

# PENGARUH SUSUNAN LAMINA TERHADAP KUAT TARIK LAMINAT KOMPOSIT KARBON/EPOKSI

Disusun Oleh :

Herlina, ST.,MT. NIDN : 0416117402

Bona P.F., Dipl.Ing. NIDN : 0422126802

Fakultas Teknik, Universitas Nurtanio Bandung,  
Jalan Padjajaran No. 219 Lanud Husein Sastranegara Bandung  
Telp/fax : 022-6002060/022-6001928

## ABSTRAK

Interaksi yang kompleks antar lamina pada suatu laminat saat mengalami beban tarik menyebabkan perbedaan kuat tarik dan jenis kerusakan pada laminat komposit karbon/epoksi dengan susunan lamina yang berbeda. Untuk mengetahui pengaruh susunan lamina terhadap kuat tarik dan jenis kerusakan laminat, telah dilakukan uji tarik pada 5 laminat dengan susunan (0), (0/0/90)<sub>s</sub>, (0/45/-45/90<sub>1/2</sub>)<sub>s</sub>, (0/45/-45/90)<sub>s</sub> dan (0/90/-45/45)<sub>s</sub>. Kemudian, kerusakan pada laminat akibat uji tarik diamati dengan mikroskop optik. Hasil pengujian menunjukkan kuat tarik dari laminat (0), (0/0/90)<sub>s</sub>, (0/45/-45/90<sub>1/2</sub>)<sub>s</sub>, (0/45/-45/90)<sub>s</sub> dan (0/90/-45/45)<sub>s</sub> secara berturut-turut adalah ( 1988,97 ± 156,69 ) MPa, ( 1745,47 ± 19,53 ) MPa, ( 929,70 ± 32,79 ) MPa, ( 992,82 ± 26,63 ) MPa dan ( 941,86 ± 24,21 ) MPa. Kemudian, kerusakan yang terjadi pada setiap laminat adalah delaminasi, retak matriks dan perpatahan serat.

**Kata Kunci** : Karbon, Epoksi, Kuat Tarik, Laminat, Lamina, Delaminasi, Retak Mikro Matriks, Perpatahan Serat.

## 1. PENDAHULUAN

Komposit dengan matriks polimer diperkuat serat karbon yang memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi, ketahanan

temperatur dan ketahanan terhadap *fatigue* yang tinggi telah mendapat perhatian utama dalam beberapa dekade terakhir dan banyak

digunakan dalam industri penerbangan. Pesawat komersial mutakhir, seperti Airbus A 380 dan Boeing 787 *dream-liner*, menggunakan material komposit lebih dari 50% beratnya [1]. Begitu juga dengan pesawat Lockheed Martin F-35, sebagian besar dari kerangka mesinnya dibuat dari material komposit sehingga mampu mengurangi berat secara signifikan, mengurangi konsumsi bahan bakar dan meningkatkan daya tahan mesin [2].

Salah satu susunan komposit adalah laminat *plate* yang terdiri dari lamina yang memiliki orientasi serat yang berbeda [4]. Tidak seperti material isotropik, ada tambahan beberapa sifat khusus dalam rancangannya, tergantung dari arah serat dan susunan lamina, yang dapat diatur untuk mendapatkan efisiensi maksimum [6]. Tahap awal rancangan komposit laminat adalah melakukan pemilihan susunan terbaik dari material penyusun laminat tersebut [7]. Kebebasan pengaturan orientasi lamina pada struktur komposit laminat memungkinkan pembuatan komposit laminat dengan sifat mekanik yang sesuai dengan

yang diinginkan, seperti sifat pada arah bidang (*in-plane*), *flexural* dan *buckling* untuk menerima kondisi pembebanan tertentu untuk setiap rancangan struktural [8,4]. Kebanyakan bagian komposit pada pesawat terbang terdiri dari laminat yang tersusun atas lamina-lamina pada arah  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ , dan  $\pm 45^\circ$  [9]. Sebagai panduan dalam merancang struktur komposit pada pesawat terbang, susunan lamina sebisa mungkin harus simetri (*symmetry*) dan seimbang (*balanced*) [10]. Secara umum, pekerjaan ini dilakukan untuk mencari kombinasi susunan beberapa lapis lamina dengan ketebalan konstan sedemikian rupa sehingga memberikan sifat mekanik terbaik untuk kebutuhan tertentu [7].

Material komposit berbasis polimer memiliki mekanisme kegagalan (*failure*) yang kompleks di mana mode kerusakan (*delamination*, *matrix microcracking*, *debonding* dan *fiber breakage*) berhubungan satu sama lain. Pada laminar *multidirectional* yang mengalami beban tarik atau tekan, *fiber breakage* bisa dikatakan sebagai mekanisme *failure* yang paling penting. Ini karena serat merupakan

komponen yang menerima beban, sedang matriks lebih sebagai pendistribusi beban ke serat [11]. Oleh sebab itu, urutan susunan lamina berpengaruh terhadap sifat mekanik komposit laminar.

Walaupun komposit laminat memberikan keleluasaan yang lebih dalam proses perancangan daripada material konvensional, bertambahnya jumlah parameter rancangan memberikan kesulitan dalam melakukan analisis struktur [12]. Untuk komponen-komponen tertentu dalam pesawat terbang, mobil dan lain-lain, data tentang sifat-sifat material yang digunakan sangat penting. Sifat tarik merupakan sifat yang paling mendasar dalam desain struktur mekanik [13]. Oleh sebab itu, perlu diketahui bagaimana pengaruh susunan lamina terhadap kuat tarik komposit laminar karbon/epoksi.

### 1.1 Identifikasi Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas, maka identifikasi masalah dari penelitian ini adalah mempelajari pengaruh susunan lamina terhadap kuat tarik komposit laminat dan menentukan jenis kerusakan yang terjadi pada setiap laminat.

### 1.2 Tujuan Penelitian

Berdasarkan rumusan masalah di atas, maka tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui:

1. Pengaruh susunan lamina terhadap kuat tarik komposit laminat.
2. Jenis kerusakan yang terjadi pada setiap laminat.

### 1.3 Batasan Penelitian

Susunan lamina yang diteliti adalah  $(0)_s$ ,  $(0/0/90)_s$ ,  $(0/45/-45/90_{1/2})_s$ ,  $(0/90/-45/+45)_s$ , dan  $(0/+45/-45/90)_s$ . Kuat tarik kelima laminat tersebut ditentukan secara eksperimen. Kemudian, kerusakan pada setiap laminat diamati dengan mikroskop optik. Material karbon/epoksi *UD* yang digunakan adalah jenis prepeg CYCOM 5267-1 G40 800 buatan Cytec Engineered Materials. Material yang digunakan untuk pembuatan tab pada spesimen adalah komposit *glass*/epoksi. Tab dan karbon/epoksi disatukan dengan film adesif.

### 1.4 Manfaat Penelitian

1. Bagi Peneliti

Penelitian ini diharapkan dapat memberikan informasi tentang pengaruh susunan lamina terhadap kuat tarik laminar dan jenis

kerusakan yang terjadi yang berguna sebagai informasi acuan dalam melakukan perancangan struktur mekanik dengan menggunakan komposit karbon/epoksi UD jenis CYCOM 5267-1 G40 800 buatan Cytec Engineered Materials.

## 2. Bagi Objek Peneliti/Perusahaan

Dengan adanya penelitian ini dapat memberikan informasi kepada perusahaan dengan dilakukan pengembangan susunan lamina dan jenis kerusakan yang terjadi akan mendapatkan hasil pengujian yang dapat dijadikan pertimbangan dalam perancangan struktur mekanik.

## 3. Bagi Fakultas Teknik Universitas Nurtanio Bandung

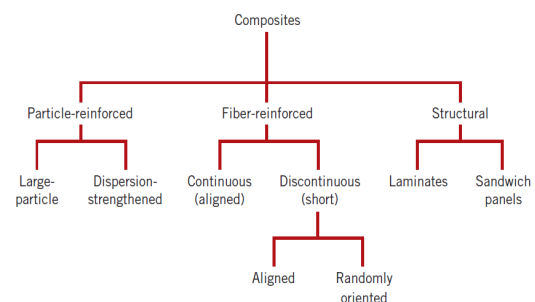
Sebagai salah satu bentuk pelaksanaan dari Tri Dharma Perguruan Tinggi di Bidang Penelitian yang diharapkan dapat bermanfaat untuk kampus dalam meningkatkan penilaian akademisi dan untuk pengembangan penelitian selanjutnya.

## 2. TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Material Komposit

Material komposit merupakan material yang tersusun atas dua atau lebih

material dalam skala makroskopik [14]. Komposit terdiri dari fasa diskontinu di dalam fasa kontinu. Fasa diskontinu biasanya lebih keras dan kuat dari pada fasa kontinu dan disebut sebagai penguat (*reinforcement* atau *reinforcing material*), sedangkan fasa kontinu disebut sebagai matriks [15].



Gambar 2.1 Klasifikasi Material Komposit [16]

### 2.2 Serat Karbon

Serat karbon, kaca dan aramid secara ekstensif digunakan sebagai penguat dalam material komposit. Dalam kristal satuan (*single crystal*) grafit, atom-atom karbon tersusun dalam bentuk heksagonal. Atom-atom pada bidang dasar (*basal plane*) ini diikat oleh ikatan kovalen yang sangat kuat. Satuan kristal dasar (*basic crystal units*) sangat anisotropik dimana modulus Young pada arah longitudinal (*in-plane Young modulus*) nya sekitar 1000 GPa, sedangkan pada arah tegak lurus dengan bidang basal hanya sekitar 35 GPa [17].

Geometri dari serat sangat berpengaruh terhadap kekuatannya dan harus diperhitungkan dalam pengaplikasiannya. Serat memiliki perbedaan sifat dengan bentuk bulknya karena serat memiliki struktur penyusun yang lebih sempurna. Pada serat, kristal-kristal tersusun di sepanjang sumbu serat. Kemudian, jumlah cacat internal pada serat lebih sedikit dibandingkan dengan material bulk. Sebagai contoh, dislokasi pada material dalam bentuk serat akan lebih sedikit dari pada dislokasi pada material dalam bentuk bulk [14].

### 2.3 Matriks Epoksi

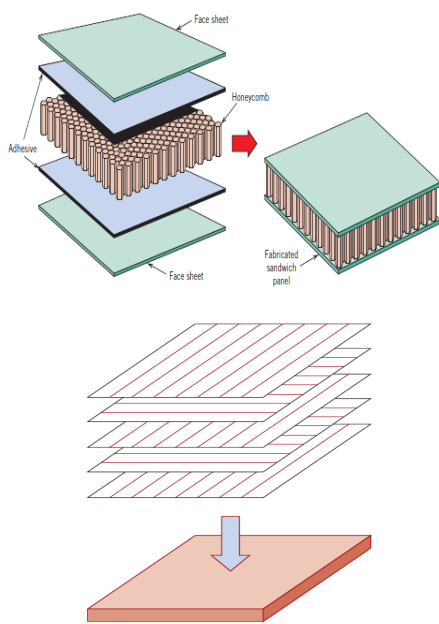
Matriks berfungsi untuk menjaga serat tetap berada pada posisinya dalam satuan struktural dan menjaga serat dari kerusakan eksternal, mentransmisikan dan mendistribusikan beban ke serat dan pada banyak kasus berperan untuk menambah sifat duktilitas dan ketangguhan komposit. Ikatan *interface* yang kuat antara serat dan matriks sangat dibutuhkan. Dengan demikian, matriks harus mampu meningkatkan ikatan mekanik atau kimia dengan serat. Material serat dan matriks harus kompatibel secara kimiawi sehingga reaksi yang tidak diinginkan tidak terjadi pada bagian *interface*. Reaksi-reaksi

seperti itu akan menjadi lebih bermasalah lagi pada komposit yang diaplikasikan pada suhu tinggi [18].

Polimer merupakan material matriks yang paling banyak digunakan pada material komposit modern. Salah satu contoh polimer adalah epoksi yang merupakan polimer jenis termoset [18]. Epoksi memiliki sifat mekanik yang baik dan mampu mempertahankan sifat mekaniknya pada suhu tinggi dan lingkungan yang basah, serta memiliki ketahanan kimia yang baik. Epoksi juga memiliki stabilitas dimensional yang baik, mudah diproses, murah dan memiliki sifat adesif yang baik ke berbagai jenis serat [19]. Saat proses polimerisasi, termoset mengalami *cross-linked*, yaitu keterikatan molekul secara tiga dimensi yang menyebabkan polimer tidak bisa meleleh pada suhu tinggi [18]

### 2.4 Komposit Struktur

Komposit struktur biasanya terdiri atas material homogen dan komposit. Sifat-sifat komposit struktur tidak hanya bergantung pada sifat-sifat material penyusunnya, tetapi pada geometrinya. Komposit struktur yang paling sering dibuat adalah laminat dan *sandwich* [16].



Gambar 2.2 Komposit Struktur; (a) Komposit laminar; (b) komposit *sandwich* [16]

Komposit *sandwich* terdiri dari dua lapisan terluar yang dipisahkan inti (*core*) yang lebih tebal di mana keduanya disatukan oleh adesif. Lapisan terluar terbuat dari material yang relatif lebih kaku dan kuat, biasanya aluminium, plastik diperkuat serat, dan titanium. Bagian inti adalah material yang ringan, dan biasanya memiliki modulus elastisitas yang rendah [16].

Laminat adalah tumpukan lamina dengan berbagai orientasi, di mana lamina didefinisikan sebagai material komposit tipis yang terdiri atas susunan serat *unidirectional* atau anyaman (*woven*) di dalam matriks. Lapisan-lapisan pada laminat diikat dengan

material yang sama dengan material yang digunakan sebagai matriks pada lamina [14]. Berdasarkan arah laminanya, ada laminat yang disebut sebagai laminat *cross-ply*, yaitu laminat yang hanya terdiri dari lamina arah  $0^\circ$  dan  $90^\circ$  [19]. Kemudian, ada juga laminat yang disebut sebagai laminat *angle-ply*, yaitu laminat yang memiliki lamina arah  $\theta$  dan  $-\theta$  di mana  $0^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$  [18]. Beberapa klasifikasi laminat berdasarkan susunannya adalah laminat simetri (*symmetric laminates*), laminat seimbang (*balanced laminated*) dan laminat quasi-isotropik.

## 2.5 Uji Tarik

Uji tarik mengacu ke ASTM D 3039 [22], yaitu metode standard yang digunakan untuk menguji sifat tarik material komposit matriks polimer yang diperkuat serat dengan modulus yang tinggi. Untuk mendapatkan hasil yang valid, dibutuhkan 5 spesimen untuk diuji. Spesimen laminar yang seimbang dan simetri, direkomendasikan memiliki panjang 250 mm dan lebar 25 mm. Pengujian dilakukan pada saat suhu  $23^\circ \pm 3^\circ\text{C}$  dengan laju penarikan 2 mm/menit. Kuat tarik dari spesimen diberikan pada persamaan (2.1).

$$F^{tu} = \frac{P^{max}}{A}$$

Di mana:

$F^{tu}$  = Kuat tarik ( MPa )

$P^{max}$  = beban maksimum sebelum gagal ( N )

$A$  = luas penampang rata-rata ( mm<sup>2</sup> )

Kemudian, regangan dari spesimen diberikan pada persamaan ( 2.2 ).

$$\epsilon_i = \frac{l_i}{L_g} \quad (2.2)$$

Di mana:

$\epsilon_i$  = Regangan pada data ke-i

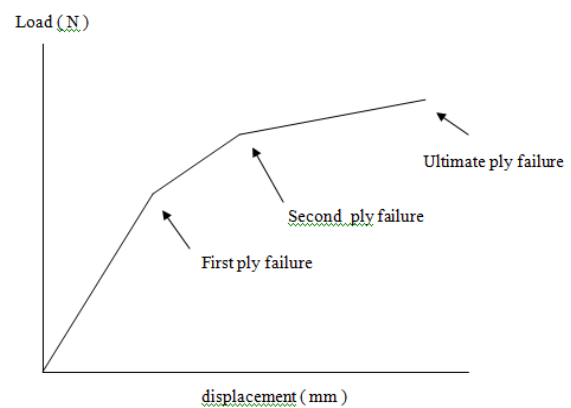
$l_i$  = perpindahan ekstensometer pada data ke-i ( mm )

$L_g$  = panjang gage ekstensometer ( mm )

## 2.6 Analisis Kekuatan Laminat

Karena kekuatan lamina merupakan fungsi orientasi seratnya, maka tidak semua lamina akan gagal dengan pemberian beban yang sama. Lamina akan gagal secara berturut-turut dengan penambahan beban [15]. Kekuatan transversal laminar *unidirectional* jauh lebih kecil dibanding dengan kekuatan longitudinalnya, sehingga lamina dengan arah serat yang tegak lurus dengan arah pembebanan pada suatu laminat akan menjadi lamina yang pertama kali gagal.

(2.1) Dengan demikian, kegagalan pada lapisan pertama (*first ply failure / FPF*) akan terjadi pada saat beban relatif kecil [15]. Beban saat FPF tidak harus menjadi beban untuk membuat keseluruhan laminar gagal. Beban maksimum yang bisa ditahan laminar bisa jauh lebih besar dari beban saat FPF [18].

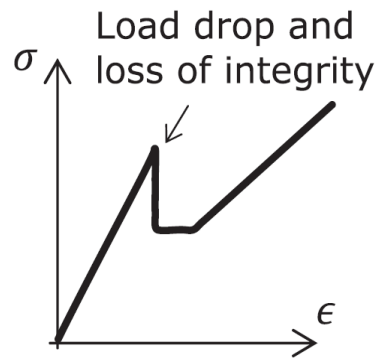


Gambar 2.3 Kurva beban vs perpanjangan hasil uji tarik laminar [15]

Halphin [18] melakukan uji tarik pada laminat *glass/epoksi* dengan susunan (0/±45/90)<sub>s</sub> dan melakukan prediksi kuat tarik laminat tersebut dengan menggunakan teori kegagalan kriteria tegangan maksimum. Kurva tegangan-regangan hasil prediksi menunjukkan kesesuaian dengan data hasil eksperimen. Kurva tersebut menunjukkan dua pembelokan. Yang pertama disebabkan kegagalan lamina arah 90° dan yang kedua karena

kegagalan lamina arah  $\pm 45^\circ$ . Pembelokan pada saat lamina arah  $\pm 45^\circ$  gagal lebih jelas daripada pembelokan kurva karena kegagalan lamina arah  $90^\circ$  karena lamina arah  $\pm 45^\circ$  dua kali lebih banyak dari lamina arah  $90^\circ$ . Kegagalan laminat karena beban maksimal terjadi saat lamina arah  $0^\circ$  gagal. Kemudian, data hasil eksperimen tidak menunjukkan perubahan kemiringan yang jelas seperti yang ditunjukkan kurva hasil prediksi. Ini disebabkan kegagalan pada suatu lamina sebenarnya terjadi secara bertahap pada rentang regangan tertentu, sedangkan prediksi hasil teoritik didapat karena mengasumsikan bahwa kegagalan pada suatu lamina terjadi secara langsung pada saat regangan tertentu yang dialami laminar.

Jalalvand dkk [23] menjelaskan bahwa ketika terjadi kehilangan kesatuan dari suatu struktur pada saat uji tarik seperti retak interlaminar yang panjang, maka kurva tegangan-regangan akan menunjukkan terjadinya penurunan beban secara tiba-tiba.



Gambar 2.4 Kurva tegangan-regangan saat terjadinya kehilangan kesatuan pada suatu struktur [23].

Tabel 2.1 Hasil uji tarik karbon/epoksi T800H/2500 [30]

$(\theta / -(90 - \theta))3s$	Kuat Tarik (MPa)	Regangan (%)
$\theta = 0$	1414,1	1,53
$5^\circ$	715,6	1,32
$15^\circ$	351,7	4,53
$45^\circ$	204,9	9,48
$90^\circ$	1451,5	1,58

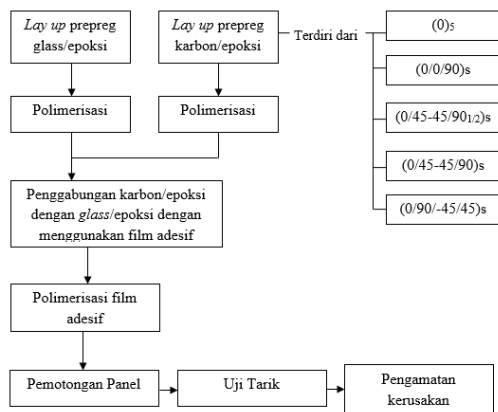
### 3. METODA PENELITIAN

#### 3.1 Alur Pikir Penelitian

Penelitian dilakukan untuk mengetahui pengaruh susunan lamina terhadap kuat tarik laminat komposit karbon/epoksi UD. Terdapat lima jenis susunan laminat, yaitu  $(0)_5$ ,  $(0/0/90/90)_s$ ,  $(0/45/-45/90_{1/2})_s$ ,  $(0/45/-45/90)_s$ , dan  $(0/90/-45/45)_s$ . Penelitian dimulai dengan pembuatan semua jenis spesimen.



Kemudian, kuat tarik spesimen diuji dengan menggunakan UTM (*Universal Testing Machine*). Spesimen hasil pengujian diamati dengan menggunakan mikroskop optik untuk mengetahui jenis kerusakan yang terjadi. Pembuatan spesimen, pengujian, dan pengamatan dengan mikroskop optik dilakukan di PT Dirgantara Indonesia.



Gambar 3.1 Diagram alir penelitian

### 3.2 Alat dan Bahan

Dalam penelitian ini, peralatan utama yang digunakan adalah peralatan *vacuum*, mesin *autoclave* untuk polimerisasi prepeg karbon/epoksi, prepeg kaca/epoksi dan film adesif, mesin *diamond saw* untuk memotong panel, mesin UTM (*universal testing machine*) untuk uji tarik dan mikroskop optik untuk mengamati kegagalan pada spesimen hasil pengujian. Prepeg karbon/epoksi yang digunakan adalah

prepeg CYCOM 5267-1 G40 800 buatan Cytec Engineered Materials. Material lain yang digunakan adalah prepeg kaca/epoksi untuk pembuatan tab spesimen uji tarik dan film adesif untuk mengikat komposit karbon/epoksi dengan kaca/epoksi. Kemudian, material pendukung yang digunakan adalah *release agent*, *air weave*, *release film*, plat aluminium, plat plastik, dan *sealant tape* untuk proses *vacuum bagging*.

### 3.3 Pembuatan Spesimen Uji Tarik

Pembuatan spesimen uji tarik diawali dengan pemotongan prepeg karbon/epoksi dan prepeg *glass/epoksi*. Kemudian, karbon/epoksi dan *glass/epoksi* di lay up secara terpisah. Setelah itu, prepeg yang sudah di lay up dipolimerisasi. Karbon/epoksi dan *glass/epoksi* yang sudah dipolimerisasi digabung dengan film adesif. Setelah itu, film adesif dipolimerisasi. Karbon/epoksi dan *glass/epoksi* yang sudah digabung dipotong untuk membentuk spesimen uji tarik.

#### 3.3.1 Pemotongan Prepeg karbon/epoksi dan prepeg kaca/epoksi

Prepeg karbon/epoksi dipotong dengan menggunakan gunting dengan ukuran 300 mm x 270 mm sebanyak 32 lembar,

yang terdiri dari 12 lembar arah  $0^\circ$ , 6 lembar arah  $45^\circ$ , 6 lembar arah  $-45^\circ$  dan 8 lembar arah  $90^\circ$ . Sedangkan prepreg kaca/epoksi dipotong dengan ukuran 300 mm x 260 mm sebanyak 60 lembar, terdiri dari 30 lembar arah  $90^\circ$  dan 30 lembar arah  $0^\circ$ .

### 3.3.2 Proses Lay up karbon/epoksi

Pada tahap ini, cetakan diolesi *release agent*. Kemudian, *release film* diletakkan di atas cetakan supaya prepreg tidak menempel dengan cetakan. Setelah itu, lamina pertama untuk setiap jenis laminar yang semuanya pada arah  $0^\circ$  diletakkan di atas *release film*. Setelah itu, semua prepreg di *vacuum bagging* dengan durasi minimal 15 menit untuk menghilangkan gelembung udara yang ada pada prepreg.



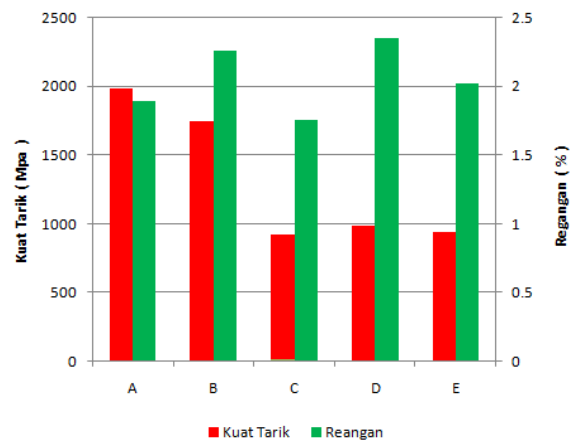
Gambar 3.2 Proses *vacuum bagging*

## 4. HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil uji tarik komposit laminat  $(0)_5$ ,  $(0/0/90)_s$ ,  $(0/45/-45/90_{1/2})_s$   $(0/90/-45/45)_s$  dan  $(0/45/-45/90)_s$  diberikan

beserta penjelasannya. Kemudian, pembahasan tentang kerusakan yang terjadi pada laminat hasil pengujian juga diberikan.

Berikut hasil uji tarik dari laminat dengan susunan A =  $(0)_5$ , B =  $(0/0/90)_s$ , C =  $(0/45/-45/90_{1/2})_s$ , D =  $(0/90/-45/45)_s$  dan E =  $(0/45/-45/90)_s$  diberikan pada Gambar 4.1



Gambar 4.1 Hasil uji tarik laminar

## 5. KESIMPULAN

Urutan kuat tarik dari tertinggi ke terendah adalah pada laminat  $(0)_5$  dengan kuat tarik ( 1988,97 ± 156,69 ) MPa, laminat  $(0/0/90)_s$  dengan kuat tarik ( 1745,47 ± 19,53 ) MPa, laminat  $(0/90/-45/45)_s$  dengan kuat tarik ( 992,82 ± 26,63 ) MPa, laminat  $(0/45/-45/90)_s$  dengan kuat tarik ( 941,86 ± 24,21 ) MPa, dan laminat  $(0/45/-45/90_{1/2})_s$  dengan kuat tarik ( 929,70 ± 32,79 ) MPa. Kemudian, nilai

regangan saat gagal pada kelima laminat di atas secara berturut turut adalah (  $1,90 \pm 0,08$  ) %, (  $2,26 \pm 0,06$  ) %, (  $1,76 \pm 0,07$  ) %, (  $2,35 \pm 0,83$  ) %, dan (  $2,02 \pm 0,08$  ) %,

Kerusakan pada laminat akibat uji tarik ada yang berupa retak matriks, delaminasi dan perpatahan serat. Kerusakan yang lebih berat dapat terjadi pada lamina arah  $90^\circ$  yang disusun saling bersebelahan pada bagian tengah lamina dan kerusakan yang paling ringan terjadi pada lamina arah  $0^\circ$  karena merupakan lamina yang paling kuat dan berada pada bagian terluar laminat. Kerusakan akan terus merambat dari lamina yang paling lemah sekaligus lamina yang gagal pertama kali ke lamina di sebelahnya.

Kuat tarik semua laminat ditentukan lamina arah  $0^\circ$ , semakin banyak fraksi lamina arah  $0^\circ$ , maka semakin besar kuat tarik suatu laminat. Kemudian, susunan lamina yang memungkinkan terjadinya perambatan keretakan dengan mudah seperti lamina yang paling lemah (lamina arah  $90^\circ$ ) yang disusun bersebelahan dapat mengurangi kekuatan laminar tersebut.

## 6. DAFTAR PUSTAKA

1. Xu, Xuehong., Wang, Xiaoqun., Cai, Qun., Wang, Xu., Wei, Ran., dan Du, Shanyi. ( 2015). *Improvement of compressive strength of carbon fiber/epoxy composites via microwave curing*. Journal of Materials Science & Technology.
2. Song, ZhenHua., Wang, ZhiHua., Ma, HongWei., dan Xuan, Haujun. ( 2013 ). *Mechanical behavior and failure mode of woven carbon/epoxy laminate composites under dynamic compressive loading*. Composites: Part B, 531-536.
3. Talreja , Ramesh., dan Singh, Chandra Veer. ( 2012 ). *Damage and Failure of Composite Materials*. Cambridge University Press
4. Almeida, Felipe Schaedler de. ( 2016 ). *Stacking sequence optimization for maximum buckling load of composite plates using harmony search algorithm*. Composite Structures, 287-299.
5. Swanson, Stephen R. ( 1997 ). *Introduction to Design and Analysis with Advanced Composite Materials*. Prentice-Hall International, Inc.
6. Hemmatian, Hossein., Fereidoon, Abdolhossein., Sadollah, Ali., dan Bahreininejad, Ardeshir. ( 2012 ).

- Optimization of laminate stacking sequence for minimizing weight and cost using elitist ant system optimization.* Advanced in Engineering Software, 8-18.
7. Ghiasi, Hossein., Fayazbakhsh, Kazem., Pasini, Damiano., dan Lessard, Larry ( 2010 ). *Optimum stacking sequence design of composite materials Part II: Variable stiffness design.* Composite structures, 1-13.
  8. Jing, Zhao., Fan, Xueling., dan Sun, Qin. ( 2014 ). *Stacking sequence optimization of composite laminates for maximum buckling load using permutation search algorithm.* Composite Structures, 225-236.
  9. Sebaey, T.A., Gonzales, E.V., Lopes, C.S., Blanco, N., dan Costa, J. ( 2013 ). *Damage resistance and damage tolerance of dispersed CFRP laminates: Effect of ply clustering.* Composite Structures, 96-103.
  10. Irisarri, F.X., Lasseigne, A., Leroy, F.H., dan Riche R. Le. ( 2013 ). *Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables.* Composite Structures, 559-569.
  11. Marin, L., Gonzalez, E.V., Maimi, P., Trias, D., dan Camanho, P.P. ( 2015 ). *Hygrothermal effect on the translaminar fracture toughness of cross-ply carbon/epoxy laminates: Failure Mechanisms.* Composite science and technology, 130-139.
  12. Heidari-Rarani, M., Khalkhali-Sharifi, S.S., dan Shokrieh, M.M. ( 2014 ). *Effect of ply stacking sequence on buckling behavior of E-glass/epoxy laminated composites.* Computational material science, 89-96.
  13. Baek, Un Bong., Lee, Hae Moo., Lee, Yun Hee., dan Nahm, Seun Hoong. ( 2011 ). *The test atudy for tension test PT in Korea.* Engineering Procedia 10, 276-280.
  14. Jones, Robert M. ( 1975 ). *Mechanics of Composite Materials.* McGraw-Hill, Inc.
  15. Agarwal, D. Bhagwan., dan Broutman, J. Lawrence. ( 1990 ). *Analysis and Performance of Fiber Composite.* John Wiley & Son, Inc.
  16. Callister, D. William. ( 2007 ). *Materials Science and Engineering, An Introduction.* John Wiley & Son, Inc.
  17. Hull,D., dan Clyne, T.W. ( 1996 ). *An Introduction to Composite Materials.* Cambridge University Press.

18. Gibson, F. Donald. ( 1994 ). *Principle of Composite Material Mechanics*. McGraw-Hill, Inc.
19. Hyer, Michael W. ( 1998 ). *Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials*. McGraw-Hill, Inc.
20. Lee, Sang-Youl., Dae-Young, Park., dan Myung-Hun, Noh. *Eas solid element for free vibration analysis of laminated composite and sandwich plate structure*. [ versi online dari situs <http://www.j-kosacs.or.kr> ] [ diakses pada 1 Mei 2016 ].
21. American Society for Testing and Materials. *Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials*. ASTM Standard D 3039.
22. Jalalvand, Meisam., Czel, Gergely., dan Wisnom, Michael R. ( 2015 ). *Parametric study of failure mechanism and optimal configurations of pseudo-ductile thin-ply UD hybrid composites*. *Composites: Part A*, 123-131.
23. Laffan, M.J., Pinho, S.T., Robinson, P., dan McMillan, A.J. ( 2012 ). *Translaminar fracture toughness testing of composite: A review*. *Polymer Testing*, 481-489.
24. McCartney, L.N. ( 2005 ). *Energy-based prediction of failure in general symmetric laminates*. *Engineering Fracture Mechanics*, 909-930.
25. Asadi, Amir., dan Raghavan. ( 2015 ). *Model for evolution of quasi-static transverse cracking in multiple plies of multidirectional polymer composite laminates*. *Composite structures*, 665-679.
26. Fuller, J.D., dan Wisnom, M.R. ( 2014 ). *Pseudo-ductility and damage suppression in thin ply CFRP angle-ply laminates*. *Composites: Part A*, 64-71.
27. Hosoi, Atsushi., Sakuma, Shigeyoshi., Fujita, Yuzo., dan Kawada, Hiroyuki. ( 2014 ). *Prediction of initiation of transverse cracks in cross-ply CFRP laminates under fatigue loading by fracture properties of unidirectional CFRP in 90 direction*. *Composite: Part A*, 398-405.
28. Kim, Myung-Gon., Kang, Sang-Guk., Kim, Chung-On., dan Kong, Cheol-Won. ( 2007 ). *Tensile response of graphite/epoxy composite at low temperatures*. *Composite Structure*, 84-89.
29. Kawai, M., dan Honda., N. ( 2008 ). *Off-axis fatigue behavior of*

*carbon/epoxy cross-ply laminate and  
predictions considering inelasticity  
and in situ strength of embedded ply.*  
International Journal of Fatigue,  
1743-1755.