



TUGAS AKHIR - TL 141584

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

Mega Lazuardi Umar
NRP 2712 100 128

Dosen Pembimbing
Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.
Lukman Noerochim, S.T., M.Sc.(Eng)., Ph.D.

JURUSAN TEKNIK MATERIAL DAN METALURGI
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2016

(Halaman ini sengaja dikosongkan)



FINAL PROJECT - TL 141584

**NUMERICAL EVALUATION FOR CENTRAL
DELAMINATION OF COMPOSITE PLATE WITH
KOHESIVE ZONE MODEL**

**Mega Lazuardi Umar
NRP 2712 100 128**

Advisors

Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.

Lukman Noerochim, S.T., M.Sc.(Eng)., Ph.D.

**MATERIALS AND METALLURGICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2016**

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

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

TUGAS AKHIR

Diajukan untuk memenuhi salah satu syarat
memperoleh gelar Sarjana Teknik
pada
Bidang Studi Material Inovatif
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Material dan Metalurgi
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :
MEGA LAZUARDI UMAR
NRP. 2712 100 128

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D. (Pembimbing I)

Lukman Noerochim, S.T., M.Sc.(Eng)., Ph.D..... (Pembimbing II)



(Halaman ini sengaja dikosongkan)

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

Nama Mahasiswa : Mega Lazuardi Umar
NRP : 2712 100 128
Jurusan : Teknik Material dan Metalurgi
Dosen Pembimbing : Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.
Lukman Noerochim, S.T., M.Sc.(Eng).,Ph.D

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. Delaminasi adalah fenomena kerusakan yang bisa menyebabkan kurangnya kekuatan, kekakuan, dan kemampuan menahan beban pada material. 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.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

NUMERICAL EVALUATION FOR CENTRAL DELAMINATION OF COMPOSITE PLATE WITH KOHESIVE ZONE MODEL

Name : Mega Lazuardi Umar
NRP : 2712 100 128
Department : Materials and Metallurgical Engineering
Advisors : Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D.
Lukman Noerochim, S.T., M.Sc.(Eng), Ph.D

Abstract

Development of material composite in modern era, made composite as the concern of material research. However, composite may fail, one of the failure phenomena in composite material called delamination. Delamination is phenomenon of damage that cause reduction in strength, stiffness, and load carrying. Because of that, some effect of size, location, lay-up configuration, and distribution of initial crack on the respon to the delamination phenomenon discussed in this research. The composite material used in present study is carbon/epoxy lamina simulatied in ANSYS Mechanical/APDL. The result show that, more longer initial crack, reaction force needed to open interface element in the middle delamination is getting smaller. Cenversely, the shorter inittial crack, reaction force is getting higher. The location and distribution of initial crack is also related to the, where the value of thickness, causing differences in reaction force to open the interface. Meanwhile, unsymetric configuration are more resistant to delamination phenomena than symetric configuration.

Keyword: Cohesive, Composite, Delamination, Interface Element, Numerical Analysis.

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

KATA PENGANTAR

Puji Syukur penulis ucapkan kehadirat Allah SWT, sehingga dapat menyelesaikan laporan Tugas Akhir dengan judul : **“Evaluasi Numerik Untuk Delaminasi Tengah Pada Pelat Komposit Dengan Model *Cohesive Zone*”**. Adapun laporan ini disusun dan diajukan untuk memenuhi sebagian persyaratan studi di Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI – Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS), Surabaya.

Namun, dalam penyusunan tugas akhir ini, penulis menyadari masih adanya keterbatasan di dalam penyusunan laporan ini. Besar harapan penulis akan saran, dan kritik yang membangun. Hal ini dikarenakan adanya keterbatasan kemampuan penulis dalam penyusunan laporan ini. Namun, penulis dapat mewujudkan laporan ini secara lengkap berkat adanya perhatian, bimbingan, dan petunjuk dari berbagai pihak.

Demikian penulis berharap semoga laporan ini dapat memberikan manfaat yang sebesar-besarnya khususnya bagi sesama mahasiswa yang menggeluti bidang material inovatif.

Surabaya, Juli 2016
Penulis

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	v
ABSTRAK	vii
KATA PENGANTAR	xi
DAFTAR ISI	xii
DAFTAR GAMBAR	xv
DAFTAR TABEL	xxi
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan Penelitian.....	3
1.5 Manfaat Penelitian.....	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Komposit	5
2.2.1 Komposit Laminat.....	6
2.2.2 Carbon Fiber.....	7
2.2.3 Epoxy Resin	8
2.2 Makromekanik Komposit.....	8
2.2.1 Orthotopik Material.....	9
2.3 Lamina Isotroik Transversal.....	13
2.4 <i>Cohesive Zone Model</i>	14
2.4.1 <i>Single Mode Cohesive Model</i>	16
2.5 Kegagalan Delaminasi pada Komposit	18
2.6 Perkembangan Penelitian Delaminasi pada Komposit ..	19
BAB III METODOLOGI	27
3.1 Diagram Alir Penelitian.....	27
3.2 Spesifikasi Material	28
3.2.1 Material Komposit.....	28
3.2.2 <i>Cohesive Zone Model</i>	28
3.3 Peralatan	29
3.4 Proses Penelitian pada Ansys	29
3.4.1 Pemodelan Komposit	30

3.4.2	Pemodelan <i>Cohesive Zone</i>	31
3.4.3	Parameter Penelitian dan Visualisasi	32
3.4.4	Pembebenan	36
BAB IV	HASIL DAN PEMBAHASAN.....	37
4.1	<i>Reliable Test</i>	38
4.2.1	<i>Mesh Sensitivity</i>	41
4.2	Pengaruh Panjang <i>Initial Crack</i> Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit	43
4.3	Pengaruh Lokasi <i>Initial Crack</i> Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit	51
4.3.1	Pengaruh Lokasi <i>Initial Crack</i> saat $a = 55$ mm.....	51
4.3.2	Pengaruh Lokasi <i>Initial Crack</i> saat $a = 45$ mm.....	54
4.3.3	Pengaruh Lokasi <i>Initial Crack</i> saat $a = 30$ mm.....	57
4.4	Pengaruh Konfigurasi <i>Lay-up</i> Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit	60
4.4.1	Pengaruh Konfigurasi <i>Lay-up</i> Saat a Terletak pada $1/2$ t.....	60
4.4.1	Pengaruh Konfigurasi <i>Lay-up</i> Saat a Terletak pada $1/6$ t.....	65
4.5	Pengaruh Distribusi <i>Initial Crack</i> terhadap Respon Delaminasi pada Komposit	72
BAB V	KESIMPULAN DAN SARAN	81
5.1	Kesimpulan.....	81
5.2	Saran.....	81
DAFTAR PUSTAKA		83
LAMPIRAN		87
UCAPAN TERIMA KASIH.....		99
BIODATA PENULIS.....		101

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Karateristic variasi partikel penguat dari komposit (Callister, 2010).....	1
Gambar 2.2 Konfigurasi <i>lay-up</i> pada komposit lamina (ASM Handbook Vol 21, 2002).....	6
Gambar 2.3 <i>Specific strength of material</i> (Kaw, 2006).....	7
Gambar 2.4 Perbandingan resin pada komposit (Kaw, 2006) ..	8
Gambar 2.5 Komposit yang terdiri dari beberapa lamina. (Jones, 1998).....	9
Gambar 2.6 Transformasi sumbu koordinat $z = 0, x = 0$ (Sulistijono, 2012).....	10
Gambar 2.7 Koordinat prinsipal dan lokal komposit (Jones, 1998).....	12
Gambar 2.8 <i>Physical</i> simetri dari <i>unidirectional</i> lamina (Jones, 1998).	13
Gambar 2.9 <i>Zero Thickness Interface</i> di antara 2 layer	14
Gambar 2.10 Delaminasi (a) <i>Mode I : Opening</i> (b) <i>Mode II : Shear</i> dan (c) <i>Mode III : Tearing</i> (Barbero, 2014).	15
Gambar 2.11 Hubungan <i>traction-displacement Cohesive bilinear interface elemen</i> (Crisfield, 2001).....	15
Gambar 2.12 Perambatan crack (Ghasemenjad, 2011).....	19
Gambar 2.13 Delaminasi tengah penelitian Kutlu (1995)	19
Gambar 2.14 Hasil penelitian Liu (2015)	20
Gambar 2.15 Perbandingan metode delaminasi. (Wasem, 2014)	21
Gambar 2.16 <i>Instability</i> Delaminasi (Elmarakbi, 2011).....	22
Gambar 2.17 Kuva <i>Load-Deflection</i> Delaminasi (Liu, 2011).22	22
Gambar 2.18 Pengaruh ukuran <i>mesh size</i> (Turon, 2007).....	24
Gambar 2.19 Pengaruh <i>damage onset</i> dan <i>mesh size</i>	24
Gambar 3.1 Diagram alir penelitian.....	27
Gambar 3.2 Diagram alir pemodelan.....	28
Gambar 3.3 Dimensi material	29
Gambar 3.4 Geometri elemen SOLID185 (Ansys 17 user manual).....	29

Gambar 3.5 Pemodelan dengan Ansys	30
Gambar 3.6 Hasil <i>meshing</i> pada komposit	30
Gambar 3.7 Lamina pada material komposit	30
Gambar 3.8 Geometri Elemen INTER205 (Ansys User Manual)	31
Gambar 3.9 Visualisasi panjang <i>initial crack</i>	33
Gambar 3.10 Visualisasi lokasi <i>initial crack</i>	33
Gambar 3.11 Visualisasi konfigurasi <i>lay-up Symetric</i> dan; (b) <i>Unsymetric</i>	34
Gambar 3.12 Visualiasi distribusi <i>initial crack</i> (a) 1 buah dan; (b) 2 buah	35
Gambar 3.9 Pemberian beban pada Ansys	36
Gambar 4.1 Geometri spesimen <i>case 1 (Reliable Test)</i>	38
Gambar 4.2 Kurva <i>Reaction Force-Displacement case 1</i> dengan eksperimental	38
Gambar 4.3 Distribusi Tegangan <i>Von Misses</i> pada <i>case 1</i> (<i>Reliable Test</i>) saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 1.17 mm; (c) 2.3 mm (<i>peak</i>); (d) 3.8 mm, dan; (e)10 mm	40
Gambar 4.4 Jumlah Elemen (a) <i>Coarse</i> ; (b) <i>Fine</i> , dan; (c) <i>Finest</i>	42
Gambar 4.5 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> terhadap <i>mesh sensitivity</i>	42
Gambar 4.6 Panjang <i>initial crack</i> (a) <i>case 2</i> (SYM-1-1/2T- 55); (b) <i>case 3</i> (SYM-1-1/2T-45); dan (c) <i>case 4</i> (SYM-1- 1/2T-30)	43
Gambar 4.7 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> dengan panjang <i>initial crack</i> berbeda	44
Gambar 4.8 Distribusi Tegangan <i>Von Misses</i> pada <i>case 2</i> (SYM-1-1/2T-55) saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 0.6 mm; (c) 1.2 mm (max); (d) 1.8 mm, dan; (e) 2.4 mm.	46
Gambar 4.9 Distribusi tegangan Von Misses $a = 55$ mm Saat <i>peak reaction force</i>	46
Gambar 4.10 Distribusi Tegangan Von Misses pada <i>case 3</i> (SYM-1-1/2T-45) saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 0.5 mm; (c) 1.0 mm (max); (d) 1.5 mm, dan; (e) 2.4 mm.	47

Gambar 4.11 Distribusi tegangan Von Mises $a = 45$ mm Saat <i>peak reaction force</i>	48
Gambar 4.12 Distribusi Tegangan Von Mises case 4 (SYM-1-1/2T-30) saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 0.2 mm; (c) 0.4 mm (max); (d) 1,4 mm, dan; (e) 2.4 mm	49
Gambar 4.13 Distribusi tegangan Von Mises ($a = 30$ mm) Saat <i>peak reaction force</i>	50
Gambar 4.14 Perbedaan lokasi <i>initial crack</i> pada case 2 (SYM-1-1/2T-55) dan case 5; (SYM-1-1/6T-55).	51
Gambar 4.15 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> $a = 55$ mm	52
Gambar 4.16 Distribusi Von Mises laminat atas pada (a) case 2 (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) case 5 (SYM-1-1/6T- 55) saat <i>peak</i>	53
Gambar 4.17 Distribusi Von Mises laminat bawah pada (a) case 2 (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) case 5 (SYM-1-1/6T- 55) saat <i>peak</i>	53
Gambar 4.18 Perbedaan lokasi <i>initial crack</i> pada case 3 (SYM-1-1/2T-45) dan case 6 (SYM-1-1/6T-45)	54
Gamba 4.19 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> $a = 45$ mm	55
Gambar 4.20 Distribusi Von Mises laminat atas pada (a) case 3 (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) case 6 (SYM-1-1/6T- 55) saat <i>peak</i>	56
Gambar 4.21 Distribusi Von Mises laminat bawah pada (a) case 3 (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) case 6 (SYM-1-1/6T- 55) saat <i>peak</i>	56
Gambar 4.22 Perbedaan lokasi <i>initial crack</i> $a = 30$ pada case 4 (SYM-1-1/2T-30); dan case 7 (SYM-1-1/6T-30). ...	57
Gambar 4.23 Kurva <i>Reaction Force- Displacement</i> $a = 30$ mm	58
Gambar 4.24 Distribusi Von Mises pada bagian atas (a) case 4 dan; (b) case 7	59
Gambar 4.25 Distribusi Von Mises pada bagian bawah (a) case 4 dan; (b) case 7.	59

Gambar 4.26 Lamina pada komposit saat a terletak $1/2 t$	60
Gambar 4.27 Konfigurasi arah serat 24 Layer a). <i>Symmetric</i> . b). <i>Unsymetric</i>	61
Gambar 4.28 Spesimen saat a berada $1/2 t$	61
Gambar 4.29 Kurva <i>Reaction Force-Displacement case 2</i> dan <i>case 8</i>	62
Gambar 4.30 Distribusi tegangan Von Misses (a) <i>case 2</i> ; dan (b) <i>case 8</i>	63
Gambar 4.31 Tegangan Von Misses <i>case 8</i> saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 0.78 mm (<i>peak</i>) ; (c) 3 mm; (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.	64
Gambar 4.32 lamina pada komposit saat $a = 1/6 t$	65
Gambar 4.33 Spesimen dengan $a = 1/6 t$	65
Gambar 4.34 Kurva <i>Reaction Force-Displacement case 5</i> dan <i>case 9</i>	66
Gambar 4.35 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 5</i> (<i>symetric</i>) dibagian atas saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b)2.68 mm; (c)3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan: (e) 6 mm.....	67
Gambar 4.36 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 4</i> (<i>symetric</i>) dibagian bawah saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b)2.68 mm; (c)3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan: (e) 6 mm. 68	
Gambar 4.37 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 9</i> dibagian atas saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 2.66 mm; (c)3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.	69
Gambar 4.38 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 9</i> dibagian bawah saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 2.66 mm; (c)3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm	70
Gambar 4.39 Distribusi <i>initial crack</i> a). <i>Symmetric</i> . b). <i>Unsymetric</i>	72
Gambar 4.40 Kurva <i>Reaction Force-Displacement case 8</i> (<i>symetric</i>) dan <i>case 9 (unsymetric)</i>	72
Gambar 4.41 Kurva <i>Reaction Force-Displacement</i> <i>symetric</i> dan <i>unsymetric</i> komposit.	73
Gambar 4.42 <i>Displacement</i> pada (a) <i>Symmetric</i> , dan; (b) <i>Unsymetric</i>	74

Gambar 4.43 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 10</i> <i>symetric</i> di bagian atas saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (<i>peak</i>); (c) 3.3 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.	75
Gambar 4.44 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 10</i> <i>symetric</i> di bagian bawah saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (<i>peak</i>); (c) 3.3 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.	76
Gambar 4.45 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 11</i> <i>unsymetric</i> di bagian atas saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (<i>peak</i>); (c) 3.3 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.	77
Gambar 4.46 Distribusi Tegangan Von Misses <i>case 11</i> <i>unsymetric</i> di bagian bawah saat <i>displacement</i> (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (<i>peak</i>); (c) 3.3 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.....	78

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Sifat mekanik komposit Carbon/Epoxy Komposit ..	27
Tabel 3.2 Sifat Mekanik <i>Cohesive Zone</i> Carbon/Epoxy.....	27
Tabel 3.3 Parameter penelitian	32
Tabel 3.4 Parameter uji.....	31
Tabel 4.1 Hasil simulasi delaminasi	37
Tabel 4.2 <i>Mesh Sensitivity</i>	41

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB I

PENDAHULUAN

Pada bab ini dibahas mengenai latar belakang, rumusan masalah, batasan penelitian, tujuan penelitian, dan manfaat penelitian.

1.1 Latar Belakang

Delaminasi 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. (Sulihitjono, 2012). 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 menahan beban. (Mohammadi, 2015).

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 (1995) telah melakukan penelitian tentang pengaruh ukuran delaminasi secara eksperimental pada komposit dengan beban kompresi. Dan yang terbaru, Muhammadi (2015) juga telah melakukan penelitian



BAB I PENDAHULUAN

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 dengan tujuan mengetahui pengaruh delaminasi pada komposit. Analisa menggunakan *finite elemen* dilakukan karena dalam eksperimen melibatkan banyak parameter dan *constrain* yang cukup kompleks, maka dalam melaksanakan pengujian eksperimental diperlukan peralatan yang modern. Selain itu diperlukan pula pengujian yang dilakukan berulang ulang untuk mengetahui dan memastikan karakteristik yang sebenarnya. Hal ini tentunya memakan biaya yang tidak sedikit dan juga diperlukan waktu yang panjang. Belum lagi, masalah ketidak homogenan dari parameter-parameter dari satu pengujian ke pengujian yang lain, Meskipun masalah ketidakhomogenan parameter dapat dipecahkan dengan pemakaian peralatan yang modern dan mahal, namun hal ini tentunya membuat pengujian tersebut tidak efektif dan efisien. Dengan semakin berkembangnya berbagai perangkat lunak berbasis metode elemen hingga para ahli mulai beralih dari analisis eksperimental ke analisis numerik. Tetapi pengujian eksperimental tidak ditinggalkan begitu saja. Pengujian eksperimental masih tetap dilakukan sebatas sebagai alat ukur untuk analisis numerik atau yang biasa disebut dengan verifikasi atau validasi dari pemodelan.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan penjabaran latar belakang diatas dapat ditarik beberapa masalah dalam penelitian ini yaitu:

1. Bagaimana pengaruh ukuran *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit *carbon/epoxy* laminat?
2. Bagaimana pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit *carbon/epoxy* laminat?
3. Bagaimana pengaruh konfigurasi *lay-up* terhadap terhadap respon delaminasi pada komposit *carbon/epoxy* laminat?



4. Bagaimana pengaruh distribusi *initial crack* terhadap terhadap respon delaminasi pada komposit *carbon/epoxy* laminat?

1.3 Batasan Masalah

Untuk mendapatkan hasil yang sesuai dengan referensi yang ada serta tidak menyimpang dari permasalahan yang ditinjau, maka terdapat beberapa batasan masalah yang perlu diperhitungkan, yaitu:

1. Material komposit dianggap sempurna.
2. Temperatur dianggap konstan.

1.4 Tujuan Penelitian

Penelitian ini memiliki beberapa tujuan, yaitu:

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

1.5 Manfaat Penelitian

Adapun manfaat yang dapat diambil dari penelitian ini yaitu 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.



BAB I PENDAHULUAN

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

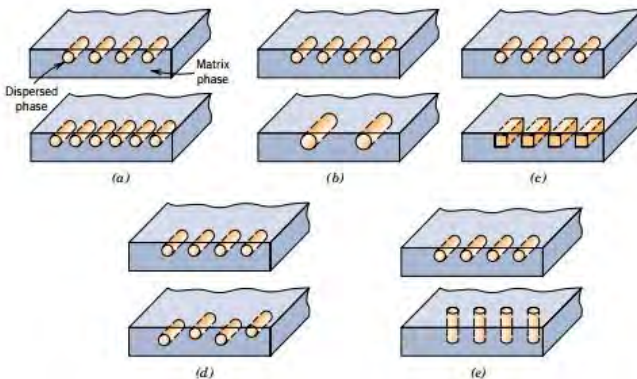
BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Bab ini membahas mengenai berbagai kajian literatur, teori-teori, dan hasil penelitian yang pernah dilakukan yang mendukung tujuan dari penelitian.

2.1 Komposit

Komposit didefinisikan sebagai suatu material yang terdiri dari dua komponen atau lebih yang memiliki sifat ataupun struktur berbeda yang dicampur secara fisik menjadi satu membentuk ikatan mekanik dengan struktur homogen secara makroskopik dan heterogen secara mikroskopik. Komposit ini tersusun atas dua atau fasa yang berbeda, yaitu fasa diskontinyu yang lebih kuat dan kaku biasanya disebut dengan penguat/*reinforcing* material, dan fasa kontinyu yang mengikat material penguat dan memberikan bentuk disebut dengan matriks. (Sulistijono, 2012).

Beberapa variasi dari penguat/*reinforcing* pada komposit disajikan pada gambar 2.1 dibawah ini.



Gambar 2. 1 Karakteristik variasi partikel penguat dari komposit (a) konsentrasi; (b) ukuran; (c) bentuk; (d) distribusi, dan; (e) orientasi. (Callister, 2009).

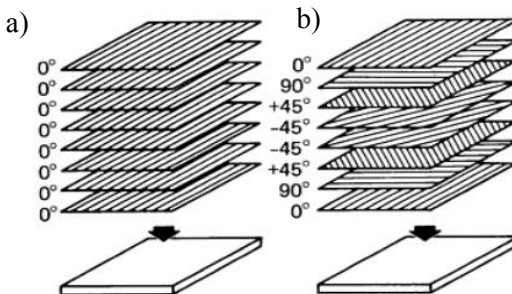


BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1.1 Komposit Laminat

Komposit lamina terdiri dari 2 *layer* atau minimal 2 material berbeda yang berikatan bersama. Penggunaan lamina atau material yang dikombinasikan ini digunakan untuk mendapatkan sifat baru yang lebih berguna. *Properties* yang dapat ditekankan pada penggunaan lamina diantaranya adalah *strength*, *stiffness*, *low weight*, *corrosion resistance*, *wear resistance*, *beauty of attractiveness*, *thermal insulation*, *acoustical insulation*. (Jones, 1998).

Properties dari setiap lamina ini berbeda-beda tergantung pada beberapa faktor diantaranya adalah arah yang bervariasi antara *layer* ke *layer*. Komposit lamina dapat didesain sesuai dengan kemauan *desainer* tergantung sifat yang ingin dicapai, seperti lebar antar lamina dan konfigurasi arah serat yang diinginkan. Menurut Callister (2014) ada 4 macam kelas komposit laminat yaitu, *unidirectional*, *cross-ply*, *angle-ply*, dan *multidirectional*.



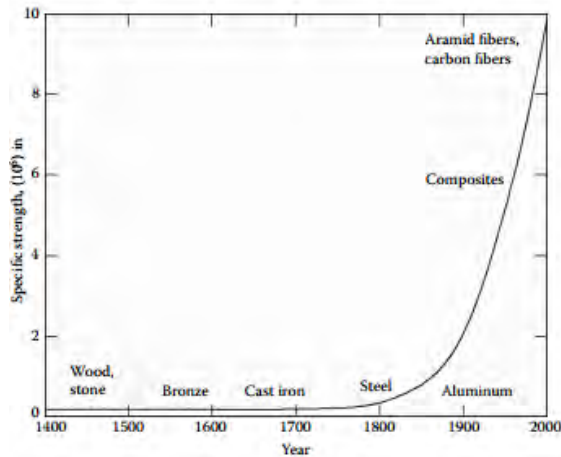
Gambar 2. 2 Konfigurasi *lay-up* pada komposit lamina
(a) *Unidirectional* (b) *Multidirectional* (ASM Handbook
Vol 21, 2002).

Gambar 2.2 (a) menunjukkan komposit lamina $[0^{\circ}_8]$ 8 *layer* dengan arah serat 0° sementara gambar 2.2 (b) menunjukkan variasi arah serat yang bermacam-macam atau *multidirectional*.



2.1.2 Carbon Fiber

Carbon dan *Graphite* fiber saat ini merupakan topik yang menarik pada komposit, dimana baik untuk membuat *carbon* ataupun *graphite fiber* bahan bakunya terbuat dari *rayon*, *pitch* atau PAN (*Polyacrylonitile*) fiber yang dipanaskan pada *inert atmosphere* sekitar 1700°C untuk mengkarbonisasi fiber. Untuk mendapatkan *graphite fiber* pemanasannya harus melibih 1700°C . (Kaw, 2006).



Gambar 2.3 *Specific strength of material* (Kaw, 2006).

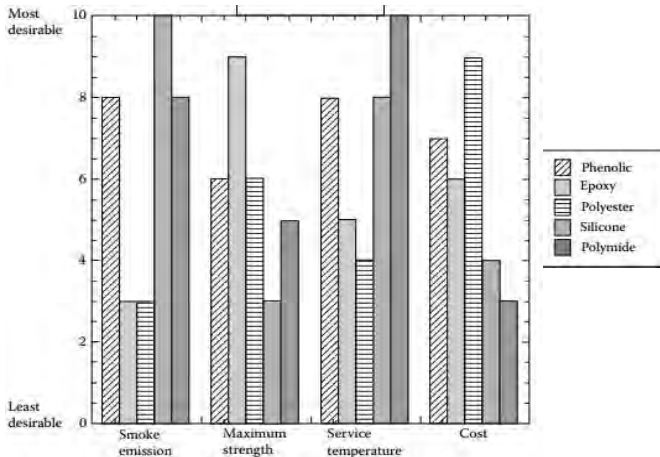
Gambar 2.3 menjelaskan penggunaan material dari tahun 1400 hingga ke jaman modern ini, semenjak pertengahan abad ke 19 telah berkembang penggunaan material komposit. Penggunaan material komposit ini dikarenakan memiliki *specific strength* yang lebih tinggi jika dibandingkan dengan logam sehingga aplikasinya lebih banyak. *Carbon fiber* ini diketahui mempunyai *high modulus* dan *high-strength*, aplikasinya digunakan pada komponen *aircraft* dll. Namun, kekurangannya adalah harganya yang cukup mahal. (Jones, 1998).



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1.3 Epoxy Resin

Ada banyak jenis resin pada komposit, seperti *polyester*, *phenolic*, *silicon*, *pholimed*, *epoxy* dll. Hal itu dikarenakan masing masing resin memiliki kekurangan dan kelebihanannya masing-masing.



Gambar 2. 4 Perbandingan resin pada komposit (Kaw, 2006).

Pada gambar 2.4 *Epoxy* resin memiliki keuntungan yaitu kekuatan mekanik yang tinggi dan memiliki ikatan yang tinggi terhadap metal dan *glass*, kerugiannya adalah biaya produksi yang tinggi dan proses produksi yang sulit. Menurut Kaw (2006) properties *epoxy* resin pada temperatur kamar memiliki nilai *specific gravity* sebesar 1.28, dengan *modulus young* 3.792 GPa, dan *Ultimate Tensile Strength* sebesar 82.74 MPa.

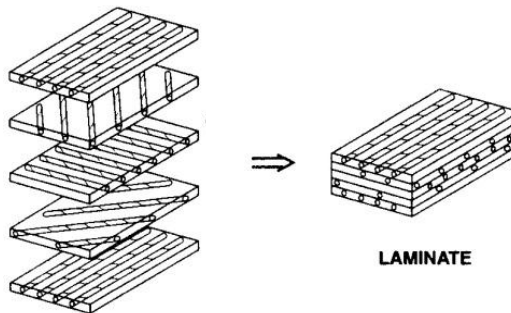
2.2 Makromekanik Komposit

Material komposit merupakan material yang heterogen yang didalamnya terdapat serat-serat yang kontinyu yang menyebabkan perbedaan sifat mekanik di setiap titik pada material komposit lamina. Namun bagaimanapun juga, hubungan tegangan dan



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

regangan komposit lamina bisa diadaptasi dari material homogen. Hubungan tegangan dan regangan pada lamina regangan bidang, *plane strain* (tebal), lamina dengan serat *unidirectional* dan kondisi regangan bidang lamina dengan serat unidireksional dan kondisi regangan bidang, *plane stress* (tipis) tanpa mempertimbangkan material yang membentuk lamina tersebut. Analisis yang dilakukan dengan cara ini disebut analisis mekanika-makro (Sulistijono, 2012).



Gambar 2. 5 Komposit yang terdiri dari beberapa lamina. (Jones, 1998).

Gambar 2.5 menunjukkan beberapa lamina yang bergabung menjadi 1 membentuk sebuah laminat komposit. Analisa secara keseluruhan dari laminat tersebutlah yang dinamakan analisa Makromekanik komposit.

Menurut hukum Hook dalam Kaw (2006). Ada 5 tipe material komposit berdasarkan interaksi sifat mekanik pada arah koordinat normal dengan arah gesernya, yaitu *anisotropik*, *monoklinik*, *orthotropik*, *isotropik transversal* dan *isotropik*. Namun khusus dalam hal ini yang dibahas hanyalah *orthotropik* saja.

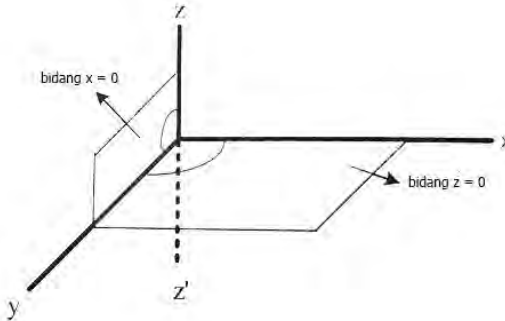
2.2.1 Orthotropik Material

Apabila ada 2 bidang yang merupakan bidang simetri, yaitu bidang $z = 0$, dan $x = 0$ maka material ini disebut dengan material *orthotropik* yang ditandai dengan tidak saling mempengaruhinya



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

sifat mekanik arah normal ($\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$) dan gesernya ($\tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{12}$). Untuk lebih jelas bisa dilihat pada gambar 2. 6.



Gambar 2. 6 Transformasi sumbu koordinat $z = 0, x = 0$
(Sulistijono, 2012)

Menurut Hook hubungan Tegangan-Regangan pada material *Orthotropik* disajikan pada persamaan 2.1.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Agar lebih spesifik menunjukkan material *orthotropik*, $[C]$ pada persamaan 2.1 diganti dengan notasi $[Q_{ij}]$ sehingga hubungan regangan tegangannya menjadi :

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Apabila persamaan 2.2 diinvers yang dihubungkan dengan matriks sesuaian $C_{ij} = \frac{1}{S_{ij}}$, maka hubungan tegangan regangannya :



$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Komposit lamina *unidireksional* yang tipis dianggap tidak memiliki tegangan regangan pada arah 3, arah ketebalan, maka $\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = nol$ sehingga hubungan regangan-tegangan material *orthotropik* hanya pada bidang 1-2 (Sulistijono, 2012). Sehingga:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Harga matriks kekakuan [Qij] dan harga matriks sesuaian [Sij] diperoleh dengan pengujian tarik lamina, dimana pada pengujian diperoleh harga perpanjangan spesimen yang bisa dikonversi ke harga regangan. Sehingga nilai komponen matriks sesuaian [Sij] adalah $S_{11} = \frac{1}{E_1}$, $S_{12} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}$, $S_{21} = \frac{1}{E_2}$ dan $S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$. Invers dari persamaan 2.4 memberikan hubungan tegangan-regangan sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

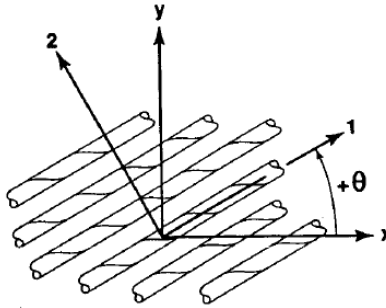
Dimana [Qij] adalah penurunan koefisien kekakuan yang relatif terhadap *compliance coefficient* sebagai : $Q_{11} = \frac{E_1}{1-\nu_{21}\nu_{12}}$, $Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}}$, $Q_{32} = \frac{E_2}{1-\nu_{21}\nu_{12}}$ dan $Q_{66} = G_{12}$ (Kaw, 2006).

Pada penjelasan diatas, tegangan dan regangan digambarkan pada koordinat material *principal/global* untuk material *orthotropik*, namun arah prinsipal tidak selalu tepat dengan arah koordinat yang cocok untuk solusi dari sebuah masalah. Maka dari itu dibutuhkan hubungan antara tegangan regangan prinsipal dan



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

lokal. Perhitungan ini dilakukan menggunakan koordinat prinsipal (x, y) dan lokal (1, 2) yang diperlihatkan pada gambar 2.12.



Gambar 2. 7 Koordinat prinsipal dan lokal komposit (Jones, 1998)

Dari gambar 2.7 dapat diperoleh rumusan untuk mengekspresikan tegangan pada koordinat sistem xy atau koordinat system 1-2 dimana $c = \cos \theta$ dan $s = \sin \theta$.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12}/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Transformasinya dapat ditulis sebagai:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy}/2 \end{bmatrix}$$

$$\text{Dimana: } [T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$$



Sehingga hubungan tegangan regangan pada koordinat x-y adalah:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Dimana,

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + Q_{22}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (2.9)$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(c^4 + s^4) \quad (2.10)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}s^4 + Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 \quad (2.11)$$

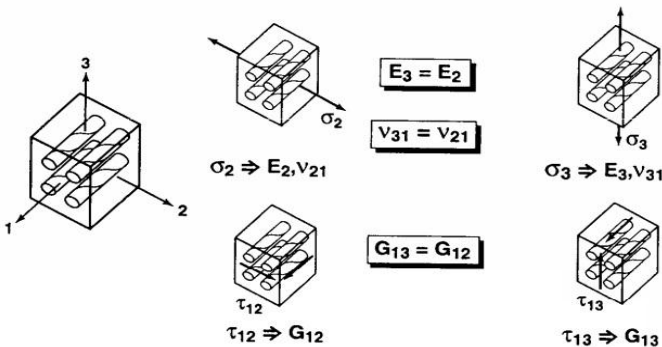
$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c \quad (2.12)$$

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})cs^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66})c^3s \quad (2.13)$$

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{12} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(c^4 + s^4) \quad (2.14)$$

2.3 Lamina Isotropik Transversal

Diantara *orthotropik* material dan *isotropik* terdapat material disebut *isotropik transversal*. Ini adalah spesial sub dari *orthotropik* material. diasumsikan *properties* pada arah 2 dan 3 adalah sama. *Isotropik transversal* dikarakterisasi dengan bidang *isotropik* pada tiap titik pada material. Dengan mengasumsikan bidang 1-2 sebagai bidang *isotropik* pada tiap titik, maka dibutuhkan $E_2 = E_3 = E_p$, $V_{13} = V_{12} = V_{tp}$, dan $G_{13} = G_{12} = G_t$, $G_p = E_p / 2(1+V_p)$ (Abaqus user's manual, 2007).



Gambar 2. 8 Physical simetri dari *unidirectional* lamina (Jones, 1998).

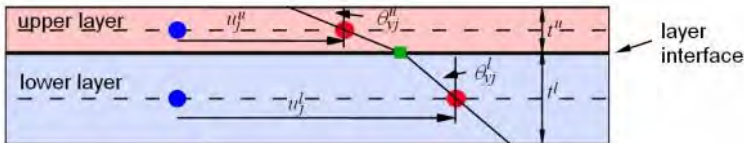


BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Pada gambar 2.8 asumsi yang digunakan adalah pertama, $E_3 = E_2$ karena kedua modulus elastisitas tersebut memiliki kondisi yang sama apabila dikenai pembebanan σ_3 atau σ_2 . Asumsi kedua, $\nu_{31} = \nu_{21}$ ($\nu_{13} = \nu_{12}$) dengan alasan yang sama dengan asumsi pertama. Asumsi ketiga, $G_{13} = G_{12}$ karena ketika pembebanan geser τ_{13} atau τ_{12} diterapkan, deformasi yang dihasilkan identik karena geometri lamina simetri maka modulus gesernya juga identik. Ketika memperhitungkan perbedaan E_1 dari E_2 pada bidang 1-2, maka dapat dikenali material tersebut sebagai lamina *isotropik transversal*, namun ketika hanya konsen pada bidang 1-2 maka disebut lamina *isotropik*. Dan jika lamina dikompaksi pada ketiga arah saat proses *curing* dan kemudian terdapat sedikit perbedaan sifat pada arah 2 dan 3, maka material tersebut menjadi *orthotropik* 3D seperti pada gambar 2.12. (Jones 1998).

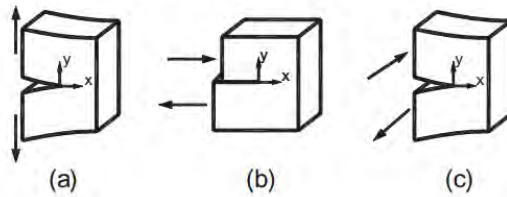
2.4 Cohesive Zone Model

Analisa delaminasi bisa dilakukan menggunakan *Cohesive Zone Modelling* (CZM), dimana elemen ini biasa digunakan untuk mendeteksi pertumbuhan delaminasi. *Cohesive* elemen ini didesain untuk merepresentasikan delaminasi saat ketebalan *interface*-nya 0 (*zero thickness*) diantara *layer* dari elemen 3 dimensi.



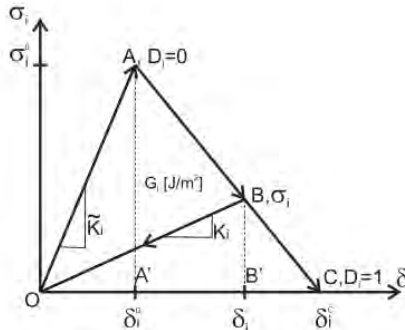
Gambar 2. 9 Zero thickness interface elemen diantara 2 layer komposit.

Gambar 2.9 menjelaskan *zero thickness* diantara *upper layer* dan *lower layer* pada penggunaan formula *Cohesive Zone Modelling* (CZM). Metode *interface elemen* mendefinisikan delaminasi sebagai pemisahan antara *traction-displacement jump*.



Gambar 2. 10 Delaminasi (a) Mode I : *Opening* (b) Mode II : *Shear* dan (c) Mode III : *Tearing* (Barbero, 2014).

Pada gambar 2.10 menunjukkan beberapa mode delaminasi pada *Double Cantilever Beam* (DCB). Gambar (a) *Opening* menunjukkan delaminasi dengan pembebanan arah normal sumbu y , sementara gambar (b) menunjukkan pembebanan dengan arah geser pada sumbu x dan, (c) menunjukkan pembebanan dengan arah sumbu z . Setiap mode retak baik mode I, II ataupun mode III akan memiliki nilai *critical energy release rate* G_{IC} , G_{IIC} , dan G_{IIIC} yang berbeda dimana nilainya tergantung pada karakteristik tiap material. Pada penelitian kali ini, hukum yang dipakai untuk menjelaskan delaminasi adalah *CZM bilinear cohesive elemen* yang dikembangkan oleh Alfano and Crisfield (2001).



Gambar 2. 11 Hubungan *traction-displacement cohesive bilinear interface elemen* (Crisfield, 2001).

Gambar 2.11 menjelaskan pemisahan antara elemen CZM dimana nilai *displacement* (δ_i) berhubungan dengan nilai *surface*



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

traction (σ_i) yang melewati *interface stiffness* (K_i), yang biasa disebut dengan *penalty stiffness*. Nilai material *material stiffness* faktor (K_i), disini ditentukan berdasarkan *trial* dan *error* untuk mendapatkan hasil yang paling sesuai dengan eksperimen.

2.4.1 Single Mode Cohesive Model

Pada bagian ini, yang dibahas adalah deformasi pada *single mode* delaminasi. Baik untuk mode I, II, dan III (gambar 2.19) menggunakan formula yang serupa dengan *traction* (σ_i) dimana $i = I, II, III$ menunjukkan *traction* pada setiap modeny.

Perilaku material dengan hukum CZM pada gambar 2.20 diasumsikan *linier-elastic* pada titik OA, dan *damaging-elastic* setelah itu pada titik OB. Konsekuensinya adalah, *stress-separation* menjadi :

$$\sigma_i = K_i \delta_i \quad (2.15)$$

dan

$$K_i = (1 - D_i) \hat{K}_i \quad (2.16)$$

Dimana D_i adalah *damage* variabel dan \hat{K}_i dalam $[N/mm^2]$ adalah nilai *stiffness* dari *undamage material* dari *interface*, yang berkaitan nilainya terhadap *stress* σ_i dan *displacement* δ_i diantara elemen. Nilai dari \hat{K}_i adalah *properties* tambahan untuk CZM, dimana nilainya berbeda dari *modulus young* E untuk deformasi ataupun G untuk *shear deformation*.

Untuk setiap mode, ada tingkat *stress* kritis atau *peak* σ_i^0 dan *displacement* δ_i^0 yang disebut *damage onset* dimana 2 lamina dikatakan tidak berpisah sepenuhnya menjadi *physical crack* hanya saja material mulai kehilangan kekakuannya. σ_i^0 menunjukkan nilai kekuatan dari *interface* dengan masing-masing merepresentasikan nilai kekuatan dari setiap mode $\sigma_i^0, \sigma_{ii}^0$, dan σ_{iii}^0 . dalam CZM mode ini disebut dengan *damage mode* karena CZM tidak menggunakan hukum *fracture mechanics*, sebagai gantinya CZM menggantikan *fracture* mekanik dengan *continuum damage mechanics problem*.

Nilai kekuatan *interface* adalah material tambahan yang dibutuhkan oleh CZM. Karena itu, nilai *damage initiation criteria*:

$$\sigma_i = \sigma_i^0 \quad (2.17)$$



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

dan pemisahan pada saat *damage onset* adalah :

$$\delta_i^0 = \sigma_i^0 / K_i \quad (2.18)$$

Setelah *damage onset*, *interface material* mulai kehilangan kekakuannya (titik OB gambar 2.20) ingat, bahwasannya ada banyak *damage* variabel D_I , D_{II} , D_{III} , yang harus ditentukan selama analisa. *Damage* variabel harus memenuhi kriteria berikut ini :

- $D = 0$, sampai *damage onset* (titik OA, gambar 2.20) *interface material* belum mengalami *damage*, masih mempertahankan kekakuan awal.
- $0 < D < 1$, secara bertahap material kehilangan kekakuannya (titik OA-OC, gambar 2.20).
- $D = 1$ pada saat titik *fracture* (titik C, gambar 2.20) dimana tidak ada lagi kekakuan yang berarti tidak ada *stress* yang tersedia lagi pada *interface*.

Berdasarkan referensi gambar 2.11 didapatkan:

$$D_i = \begin{cases} 0, & \delta_i \leq \delta_i^0 \\ 0, & \delta_i = \delta_i^c \end{cases} \quad (2.19)$$

Pada tegangan-regangan menurut gambar 2.11, perilaku *cohesive* digambarkan sebagai *stress softening*. Artinya setelah *damage onset*, di titik σ_i memiliki nilai yang lebih rendah daripada σ_i^0 . CZM masih menggunakan asumsi klasik dari *continuum damage mechanics*, Oleh karena itu, pemberian beban pada titik tertentu misal titik B pada garis menyebabkan material kembali ke titik asalnya. (Barbero, 2014).

Pada titik C, terjadi total *fracture* dari ikatan *cohesive* ketika kekakuan dari *interface* berkurang ke 0, berdasarkan fakta bahwasannya *total loss* dari kekakuan dan *total loss* dari *cohesive stress transfer* tidak berdampak sampai titik C. CZM berhubungan dengan kriteria perambatan *crack* Griffith, luas daerah pada kurva $(\sigma-\delta)$ sama dengan nilai ERR kritisi G_{ic} .

$$\delta_i^c = 2G_{ic} / \sigma_i^0 \quad (2.20)$$

dimana ada nilai ERR untuk setiap mode kerusakan G_{ic} dengan $i = I, II, III$ menunjukkan nilai ERR untuk setiap mode. Nilai ERR



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

adalah nilai yang dibutuhkan untuk analisa menggunakan CZM sebagai tambahan dari 3 nilai σ_i^0 dan 3 nilai *interface stiffness* \bar{K}_i . Oleh karena itu, kekurangan dari CZM adalah terlalu banyak variabel eksperimen yang dibutuhkan. Dengan mensubstitusi persamaan (2.17) dan persamaan (2.18) didapatkan:

$$D_i = 1 - \frac{\sigma_i \delta_i}{\sigma_i^0 \delta_i^0} \quad (2.21)$$

dengan menyamakan segitiga BB'C dan AA'C didapatkan

$$\frac{\sigma_i}{\sigma_i^0} = \frac{\delta_i^0 - \delta_i}{\delta_i^0 - \delta_i^c} \quad (2.22)$$

setelah disubstitusi dengan persamaan (2.21) didapatkan

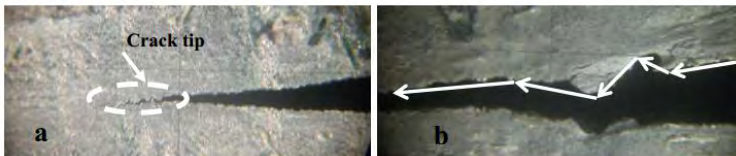
$$D_i = \frac{\delta_i^c (\delta_i - \delta_i^0)}{\delta_i (\delta_i^c - \delta_i^0)} \quad (2.23)$$

dengan cara ini, *damage* variabel D_i dihitung sebagai fungsi relatif pemisahan antara permukaan lamina δ_i yang mana dikalkulasikan menggunakan *finite* elemen dan nilai δ_i^0 dan δ_i^c telah dihitung sebelumnya.

Persamaan diatas ini hanya berlaku untuk kasus yang hanya murni mode I, mode II, dan mode III saja. Untuk kasus lain, dapat dihitung menggunakan formula *mixed mode*. (Barbero, 2014).

2.5 Kegagalan Delaminasi Pada Komposit

Sejak berkembangnya material komposit pada pertengahan abad ke 19. Penelitian tentang komposit terus berkembang, hingga saat ini penelitian analisa kegagalan pada komposit juga terus dilakukan. Penelitian tentang delaminasi pada komposit yang berkembang bisa dilakukan dengan eksperimental, *analytical* dan menggunakan metode *modelling* atau *finite elemen*. (Gu, 1999).

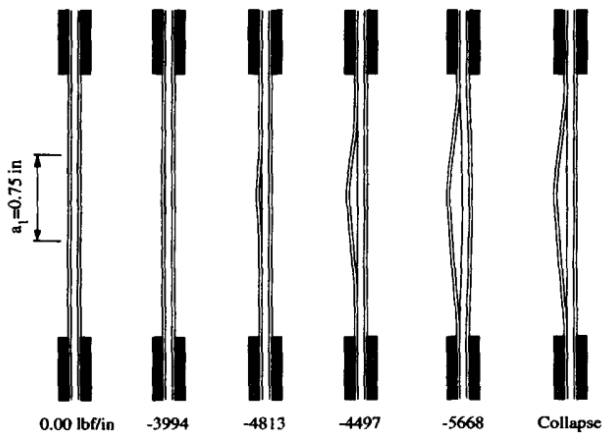


Gambar 2. 12 Perambatan *crack* (Ghasemenjad, 2011).



Pada gambar 2.12 (a) dijelaskan bahwa salah satu sebab terjadinya delaminasi adalah adanya *crack tip* atau *initial crack* pada material, selanjutnya pada gambar 2.12 (b) *crack tip* tersebut akan bergerak dengan adanya gaya yang bekerja pada benda sehingga menyebabkan pertumbuhan delaminasi.

Pada delaminasi tengah mekanisme delaminasi bisa dilakukan dengan cara memberikan beban kompresi maupun beban tarik kepada material.



Gambar 2. 13 Delaminasi tengah (Kutlu, 1995).

Gambar 2.13 menunjukkan bahwa semakin bertambahnya beban kompresi dari kiri-kanan menyebabkan delaminasi pada spesimen hingga spesimen *collapse*.

2.6 Perkembangan Penelitian Delaminasi pada Komposit.

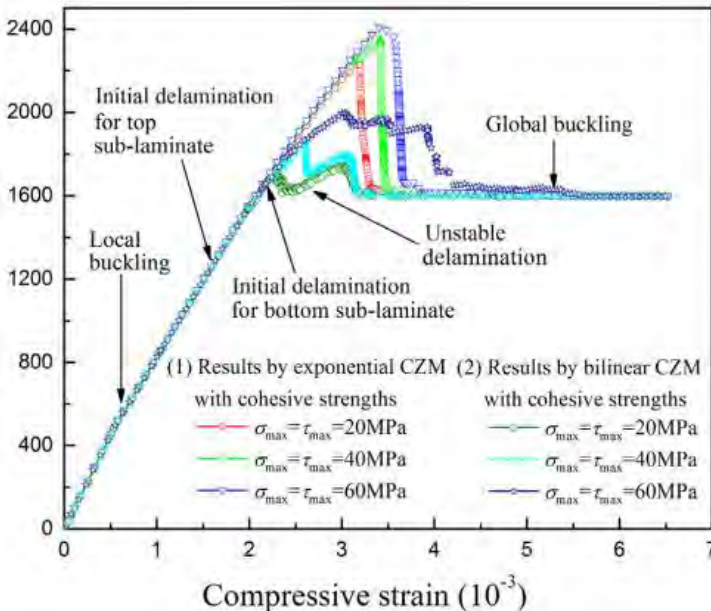
Beberapa penelitian sudah dilakukan berkaitan dengan delaminasi pada komposit lamina diantaranya adalah :

Liu (2015) telah melakukan penelitian menggunakan *finite elemen* dengan metode *cohesive zone*. Material yang dipakai yaitu komposit *carbon/epoxy* dengan ukuran 2.54 mm x 50.8 mm dan 5.08 mm, delaminasi terletak ditengah dengan beban kompresi.



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Variasi delaminasi berupa letak, arah serat, dan ukuran delaminasi, dan jumlah delaminasi. Delaminasi menggunakan *cohesive* baik secara *eksponensial* dan *bilinier* metode yang kemudian divalidasi dengan hasil eksperimen.



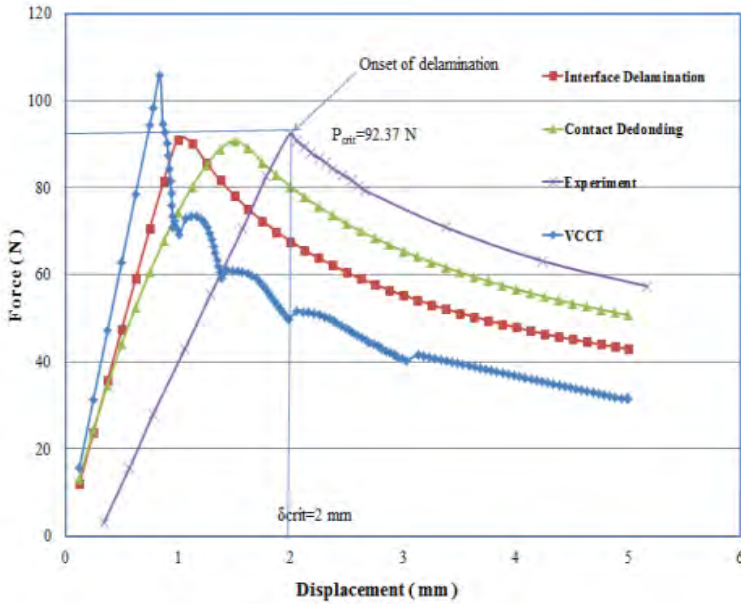
Gambar 2. 14 Delaminasi Tengah (Liu, 2015).

Gambar 2.14 menunjukkan, hasil peneliti Liu (2015) bahwa ada beberapa tahapan delaminasi yaitu, *local buckling*, *initial delaminasi*, *unstable delamination*, dan nilai *global buckling* yang menunjukkan hasil yang sama baiknya untuk berbagai variasi. Tak hanya itu, Hasil penelitian Liu ini membuktikan bahwasannya *finite elemen* bisa memodelkan dengan baik fenomena delaminasi pada komposit dimana *error* yang dihasilkan yaitu amat sedikit (kurang dari 5%).

Wasem (2014), telah melakukan penelitian tentang berbagai macam metode yang paling tepat untuk digunakan memodelkan delaminasi pada komposit.



BAB II TINJAUAN PUSTAKA



Gambar 2.15 Perbandingan metode delaminasi.
(Wasem, 2014).

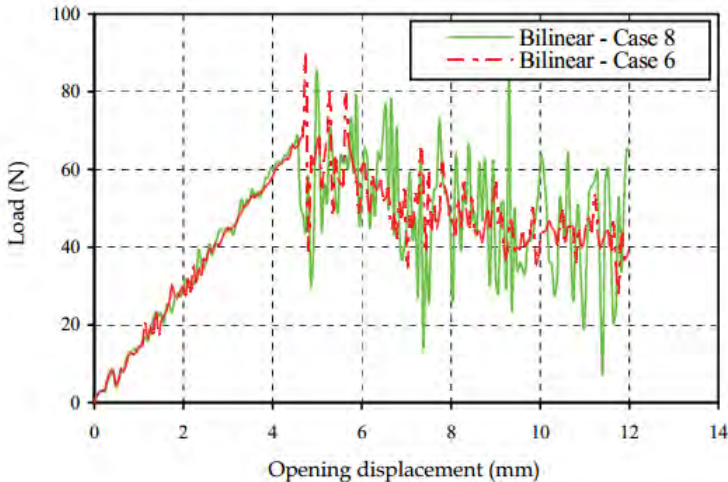
Gambar 2.15 menunjukkan berbagai macam metode untuk memodelkan delaminasi pada komposit. Hasilnya didapatkan bahwa semua metode mampu untuk memodelkan *peak reaction force*, baik itu metode *interface elemen*, *contact debonding*, maupun VCCT. Namun pada metode VCCT didapatkan *peak reaction force* yang terlalu tinggi dan *displacement* yang terlalu rendah, sementara menggunakan metode *contact* maupun *interface elemen* nilai *peak reaction force* lebih akurat jika dibandingkan dengan eksperimen. Sementara pada nilai *peak displacement* sendiri didapatkan bahwasannya nilai *interface elemen* setengah dari nilai eksperimen jika menggunakan *bilinier interface cohesive elemen*.

Elmarakbi (2011) juga telah melakukan simulasi dengan *Cohesive Zone Modelling* dan hasilnya kemudian dibandingkan dengan eksperimen. Elmarakbi meneliti beberapa pengaruh



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

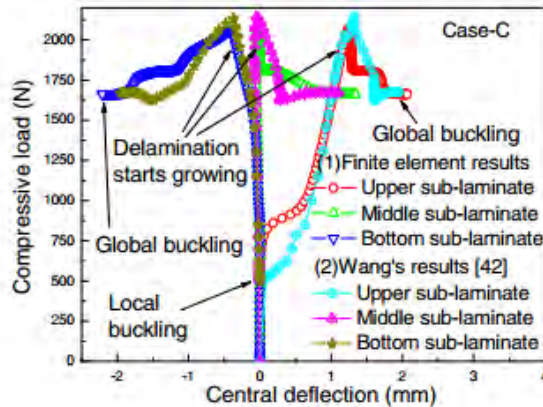
seperti nilai K , σ_n^o , dan *mesh sensitivity* terhadap respon delaminasi pada komposit. Hasil dari variasi K dan σ_n^o menyebabkan respon *instability* pada kurva *force-displacement* seperti pada gambar 2.16 dibawah ini :



Gambar 2.16 *Instability* delaminasi (Elmarakbi, 2011).

Oleh sebab itulah, beberapa nilai harus dikombinasikan dengan baik agar *stability* setelah *peak reaction force* bisa terjadi.

Liu (2011) melakukan penelitian tentang delaminasi tengah, dengan memvariasikan jumlah, konfigurasi *lay up*, dan letak delaminasi dengan pemberian beban kompresi kepada material menggunakan metode VCCT.



Gambar 2. 17 Kuva *load-deflection delaminasi* (Liu, 2011).

Gambar 2.17 menunjukkan hasil penelitian Liu saat jumlah initial delaminasi lebih dari 1 buah. Secara keseluruhan hasilnya penelitiannya mampu memodelkan delaminasi dengan baik menggunakan metode VCCT.

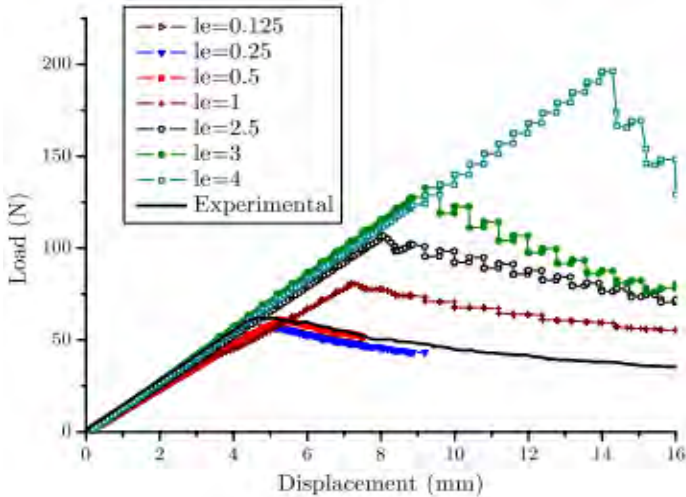
Balzani (2007), menggunakan *modelling* dengan hukum *cohesive zone*, material yang digunakan adalah AS-4/PEEK dengan ukuran panjang = 150 mm x 25.4 mm dan ketebalan $2h = 3.05$ mm. Pada *test DCB* yang digunakan adalah murni mode 1 dengan beban kompresi dan delaminasi diletakkan di tengah. Sementara tes menggunakan *mixed mode* dilakukan dengan *End Notched Flexure (ENF)* dengan ukuran delaminasi yang bervariasi. Penelitian ini dilakukan untuk membandingkan dengan penelitian Camanho, Da 'vila (2002) dan Ortiz, Pandolfi (1999). Kedua hukum *cohesive* mampu mengembangkan dengan baik fenomena delaminasi. Namun *metode linier softening model* yang dikembangkan oleh Camanho, Da'vila (2002) gagal meng-*converge* pada beberapa *finite elemen*.

Turon (2007), mencari nilai optimal dari *mesh size*, *interface stiffness*, dan *interface strength* pada *cohesive zone modelling*. Material adalah *carbon fiber epoxy laminate*. spesimen mempunyai

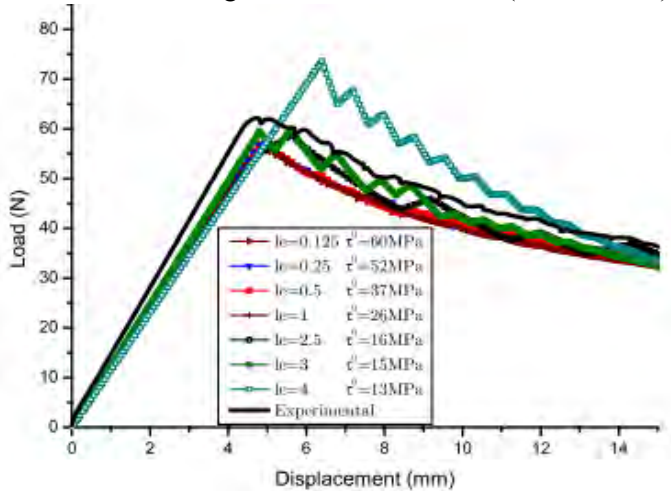


BAB II TINJAUAN PUSTAKA

panjang 150 mm x 20.0 mm, dengan 2 lengan masing masing tebal 1.98-mm, dan panjang *initial crack* 55 mm.



Gambar 2. 18 Pengaruh ukuran *mesh size* (Turon, 2007).



Gambar 2. 19 Pengaruh *damage onset* dan *mesh size* (Turon, 2007).



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Gambar 2.17 dan gambar 2.18 menjelaskan bagaimana pengaruh ukuran *mesh size* dan *damage onset* saat diaplikasikan untuk menyelesaikan masalah delaminasi. Beberapa variasi dari *mesh size*, *damage onset*, dan *interface stiffness* yang tidak tepat menyebabkan hasil yang jauh berbeda dengan eksperimental dan berkaitan dengan kemampuan *software modelling* dalam menyelesaikan masalah (*convergence*).

Camanho (2002) melakukan penelitian delaminasi pada DCB dengan ukuran 150 mm, 20, dan 3.96 mm menggunakan *cohesive modelling* dengan panjang *initial crack* 55 mm ditengah spesimen., hasil penelitian Camanho ini mampu memodelkan delaminasi dengan baik dan menghasilkan *error* 6% jika dibandingkan dengan eksperimen.

Gu (1999) secara eksperimental, meneliti fenomena mekanik dan mekanisme delaminasi *buckling* dan *postbuckling* pada komposit HYE-3574 OH *graphite/epoxy*. Delaminasi dikondisikan pada tengah komposit dimensi (28 mm x 5.1 mm. Dengan ketebalan (t) 5.1 mm menggunakan variasi *structural configuration*, seperti arah serat, lokasi delaminasi, dan panjang delaminasi. Hasil dari eksperimental ini digunakan untuk memvalidasi *high order theory* delaminasi *buckling* dan *postbuckling* yang telah dikembangkan oleh Chattopadhyay dan Gu.

Kutlu (1995) Menggunakan metode eksperimen dan numerikal, yaitu mengkompresi sebuah komposit T300/976 dimana terdiri dari 2 bagian : (a) eksperimen dengan pelat panel yang terdapat delaminasi tengah; dan (b) eksperimen dengan panel *cylindrical* yang terdapat delaminasi. Variasi berupa ukuran, lokasi, dan jumlah delaminasi. Meskipun saat itu metode *numerical* belum berkembang seperti sekarang, namun prediksi secara *numerical* sangat baik dan sesuai dengan hasil eksperimen.



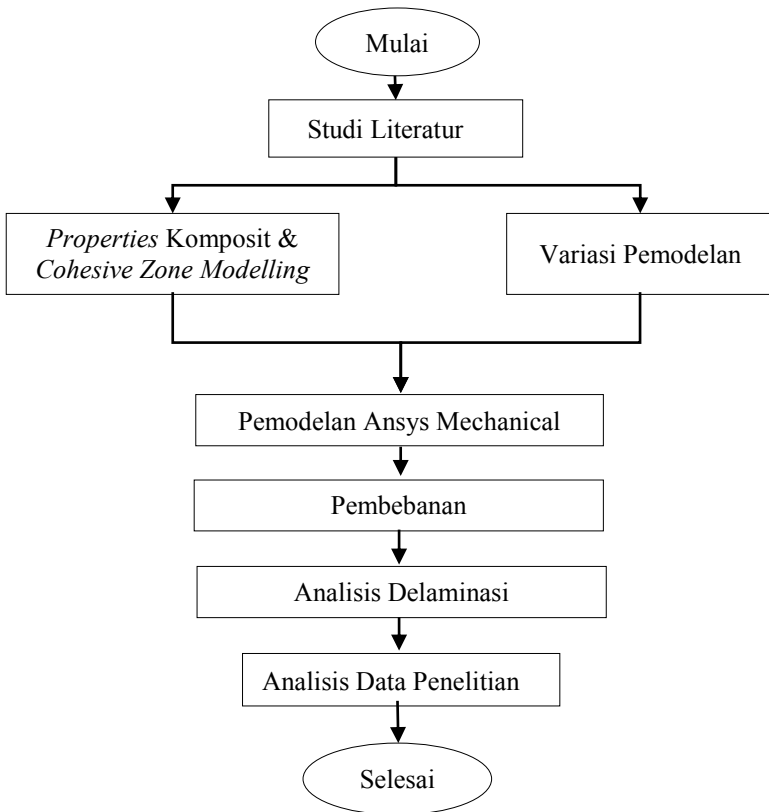
BAB II TINJAUAN PUSTAKA

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB III METODE PENELITIAN

Bab III berisi metode yang digunakan dalam penelitian, spesifikasi material komposit, dan pemodelan yang dilakukan dengan menggunakan *software* elemen hingga.

3.1. Diagram Alir



Gambar 3. 1 Diagram alir penelitian.



BAB III METODE PENELITIAN

3.2. Spesifikasi Material

Properti dari material komposit dan model *cohesive* disajikan dibawah ini.

3.2.1. Material Komposit

Material komposit yang digunakan adalah *Carbon Fiber Reinforced Epoxy Lamina* Data-data properti material yang didapat berasal dari jurnal Camanho (2002). Untuk sifat mekanik komposit *Carbon/Epoxy lamina* disajikan pada Tabel dibawah ini:

Tabel 3.1 Sifat mekanik komposit
Carbon/Epoxy.

Sifat Mekanik	Nilai
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

3.2.2. Cohesive Zone Model

Cohesive zone properties yang digunakan pada penelitian ini berdasarkan literatur yang sama yang disajikan secara lengkap pada Tabel dibawah ini.

Tabel 3.2 Sifat Mekanik *Cohesive Zone*
Carbon/Epoxy

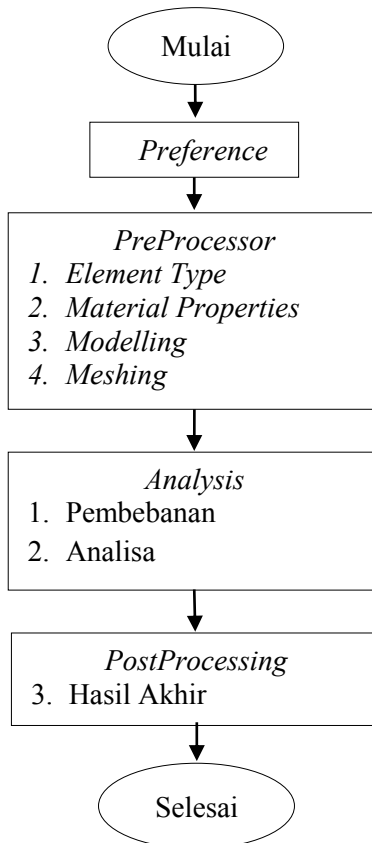
Sifat Mekanik	Nilai
G_{Ic} (N/mm)	0.268
σ_n^0 (N/mm ²)	45
K	10^6



3.3. Peralatan

Proses penelitian dilakukan menggunakan PC Inter Pentium (R) 2030 Dual CPU 3.00 Ghz, RAM 8 Giga dengan perangkat lunak *Ansys Mechanical APDL Release 17.0* yang digunakan untuk membuat pemodelan geometri dan simulasi delaminasi

3.4. Proses Penelitian Pada Ansys



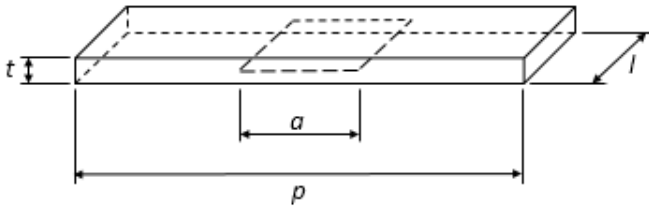
Gambar 3. 2 Diagram alir pemodelan.



BAB III METODE PENELITIAN

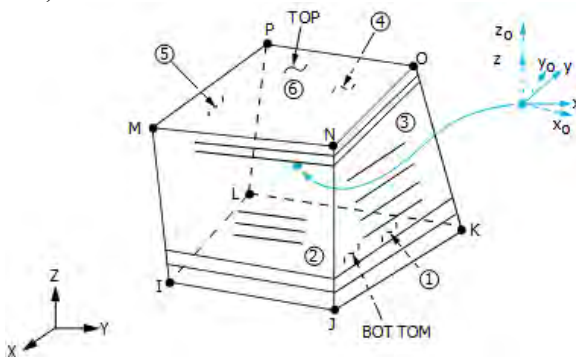
3.4.1 Pemodelan Komposit

Komposit *Carbon/Epoxy lamina* terdiri dari beberapa lapis *layer* (n_{layer}) yang memiliki geometri panjang, lebar dan 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. Untuk lebih jelasnya lihat gambar 3.3 dibawah ini :



Gambar 3. 3 Dimensi material.

Nilai a menunjukkan adanya *initial crack* dimana a yang digunakan pada penelitian ini bervariasi. Sementara itu, elemen yang digunakan pada komposit adalah *8-node solid element* (SOLID185).



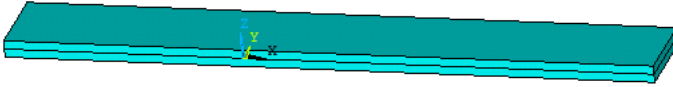
Gambar 3. 4 Geometri elemen SOLID185

(*Ansys 17 user manual*).

Gambar 3.4 menunjukkan geometri elemen SOLID185 dimana memiliki 8 *node* yang memiliki 3 derajat kebebasan (*degree of freedom*) arah x, y dan z pada setiap *node*-nya dan



mampu memodelkan material solid dan komposit. Sedangkan jenis material yang digunakan pada komposit adalah *orthotropik*.



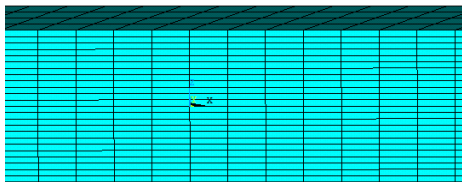
Gambar 3. 5 Pemodelan dengan Ansys.

Gambar 3.5 menunjukkan pemodelan volume material komposit dengan *ansys*. sementara itu metode *Meshing* yang digunakan adalah *Sweep per line* dengan elemen *hexahedron*. Ukuran elemen memiliki kerapatan 1 mm pada arah panjang dan 5 mm pada arah lebar seperti gambar dibawah ini.



Gambar 3. 6 Hasil *meshing* pada komposit.

Hasil *meshing* pada spesimen komposit ditunjukkan oleh gambar 3.6 sementara lamina pada komposit di integrasikan kedalam *software Ansys* melalui *section command*.



Gambar 3. 7 Lamina pada material komposit.

Gambar 3.7 menunjukkan hasil *meshing* setelah dimasukkannya *section command* pada komposit dengan jumlah 24 lamina, dengan jumlah *meshing* 1 elemen pada setiap laminanya.

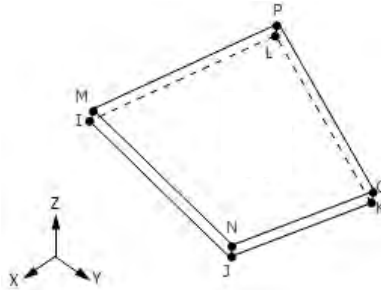
3.4.2 Permodelan Cohesive Zone

Permodelan *Cohesive Zone* disini menggunakan *interface element* dengan hukum *bilinier Cohesive Zone Modelling (CZM)* dimana *area cohesive* diletakkan diantara volume komposit yang



BAB III METODE PENELITIAN

tidak mengalami delaminasi. Jenis elemen yang digunakan adalah *cohesive 8 node 205* (INTER205).



Gambar 3. 8 Geometri Element INTER205
(Ansys User Manual).

Gambar 3.8 menunjukkan geometri INTER205 dengan 3 derajat kebebasan x,y,dan z. Elemen ini merupakan pasangan dari elemen SOLID185 untuk pemodelan delaminasi secara 3 dimensi.

3.4.3 Parameter Penelitian dan Visualisasi

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.

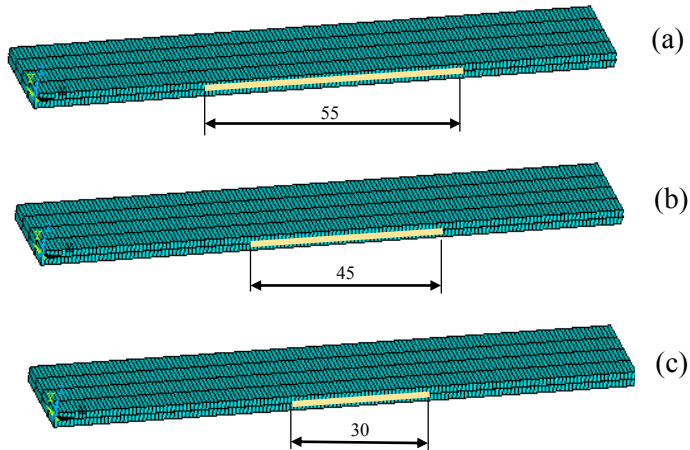
Tabel 3.3 Parameter Penelitian

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>	Symetric	Unsymetric	-
4	Distribusi	1	2	-

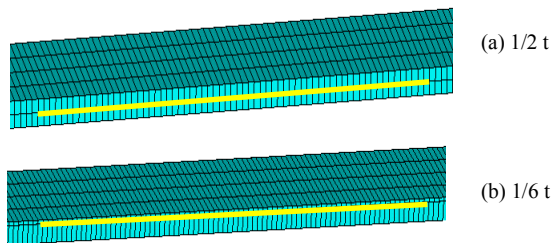


BAB III METODE PENELITIAN

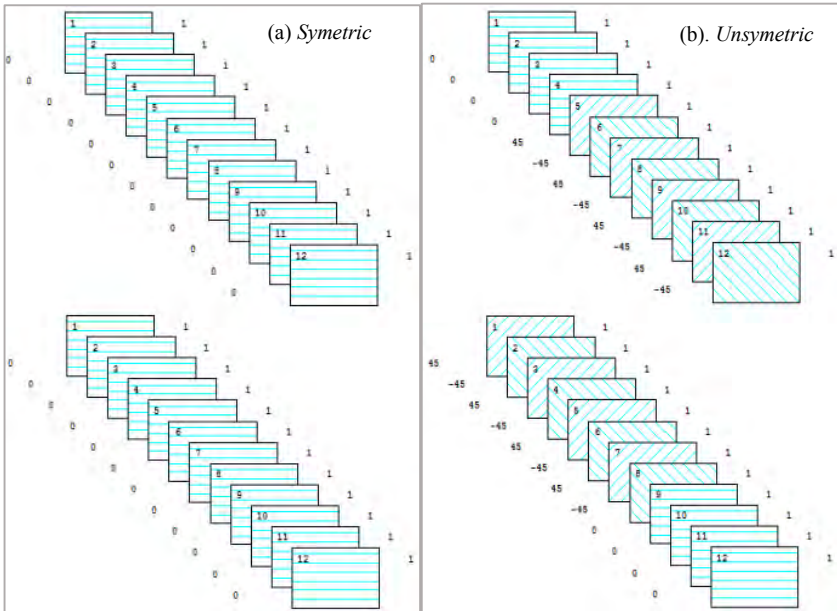
Tabel 3.3 menunjukkan parameter yang digunakan pada penelitian kali ini dimana terdapat 3 variasi untuk panjang *initial crack*, sementara 2 variasi untuk yang lainnya. Visualiasi dari tabel 3.3 disajikan pada gambar berikut :



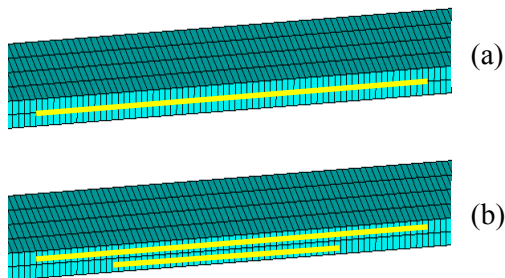
Gambar 3. 9 Visualisasi panjang *initial crack*.
(a) 55 mm; (b) 45 mm, dan; (c) 30 mm.



Gambar 3. 10 Visualisasi lokasi *initial crack*.



Gambar 3. 11 Visualisasi konfigurasi *lay-up* (a) *Symetric* dan; (b) *Unsymetric*.



Gambar 3. 12 Visualiasi distribusi *initial crack* (a) 1 buah dan; (b) 2 buah.

Gambar 3.9 sampai gambar 3.12 menunjukkan visualisasi dari tabel 3.3. pada gambar 3.9 panjang *initial crack* 55, 45, dan 30



BAB III METODE PENELITIAN

ditunjukkan berturut turut oleh 3.9 (a), (b), dan (c). Pada gambar 3.10, lokasi *initial crack* 1/2 t menunjukkan lokasi saat *initial crack* tepat berada di tengah, sementara saat 1/6 t lokasi *initial crack* berada di atas. Pada gambar 3.11 konfigurasi serat *symetric* adalah 0^0 dengan jumlah lamina 24 *layer* $[0_{24}]$, sementara *unsymetric* adalah kombinasi 0^0 dan 45^0 dengan jumlah lamina 24 *layer* $[0_4/(\pm 45)_{16}/0_4]$.

Tabel 3.4 Parameter Uji

Case	Lay-ups	Dis tri busi	Lok asi	Panjang Crack (a)	Kode
1	$[0_{12}/0_{12}]$ Symetric	1	1/2 t	55	Reliable Test
2	$[0_{12}/0_{12}]$ Symetric	1	1/2 t	55	SYM-1-1/2T-55
3	$[0_{12}/0_{12}]$ Symetric	1	1/2 t	45	SYM-1-1/2T-45
4	$[0_{12}/0_{12}]$ Symetric	1	1/2 t	30	SYM-1-1/2T-30
5	$[0_{20}/0_4]$ Symetric	1	1/6 t	55	SYM-1-1/6T-55
6	$[0_{20}/0_4]$ Symetric	1	1/6 t	45	SYM-1-1/6T-45
7	$[0_{20}/0_4]$ Symetric	1	1/6 t	30	SYM-1-1/6T-30
8	$[0_4/(\pm 45)_4/(\pm 45)_4/0_4]$ Unsymetric	1	1/2 t	55	UNS-1-1/2T-55
9	$[0_4/(\pm 45)_{16}/0_4]$ Unsymetric	1	1/6 t	55	UNS-1-1/6T-55
10	$[0_4/0_{16}/0_4]$ Symetric	2	-	55 & 30	SYM-2-T-55/30
11	$[0_4/(\pm 45)_8/0_4]$ Unsymetric	2	-	55 & 30	SYM-2-T-55/30

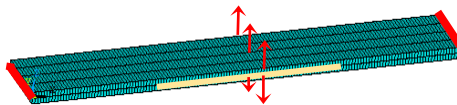


BAB III METODE PENELITIAN

Pada tabel 3.3 nilai 0_n , 0 menunjukkan bahwa orientasi arah serat adalah 0 derajat, dan n menunjukkan jumlah lamina, sementara tanda (//) menunjukkan adanya delaminasi.

3.4.4 Pembebanan

Pembebanan pada proses ini hanya meliputi analisa statik struktural, yaitu pemberian beban *displacement* yang diberikan kepada material komposit.



Gambar 3. 13 Pemberian beban pada *Ansys*.

Gambar 3.13 menunjukkan pemberian beban *displacement* (panah warna merah) tepat ditengah pada material komposit, sementara di bagian ujung diberikan *constraint*, *initial crack* diletakan ditengah dan ditunjukkan dengan warna kuning.

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Beberapa kasus simulasi mengenai delaminasi telah dilakukan pada berbagai kondisi yang berbeda, dimana seluruhnya dilakukan dengan analisis statis dengan pemberian beban *displacement*.

Tabel 4.1 Hasil Simulasi Delaminasi

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

Tabel 4.1 menunjukkan hasil simulasi delaminasi pada tiap-tiap *case*, 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 bahwas metode CZM mampu memodelkan delaminasi pada pelat komposit. Hasil permodelan dari *case* 1 kemudian dibandingkan dengan eksperimen.

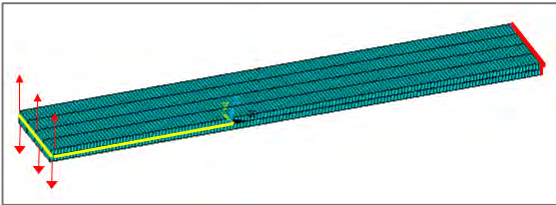
Untuk kasus-kasus selanjutnya merupakan pengembangan model dari *case* I dan tidak dilakukan *reliable test* kembali karena keterbatasan dari eksperimental.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

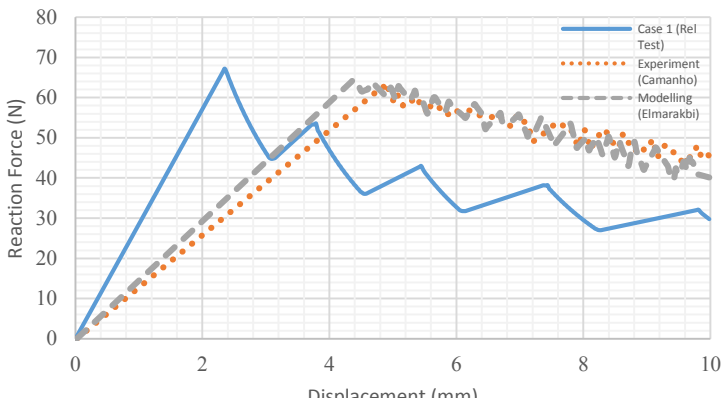
4.1 Reliable Test

Verifikasi pada penelitian kali ini dilakukan dengan membandingkan metode *bilinier CZM* pada *case 1 (Reliable Test)* dengan metode eksperimental yang telah dilakukan oleh Camanho (2002). Delaminasi berada dipinggir dengan *initial crack* 55 mm dan merupakan mode I delaminasi dengan pemberian *displacement* ke arah z.



Gambar 4. 1 Geometri spesimen *case 1 (Reliable Test)*.

Gambar 4.1 menunjukkan spesimen *case 1 (Reliable Test)* dengan konfigurasi serat $[0_{12}/0_{12}]$ delaminasi berada di pinggir (warna kuning) sementara *displacement* diberikan ke arah sumbu z. *Meshing* yang dilakukan pada material kearah panjang adalah sebesar 1 mm sesuai rekomendasi dari Jurnal Turon (2007), dan



Gambar 4. 2 Kurva *Reaction Force-Displacement* *case 1* dengan eksperimental.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

kearah lebar sebesar 5 mm dengan *running time* selama ± 2 jam dengan jumlah seluruh elemen 1576 elemen dengan elemen komposit sebanyak 1200 elemen dan jumlah elemen *cohesive* sebanyak 376 elemen.

Pada gambar 4.2 *peak reaction force* untuk *case 1 (Reliable Test)* sebesar 66.7 N pada saat *displacement*-nya 2.4 mm. Sementara pada eksperimen yang dilakukan oleh Camanho (2002) adalah sebesar 62 N dan *modelling* dari Elmerakbi (2011) sebesar 64 N.

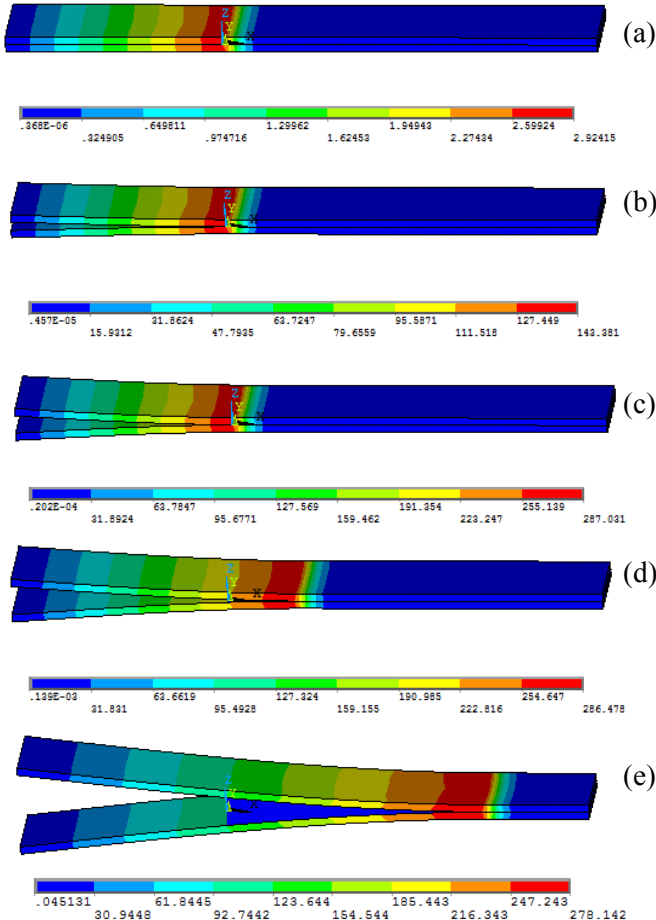
Gambar 4.2 juga menunjukkan bahwa material komposit hasil simulasi memiliki perbedaan nilai *force* yang tidak cukup jauh dengan eksperimen (rata-rata *error* 6.5 %). Namun, nilai *displacement* memiliki perbedaan yang cukup besar dimana untuk *case 1 (Reliable Test)* saat *peak load*, *displacement* yang didapat adalah 2.4 mm, sementara hasil eksperimen Camanho menunjukkan nilai 4.6 mm, dan penelitian Elmarakbi menunjukkan nilai *displacement* 4.8 mm. Perbedaan nilai *displacement* ini adalah kekurangan dari metode CZM. Menurut Wasem (2014) dalam penelitiannya membandingkan beberapa metode *interface CZM*, *contact*, dan VCCT, hasilnya didapatkan bahwasannya CZM memiliki nilai *critical displacement* yang jauh lebih rendah bahkan hingga lebih dari setengah jika dibandingkan dengan eksperimen. (lihat gambar 2.15) Sehingga meskipun nilai *displacement* ini memiliki perbedaan *displacement* yang jauh. Namun hasil penelitian Wasem ini sekali lagi tidak mempengaruhi nilai *peak reaction force*.

Pada gambar 4.2 juga didapatkan *instability* setelah *peak reaction force*, *instability* ini diakibatkan oleh beberapa hal seperti pemilihan parameter K, *damage onset*, dan *mesh size* yang kurang tepat. Elmarakbi (2011) telah melakukan penelitian tentang pengaruh nilai K terhadap respon delaminasi pada komposit, hasilnya menunjukkan bahwasannya nilai K yang tidak tepat sangat berpengaruh dengan *instability* setelah mencapai titik *peak reaction force*, dimana *reaction force* cenderung naik turun secara tidak stabil. Namun, hasil dari penelitian Elmarakbi ini (lihat



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

gambar 2.16) tidak berpengaruh terhadap nilai *peak reaction force* delaminasi. Sehingga pada penelitian kali ini dianggap bahwa metode CZM akurat untuk delaminasi namun masih memiliki kekurangan salah satunya adalah *instability*.



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



Gambar 4.3 menunjukkan distribusi tegangan *Von Mises* komposit terhadap respon delaminasi pada material. Saat pemberian *displacement* awal (a) 0.02 mm, didapatkan bahwasannya nilai tegangan tertinggi berada di sekitar *crack tip*. Seiring dengan bertambahnya *displacement* pada (b) 1.17 mm, nilai tegangan *Von Mises* juga mengalami kenaikan disekitar *crack*. Nilai tegangan tertinggi terjadi di *area crack* saat *peak reaction force* saat *displacement* (c) 2.3 mm. Namun, dengan bertambahnya *displacement* setelah *peak reaction force* nilai tegangan akan turun hingga *displacement* (e) 10. Nilai tegangan tertinggi bergeser dari *crack tip* menuju ke arah kanan (sumbu x), hal ini menunjukkan bahwa ada perambatan *crack* yang terjadi pada komposit.

4.1.1 Mesh Sensitivity

Guna mendapatkan hasil penelitian yang optimal maka penulis melakukan penelitian terhadap *case 1 (Reliable Test)* tentang pengaruh *mesh sensitivity* terhadap respon delaminasi pada komposit. Variasi dari *mesh sensitivity* disajikan dalam tabel berikut:

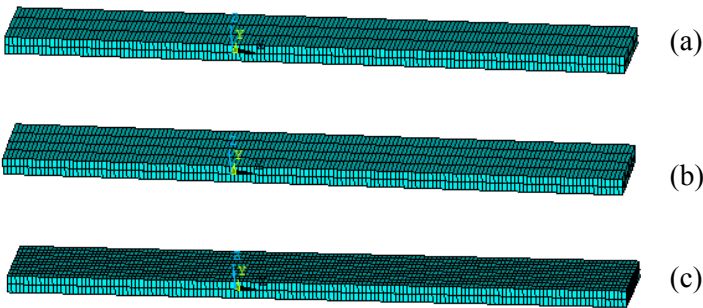
Tabel 4.2 *Mesh Sensitivity*.

No.	Mesh	Jumlah Elemen	
		Komposit	Cohesive
1	Coarse	900	282
2	Fine	1200	376
3	Finest	3000	940

Tabel 4.2 menunjukkan perbandingan jumlah *meshing coarse, fine, dan finest*, dimana *meshing coarse* menunjukkan elemen *meshing* terkecil kemudian *fine* dengan jumlah sedang dan *finest* dengan jumlah paling banyak. Semakin sedikit jumlah elemen pada komposit secara otomatis membuat jumlah elemen *cohesive* semakin sedikit, hal ini dikarenakan *node* yang saling terhubung pada elemen komposit itulah yang membentuk elemen *cohesive*.

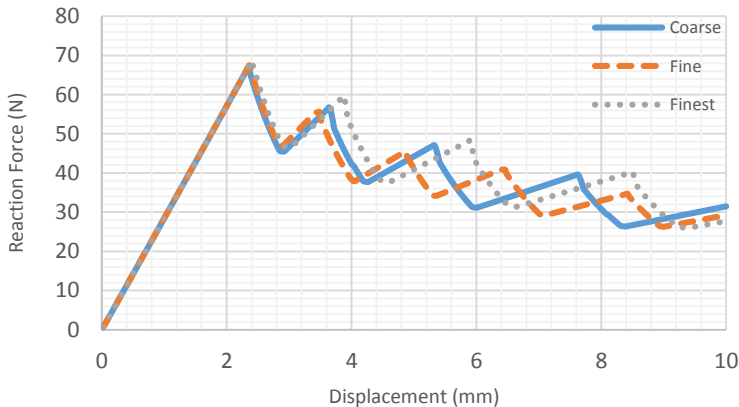


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 4 Jumlah Elemen (a) *Coarse*; (b) *Fine*, dan; (c) *Finest*.

Gambar 4.4 menunjukkan penampang spesimen dengan jumlah elemen dimulai dari terkasar hingga yang paling halus.



Gambar 4. 5 Kurva *Reaction Force-Displacement* mesh sensitivity

Pada gambar 4.5 menunjukkan bahwa tidak ada pengaruh signifikan terhadap *peak reaction force* maupun *displacement*, hasil *peak reaction force* menunjukkan angka 66.3 N, 66.7 N dan

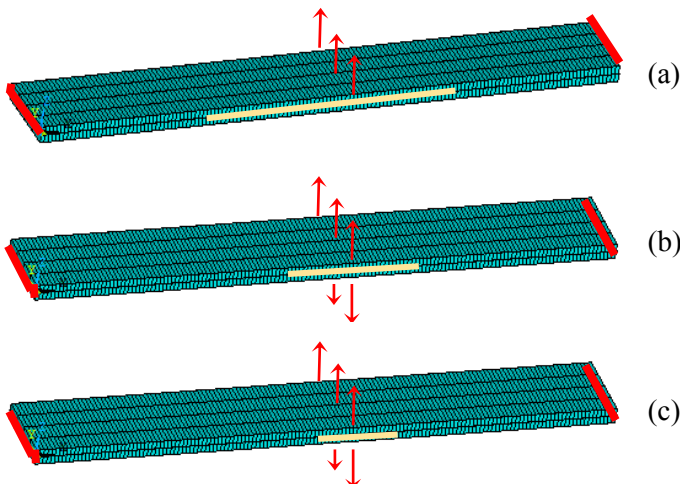


67.2 N dari *coarse mesh* hingga ke *finest mesh*, *displacement* juga tidak berubah terlalu signifikan berkisar 2.3-2.4 mm. Kurva *force-displacement* baru berubah setelah terjadinya *reaction force*. Dengan naiknya jumlah elemen membuat kurva semakin landai. Namun, semakin banyaknya elemen membuat *running time* menjadi semakin lama. (*coarse mesh* \pm 1.5 jam, *fine mesh* \pm 2 jam, dan *finest mesh* \pm 9 jam.).

Oleh karena itu, dikarenakan pada *fine mesh* memiliki nilai waktu *running*, *reaction force* dan *instability* yang lebih baik, maka pada bahasan selanjutnya, *case 2* hingga *case 11* digunakan metode *fine mesh* sebagai acuan untuk simulasi.

4.2. Pengaruh Panjang Initial Crack Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit

Setelah didapatkan bahwa metode CZM mampu memodelkan delaminasi dengan baik, maka disimulasikan beberapa variasi untuk mengetahui pengaruh panjang *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit.



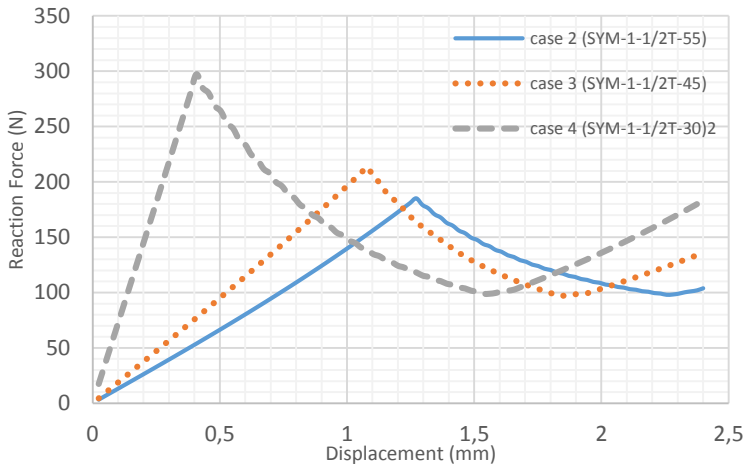
Gambar 4. 6 Panjang *Initial Crack*
(a) *case 2* (SYM-1-1/2T-55); (b) *case 3* (SYM-1-1/2T-45); dan (c) *case 4* (SYM-1-1/2T-30).



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 4.6 menunjukkan delaminasi tengah dengan panjang *initial crack* yang berbeda dimana panjang *initial crack* (a) (ditunjukkan oleh warna kuning) sebesar 55 mm, (gambar 4.3.b) panjang $a = 45$, (gambar 4.3.c) panjang $a = 30$ mm. Pemberian beban *displacement* ke arah sumbu z , dengan ditarik di kedua arah baik z positif maupun z negatif dan *constraint* terletak di kedua ujung material (warna merah).

Jumlah elemen komposit untuk *case 2* (SYM-1-1/2T-55) sebanyak 1200 elemen dan jumlah elemen *cohesive* sebanyak 376 elemen. Untuk *case 3* (SYM-1-1/2T-45) jumlah elemen komposit sebanyak 1200 dan *cohesive* sebanyak 416. Sementara itu, untuk *case 4* (SYM-1-1/2T-30) jumlah elemen komposit sebanyak 1200 elemen dan elemen *cohesive* sebanyak 480 elemen. Ketiga *case* membutuhkan *running time* yang sama yaitu ± 2 jam.



Gambar 4. 7 Kurva *Reaction Force-Displacement* dengan panjang *initial crack* berbeda

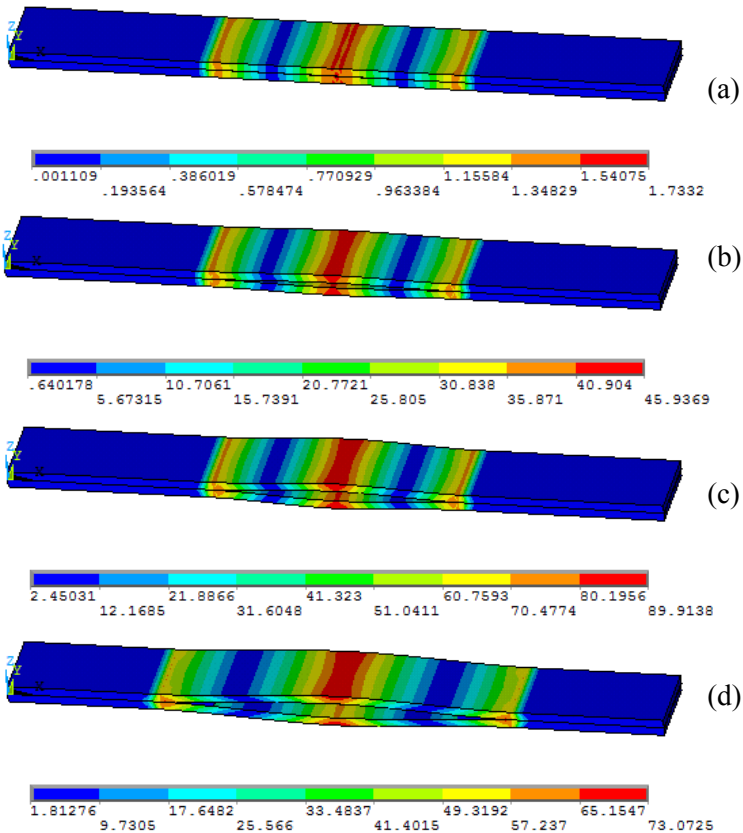
Pada gambar 4.7 diatas, *initial crack* dengan panjang $a = 55$ mm memiliki *peak reaction force* sebesar 185.2 N dengan



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

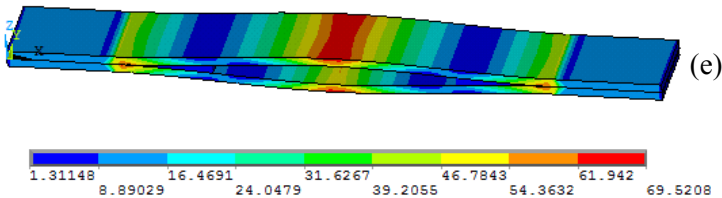
displacement 1.2 mm, sementara $a = 45$ mm dengan *initial crack* yang lebih pendek memiliki *nilai peak reaction force* sebesar 213.1 N dan *displacement* 1.08 mm, dan $a = 30$ mm memiliki *nilai peak reaction force* sebesar 297.3 N dan *displacement* 0.408 mm.

Setelah *peak*, terjadi penurunan *reaction force* yang berarti munculnya perambatan *crack* pada material komposit. Setelah *reaction force* turun, maka *force* akan naik kembali karena adanya *constraint*. Adanya *constraint* juga menyebabkan tidak diketahuinya nilai *global delaminasi*.



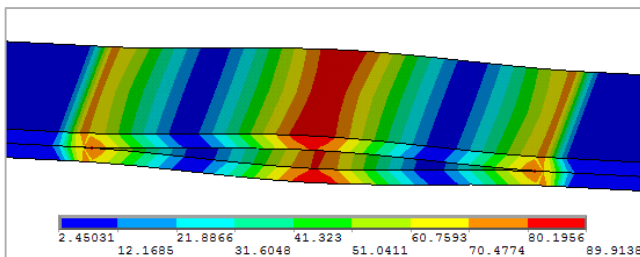


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 8 Distribusi Tegangan *Von Misses* pada *case 2* (SYM-1-1/2T-55) saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 0.6 mm; (c) 1.2 mm (max); (d) 1.8 mm, dan; (e) 2.4 mm.

Pada gambar 4.8 terlihat distribusi tegangan *Von Misses* komposit terhadap respon delaminasi pada saat $a = 55$ mm. Saat pemberian *displacement* awal (a) 0.02 mm, didapatkan bahwasannya nilai tegangan tertinggi berada di sekitar *crack* dan area tarikan. Seiring dengan bertambahnya *displacement* pada (b) 0.6 mm, nilai tegangan *Von Misses* juga mengalami kenaikan dengan nilai terbesar disekitar *crack* dan area tarikan.



Gambar 4. 9 Distribusi tegangan *Von Misses* $a = 55$ mm Saat *peak reaction force*.

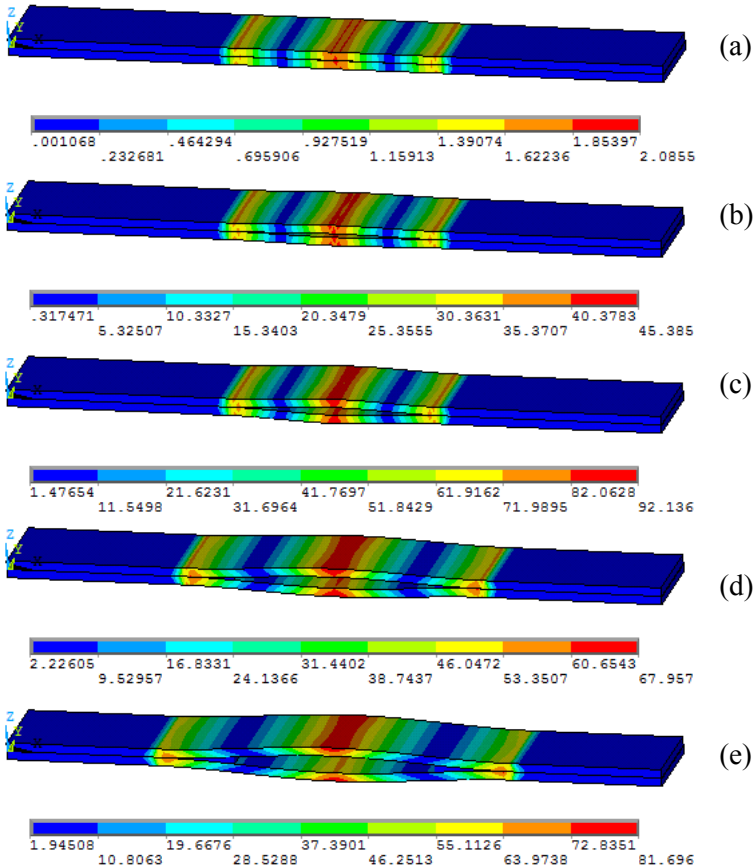
Pada gambar 4.9 Nilai tegangan tertinggi terjadi di tarikan dan *area crack* saat *peak reaction* saat *displacement*-nya (c) 1.2 mm.

Setelah *peak reaction force*, dengan bertambahnya *displacement* hingga ke (e) 2.4 mm nilai tegangan turun. Turunnya distribusi tegangan *Von Misses* ini adalah akibat dari telah



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

terlewatnya *peak reaction force* sehingga nilai *reaction force* dan tegangan yang dibutuhkan untuk membuka *crack* menjadi kecil saat perambatan *crack*.

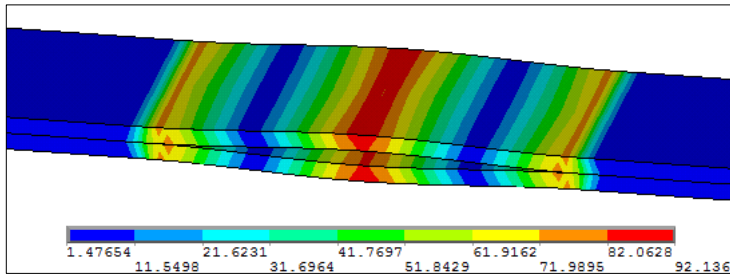


Gambar 4. 10 Distribusi Tegangan *Von Mises* pada case 3 (SYM-1-1/2T-45) saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 0.5 mm; (c) 1.0 mm (max); (d) 1.5 mm, dan; (e) 2.4 mm.



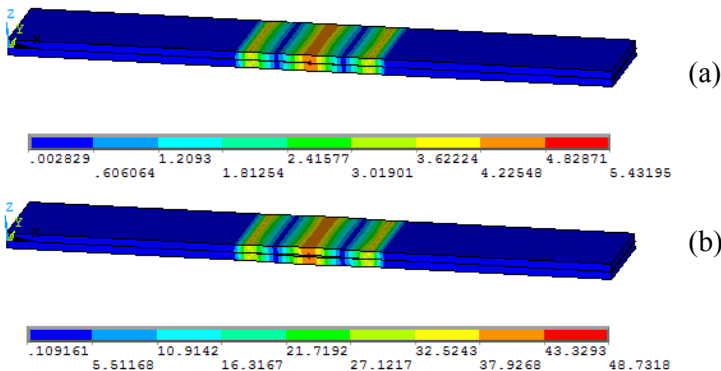
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

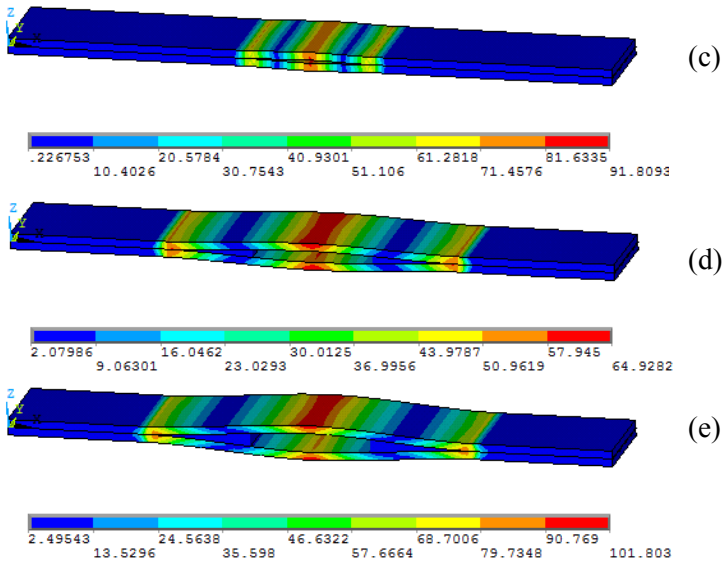
Pada gambar 4.10 terlihat distribusi tegangan *Von Mises* komposit terhadap respon delaminasi pada saat $a = 45$ mm. sama seperti penjelasan sebelumnya, Nilai tegangan tertinggi terjadi di tarikan dan *area crack* saat *peak reaction* saat *displacement*-nya (c) 1.0 mm. Setelah *peak reaction force*, dengan bertambahnya *displacement* hingga ke (e) 2.4 mm, nilai tegangan turun.



Gambar 4. 11 Distribusi tegangan *Von Mises* $a = 45$ mm Saat *peak reaction force*.

Gambar 4.11 menunjukkan disitribusi tegangan *Von Mises* saat *peak reaction force*, distribusi tegangan terbesar berada di tarikan dan sekitar *crack*. Jika dibandingkan dengan gambar 4.9 saat $a = 55$, distribusi tegangan dengan *initial crack* yang lebih pendek memiliki tegangan yang lebih besar jika dibandingkan dengan yang *initial crack*-nya lebih panjang.



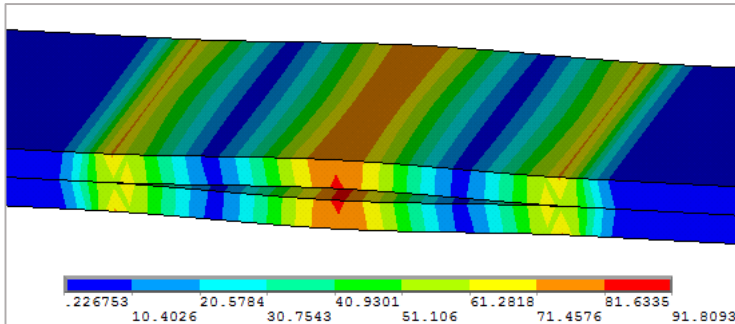


Gambar 4. 12 Distribusi Tegangan *Von Mises* case 4 (SYM-1-1/2T-30) saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 0.2 mm; (c) 0.4 mm (max); (d) 1,4 mm, dan; (e) 2.4 mm.

Gambar 4.12 menunjukkan distribusi tegangan *Von Mises* komposit terhadap respon delaminasi pada case 4 (SYM-1-1/2T-30) saat $a = 30$ mm. sama seperti penjelasan sebelumnya, Nilai tegangan tertinggi terjadi di tarikan dan *area crack* saat *peak reaction* saat *displacement*-nya (c) 1.4 mm. Setelah *peak reaction force*, dengan bertambahnya *displacement* hingga ke (e) 2.4 mm, nilai tegangan turun.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 13 Distribusi tegangan *Von Misses* ($a = 30$ mm)
Saat *peak reaction force*.

Pada gambar 4.13, gambar 4.11 maupun gambar 4.9 menunjukkan tegangan *Von Misses* yang berbeda untuk setiap *case*-nya, *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 dalam bukunya *Introduction to Contact Mechanics* menyebutkan bahwa semakin kecil *initial crack* maka energi yang dibutuhkan semakin besar. Reis (2009) dalam penelitiannya yang berjudul *Analysis of the Initial Delamination Size on The Mode I Interlaminar Fracture of Carbon/Epoxy Composites* mendapatkan hasil yang menunjukkan bahwa *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.

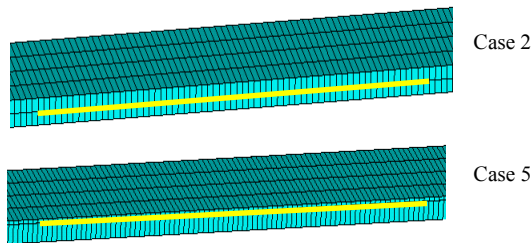


4.3. Pengaruh Lokasi Initial Crack Terhadap Respon Delaminasi pada Komposit

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 $a = 30$.

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

Untuk mengetahui apakah lokasi *initial crack* berpengaruh terhadap respon delaminasi maka dilakukan simulasi dengan $a = 55$ mm dengan letak delaminasi berada 1/2 t dan 1/6 t.

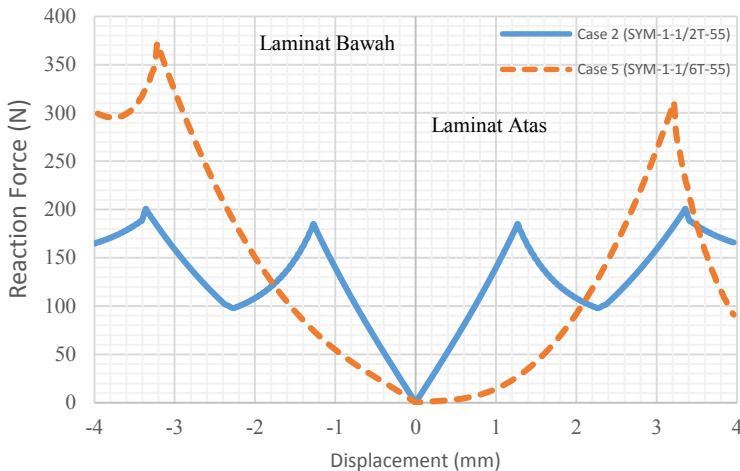


Gambar 4. 14 Perbedaan lokasi *initial crack* pada *case 2* (SYM-1-1/2T-55) dan *case 5*; (SYM-1-1/6T-55).

Gambar 4.14 menunjukkan perbandingan *case 2* (SYM-1-1/2T-55) dengan letak *initial crack* di 1/2 t dan *case 5* (SYM-1-1/6T-55) dengan letak 1/6 t. Pemberian beban pada tiap spesimen ke arah sumbu z, dengan ditarik di kedua arah baik z positif maupun z negatif dengan beban *displacement*. *Constraint* terletak dikedua ujung material (lihat gambar 4.6) Jumlah elemen baik untuk *case 2* dan 5 adalah sama sebesar 1576 elemen dengan jumlah elemen komposit sebanyak 1200 elemen dan jumlah elemen *cohesive* sebanyak 376 elemen dengan *running time* ± 2 jam untuk kedua *case*-nya.



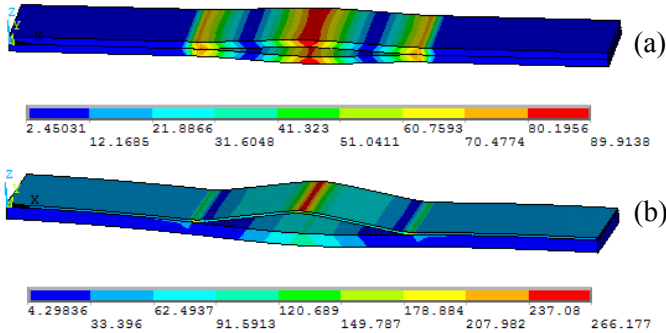
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



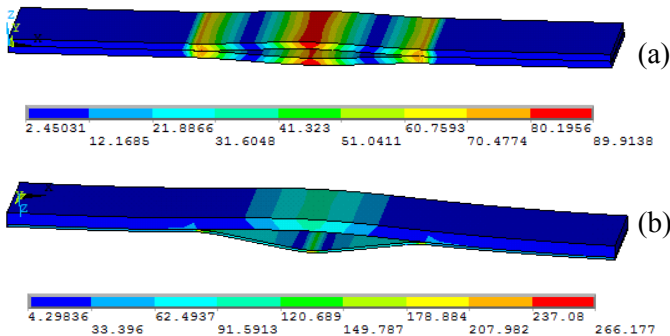
Gambar 4. 15 Kurva *Reaction Force-Displacement* $a = 55$ mm.

Gambar 4.15 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. Terdapat 2 buah *peak* pada *case 2*, namun hal itu disebabkan oleh *instability* sehingga pada analisa kali ini yang difokuskan hanya pada titik *peak* pertama.

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. 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*).



Gambar 4. 16 Distribusi *Von Mises* laminat atas pada (a) case 2 (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) case 5 (SYM-1-1/6T-55) saat *peak*.



Gambar 4. 17 Distribusi *Von Mises* laminat bawah pada (a) case 2 (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) case 5 (SYM-1-1/6T-55) saat *peak*.

Gambar 4.16 Dan Gambar 4.17 menunjukkan distribusi tegangan *Von Mises* saat *peak*, terlihat adanya perbedaan distribusi tegangan dibagian atas dan dibagian bawah saat tebalnya berbeda. Tegangan yang dibutuhkan untuk membuka material yang lebih tebal lebih tinggi daripada dengan material yang lebih tipis, namun nilai distribusi tegangan pada material yang lebih tebal lebih

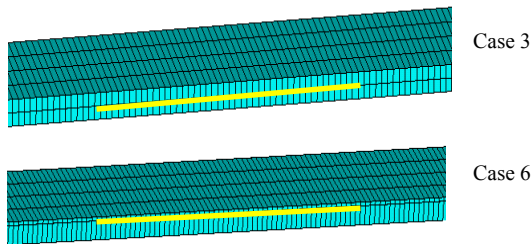


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

merata karena material tebal mampu mendistribusikan tegangannya ke arah lain sehingga tegangannya tidak terpusat.

4.3.2 Pengaruh Lokasi Initial Crack saat $a = 45$ mm

Setelah dilakukan simulasi dengan panjang $a = 55$ mm maka dilakukan kembali simulasi kembali dengan panjang *crack* yang berbeda $a = 45$ mm

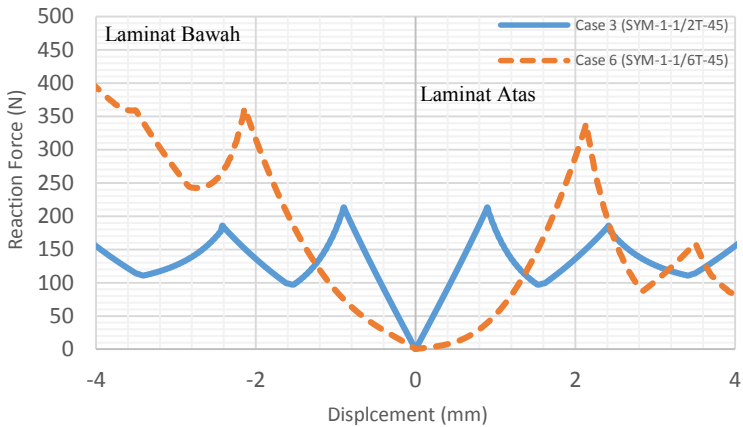


Gambar 4. 18 Perbedaan lokasi *initial crack* pada *case 3* (SYM-1-1/2T-45) dan *case 6* (SYM-1-1/6T-45).

Gambar 4.18 menunjukkan perbandingan *case 3* (SYM-1-1/2T-45) dengan letak *initial crack* di 1/2 t dan *case 6* (SYM-1-1/6T-45) dengan letak 1/6 t. Jumlah elemen baik untuk *case 3* dan 6 adalah sama sebesar 1616 elemen dengan jumlah elemen komposit sebanyak 1200 elemen dan jumlah elemen *cohesive* sebanyak 416 elemen dengan *running time* ± 2 jam untuk kedua *case*-nya.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



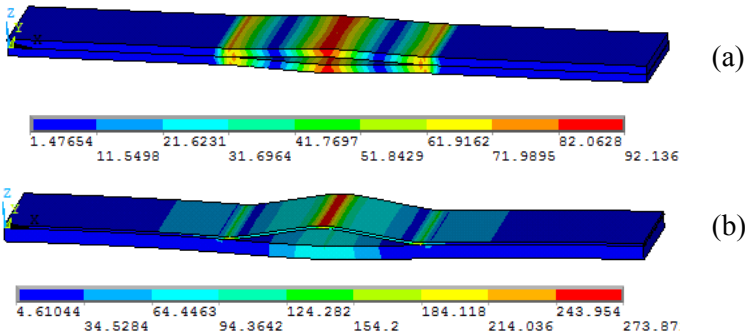
Gambar 4. 19 Kurva *Reaction Force-Displacement* $a = 45$ mm.

Gambar 4.19 menunjukkan pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit dengan $a = 45$ 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. Terdapat 2 buah peak pada *case 2*, namun hal itu disebabkan oleh *instability* sehingga pada analisa kali ini yang difokuskan hanya pada titik *peak* pertama.

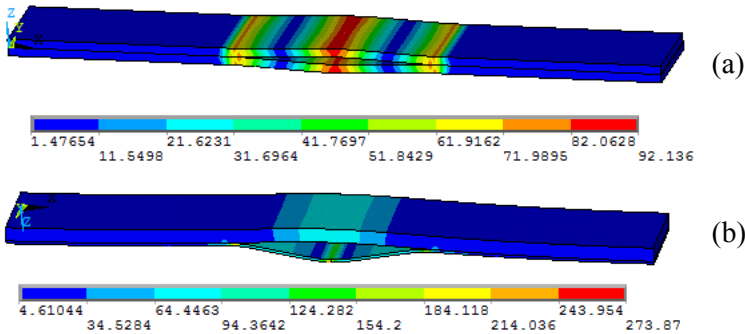
Sementara itu, *case 6* (SYM-1-1/6T-45) menunjukkan titik *peak* saat *reaction force* sebesar 339.2 N pada bagian atas dan 362.4 N di bagian bawah dengan nilai dari *displacement* keduanya saat *peak* yaitu 2.14 mm. Nilai *peak* dibagian bawah lebih besar karena konfigurasi lamina lebih banyak dan lebih tebal sehingga dibutuhkan *reaction force* yang lebih besar jika dibandingkan dengan bagian atas dengan lamina yang lebih sedikit jumlahnya (tipis).



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 20 Distribusi *Von Mises* laminat atas pada (a) *case 3* (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) *case 6* (SYM-1-1/6T-55) saat *peak*.



Gambar 4. 21 Distribusi *Von Mises* laminat bawah pada (a) *case 3* (SYM-1-1/2T-55), dan; (b) *case 6* (SYM-1-1/6T-55) saat *peak*.

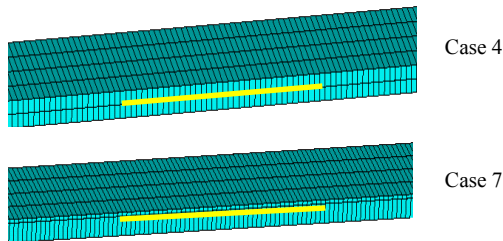
Gambar 4.20 Dan Gambar 4.21 menunjukkan distribusi tegangan *Von Mises* saat *peak*, terlihat adanya perbedaan distribusi tegangan dibagian atas dan dibagian bawah saat tebalnya berbeda. Nilai tegangan yang dibutuhkan untuk membuka material



yang lebih tebal lebih tinggi daripada dengan material yang lebih tipis, namun nilai distribusi tegangan pada material yang lebih tebal lebih merata karena material tebal mampu mendistribusikan tegangannya ke arah lain sehingga tegangannya tidak terpusat. Jika dibandingkan dengan panjang *initial crack* saat $a = 55$, tegangan *Von Misses* dengan panjang lebih pendek memiliki distribusi tegangan yang lebih besar.

4.3.3 Pengaruh Lokasi Initial Crack saat $a = 30$ mm

Setelah dilakukan simulasi dengan panjang $a = 55$ mm maka dilakukan kembali simulasi kembali dengan panjang *crack* yang berbeda $a = 30$ mm

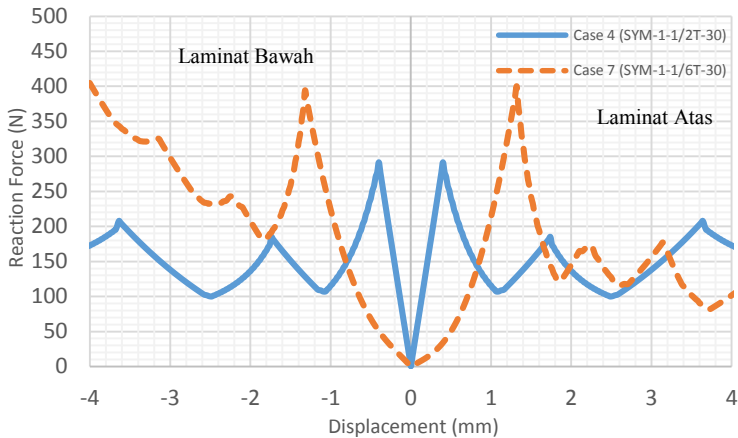


Gambar 4. 22 Perbedaan lokasi *initial crack* $a = 30$ pada *case 4* (SYM-1-1/2T-30); dan *case 7* (SYM-1-1/6T-30).

Gambar 4.22 menunjukkan perbandingan *case 4* (SYM-1-1/2T-30); dan *7* (SYM-1-1/6T-30) dengan lokasi *initial crack* ditunjukkan oleh warna kuning sebesar $a = 30$. Pemberian beban pada tiap spesimen ke arah sumbu z , dengan ditarik di kedua arah baik z positif maupun z negatif dengan beban *displacement*. *Constraint* terletak di kedua ujung material (lihat gambar 4.6) Jumlah elemen baik untuk *case 4* dan *7* adalah sama sebesar 1576 elemen dengan jumlah elemen komposit sebanyak 1200 elemen dan jumlah elemen *cohesive* sebanyak 480 elemen dengan *running time* ± 2 jam untuk kedua *case*-nya.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 23 Kurva *Reaction Force-Displacement* $a = 30$ mm.

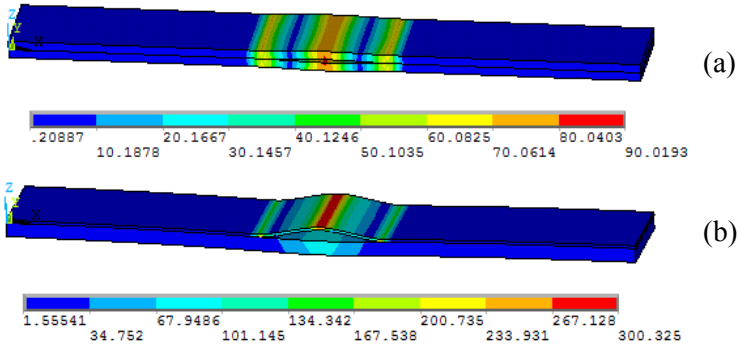
Gambar 4.23 menunjukkan pengaruh lokasi *initial crack* terhadap respon delaminasi pada komposit dengan $a = 30$ mm (SYM-1-1/2T-30) dengan delaminasi di tengah $[0_{12}/0_{12}]$. Titik *peak* terjadi pada saat *reaction force* sebesar 291.38 N dan *displacement* 0.4 mm baik untuk bagian bawah maupun atas pada *case* 4. Setelah terjadinya *peak*, *reaction force* cenderung turun dan naik kembali keatas karena adanya *constrain* diujung spesimen. Sementara itu, *case* 7 (SYM-1-1/6T-30) dengan konfigurasi $[0_{20}/0_4]$ menunjukkan *peak reaction force* yang hampir sama untuk bagian bawah maupun bagian atas yaitu 399.8 dan 394.1 dengan *displacement* sebesar 1.32 meskipun memiliki tebal yang berbeda. Hal ini dikarenakan kecilnya *initial crack*, sehingga *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka dibagian atas maupun bawah menunjukkan nilai yang hampir seragam.

Menurut Kato (2014), dalam penelitian mengenai efek dari ketebalan *coating* pada delaminasi dengan menggunakan *ring compression test*. Menurutnya, retakan dihasilkan dari pembebanan yang tegak lurus terhadap arah pembebanan

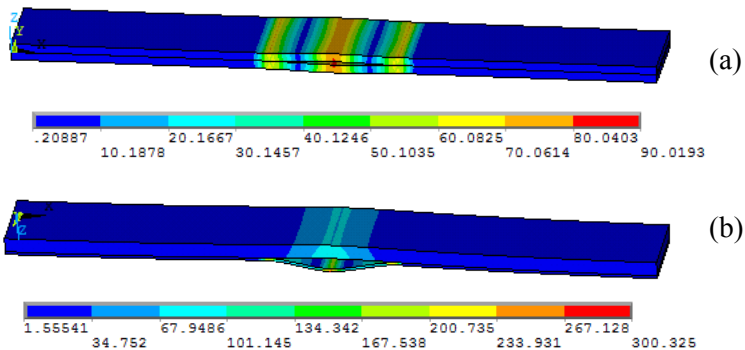


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

menyebabkan terjadinya delaminasi. Jumlah dari *crack* atau retakan ini berkurang dengan bertambahnya ketebalan dari *coating*. Selain itu, *cracking strength* berkurang sedikit demi sedikit dengan bertambah tebalnya *coating thickness*. Sekali lagi, hasil penelitian kali ini sesuai dengan literatur yang ada.



Gambar 4. 24 Distribusi *Von Mises* pada bagian atas (a) *case 4* dan; (b) *case 7*.



Gambar 4. 25 Distribusi *Von Mises* pada bagian bawah (a) *case 4* dan; (b) *case 7*.

Gambar 4.24 Dan Gambar 4.25 juga menunjukkan distribusi tegangan *Von Mises* saat *peak*, terlihat adanya perbedaan distribusi tegangan dibagian atas dan dibagian bawah saat tebalnya



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

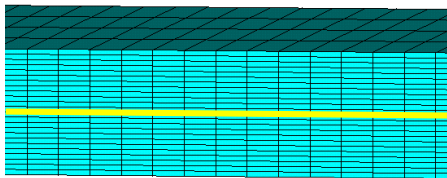
berbeda. Nilai tegangan yang dibutuhkan untuk membuka material yang lebih tebal lebih tinggi daripada dengan material yang lebih tipis, namun nilai distribusi tegangan pada material yang lebih tebal lebih kecil dan merata karena material dengan ketebalan yang lebih tebal mampu mendistribusikan tegangannya ke arah lain sehingga tegangannya tidak terpusat. Hasil dari penelitian ini juga sesuai dengan penelitian Kato (2014) yang telah dijelaskan sebelumnya. Selain itu, tegangan *Von Mises* dengan panjang lebih pendek memiliki distribusi tegangan yang lebih besar dibandingkan dengan panjang *initial crack*-nya $a = 55$ dan $a = 45$.

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

Untuk mengetahui bagaimana pengaruh respon delaminasi terhadap arah serat dari komposit maka kali ini dilakukan simulasi dengan membandingkan *konfigurasi lay-up symmetric* dan *unsymmetric*.

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

Pada penelitian kali ini, dibandingkan pengaruh arah serat dari komposit *case 2* (SYM-1-1/2T-55) *symetric* dan *case 8* (UNS-1-1/2T-55) *unsymmetric*, konfigurasi dari komposit 24 lamina ditampilkan dalam gambar di bawah ini:



Gambar 4. 26 Lamina pada komposit saat a terletak 1/2 t.

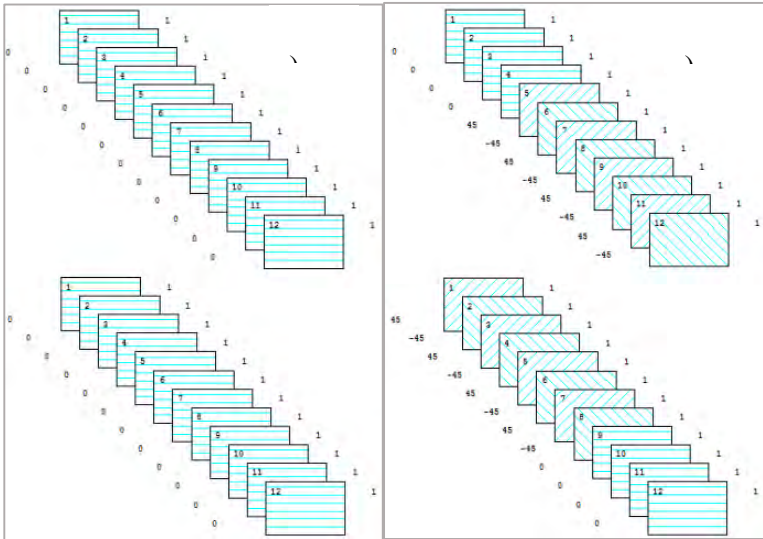
Jumlah 24 lamina komposit yang membentuk laminat ditampilkan pada gambar 4.26 dengan warna kuning menunjukkan *initial crack*. Material komposit *case 2* (SYM-1-1/2T-55) dengan konfigurasi



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

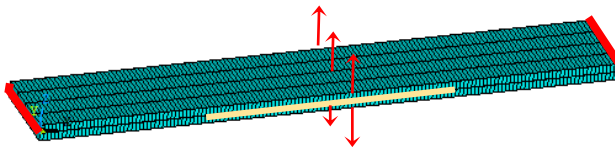
symetric dengan arah serat *unidirectional* dibandingkan dengan *case 8* (UNS-1-1/2T-55) dengan konfigurasi *unsymetric*.

Meskipun banyak sekali konfigurasi serat yang ada pada komposit, namun dasar pemilihan *unsymetric* dan *symetric* ini hanya terbatas 0° dan $\pm 45^\circ$ berdasarkan jurnal dari eksperimental Kutlu (1995) dan pemodelan Liu (2011).



Gambar 4. 27 Konfigurasi arah serat 24 Layer
a). *Symetric*. b). *Unsymetric*.

Gambar 4. 27 Menunjukkan konfigurasi serat *symetric* dari *case 2* $[0_{12}/0_{12}]$ sementara itu *case 8* *unsymetric* $[0_4/(\pm 45)_4/(\pm 45)_4/0_4]$ dengan tanda // menunjukkan lokasi *initial crack* delaminasi.

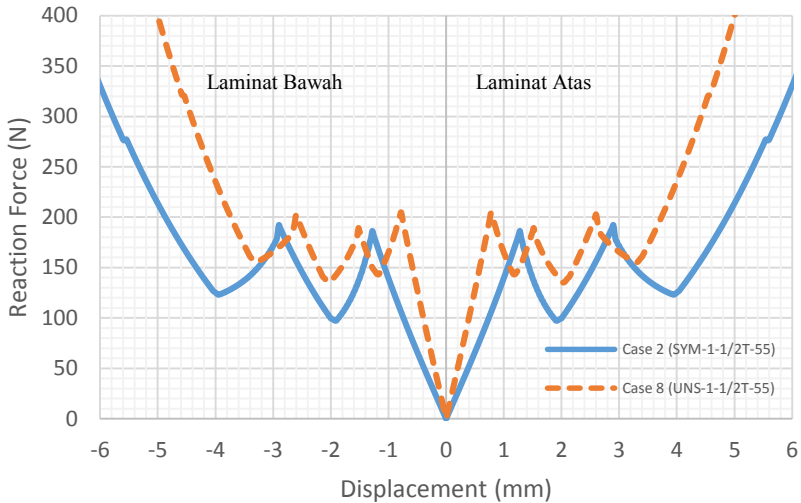


Gambar 4. 28 Spesimen saat *a* berada 1/2 t.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Jumlah elemen untuk *case 2* dan *case 8* adalah sama 1576 elemen dengan rincian elemen komposit sebanyak 1200 elemen dan jumlah elemen *cohesive* sebanyak 376 elemen. Namun konfigurasi arah serat *usymetric* memiliki *running time* yang lebih lama (± 3 jam) dibandingkan dengan konfigurasi *symetric* (± 2 jam).



Gambar 4. 29 Kurva *Reaction Force-Displacement* *case 2* dan *case 8*.

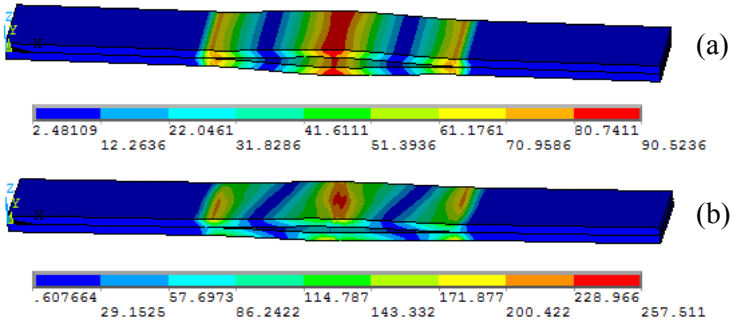
Pada gambar 2.9 nilai *peak reaction force* *case 2* adalah 185.0 N dengan *displacement* 1.28 mm baik pada bagian atas maupun bawah. Sementara *case 8* adalah 204.9 N dengan *displacement* 0.78 mm.

Nilai *peak reaction force* untuk *case 2* dengan konfigurasi arah serat *symetric* memiliki *reaction force* yang lebih rendah dibandingkan dengan *peak reaction force* saat arah seratnya *usymetric*. setelah terjadinya *peak reaction force* nilai dari *reaction force* cenderung naik karena adanya *constraint*. Perbedaan nilai *peak reaction force* ini diakibatkan oleh ketahanan material



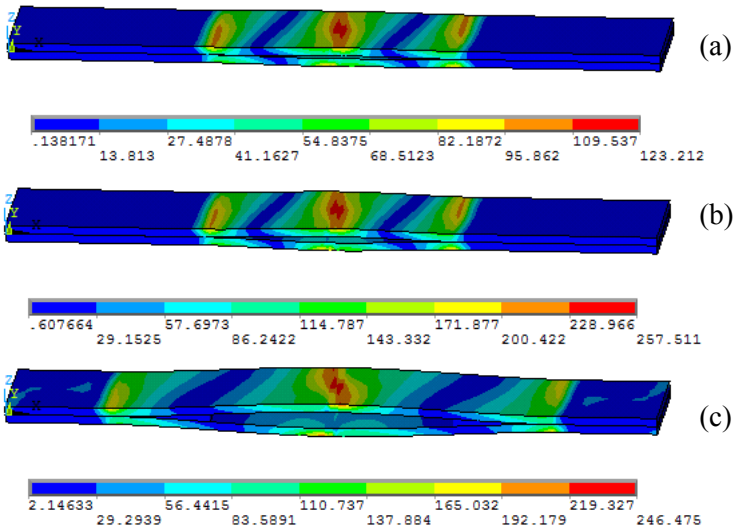
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

dalam menerima beban berbeda tergantung orientasi dari arah serat.



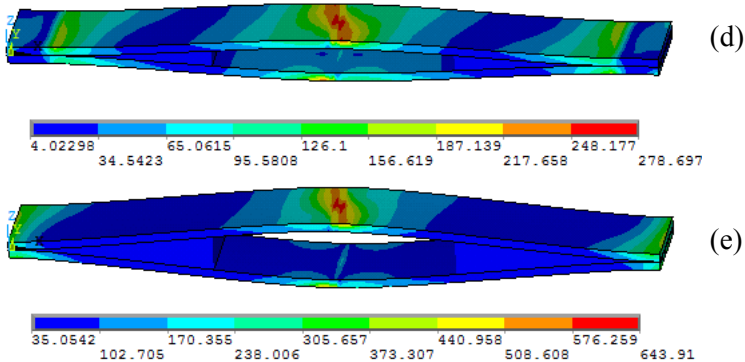
Gambar 4.30 Distribusi tegangan *Von Mises*
(a) *case 2*; dan (b) *case 8*.

Gambar 4.30 menunjukkan distribusi tegangan *Von Mises* saat *peak* yang terjadi pada (a) *case 2* menunjukkan distribusi tegangan yang merata, sementara pada (b) *case 8*, distribusi tegangan tidak merata dan miring. Untuk lebih jelas lihat gambar berikut:





BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 31 Tegangan *Von Mises* case 8 saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 0.78 mm (*peak*) ; (c) 3 mm; (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.

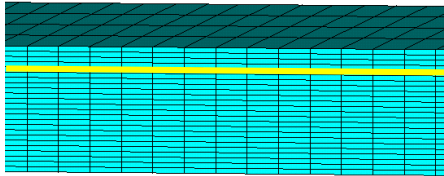
Gambar 4.31 menunjukkan bagaimana distribusi tegangan *Von Mises* saat awal *displacement* 0.02 hingga *displacement* 6 mm. terlihat bahwa tegangan tertinggi berada pada titik tengah material yaitu area yang menerima beban tarik. Nilai tegangan naik sampai titik *peak* kemudian turun, lalu naik lagi. Sama seperti pembahasan sebelumnya, turunnya ini diakibatkan telah tercapainya titik *treshold* untuk membuka *interface*. Sementara kenaikan ini akibat adanya *constraint* di ujung material sehingga nilai *global delaminasi* tidak bisa didapatkan.

Distribusi tegangan *unsymmetric* berbeda dengan *symetric* (lihat Gambar 4.8) hal ini diakibatkan oleh arah serat *unsymmetric* [04/(±45)4/(±45)4/04]. Distribusi tegangan pada case 8 (UNS-1-1/2T-55) cenderung miring membentuk sudut 45° karena pengaruh arah serat yang *unsymmetric* membentuk sudut 45°.



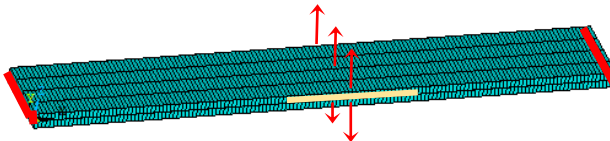
4.4.2 Pengaruh Konfigurasi Lay-Up Saat a Terletak pada $1/6 t$

Pada penelitian kali ini, dibandingkan pengaruh arah serat dari komposit *case 5* (SYM-1-1/6T-55) dengan konfigurasi *symetric* dan *case 9* (UNS-1-1/6T-55) dengan konfigurasi *unsymetric*, konfigurasi dari komposit 24 lamina saat $a = 1/6 t$ ditampilkan dalam gambar di bawah ini.



Gambar 4. 32 Lamina pada komposit saat $a = 1/6 t$.

Jumlah 24 lamina komposit yang membentuk laminat ditampilkan pada gambar 4.32 dengan warna kuning menunjukkan *initial crack*.

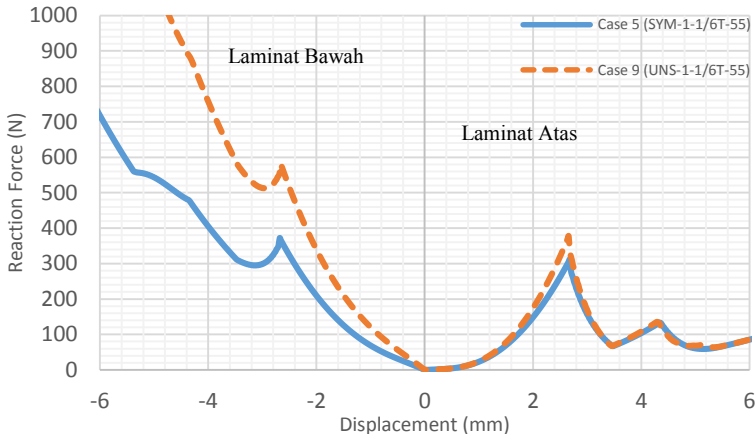


Gambar 4. 33 Spesimen dengan $a = 1/6 t$.

Gambar 4.33 menunjukkan bagaimana skema pemberian beban dengan *displacement* berada di tengah material. Jumlah elemen untuk *case 5* dan *case 9* adalah sama 1576 elemen dengan jumlah elemen komposit sebanyak 1200 elemen dan jumlah elemen *cohesive* sebanyak 376 elemen. Namun konfigurasi arah serat *unsymetric* memiliki *running time* yang lebih lama (± 3 jam) dibandingkan dengan konfigurasi *symetric* (± 2 jam)



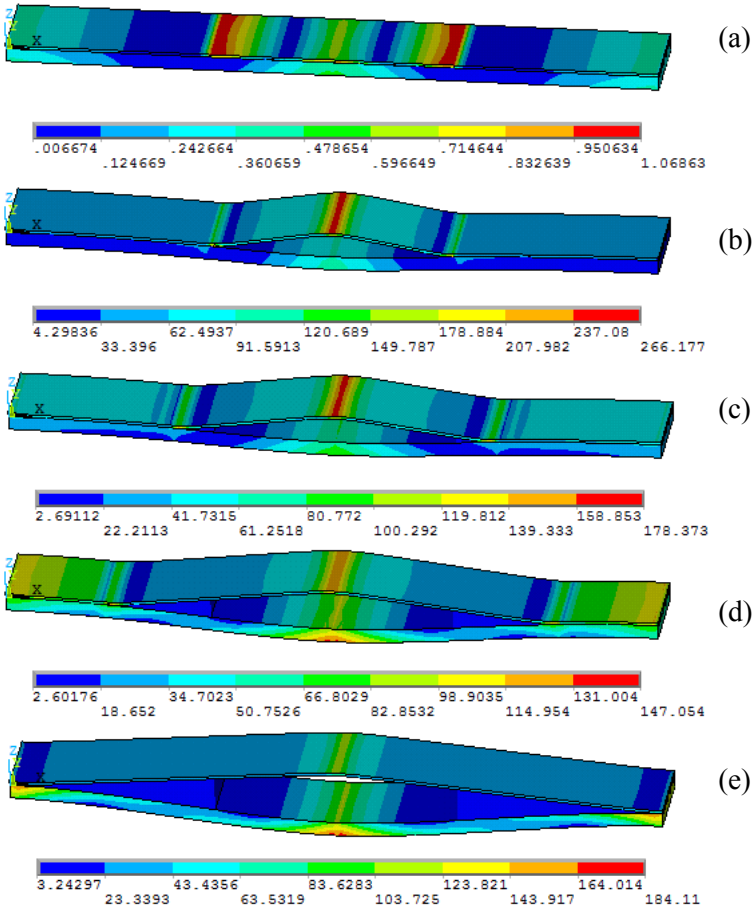
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 34 Kurva *Reaction Force-Displacement* case 5 dan case 9.

Pada gambar 4.28 nilai *peak reaction force* case 5 (SYM-1-1/6T-55) dibagian atas yang lebih tipis adalah 311.1 N dan dibagian bawah 372.0 N dengan *displacement* keduanya sebesar 2.68 mm baik pada bagian atas maupun bawah. Sementara pada case 9 (UNS-1-1/6T-55) nilai *reaction force* dibagian atas 377.7 N adalah dan dibagian bawah 581.4 N dengan *displacement* 2.66 mm. Sama seperti pembahasan sebelumnya, setelah terjadinya *peak reaction force*, nilai dari *reaction force* turun karena telah berhasil membuka *interface elemen*, setelah itu naik karena adanya *constraint*, sehingga nilai global delaminasi tidak bisa didapatkan.

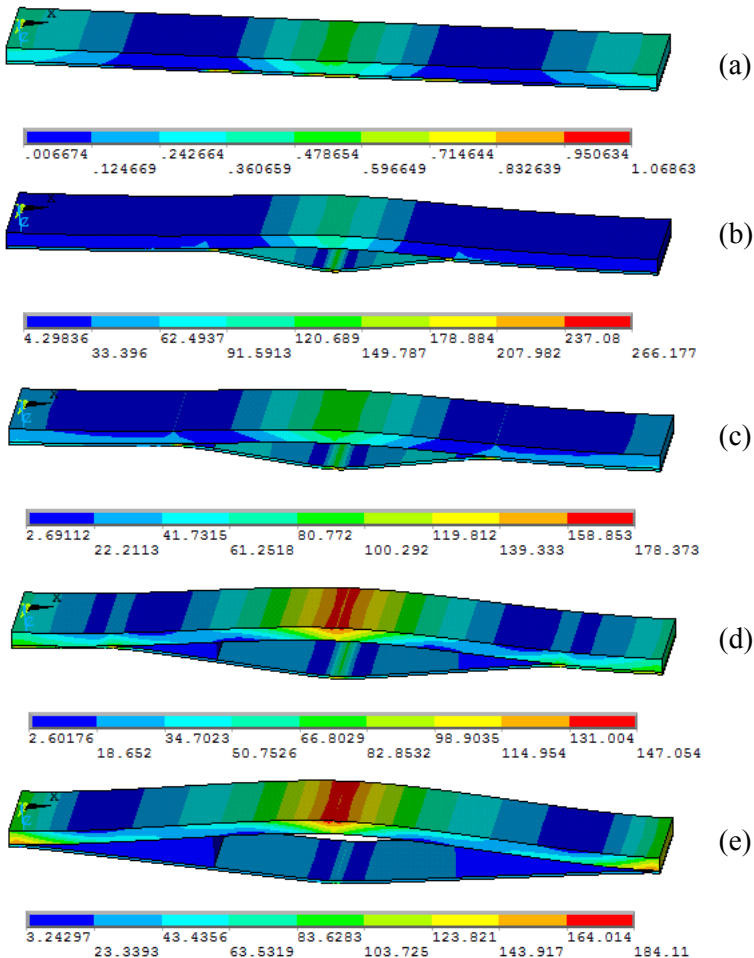
Nilai *peak reaction force* untuk serat *symetric* memiliki *reaction force* yang lebih rendah dibandingkan dengan *peak reaction force* saat arah seratnya *unsymetric*.



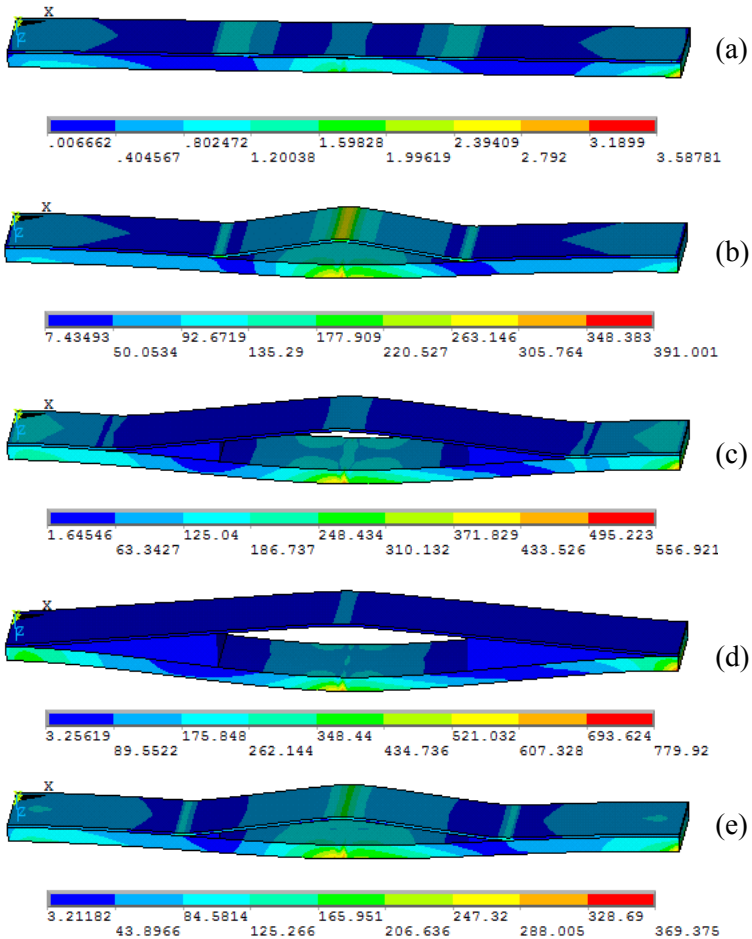
Gambar 4. 35 Distribusi Tegangan *Von Mises* case 5 (*symetric*) dibagian atas saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 2.68 mm; (c) 3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan: (e) 6 mm.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



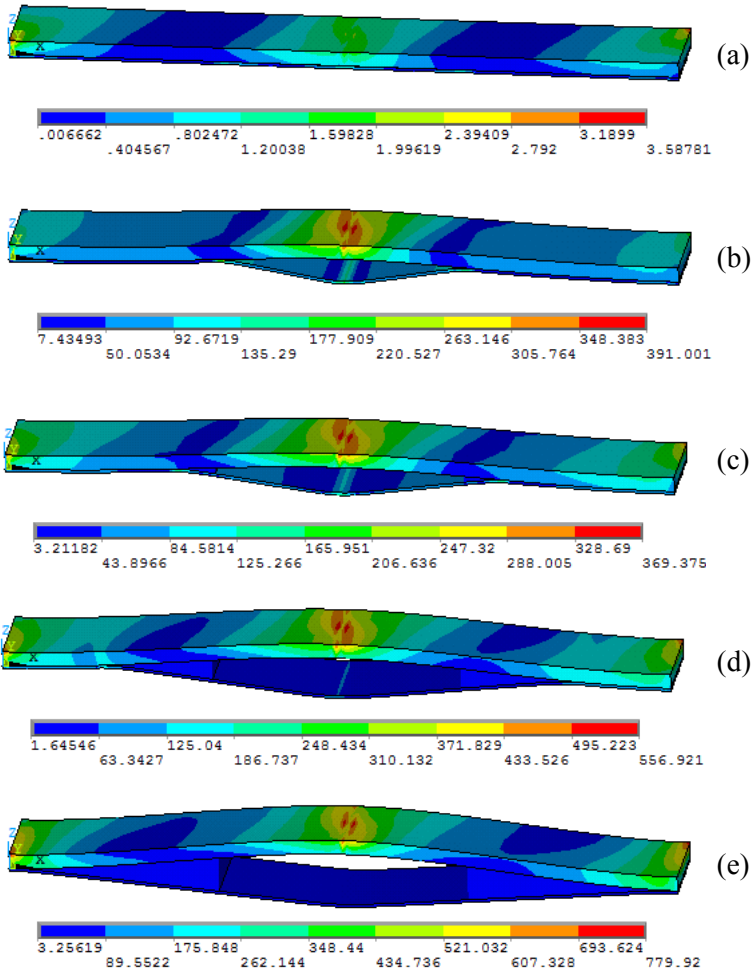
Gambar 4. 36 Distribusi Tegangan *Von Mises case 5* (*symetric*) dibagian bawah saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 2.68 mm; (c) 3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan: (e) 6 mm.



Gambar 4. 37 Distribusi tegangan *Von Mises* case 9 (*unsymmetric*) di bagian atas saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 2.66 mm; (c) 3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 38 Distribusi tegangan *Von Mises* case 9 (*unsymmetric*) di bagian bawah saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 2.66 mm; (c) 3.00 mm; (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 4.35 dan 4.36 menunjukkan distribusi tegangan *Von Misses case 5* saat awal *displacement* hingga *displacement* 6 mm. sementara saat *peak* ditunjukkan oleh 4.35 (b) dan 4.36 (b). tegangan tertinggi berada pada titik tengah material yaitu *area* yang menerima beban tarik.

Gambar 4.37 dan 4.38 juga menunjukkan distribusi tegangan *Von Misses case 9* saat awal *displacement* hingga *displacement* 6 mm. sementara saat *peak* ditunjukkan oleh 4.37 (b) dan 4.38 (b). Tegangan tertinggi berada pada titik tengah material yaitu *area* yang menerima beban tarik. Arah serat yang *unsymmetric* [$0_4/(\pm 45)_{16}/0_4$], memiliki tegangan berorientasi berbeda jika dibandingkan dengan yang orientasinya *unidirectional* (0°).

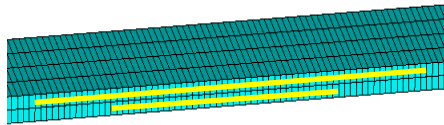
Hyer (2009) dalam bukunya *Stress Analysis of fiber-Reinforced Composite Material* mengatakan bahwasannya arah serat berpengaruh terhadap stress distribution pada material komposit. Dimana arah serat yang orientasinya berbeda membentuk *stress* distribusi yang bermacam-macam. Dalam hal ini arah orientasi arah serat berkaitan dengan distribusi tegangannya. Jika arah seratnya *symetric* maka membentuk distribusi *symetric* pula, sementara jika *unsymmetric* maka distribusinya berbeda dengan yang *symetric unidirectional*. Li (2014) mengatakan bahwa kombinasi arah serat *unsymmetric* $0/+45/-45/0$ lebih tahan terhadap beban yang tegak lurus terhadap bidang arah serat. Dengan demikian, konfigurasi arah serat *unsymmetric* pada penelitian kali ini memberikan respon yang lebih baik dalam menghadapi fenomena delaminasi pada komposit.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

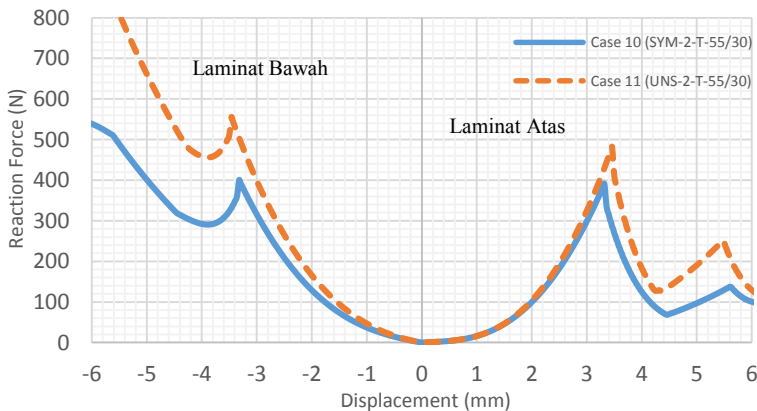
4.5. Pengaruh Distribusi Initial Crack terhadap Respon Delaminasi pada Komposit.

Pada penelitian sebelumnya, jumlah *initial crack* adalah 1, sementara kali ini, dibandingkan pengaruh jumlah *initial crack* pada material komposit. dimana jumlah *crack* adalah 2 kemudian dibandingkan lagi saat konfigurasi *symetric* dan *unsymetric*.



Gambar 4. 39 Distribusi *initial crack*.

Gambar 4.39 menunjukkan distribusi *initial crack* pada *case* 10 (SYM-2-T-55/30) dan *case* 11 (UNS-2-T-55/30). Konfigurasi *lay-up* untuk *symetric* $[0_4//0_{16}//0_4]$ dan *unsymetric* adalah $[0_4//(\pm 45)_8//0_4]$ dengan panjang *initial crack* (a) dibagian atas adalah 55 = mm, sementara di bagian bawah $a = 30$ mm.



Gambar 4. 40 Kurva *Reaction Force-Displacement case* 10 (*symetric*) dan *case* 11 (*unsymetric*).

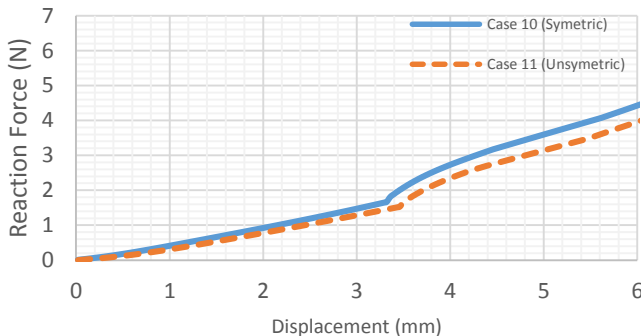


BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada gambar 4.34 ditunjukkan bahwasannya 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 dengan *displacement* keduanya 3.32 mm. Sementara itu, untuk konfigurasi serat *unsymetric* (*case 11*), 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 dengan *displacement* keduanya 3.46 mm.

Dari hasil simulasi, didapatkan nilai *reaction force* dan *displacement* yang lebih tinggi untuk konfigurasi *unsymetric*. Artinya, kemampuan material *unsymetric* untuk menerima beban tarikan terhadap fenomena delaminasi yang arah bebannya tegak lurus terhadap arah serat lebih baik jika dibandingkan dengan *symetric*, hal ini dikarenakan konfigurasi *unsymetric* $[0_4/(\pm 45)_8/0_4]$ memiliki ketahanan terhadap defleksi yang lebih baik jika dibandingkan dengan *symetric* $[0_4/0_{16}/0_4]$.

Hal ini sejalan dengan pendapat Li (2014), bahwasannya konfigurasi serat $[\pm 45]$ membuat komposit lebih tahan terhadap beban defleksi daripada $[0^0]$. Untuk membuktikan pendapat Li tersebut, maka bisa dilihat berdasarkan kurva *central deflektion* berikut ini.

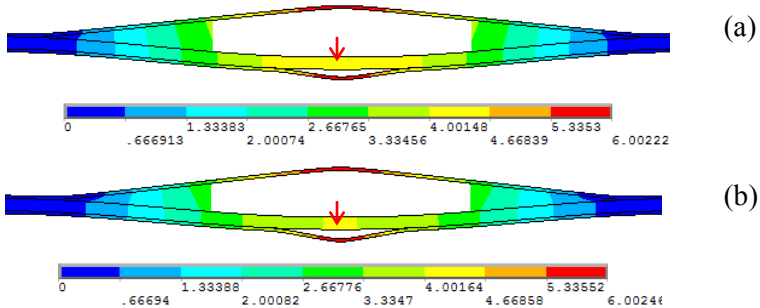


Gambar 4. 41 Kurva *Reaction Force*-*Displacement* *symetric* dan *unsymetric* komposit.



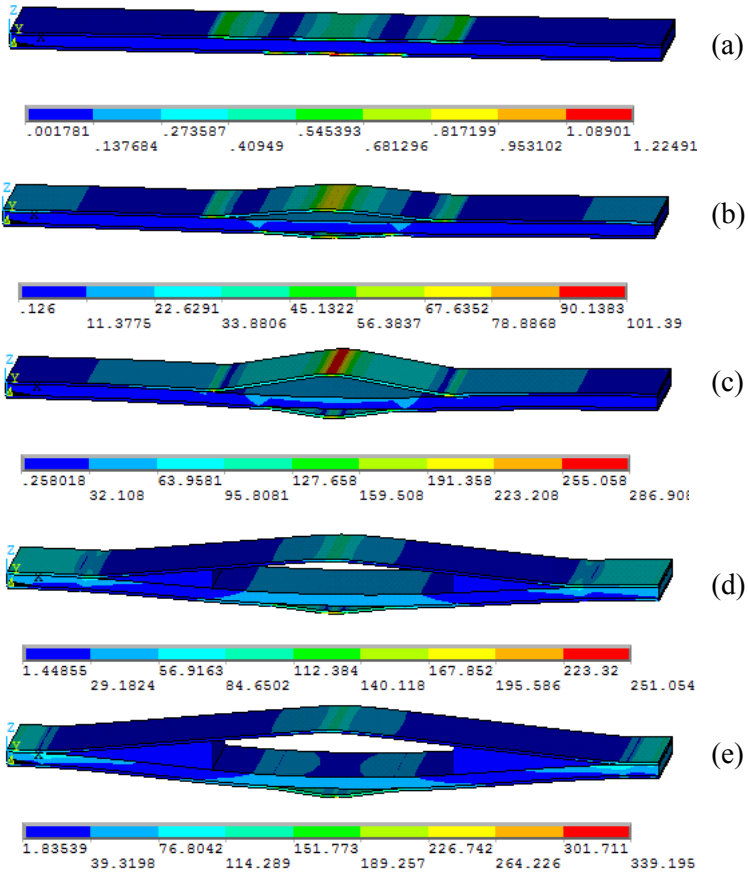
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Berdasarkan gambar 4.41, terlihat bahwa konfigurasi *symetric* memiliki *central defleksi* yang selalu lebih tinggi dibandingkan dengan *unsymetric*, artinya adalah konfigurasi *unsymetric* lebih tahan terhadap defleksi.



Gambar 4. 42 *Displacement* pada (a) *Symetric*, dan;
(b) *Unsymetric*

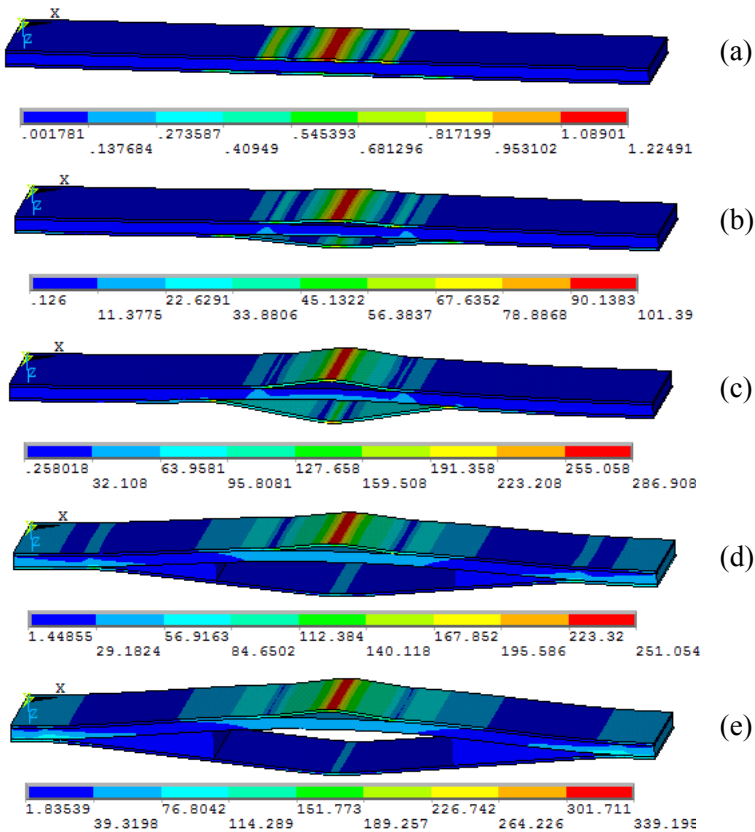
Gambar 4.42 menunjukkan perbandingan *displacement* pada material dengan konfigurasi serat *symetric* dan *unsymetric*. *Displacement* dengan warna biru ke merah menunjukkan *displacement* yang paling kecil hingga paling besar. Terlihat bahwasannya *central defleksi* (panah merah) pada *unsymetric* lebih kecil jika dibandingkan dengan *symetric*.



Gambar 4. 43 Distribusi Tegangan *Von Mises* case 10 *symetric* di bagian atas saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (*peak*); (c) 3.3 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.



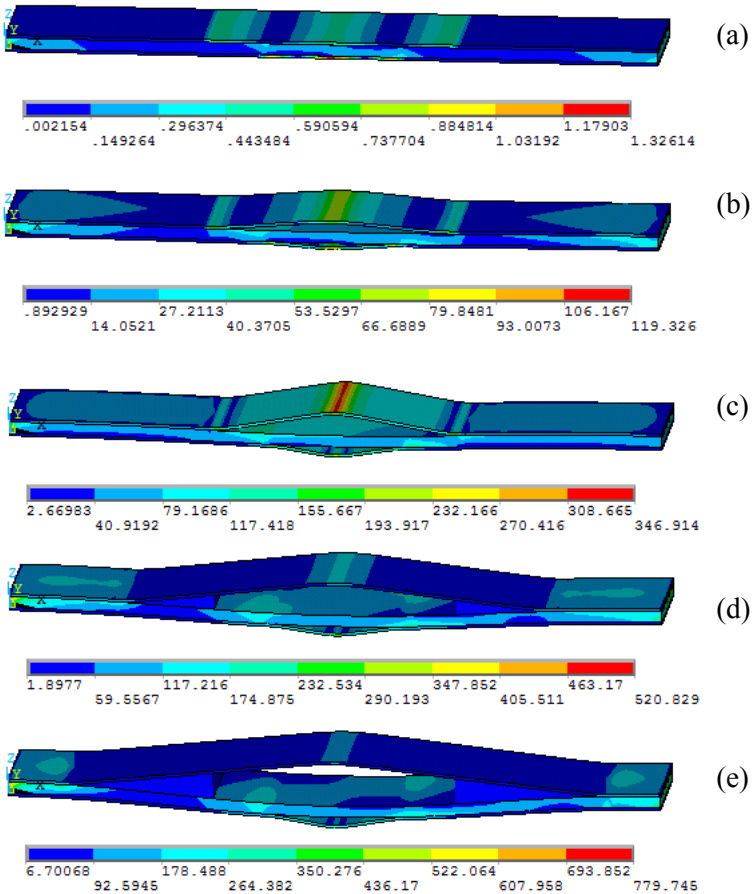
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 44 Distribusi Tegangan *Von Mises* case 10 *symetric* di bagian bawah saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (*peak*); (c) 3.3 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.



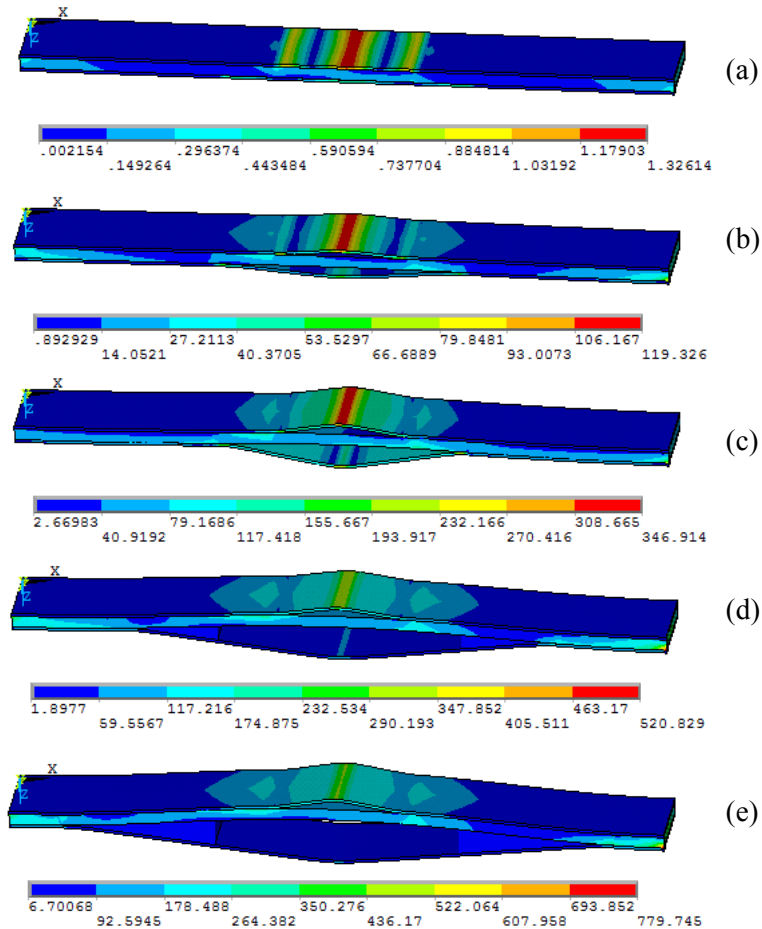
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 45 Distribusi Tegangan *Von Mises* case 11 *unsymmetric* di bagian atas saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (*peak*); (c) 3.46 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN



Gambar 4. 46 Distribusi Tegangan *Von Mises* case 11 *unsymmetric* di bagian bawah saat *displacement* (a) 0.02 mm; (b) 1.5 mm (*peak*); (c) 3.46 mm (d) 4.5 mm, dan; (e) 6 mm.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Gambar 4.43 dan gambar 4.44 menunjukkan distribusi tegangan *Von Misses* saat seratnya *symetric*. pada gambar 4.45 dan 4.46 menunjukkan distribusi tegangan saat seratnya *unsymetric*.

Distribusi tegangan dengan konfigurasi *symetric* memiliki distribusi yang merata, sementara pada *unsymetric* distribusi tegangannya tidak merata. Ketidak *homogenan* distribusi tegangan ini sesuai dengan pendapat Hyer (2009) seperti yang telah dijelaskan sebelumnya. Sementara itu, nilai *reaction force* konfigurasi *unsymetric* untuk membuka *interface* lebih besar jika dibandingkan dengan *symetric*.

Jika dibandingkan dengan *initial crack* yang jumlahnya 1, nilai *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka lebih besar karena ketebalan volume yang ditarik semakin mengecil sehingga *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka lebih besar. Hal itu juga berlaku untuk kedua *case symetric* maupun *unsymetric*. Jika dibandingkan dengan *initial crack* yang jumlahnya 1, nilai *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka lebih besar karena ketebalan volume yang ditarik semakin mengecil sehingga *reaction force* yang dibutuhkan untuk membuka lebih besar. Hal itu juga berlaku untuk kedua *case symetric* maupun *unsymetric*.

Dari seluruh analisa yang telah dilakuksn, 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 *unsymetric* memiliki kemampuan menahan beban 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*.



BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

3.1 Kesimpulan

Telah dilakukan penelitian mengenai proses delaminasi yang terjadi pada material komposit *carbon/epoxy* 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. Hal ini dikarenakan, untuk membuka *initial crack* dengan panjang lebih pendek, membutuhkan energi yang lebih besar.
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% saat 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. Hal ini dikarenakan, energi untuk membuka *initial crack* lebih besar dengan meningkatnya ketebalan.
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 konfigurasi *unsymmetric* saat berada pada 1/6 t lebih besar 40% dibandingkan dengan *symetric*. Hal ini dikarenakan, konfigurasi *unsymmetric* lebih tahan terhadap beban defleksi daripada *symetric*.
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*



BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

memiliki *reaction force* yang lebih besar 31% dibandingkan dengan *symetric*.

3.2 Saran

Untuk penelitian selanjutnya mengenai pemodelan proses delaminasi yang terjadi pada material komposit, saran-saran berikut mungkin menjadi pertimbangan agar mendapatkan hasil yang lebih baik, antara lain:

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.

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.

Kato, dkk. 2014. **Effects of Coating Thickness and Interfacial Roughness on Cracking and Delamination Strength of WC–Co Coating Measured by Ring Compression Test.** IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 61 (2014) 012024

Kaw, Autar K., 2006. **Mechanics of Composite Materials Second Edition.** Taylor and Francir 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 Through-the-Width Delaminations and Subjected**

- ao Compression. Part II: Experiments & Verification.** Composite Structures 31 (1995) 297-314.
- 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.
- 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.

LAMPIRAN

Berikut adalah *command* dari proses simulasi delaminasi dari material komposit *case 2* (SYM-1-1/2T-55) yang menjadi acuan untuk *case* selanjutnya.

!CASE 2

!Performing Structural Analysis

```
!*  
/NOPR  
KEYW,PR_SET,1  
KEYW,PR_STRUC,1  
KEYW,PR_THERM,0  
KEYW,PR_FLUID,0  
KEYW,PR_ELMAG,0  
KEYW,MAGNOD,0  
KEYW,MAGEDG,0  
KEYW,MAGHFE,0  
KEYW,MAGELC,0  
KEYW,PR_MULTI,0  
/GO  
!*
```

!Create Element

```
!*  
/PREP7  
!*  
ET,1,SOLID185  
!*  
KEYOPT,1,2,2  
KEYOPT,1,3,1  
KEYOPT,1,6,0
```

```
KEYOPT,1,8,1
!*
ET,2,INTER205
!*
```

!Material Properties of Orthotopik Composit

```
!*
MPTEMP,,,,,,,,
MPTEMP,1,0
MPDATA,EX,1,,150000
MPDATA,EY,1,,11000
MPDATA,EZ,1,,11000
MPDATA,PRXY,1,,0.25
MPDATA,PRYZ,1,,0.45
MPDATA,PRXZ,1,,0.25
MPDATA,GXY,1,,6000
MPDATA,GYZ,1,,3700
MPDATA,GXZ,1,,6000
```

!Generating mode 1 interface element

```
TB,CZM,2,,,BILI
TBDATA,1,45,0.0119,-45,0.0119,1.0,1.0
```

!Create composit shell

```
!*
sect,1,shell,,Atas
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
```

secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secdata, 0.165,1,0.0,3
secoffset,MID
secontrol,,,, , , ,

sect,2,shell,,Bawah
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secdata, 0.165,1,0,3
secoffset,MID
secontrol,0,0,0, 0, 1, 1, 1
!*

!Create a volume

BLOCK,0,150,0,20,0,1.98,
BLOCK,0,150,0,20,0,-1.98,

!Create a meshing

FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,11

```

FITEM,5,-12
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,1, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,10
FITEM,5,-11
CM,_Y,LINE
LSEL,, , , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,1, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,22
FITEM,5,-23
CM,_Y,LINE
LSEL,, , , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,1, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,23
FITEM,5,-24
CM,_Y,LINE
LSEL,, , , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y

```



```

!*
LESIZE,_Y1, , ,1, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,14
FITEM,5,19
CM,_Y,LINE
LSEL, , , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,150, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,16
FITEM,5,-17
CM,_Y,LINE
LSEL, , , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,150, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,2
FITEM,5,7
CM,_Y,LINE
LSEL, , , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,150, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,4

```

```

FITEM,5,-5
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,150, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,15
FITEM,5,18
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,4, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,13
FITEM,5,20
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y
!*
LESIZE,_Y1, , ,4, , , , ,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,3
FITEM,5,6
CM,_Y,LINE
LSEL,, , ,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,,_Y

```

```

!*
LESIZE,_Y1,,4,,,,,1
!*
FLST,5,2,4,ORDE,2
FITEM,5,1
FITEM,5,8
CM,_Y,LINE
LSEL,,,P51X
CM,_Y1,LINE
CMSEL,_,_Y
!*
LESIZE,_Y1,,4,,,,,1
!*
TYPE, 1
MAT, 1
REAL,
ESYS, 0
SECNUM, 1
!*
CM,_Y,VOLU
VSEL,,,, 2
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2
!*
TYPE, 1
MAT, 1
REAL,
ESYS, 0

```

```

SECNUM, 2
!*
TYPE, 1
MAT, 1
REAL,
ESYS, 0
SECNUM, 2
!*
CM,_Y,VOLU
VSEL, , , 1
CM,_Y1,VOLU
CHKMSH,'VOLU'
CMSEL,S,_Y
!*
VSWEEP,_Y1
!*
CMDELE,_Y
CMDELE,_Y1
CMDELE,_Y2

```

!Select node to merge

```

NPLOT
wpstyle,55,0.1,-1,1,0.003,0,2,,5
wpof,55.000000
wpof,-55.000000
wpof,55.000000
ALLSEL,ALL
ALLSEL,ALL
ALLSEL,ALL
NPLOT
wpstyle,55,0.1,-1,1,0.003,0,2,,5
wpof,-55.000000
wpstyle,56,0.1,-1,1,0.003,0,2,,5
wpof,56.000000

```

ALLSEL,ALL
ALLSEL,ALL
FLST,5,960,1,ORDE,26
FITEM,5,1
FITEM,5,-47
FITEM,5,103
FITEM,5,-196
FITEM,5,252
FITEM,5,-345
FITEM,5,401
FITEM,5,-447
FITEM,5,1203
FITEM,5,-1249
FITEM,5,1305
FITEM,5,-1400
FITEM,5,1456
FITEM,5,-1510
FITEM,5,1958
FITEM,5,-2004
FITEM,5,2060
FITEM,5,-2153
FITEM,5,2209
FITEM,5,-2302
FITEM,5,2358
FITEM,5,-2458
FITEM,5,2514
FITEM,5,-2609
FITEM,5,2665
FITEM,5,-2712
NSEL,S, , P51X
EPLOT
NPLOT

!Merge Node

```
NUMMRG,NODE, , , ,LOW  
ESLN,S  
EPLOT  
ESLN,S
```

!Create a cohesive zone

```
/REP,FAST  
TYPE, 2  
MAT, 2  
REAL,  
ESYS, 0  
SECNUM, ,  
  
CZMESH,,,1,Z,0,
```

!Solution control

```
/SOL  
!*  
ANTYPE,0  
ANTYPE,0  
NLGEOM,1  
NSUBST,500,500,500  
OUTRES,ERASE  
OUTRES,ALL,ALL  
AUTOTS,1  
LNSRCH,1  
NCNV,2,0,0,0,0  
NEQIT,0  
TIME,1
```

!Create constraint

```
wpstyle,28,0.1,-1,1,0.003,0,2,,5
wpof,-28.000000
FLST,2,20,1,ORDE,16
FITEM,2,895
FITEM,2,-897
FITEM,2,1051
FITEM,2,-1052
FITEM,2,1352
FITEM,2,1503
FITEM,2,1508
FITEM,2,-1510
FITEM,2,2862
FITEM,2,3013
FITEM,2,3018
FITEM,2,-3020
FITEM,2,3397
FITEM,2,3493
FITEM,2,3498
FITEM,2,-3500
!*
/GO
D,P51X,,0,,,ALL,,,,,
FLST,2,20,1,ORDE,12
FITEM,2,898
FITEM,2,-901
FITEM,2,1202
FITEM,2,1353
FITEM,2,1504
FITEM,2,-1507
FITEM,2,2863
FITEM,2,3014
FITEM,2,-3017
FITEM,2,3398
```

```
FITEM,2,3494
FITEM,2,-3497
!*
/GO
D,P51X,,0,, , , ,ALL, , , , ,
```

!Create displacement reaction

```
!*
/GO
D,P51X,,10,, , , ,UZ, , , , ,
FLST,2,5,1,ORDE,5
FITEM,2,522
FITEM,2,671
FITEM,2,820
FITEM,2,976
FITEM,2,1127
!*
/GO
D,P51X,,-10,, , , ,UZ, , , , ,
/STATUS,SOLU
```

!Solving Problem

```
SOLVE
```


BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

1.1 Kesimpulan

Telah dilakukan penelitian mengenai proses delaminasi yang terjadi pada material komposit *carbon/epoxy* 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. Hal ini dikarenakan, untuk membuka *initial crack* dengan panjang lebih pendek, membutuhkan energi yang lebih besar.
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% saat 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. Hal ini dikarenakan, energi untuk membuka *initial crack* lebih besar dengan meningkatnya ketebalan.
3. Konfigurasi *lay-up* berpengaruh terhadap delaminasi. Konfigurasi *unsymetric* saat berada pada 1/2 t memiliki rata-rata *reaction force* yang lebih besar 10% dibandingkan dengan *symetric*, dan konfigurasi *unsymetric* saat berada pada 1/6 t lebih besar 40% dibandingkan dengan *symetric*. Hal ini dikarenakan, konfigurasi *unsymetric* lebih tahan terhadap beban defleksi daripada *symetric*.
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 *unsymetric*

memiliki *reaction force* yang lebih besar 31% dibandingkan dengan *symetric*.

3.2 Saran

Untuk penelitian selanjutnya mengenai pemodelan proses delaminasi yang terjadi pada material komposit, saran-saran berikut mungkin menjadi pertimbangan agar mendapatkan hasil yang lebih baik, antara lain:

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.

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.

Kato, dkk. 2014. **Effects of Coating Thickness and Interfacial Roughness on Cracking and Delamination Strength of WC–Co Coating Measured by Ring Compression Test.** IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 61 (2014) 012024

Kaw, Autar K., 2006. **Mechanics of Composite Materials Second Edition.** Taylor and Francir 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.
- 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.
- 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.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada semua pihak yang telah ikut berperan serta terhadap penulisan tugas akhir ini. Penulis mengucapkan terima kasih, terutama kepada:

1. Kedua orang tua tercinta saya, Bapak Drs. Suharyoto M.Pd dan Ibu Sukarni atas semua dukungan, motivasi dan do'a yang selalu dipanjatkan.
2. Dr. Agung Purniawan, S.T., M.Eng selaku Ketua Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI – ITS.
3. Bapak Mas Irfan P. Hidayat, S.T., M.Sc., Ph.D. selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah memberikan bekal yang sangat bermanfaat.
4. Bapak Lukman Noerochim, ST., M.Sc. (Eng)., Ph.D. Selaku dosen pembimbing kedua yang telah memberikan saran dan mendukung kelancaran tugas akhir penulis.
5. Ibu Diah Susanti Ph.D selaku dosen wali yang telah membimbing selama penulis menjadi mahasiswa.
6. Ibu Amaliya Rasyida, ST., M.Sc dan Ibu Dian Mughni F, ST., M.Sc selaku dosen penguji yang telah memberikan kritik dan saran untuk tugas akhir penulis.
7. Seluruh dosen dan karyawan Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI-ITS.
8. Nuri Setyo Taufiqurohman, M. Bahtiar Firdaus, Nimas, Lisa Diah, Kamil, Ferdiansyah Iqbal dan Fikan selaku *partner* mengerjakan tugas Akhir.
9. Teman-teman MT 14 dan para pihak yang selalu mendukung yang tidak bisa penulis tuliskan satu persatu.

Penulis menyadari bahwa dalam penulisan Tugas Akhir ini masih terdapat kekurangan, Namun, penulis berharap bahwa laporan ini dapat bermanfaat bagi penulis sendiri dan pembaca.

Surabaya, Juli 2016

Penulis

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

BIODATA PENULIS



Penulis yang akrab dipanggil Mega ini bernama lengkap Mega Lazuardi Umar. Ia dilahirkan di Banyuwangi pada tahun 1993 silam. Penulis merupakan anak kedua dari 2 bersaudara dan telah menempuh pendidikan formal, yaitu SDN 1 Sragi, SMPN 1 Genteng, dan SMAN 1 Genteng. Setelah itu, penulis melanjutkan studinya ke Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya pada tahun 2012 di Jurusan Teknik Material dan Metalurgi FTI ITS dengan nomor registrasi pokok 2712 100 128. Semasa kuliah, penulis terdaftar aktif sebagai staf BSO Minat Bakat HMMT FTI-ITS, Selain aktif di kampus, penulis juga *hobby* bermain musik dan catur hingga menorehkan prestasi Juara 1 Jingle Pariwisata Sumatera Barat, dan Juara 2 Lomba Catur PM31 se-Indonesia. Penulis menghambil tugas akhirnya di bidang analisa numerik dan modelling di laboratorium komputasi dan pemodelan material.

Selesaiannya tugas akhir ini mengantarkan penulis memperoleh gelar Sarjana Teknik (ST) di kampus tercintanya, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.

Email : megalazuardiumar@gmail.com

(Halaman ini sengaja dikosongkan)