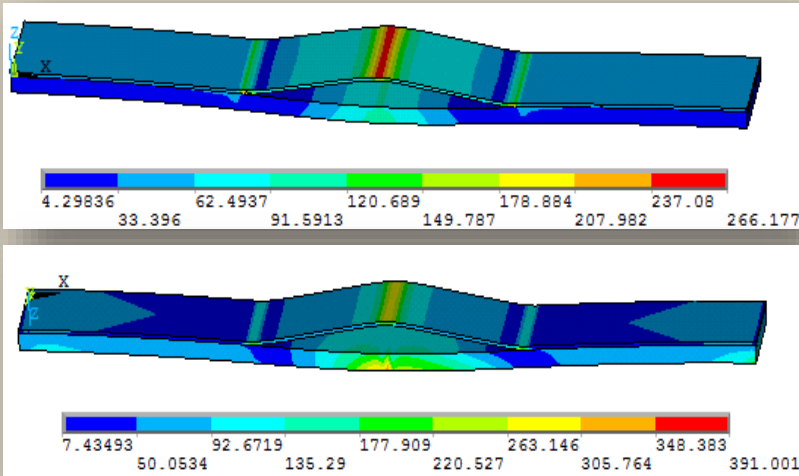
Case	Lay-up	Reaction Force	
		Atas	Bawah
4	$[0_{20}/0_4]$	311.1 N	372.0 N
7	$[0_4/(\pm 45)_8/0_4]$	377.7 N	581.4 N



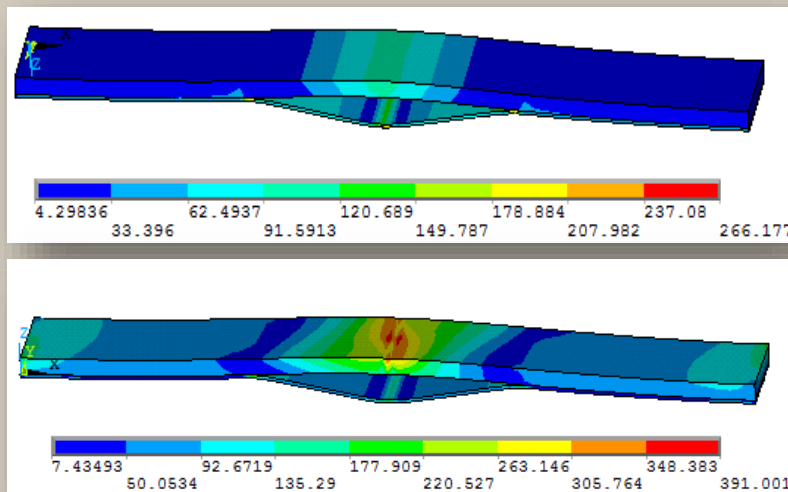
Case 4 dengan konfigurasi symmetric memiliki reaction force lebih kecil dibanding unsymmetric sebesar 311.1 N dibagian atas dan 372.0 N di bagian bawah dengan displacement 2.68 mm

Sementara case 7 unsymmetric reaction forcenya 377.7 N dibagian atas namun 581.4 N dibagian bawah dengan displacement 2.66 mm.

# HASIL DAN PEMBAHASAN



Distribusi tegangan von Mises dibagian atas  
(a) case 4; dan (b) case 7.



Distribusi tegangan von Mises dibagian atas  
(a) case 4; dan (b) case 7

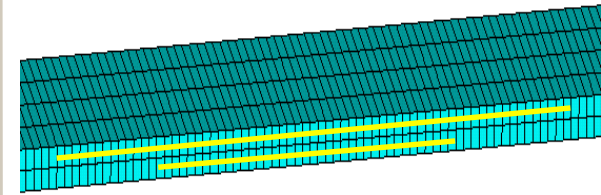
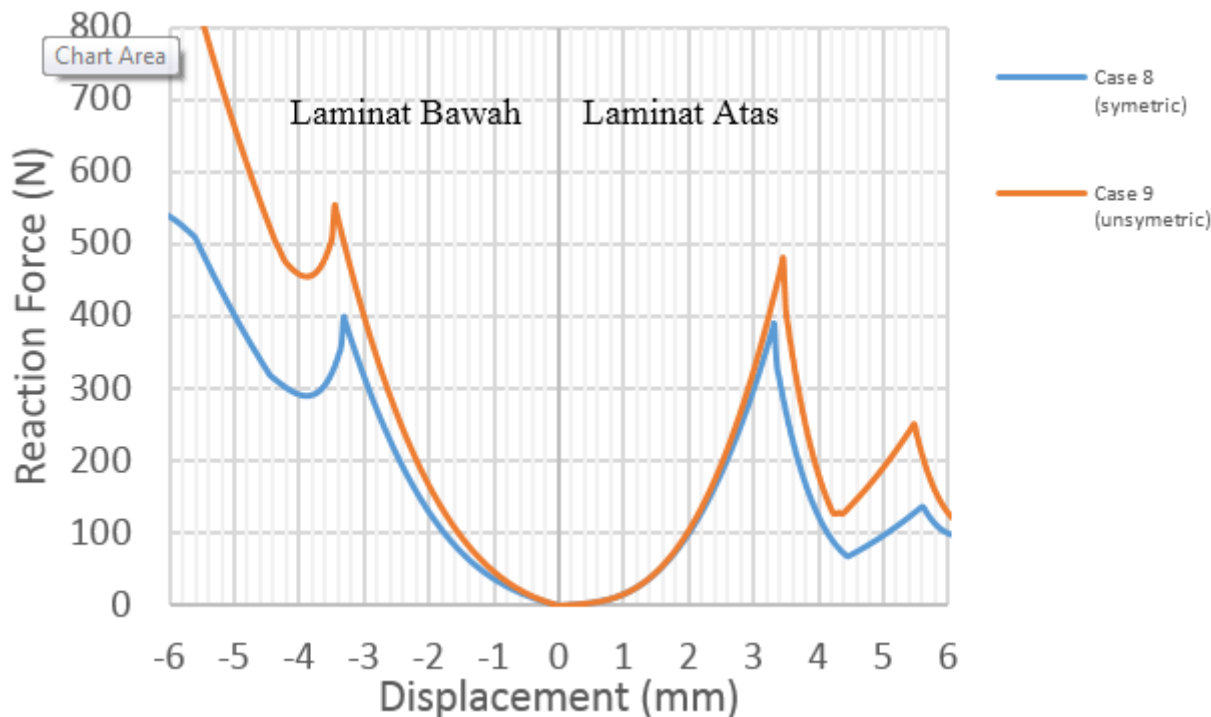
Dari gambar distribusi tegangan von mises saat peak, konfigurasi serat symmetric tegangannya lurus merata dan lebih kecil.

Sementara unsymmetric tegangan lebih besar dan tidak merata.

# HASIL DAN PEMBAHASAN

## 4.5 Pengaruh Distribusi Initial Crack terhadap Respon Delaminasi pada Komposit

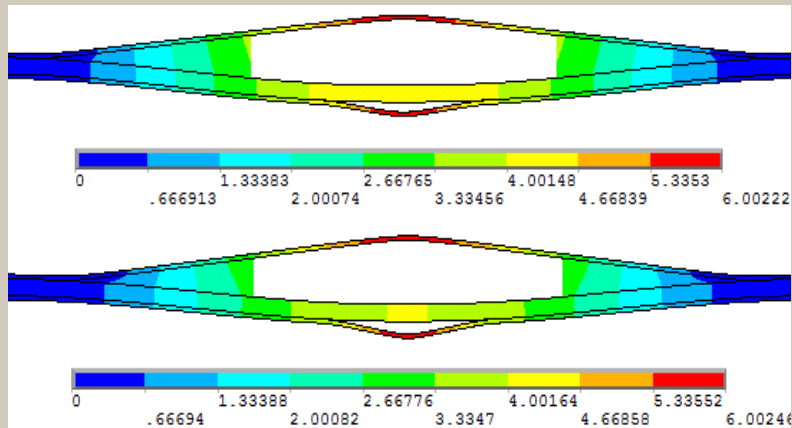
Case	Lay-up	Reaction Force	
		Atas	Bawah
8	$[0_4//0_{16}//0_4]$	391.0 N	400.1 N
9	$[0_4//(\pm 45)_8//0_4]$	481.9 N	555.2 N



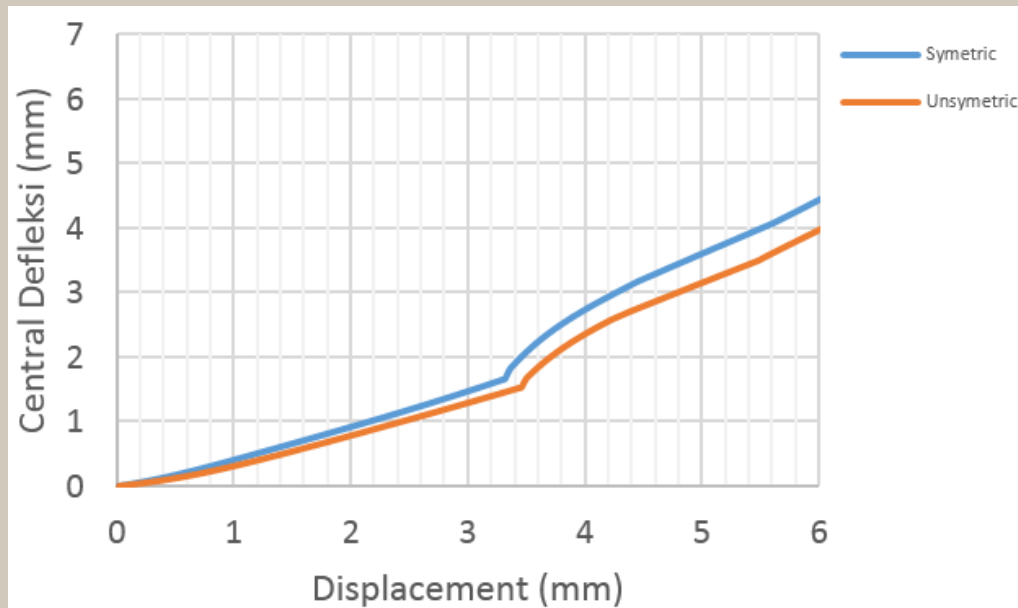
Case 8 dengan konfigurasi symmetric memiliki reaction force lebih kecil dibanding unsymmetric sebesar 391.0 N dibagian atas dan 400.1 N dibagian bawah dengan displacement 3.32 mm

Sementara case 9 unsymmetric reaction forcenya 481.9 N dibagian atas, dan 552 N di bagian bawah dengan displacement 3.46 mm

# HASIL DAN PEMBAHASAN



**Gambar 4. 36** Displacement pada (a) *Symeric*, dan; (b) *Unsymetric*



terlihat bahwa konfigurasi *symetric* memiliki *central defleksi* yang selalu lebih tinggi dibandingkan dengan *unsymmetric*, artinya adalah konfigurasi *unsymmetric* lebih tahan terhadap defleksi

## KESIMPULAN DAN SARAN

# KESIMPULAN DAN SARAN



## 5.1 Kesimpulan

1. Semakin panjang initial crack, reaction force yang dibutuhkan untuk membuka interface element delaminasi tengah semakin kecil. Sebaliknya, semakin pendek reaction forcenya semakin besar.
  2. Lokasi initial crack berhubungan dengan ketebalan ( $t$ ), pada saat  $a$  berada pada  $1/2 t$ , reaction force nilainya sama untuk bagian atas dan bawah, sementara saat  $a$  berada pada  $1/6 t$ , nilai reaction force lebih besar untuk bagian atas maupun bawah.
  3. Arah serat dengan konfigurasi unsymetric memiliki reaction force yang lebih kecil dibandingkan dengan symetric unidirectional.
- 
1. Distribusi delaminasi berkaitan dengan ketebalan ( $t$ ), jumlah initial crack 2 buah menyebabkan reaction force yang dibutuhkan untuk membuka lebih besar karena ketebalan volume yang ditarik semakin mengecil sehingga reaction force yang dibutuhkan untuk membuka interface element semakin besar.

# KESIMPULAN DAN SARAN



## 5.2 Saran

1. Pemilihan nilai  $K$ , *damage onset*, dan *meshing size* harus diperhatikan secara detail karena berkaitan dengan hasil simulasi dan *convergence*
2. Penelitian secara eksperimental perlu dilakukan sebagai validasi dari *modelling* yang dilakukan.

# DAFTAR PUSTAKA

- \_\_\_\_\_. 2002. **ASM Handbook Vol. 21: Composite**. Material Park. Ohio. USA. ASM International.
- Balzani, C, W. Wagner, 2008. **An Interface Element for The Simulation of Delamination in Unidirectional Fiber-Reinforced Composite Laminates**. Engineering Fracture Mechanics 75 (2008) 2597–2615.
- Barbero, E.J. 2008. **Finite Element and Analysis Of Composite Materials**. C.R.C. Press. Page: 273
- Callister, William. 2009. **Materials Science and Engineering An Introduction Seven Edition**. John Wiley and Sons, Inc. United States of America. Page: 660.
- Camanho, P. Pedro, Davila. 2002. **Mixed-Mode Decohesion Finite Elements for the Simulation of Delamination in Composite Materials**. NASA/TM-2002-211737.
- Carli, dkk. 2012. **Pengaruh Arah Serat Gelas dan Bahan Matriks Terhadap Kekuatan Komposit Airfoil Profile Fan Blades**. Prosiding SNST. Fakultas Teknik Universitas Wahid Hasyim Semarang.
- Crihfield, Y. M. A. 2001. **An Interface Element Formulation for the Simulation of Delamination with Buckling**. Engineering Fracture Mechanics 68 (2001) 1755–1776.
- Elmarakbi, Ahmed. 2011. **Finite Element Analysis of Delamination Growth in Composite Materials using LS-DYNA: Formulation and Implementation of New Cohesive Elements**. Faculty of Applied Sciences, University of Sunderland United Kingdom.



# DAFTAR PUSTAKA

- Fisher, Antony. **Introduction to Contact Mechanics : Second Edition.** © 2007 Springer Science+Business Media, LLC. USA.
- G, Dávila. Carlos G, dkk. 2007. **Cohesive Elements for Shells.** NASA/TP-2007-214869
- Ghasemenjad, Hessam. 2011. **Cohesive Zone Modelling (CZM) in Prediction of Delamination Failure in Laminated Composite Structure.** Journal of Materials Science and Engineering 5 (2011) 61-64.
- Gu, Haozhong. Aditi Chattopadhyay. 1999. **An Experimental Investigation of Delamination Buckling and Postbuckling of Composite Laminates.** Composites Science and Technology 59 (1999) 903-910
- Hyer, W. Michael. (2009) **Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials :International Edition.** McGraw-Hill Company. Singapore.
- Jones, R.M., 1998. **Mechanics of Composite Materials,** McGraw-Hill,Inc., ISBN 0-07- 032790-4.
- Kaw, Autar K., 2006. **Mechanics of Composite Materials Second Edition.** Taylor and Francis Group, ISBN 0-8493-1343-0.
- Kaw, Autar. 2006. **Mechanics of Composite Materials 2nd Ed.** CRC Press Taylor & Francis Group. Boca Raton.
- Kutlu, Zafer. Fu-Cou Chang. 1995. **Composite Panels Containing Multiple Throughthe-Width Delaminations and Subjected ao Compression. Part II: Experiments & Verification.** Composite Structures 31 (1995) 297-314.

# DAFTAR PUSTAKA

- Liu, dkk. 2011. **Finite Element Analysis of Postbuckling And Delamination of Composite Laminates Using Virtual Crack Closure Technique.** Composite Structures 93 (2011) 1549–1560.
- Liu, P V. Z.P. Gu, X.Q. Peng, J.Y. Zheng, 2015. **Finite Element Analysis of The Influence of Cohesive Law Parameters on The Multiple Delamination Behaviors of Composites Under Compression.** Composite Structures 131 (2015) 975–986.
- Mohammdi, Bijan. Farhad Shahabi, 2015. **On Computational Modelling of Postbuckling Behavior of Composit Laminates Containing Single and Multiple Delamination using Interface Element with Cohesive Law.** Engineering Fracture Mechanics (2015).
- Sulistijono. 2012. **Mekanika Material Komposit.** ITS Press: Surabaya.
- Turon, dkk. 2007. **An Engineering Solution For Mesh Size Effects In The Simulation Of Delamination Using Cohesive Zone Models.** Engineering Fracture Mechanics 74 (2007) 1665–1682.
- Wasseem, Mohammed, dan Kirain Kumar. 2014. **Finite Element Modelling for Delamination Analysis of Double Cantilever Beam Specimen.** SSRG-IJME. India.

TERIMA KASIH