



**UNIVERSITAS INDONESIA**

**KARAKTERISASI *FATIGUE* DAN ANALISA MIKROSKOPIS  
PADA MEKANISME KEGAGALAN MATERIAL KOMPOSIT  
*FIBER GLASS-EPOXY* UNTUK MATERIAL STRUKTUR SUDU  
TURBIN ANGIN**

**SKRIPSI**

**ASRIKIN**

**0606068096**

**FAKULTAS MATEMATIKA DAN ILMU PENGETAHUAN ALAM  
PROGRAM STUDI FISIKA  
DEPOK  
JUNI 2011**

## HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS

Skripsi/Tesis/Disertasi ini adalah hasil karya saya sendiri, dan semua sumber baik yang dikutip maupun dirujuk telah saya nyatakan dengan benar.

Nama : Asrikin

NPM : 060606896

Tanda Tangan :



Tanggal : 7 Juni 2011

## HALAMAN PENGESAHAN

Skripsi ini diajukan oleh

Nama : Asrikin  
NPM : 0606068096  
Program Studi : Fisika  
Judul Skripsi : Karakterisasi *Fatigue* dan Analisa Mikroskopis pada Mekanisme Kegagalan Material Komposit *Fiber Glass-Epoxy* Untuk Material Struktur Sudu Turbin Angin.

**Telah berhasil dipertahankan di hadapan Dewan Penguji dan diterima sebagai bagian persyaratan yang diperlukan untuk memperoleh gelar Sarjana Sains pada Program Studi Fisika, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Universitas Indonesia**

### DEWAN PENGUJI

Pembimbing I : Dra. Ariadne L. Juwono, M.Eng., Ph.D. ( *A. Juwono* )

Pembimbing II : Ir. Seto Roseno, B.Eng.(Hons), M.Sc. ( *Seto Roseno* )

Penguji I : Dr. Suhardjo Poertadji ( *S. Poertadji* )

Penguji II : Dr. Barman Tambunan ( *Barman Tambunan* )

Ditetapkan di : Depok

Tanggal : 7 Juni 2011

## KATA PENGANTAR

Tertunduk hati dalam pejaman mata seraya memanjatkan puji syukur ke hadirat Allah SWT, penggerak jiwa dan hati nurani, sehingga penulis dapat menyelesaikan pembuatan skripsi ini.

Skripsi ini merupakan rangkaian terakhir dari sekian banyak tugas yang penulis lakukan dalam menempuh pendidikan dan sebagai syarat untuk meraih gelar Sarjana Sains di Departemen Fisika, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Universitas Indonesia.

Dalam kesempatan ini, penulis menyadari bahwa pembuatan skripsi ini tidak lepas dari dukungan dari banyak pihak dari awal perkuliahan sampai masa penyusunan. Oleh karena itu, penulis menyampaikan rasa terima kasih dan apresiasi yang setinggi-tingginya kepada:

1. Dra. Ariadne L. Juwono, M.Eng., Ph.D. selaku pembimbing pertama yang selalu memberikan dukungan dan semangat dalam membimbing penulis untuk menjadi lebih baik.
2. Ir. Seto Roseno, B.Eng.(Hons), M.Sc. selaku pembimbing kedua yang telah mempercayakan pengerjaan dan penulisan, serta atas saran-saran yang bermanfaat.
3. Dr. Suhardjo Poertadji dan Dr. Barman Tambunan sebagai penguji skripsi yang telah memberikan masukan untuk perbaikan skripsi ini.
4. Pusat Teknologi Material Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (PTM BPPT) yang telah memberikan kesempatan untuk melakukan riset kepada penulis.
5. Dr. Erfan Handoko atas bantuannya dalam penggunaan alat-alat mikroskop optik dan SEM.
6. Terkhusus kepada ayahanda tercinta Alm. Ir. Zusman Breda, M.M. dan Ibunda tercinta Siti Nuraini atas kasih sayang yang tidak terhitung.

7. Kakak-kakak dan adik penulis, Julio, S.Si., M.Sc., Innaka S.Pd., dan Aras atas curahat semangat, kepercayaan, dan canda tawanya.
8. Aulia Dyah Kusumawardani, belahan jiwa yang selalu ada mendampingi.
9. Skuad Penelitian Komposit, Andes Rizky, S.Si. dan Satrio Febriyanto.
10. Rekan-rekan mahasiswa Fisika UI, terutama angkatan 2006.
11. Seluruh dosen dan staf di Departemen Fisika UI, atas bimbingannya selama menempuh pendidikan.

Semoga Allah SWT membalas kebaikan anda sekalian. Akhir kata, semoga skripsi ini bermanfaat dan dapat dikaji secara lebih mendalam untuk kepentingan bersama. Tiada diskusi melainkan pengayaan pemikiran dan perenungan. Terus berpikir berarti terus hidup, sedangkan terus berpikir dan dan berbuat berarti hidup dalam kesejatan.

Penulis

**HALAMAN PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI  
TUGAS AKHIR UNTUK KEPENTINGAN AKADEMIS**

---

Sebagai sivitas akademik Universitas Indonesia, saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Asrikin  
NPM : 0606068096  
Peminatan : Fisika Material  
Departemen : Fisika  
Fakultas : Matematika dan Ilmu pengetahuan Alam  
Jenis karya : Skripsi

demikian pengembangan ilmu pengetahuan, menyetujui untuk memberikan kepada Universitas Indonesia **Hak Bebas Royalti Noneksklusif (*Non-exclusive Royalty-Free Right*)** atas karya ilmiah saya yang berjudul :

**KARAKTERISASI *FATIGUE* DAN ANALISA MIKROSKOPIS PADA  
MEKANISME KEGAGALAN MATERIAL KOMPOSIT *FIBER GLASS-  
EPOXY* UNTUK MATERIAL STRUKTUR SUDU TURBIN ANGIN**

beserta perangkat yang ada (jika diperlukan). Dengan Hak Bebas Royalti Noneksklusif ini Universitas Indonesia berhak menyimpan, mengalihmedia/formatkan, mengelola dalam bentuk pangkalan data (*Database*), merawat, dan memublikasikan tugas akhir saya selama tetap mencantumkan nama saya sebagai penulis/pencipta dan sebagai pemilik Hak Cipta.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya.

Dibuat di : Depok  
Pada tanggal : 7 Juni 2011

Yang menyatakan



(Asrikin)

## ABSTRAK

Nama : Asrikin  
Program Studi : Fisika  
Judul : Karakterisasi *Fatigue* dan Analisa Mikroskopis pada Mekanisme Kegagalan Material Komposit *Fiber Glass/Epoxy* untuk Material Struktur Sudu Turbin Angin.

Pengujian *fatigue* dilakukan pada material komposit *fiber glass* berjenis *woven roving* dengan epoxy sebagai matriksnya. Material yang diuji merupakan material yang lolos uji pada serangkaian uji mekanik statis sebelumnya, yaitu WR 200 asimetris epoxy dan WR 400 asimetris-epoxy. Material ini dibuat dengan metode *Vacuum Assisted Resin Infusion* (VARI) pada suhu ruang. Hasil pengujian *fatigue* dilanjutkan dengan ekstrapolasi data dari kurva S-N dengan Matlab 7.4 yang berisi *curve fitting* probabilitas kegagalan untuk memperkirakan masa pakai material. Hasil *curve fitting* menunjukkan material mempunyai daya tahan di atas siklus  $10^8$  untuk pemakaian sekitar 20 tahun. Hasil pengamatan dengan mikroskop optik dan *Scanning Electron Microscope* (SEM) menunjukkan mekanisme kegagalan material akibat uji *fatigue*, diawali dengan retaknya matriks, putusya ikatan permukaan matriks-*fiber*, diikuti putusya *fiber* yang menyebabkan patahnya material.

Kata kunci: uji *fatigue*, kurva S-N, mekanisme kegagalan, ekstrapolasi, pengamatan mikroskopis.

## ABSTRACT

Name : Asrikin  
Study Program : Physics  
Title : Fatigue Characterization and Microscopic Analysis of Mechanism of Failure in Fiber Glass/Epoxy Composites for Wind Turbine Blade Structure Material.

Fatigue test was carried out on composite materials with the type of woven roving fiberglass with an epoxy as a matrix. The specification of the fatigue tested materials was selected from previous static mechanical tests, namely WR 200 asymmetric-epoxy and WR 400 asymmetric-epoxy. These materials were produced by using Vacuum Assisted Resin Infusion (VARI) at room temperature. The fatigue test result followed by extrapolation of data from the S-N curve with Matlab 7.4 curve fitting, which contains the probability of failure to estimate the lifetime of the materials. Curve fitting results indicate the materials have a resistance above  $10^8$  cycles for the use of about 20 years. The observation with optical microscope and Scanning Electron Microscope (SEM) shows the mechanism of failure due to fatigue test, begins from a matrix cracking, followed by a fiber-matrix interfacial debonding, then a fiber breakage that caused the final fracture.

Key words: fatigue test, S-N curve, mechanism of failure, extrapolation, microscopic observation.

# DAFTAR ISI

|   |          |
|---|----------|
| HALAMAN JUDUL.....  | i        |
| HALAMAN PERNYATAAN ORISINALITAS.....  | ii       |
| HALAMAN PENGESAHAN.....   | iii      |
| KATA PENGANTAR.....   | iv       |
| HALAMAN PERNYATAAN PERSETUJUAN PUBLIKASI TUGAS AKHIR<br>UNTUK KEPENTINGAN AKADEMIS..... | vi       |
| ABSTRAK.....  | vii      |
| ABSTRACT.....   | viii     |
| DAFTAR ISI.....   | ix       |
| DAFTAR GAMBAR.....  | xi       |
| DAFTAR TABEL.....   | xiii     |
| <b>1 PENDAHULUAN .....</b>  | <b>1</b> |
| 1.1. Latar Belakang .....   | 1        |
| 1.2. Pembatasan Masalah.....  | 2        |
| 1.3. Tujuan.....  | 3        |
| 1.4. Metodologi Penelitian.....   | 3        |
| 1.5. Sistematika Penulisan .....  | 4        |
| <b>2 KEGAGALAN <i>FATIGUE</i> PADA BAHAN.....</b>                                       | <b>5</b> |
| 2.1 <i>Woven Fabrics</i> .....  | 5        |
| 2.2 Epoxy.....  | 9        |
| 2.3 Metode VARI .....   | 11       |
| 2.4 Kegagalan pada <i>Fatigue</i> .....   | 13       |

|   |           |
|---|-----------|
| 2.5 Kinerja <i>Fatigue</i> pada Komposit <i>Woven Fiber Thermosetting</i> ..... | 18        |
| 2.6 Spesifikasi dan Seleksi Material.....                                       | 22        |
| 2.7 Sudu Turbin Angin .....   | 25        |
| <b>3 METODE EKSPERIMEN.....</b>   | <b>28</b> |
| 3.1 Pembuatan Sampel.....   | 29        |
| 3.2 Pengujian <i>Fatigue</i> .....  | 30        |
| 3.3 Pemodelan dengan <i>Curve Fitting</i> .....                                 | 32        |
| 3.4 Pengamatan <i>Micrograph</i> .....  | 33        |
| <b>4 HASIL DAN ANALISA.....</b>   | <b>35</b> |
| 4.1 Hasil Uji <i>Fatigue</i> .....  | 35        |
| 4.2 Pengamatan Mikroskopis.....   | 41        |
| 4.3 Kinerja <i>Fatigue</i> pada Material.....                                   | 48        |
| <b>5 KESIMPULAN .....</b>   | <b>50</b> |
| <b>DAFTAR ACUAN.....</b>  | <b>52</b> |

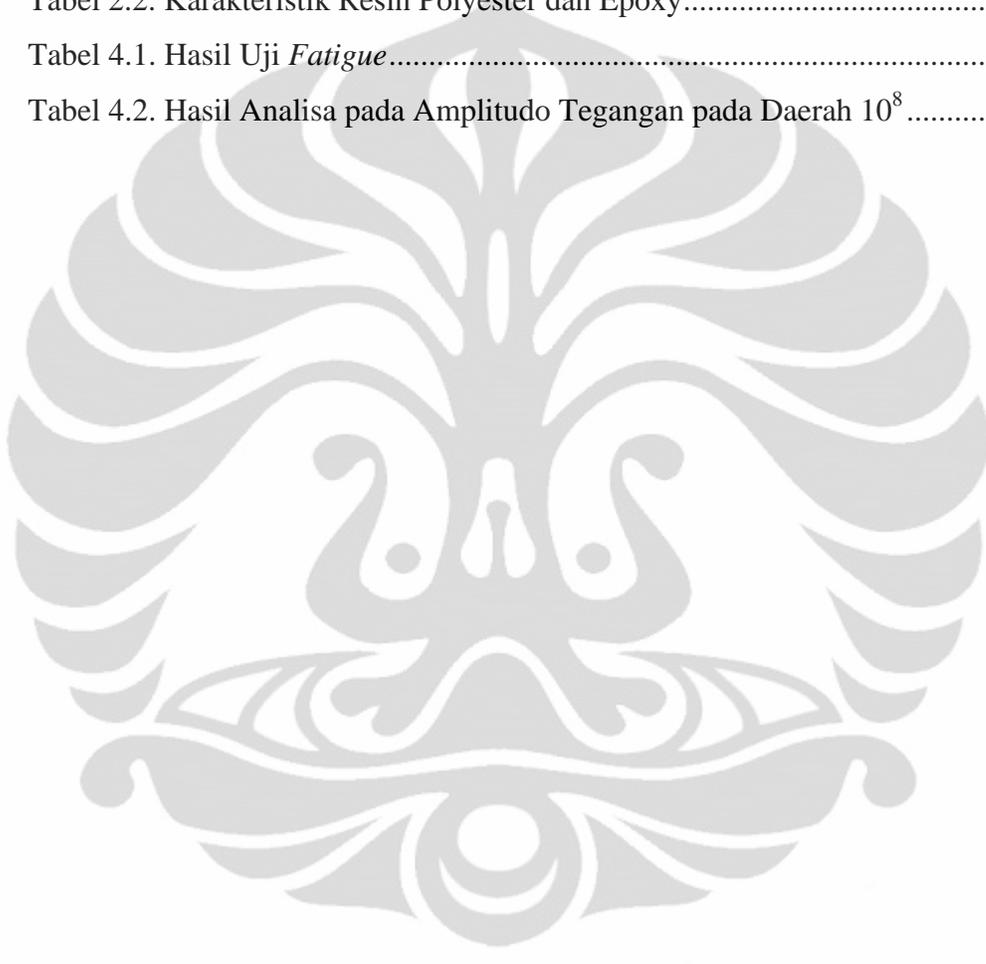
## DAFTAR GAMBAR

|  |    |
|--|----|
| Gambar 1.1. Sudu Turbin Angin.....   | 2  |
| Gambar 2.1. Bentuk Pola <i>Woven Fabrics</i> .....   | 6  |
| Gambar 2.2. Notasi pada Lapisan <i>Fabrics</i> .....   | 6  |
| Gambar 2.3. Bentuk Rajutan yang Mempengaruhi Modulus Elastisitas .....   | 8  |
| Gambar 2.4. Skema Kurva <i>Stress-strain</i> dimana $E_f > E_m$ .....  | 11 |
| Gambar 2.5 Perbandingan Kekuatan Tarik pada Vacuum Infusion dan Hand Lay-up .....  | 12 |
| Gambar 2.6. Ilustrasi cetakan yang telah dilapisi oleh <i>fiber (reinforcement)</i> dan Epoxy .....  | 12 |
| Gambar 2.7. Metode Vakum pada Cetakan .....  | 13 |
| Gambar 2.8. Bentuk Tegangan Berulang <i>Fatigue</i> Terhadap Waktu.....  | 15 |
| Gambar 2.9. Ilustrasi Kurva S-N pada uji <i>fatigue</i> .....  | 16 |
| Gambar 2.10. Perbandingan Kinerja <i>Fatigue</i> pada Alumunium <i>Alloy</i> dan Komposit .....  | 17 |
| Gambar 2.11. Proses Akumulasi Kerusakan akibat Patahan Resin dan Ikatan antar Permukaan <i>Fiber</i> /matriks pada Lamina CSM/polyester .....  | 19 |
| Gambar 2.12. Model Kerusakan pada Komposit Lamina.....   | 19 |
| Gambar 2.13. Skema Kerusakan <i>Fiber</i> pada Beban Tarik Dinamis .....   | 20 |
| Gambar 2.14. Skema Kegagalan Komposit Lamina .....   | 21 |
| Gambar 2.15. Skema Susunan <i>Fiber</i> dengan <i>Warp</i> pada Arah x, dan <i>Fill</i> pada Arah y.....                                       | 23 |
| Gambar 2.16. Kekuatan Maksimum Material pada Susunan Fiber Asimetris.....  | 24 |
| Gambar 2.17. Turbin Angin dengan sudu terbuat dari komposit dengan <i>fiber glass</i> sebagai penguat dan Desain Ideal Sudu Turbin Angin ..... | 26 |
| Gambar 3.1 Cetakan dan Pompa Vakum .....   | 28 |
| Gambar 3.2. Skema Sampel Sudu Turbin Angin .....   | 29 |
| Gambar 3.3. Spesimen Untuk Uji <i>Fatigue</i> .....  | 30 |

|  |    |
|--|----|
| Gambar 3.4. Mesin Uji Fatigue PHGN 0112 .....  | 30 |
| Gambar 3.5. Distribusi Probabilitas Kegagalan pada Eskperimen .....                                | 32 |
| Gambar 3.6. Area Pengambilan Gambar Optik dan SEM .....  | 33 |
| Gambar 4.1. Kurva S-N Distibusi Probabilitas Kegagalan.....  | 36 |
| Gambar 4.2. Kurva Ekstrapolasi dari Fitting Probabilitas Kegagalan WR 200<br>Asimetris Epoxy ..... | 37 |
| Gambar 4.3. Kurva Ekstrapolasi dari Fitting Probabilitas Kegagalan WR 400<br>Asimetris Epoxy ..... | 38 |
| Gambar 4.4. Pengamatan Pada daerah Gauge Length .....  | 41 |
| Gambar 4.5. Foto Daerah Propagasi .....  | 42 |
| Gambar 4.6. Citra SEM pada Daerah yang Tidak Mengalami Tegangan dan<br>Propagasi .....             | 43 |
| Gambar 4.7. Foto Daerah Patahan .....  | 45 |
| Gambar 4.8. Citra SEM pada Daerah Patahan.....   | 46 |

## DAFTAR TABEL

|   |    |
|---|----|
| Tabel 2.1. Sifat-sifat Mekanik Beberapa Jenis Fiber pada <i>Woven Fabrics</i> ..... | 9  |
| Tabel 2.2. Karakteristik Resin Polyester dan Epoxy.....                             | 10 |
| Tabel 4.1. Hasil Uji <i>Fatigue</i> .....   | 35 |
| Tabel 4.2. Hasil Analisa pada Amplitudo Tegangan pada Daerah $10^8$ .....           | 40 |



# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1. Latar Belakang

Penerapan material komposit di bidang teknologi sudah sangat merambah luas di sekeliling kita, seperti bidang otomotif, penerbangan, militer, dan lain-lain. Dapat dikatakan bahwa komposit sudah memasuki kehidupan kita. Perkembangan tersebut tidak dapat dipungkiri terjadi akibat keunggulan-keunggulan yang dimiliki oleh komposit tersebut. Keunggulan-keunggulan utamanya antara lain adalah densitasnya yang ringan sehingga dapat mereduksi massa, daya tahan yang kuat (*toughness*), anti korosi, lebih tahan api/panas, dan biaya produksi massal yang lebih murah. Dari keunggulan-keunggulannya, komposit menjelma menjadi sebuah fenomena baru yang dapat menggantikan ketergantungan kita akan bahan-bahan konservatif seperti logam, keramik, dan plastik.

Selain bidang-bidang umum yang sudah tidak lazim lagi dengan pemakaian komposit, terdapat beberapa bidang dimana komposit merupakan ‘anak emas’, dan salah satu bidang aplikasi tersebut adalah sudu turbin angin (*wind blade*). Pada aplikasinya, turbin angin (Gambar 1.1) biasa dipergunakan sebagai pembangkit listrik tenaga angin yang merupakan sumber energi alternatif di masa depan dimana bahan bakar fosil sudah menipis. Pada penelitian ini komposit yang digunakan adalah bahan *fiber glass* berjenis *woven roving* dengan matriks epoxy yang merupakan jenis dari *Fiber Reinforced Plastic (FRP)*.

Salah satu fenomena menarik pada aplikasi komposit adalah mekanisme kegagalan pada *fatigue*. Pada logam, mekanisme terjadinya kegagalan bermula dari retakan-retakan tunggal yang berpropagasi hingga putus. Namun pada komposit, tidak hanya dikarenakan oleh retakan saja, mengingat struktur komposit yang anisotropis. Hal tersebut menjadikan fenomena fatigue pada komposit menjadi topik hangat yang dibicarakan selama beberapa tahun belakangan.



Gambar 1.1. Sudu Turbin Angin

## 1.2. Pembatasan Masalah

Pada setiap aplikasi bahan perlu dipelajari bagaimana mekanisme kegagalan yang terjadi. Pada hasil pengamatan di lapangan, 90 persen penyebab kegagalan disebabkan oleh sifat *fatigue* [1], sehingga perlu diketahui bagaimana kegagalan yang terjadi pada bahan secara mikroskopik. Selama ini para ahli telah mengamati sifat *fatigue* yang terjadi pada bahan logam selama lebih dari satu abad. *Fatigue* pada logam terjadi akibat inisiasi *crack* yang dilanjutkan oleh propagasinya sampai

terjadinya kegagalan yang biasanya terjadi tanpa adanya peringatan [2]. Lalu apakah hal serupa juga terjadi pada komposit yang notabeneanya terdiri dari campuran dua bahan atau lebih dan sangat anisotropis? Lalu apakah yang terjadi pada logam yang secara mekanis bersifat liat (*ductile*) juga terjadi pada komposit FRP yang sangat getas (*brittle*)? Dan bagaimana pula proses propagasi *fatigue* secara mikroskopik? Pertanyaan-pertanyaan tersebut menjadikan fenomena *fatigue* pada komposit menjadi begitu istimewa dan menarik untuk ditelaah lebih lanjut.

Metode pembuatan bahan komposit dengan metode *Vacuum Assisted Resin Infusion* (VARI), bertujuan mengurangi unsur-unsur yang yang tidak diperlukan dalam material komposit yang akan dibuat dengan kondisi hampa udara, sehingga kebaikan-kebaikan dari sifat komposit yang diinginkan dapat tercapai

### 1.3. Tujuan

Penelitian ini diharapkan memperoleh hal-hal sebagai berikut,

1. Mendapatkan informasi tentang umur hidup bahan yang dibuat dengan metode VARI.
2. Mengetahui struktur mikroskopik bahan.
3. Mempelajari mekanisme kegagalan akibat beban *fatigue*.

### 1.4. Metode Penelitian

Material yang dibuat dengan metode VARI diuji *fatigue* sampai putus pada Laboratorium Uji Kostruksi BPPT Serpong untuk mengetahui probabilitas dan umur hidup bahan. Data hasil eksperimen diolah dan dimodelkan, sehingga masa hidup *fatigue* dapat diperkirakan dengan menggunakan MATLAB 7.4. untuk mengetahui

*fatigue strength* pada amplitudo tegangan yang lebih rendah untuk mengetahui jumlah siklus. Sampel hasil pengujian diamati secara mikroskopik untuk mengetahui mekanisme terjadinya kegagalan.

### **1.5. Sistematika Penulisan**

Sistematika penulisan terdiri dari lima bab. Bab 1 mencakup latar belakang, pembatasan masalah, tujuan, dan metode yang digunakan dalam penelitian. Bab 2 mencakup teori dasar yang berhubungan dengan penelitian. Bab 3 mencakup tentang tahap-tahap penelitian, dari pembuatan sampai pengujian material. Bab 4 membahas hasil dan analisa penelitian. Bab 5 berisi kesimpulan dan saran yang mungkin dilakukan untuk pengembangan penelitian.

## BAB II

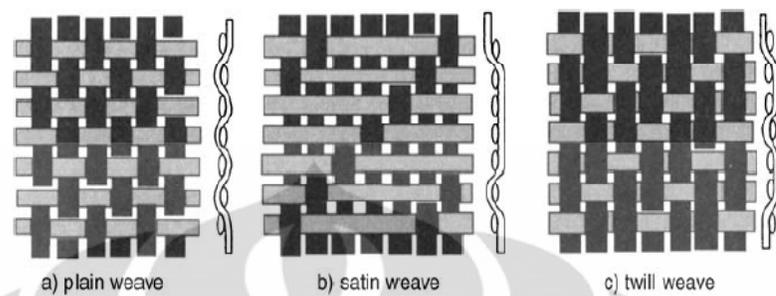
### KEGAGALAN *FATIGUE* PADA BAHAN

Pada bab ini akan ditelusuri bagaimana mekanisme yang terjadi pada kegagalan *fatigue* dan bahan-bahan penyusun serta metode pembuatan bahan menyimpan informasi dalam karakterisasi kegagalan. Akan dibahas pula sifat *fatigue* pada bahan yang memungkinkan terjadinya kegagalan, baik dari penyebab, proses, sampai terjadinya kegagalan itu sendiri.

#### 2.1. *Woven Fabrics*

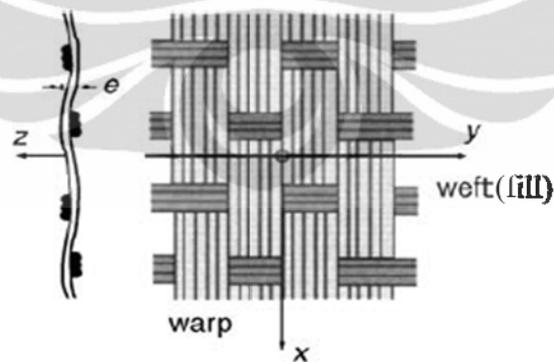
*Woven Fabric* merupakan konsep desain pada lapisan *fiber* pada komposit *Woven Roving*. Rajutan *fiber* memiliki arah tegak lurus satu sama lain yang disebut *warp* dan *fill* [3]. *Fiber* dirajut dengan pola selang-seling atas dan bawah antara *warp* dan *fill*. Bagian-bagian tersebut dijalin satu sama lain mengikuti pola tertentu. Skema pola-pola rajutan dapat dilihat pada Gambar 2.1, dan bagian serta arah *warp* dan *fill* dijelaskan pada Gambar 2.2.

Tujuan dari pola desain ini adalah untuk mendapatkan karakterisasi berupa daya tahan *impact* yang baik, toleransi kerusakan, kekuatan yang tinggi, stabilitas dimensi pada suhu tinggi, serta kemudahan dalam produksi [4].



Gambar 2.1. Bentuk Pola *Woven Fabrics* [3].

Pola umum dari *woven fabrics* adalah *plain weave*, dimana pola rajutan berselang-seling antara *warp* dan *fill* (Gambar 2.1.a). Pola *satin weave* dan *twill weave* merupakan modifikasi untuk tujuan produksi massal yang mempertimbangkan aspek ekonomi, dimana *satin weave* merupakan disain yang memiliki nilai ekonomi terbaik. Hal tersebut dikarenakan *warp* dan *fill* dari *satin weave* mengekang 4 atau lebih jalinan sekaligus, sehingga bahan baku yang digunakan menjadi lebih produktif.



Gambar 2.2. Notasi pada Lapisan *Fabrics*. *Warp* pada arah x, dan *fill* pada arah y [3].

Untuk mengetahui bagaimana sifat mekanik *satin weave*, maka digunakan Persamaan 2.1 dan 2.2 [3] untuk mengkarakterisasi antara *warp* dan *fill* dapat digunakan persamaan sebagai berikut,

$$e_{warp} = e \times \frac{n_1}{n_1+n_2} = e \times k \quad 2.1$$

$$e_{fill} = e \times \frac{n_2}{n_1+n_2} = e \times (1 - k) \quad 2.2$$

dengan  $e$  merupakan total tebal lapisan,  $n_1$  dan  $n_2$  masing-masing adalah jumlah jalinan *warp* dan *fill* per meter. Nilai  $k$  adalah fraksi volume dari *warp*, sehingga fraksi volume dari *fill* adalah  $1-k$ . Fraksi volume masing-masing bagian tersebut akan digunakan pada persamaan untuk mengetahui modulus elastisitas, modulus geser, dan koefisien poisson seperti yang tertulis pada Persamaan 2.3 sampai 2.6 [3].

$$E_x \approx k \times E_l + (1 - k) \times E_t \quad 2.3$$

$$E_y \approx (1 - k) \times E_l + k \times E_t \quad 2.4$$

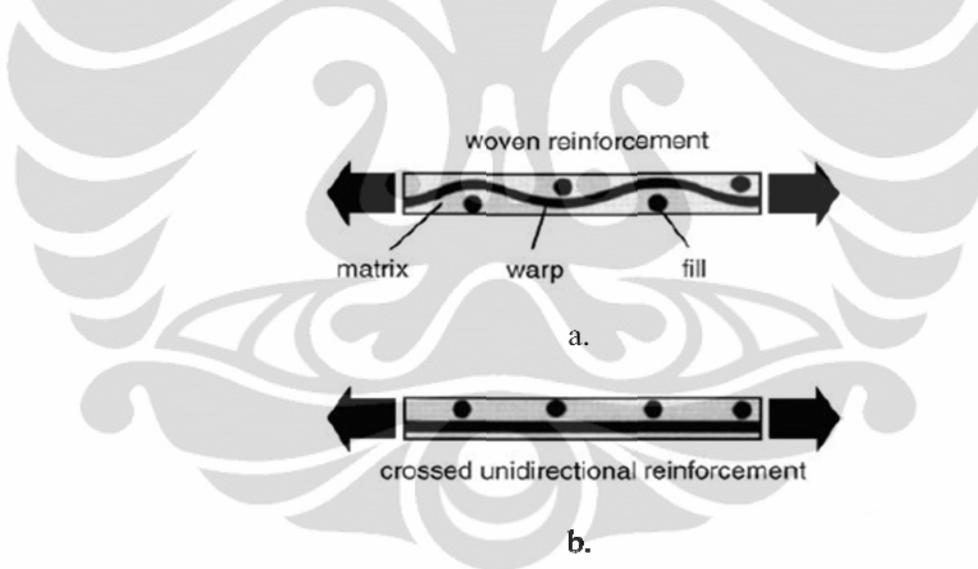
$$G_{xy} = G_{lt} \quad 2.5$$

$$v_{xy} \approx v_{lt} / (k + (1 - k) \frac{E_l}{E_t}) \quad 2.6$$

dengan  $E_x$  dan  $E_y$  merupakan modulus elastisitas masing-masing pada arah  $x$  dan  $y$ ,  $E_l$  dan  $E_t$  adalah modulus elastisitas pada masing-masing arah longitudinal dan transversal. Dari Persamaan 2.3 dan 2.4 dapat dilihat bahwa modulus elastisitas dari arah  $x$  (*warp*) dan  $y$  (*fill*) mengalami penurunan pada *woven reinforcement*

dikarenakan faktor fraksi volume jika dibandingkan dengan bagian *crossed unidirectional reinforcement*. Akan tetapi, pola rajutan tersebut tidak menunjukkan perbedaan pada beban geser yang ditunjukkan pada Persamaan 2.5, dimana  $G_{xy}$  yang merupakan modulus geser pada bidang  $xy$  adalah sebanding dengan  $G_{lt}$  yang merupakan modulus geser pada bidang longitudinal dan transversalnya.

Pada Persamaan 2.6,  $\nu_{xy}$  yang merupakan *poisson ratio* pada bidang  $xy$  menggambarkan tingkat kekakuan pada bagian *woven reinforcement* akan berkurang jika dibandingkan dengan bagian *crossed unidirectional reinforcement* yang memiliki *poisson ratio* pada bidang longitudinal dan transversal ( $\nu_{lt}$ ), karena bentuk rajutan *woven reinforcement* memiliki bentuk superposisi dengan arah menyilang pada beban dengan arah unidireksional seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.3.

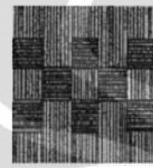


Gambar 2.3. Bentuk Rajutan yang Mempengaruhi Modulus Elastisitas. a) *Woven Reinforcement*.  
b) *Crossed Unidirectional Reinforcement*. [3].

Dengan struktur geometris tersebut akan menjadikan sifat mekanik komposit *woven roving* menjadi lebih mudah untuk dideformasi dibandingkan bentuk *crossed unidirectional reinforcement* pada beban yang sama. Bentuk tersebut juga menghasilkan nilai kuat tarik yang lebih baik dan kuat tekan yang lebih rendah pada

bagian *woven reinforcement* [3]. Hasil eksperimen ditampilkan pada Gambar 2.13.a dan 2.13.b. Tabel 2.1 menunjukkan perbandingan sifat-sifat mekanik beberapa jenis *fiber* dengan epoxy sebagai matriks.

Tabel 2.1. Sifat-sifat Mekanik Beberapa Jenis *Fiber* pada Woven Fabrics [3].



|  | <i>E Glass</i> | <i>Kevlar</i>         | <i>Carbon</i>         |
|--|----------------|-----------------------|-----------------------|
| Fiber volume fraction $V_f$ (%)  | 50             | 50                    | 45                    |
| Specific mass ( $\text{kg/m}^3$ )  | 1900           | 1330                  | 1450                  |
| Tensile fracture strength along $x$ or $y$ (MPa)                                   | 400            | 500                   | 420                   |
| Compressive fracture strength along $x$ or $y$ (MPa)                               | 390            | 170                   | 360                   |
| In plane shear strength (MPa)  |                | 150                   | 55                    |
| Elastic modulus $E_x (= E_y)$ (MPa)  | 20,000         | 22,000                | 54,000                |
| Shear modulus $C_{xy}$ (MPa)   | 2850           |                       | 4000                  |
| Poisson coefficient $\nu_{xy}$   | 0.13           |                       | 0.045                 |
| Coefficient of thermal expansion $\alpha_x = \alpha_y$ ( $^{\circ}\text{C}^{-1}$ ) |                | $-0.2 \times 10^{-5}$ | $0.05 \times 10^{-5}$ |
| Maximum elongation (%)   |                | 2.1                   | 1.0                   |
| Price (relative)   | 1              | 4.2                   | 7.3                   |

## 2.2. Epoxy

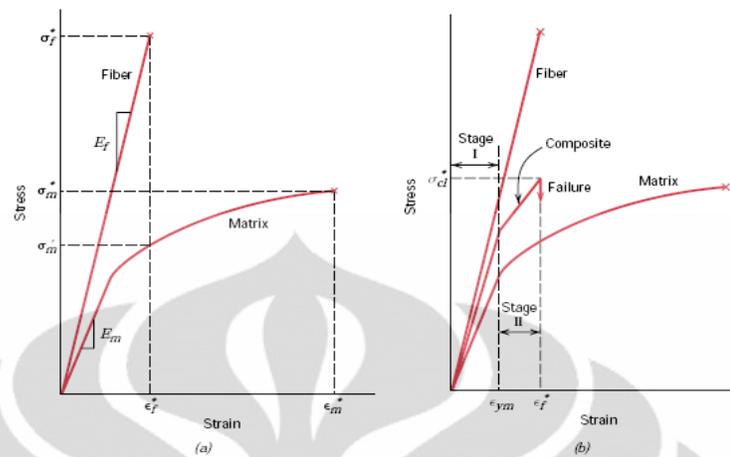
Matriks yang digunakan pada bahan komposit ini adalah epoxy yang merupakan bahan yang termasuk dalam jenis *Thermosetting*, dan merupakan polimer yang memiliki modulus elastisitas yang baik [5]. Epoxy bersifat getas dan memiliki kekuatan dan kekakuan yang lebih rendah dibandingkan dengan *fiber*. Epoxy memiliki daya rekat yang baik, sehingga dapat melakukan penetrasi sampai ke pori-pori serat (*fiber*) sehingga membentuk ikatan yang kuat dengan material [6].

Epoxy terdiri dari dua komponen bahan, yaitu resin epoxy dan *hardener*, sedangkan resin epoxy terdiri dari dua komponen bahan yang terkatalisasi, yaitu epichlorohydrin dan bisphenol-A [7]. Salah satu *hardener* yang digunakan merupakan jenis dari monomer *polyamine*. Proses polimerisasi epoxy disebut proses *curing*, yang mengubah resin dari wujud cair menjadi padat, dengan *hardener* sebagai katalisator. Penggunaan katalisator adalah untuk mempercepat proses pengerasan, dan menentukan sifat mekanik matriks. Tabel 2.2 memperlihatkan beberapa sifat mekanik dan proses operasional dua jenis resin, yaitu epoxy yang getas dan polyester yang bersifat lebih elastis [8].

Tabel 2.2. Karakteristik Resin Polyester dan Epoxy [8].

| Characteristics    | Polyester Resin | Epoxy Resin      |
|--------------------|-----------------|------------------|
| Flexural Strength  | Good            | Best             |
| Tensile Strength   | Good            | Best             |
| Elongation %       | Good            | Lowest           |
| Water Absorption   | Good            | Lowest/Excellent |
| Hardness           | Good            | Best             |
| Pot Life           | 4 – 7 Minutes   | 14 – 20 Minutes  |
| Working Time       | 20 – 30 Minutes | ½ - 6 Hours      |
| Above Waterline    | Yes             | Yes              |
| Below Waterline    | Yes             | Yes              |
| Major Construction | Yes             | Yes              |
| General Repairs    | Yes             | Yes              |
| Shelf Life         | 18 –24 Months   | 2 Year +         |
| Catalyst           | MEKP            | 2-Part System    |
| Cure Time          | 6 – 8 Hours     | 5 –7 Days        |

Penggunaan *epoxy* sebagai matriks bertujuan agar stress dapat terdistribusi dengan baik pada *fiber*, karena struktur *fiber* yang sangat acak menyebabkan persebaran kekuatan. Dengan tingkat kekuatan matriks yang lebih rendah dari *fiber*, akan menyebabkan distribusi beban pada *fiber* menjadi baik [5]. Fenomena tersebut diilustrasikan pada Gambar 2.4.

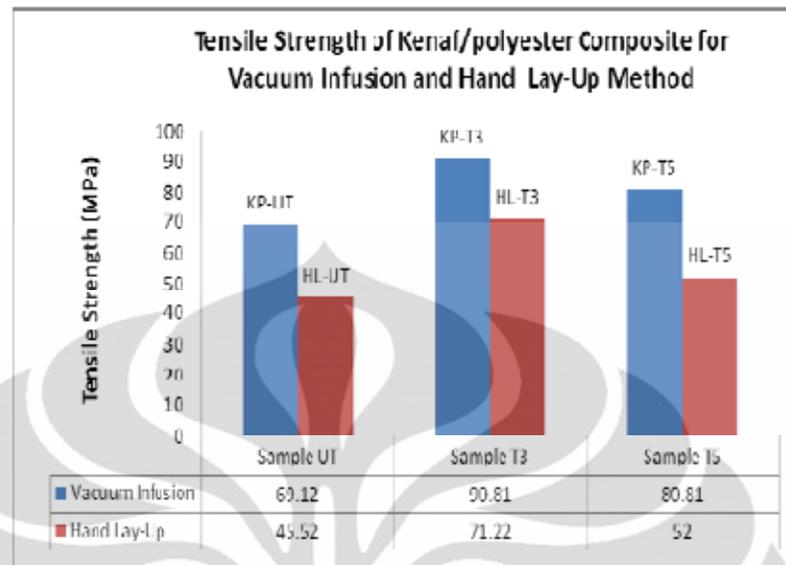


Gambar 2.4. Skema Kurva *Stress-strain* dimana  $E_f > E_m$  [1].

### 2.3. Metode VARI

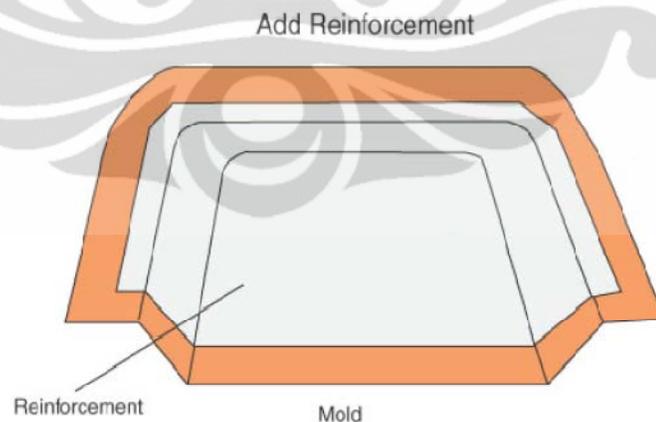
Metode *Vacuum Assisted Resin Infusion* (VARI) digunakan dalam proses pembuatan material komposit. Metode tersebut menggunakan keadaan vakum untuk mencegah porositas akibat udara yang terperangkap dalam material komposit, sehingga Epoxy dapat meresap sampai pori-pori *fiber* dan menghasilkan sifat *adhesive* yang baik pada permukaan *fiber*. Hal tersebut akan menyebabkan rasio epoxy menjadi lebih banyak pada komposit ketimbang dengan metode non vakum [9]. Penggunaan epoxy untuk komposit yang dibuat dengan metode VARI dikarenakan epoxy memiliki *pot life* dan *working time* yang lebih lama, sehingga epoxy dapat tersebar lebih merata di antara *fiber*.

Keberadaan gelembung udara pada bahan akan menyebabkan penurunan kekuatan karena beban tidak dapat terdistribusi dengan baik. Gambar 2.5 merupakan perbandingan kekuatan antara metode vakum dengan non vakum (*hand lay up*) pada komposit *Kenaf-polyester*,



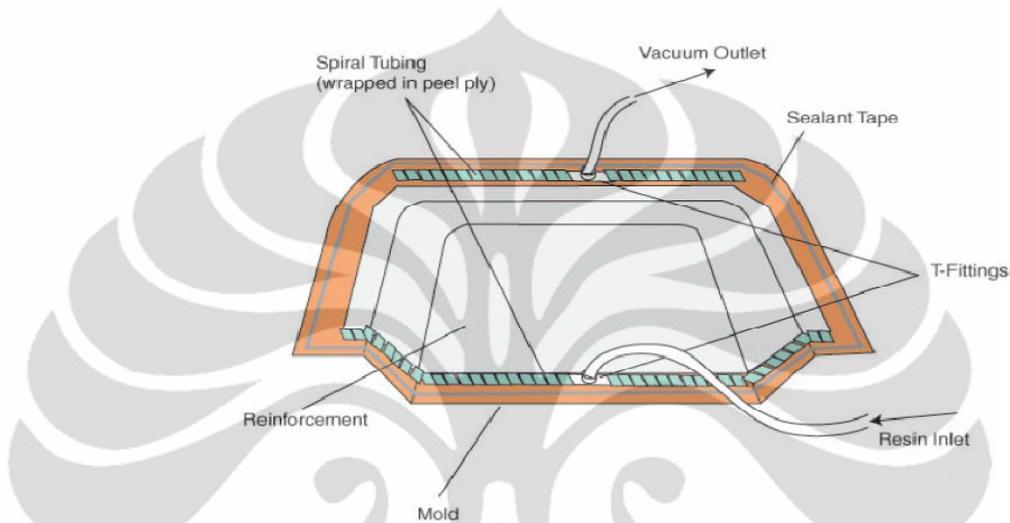
Gambar 2.5. Perbandingan Kekuatan Tarik pada *Vacuum Infusion* dan *Hand Lay-up* [9].

Metode VARI dimulai dengan proses pencampuran epoxy pada *fiber* yang memerlukan suatu wadah/cetakan (*molding*), diilustrasikan pada Gambar 2.6.



Gambar 2.6. Ilustrasi cetakan yang telah dilapisi oleh *fiber (reinforcement)* dan Epoxy [14].

Epoxy dituangkan ke cetakan untuk selanjutnya ditutupi oleh *fiber*. Setelah semua permukaan *fiber* tertutupi epoxy, maka keadaan vakum dilakukan sesuai dengan skema pada Gambar 2.7.



Gambar 2.7. Metode Vakum pada Cetakan [14].

#### 2.4. Kegagalan pada Fatigue

Kerusakan yang menyebabkan kegagalan pada penggunaan bahan sering terjadi karena berbagai macam hal. Akan tetapi, penyebab terbesar dari kerusakan yang terjadi merupakan akumulasi dari tegangan yang diberikan secara dinamik dan tanpa disadari memberikan pengaruh yang tidak terdeteksi. Sifat mekanik yang membahas kerusakan (*failure*) tipe ini disebut sebagai *fatigue*. Sebanyak 90% dari kerusakan material metal, keramik, dan polimer disebabkan oleh jenis kegagalan *fatigue* [1].

Tegangan berulang pada *fatigue* dapat berupa *tension*, *compression*, *bending* (*flexural*), ataupun *torsional*. Kuantitas tegangan yang diberikan dapat stabil ataupun berfluktuasi. Jenis-jenis kuantitas tegangan tersebut dapat berupa pemberian tegangan dari titik nol, dimana pada keadaan awal bahan tidak mengalami tegangan. Kemudian seiring berjalannya waktu tegangan diberikan dengan beban maks  $\sigma_{max}$  yang diakibatkan oleh *tension* dan beban  $\sigma_{min}$  yang diakibatkan oleh *compression*, seperti diilustrasikan pada Gambar 2.8.a dimana membentuk gelombang sinusoidal dengan amplitudo  $\sigma_{max}$  dan  $-\sigma_{min}$ . Pemberian tegangan lainnya pada keadaan awal dimana telah ada timbul tegangan dengan bentuk gelombang sinusoidal seperti pada Gambar 2.8.b. Sedangkan untuk tegangan acak terlihat pada gambar 2.8.c, dimana grafiknya tidak lagi sinusoidal karena variasi tegangan dan frekuensi yang diberikan. Pada standard yang digunakan, ASTM 3479, metode yang digunakan adalah beban dinamis dengan amplitudo konstan.

Tegangan rata-rata pada *fatigue* dijelaskan dengan Persamaan 2.7.

$$\sigma_m = (\sigma_{max} + \sigma_{min}) / 2 \quad 2.7$$

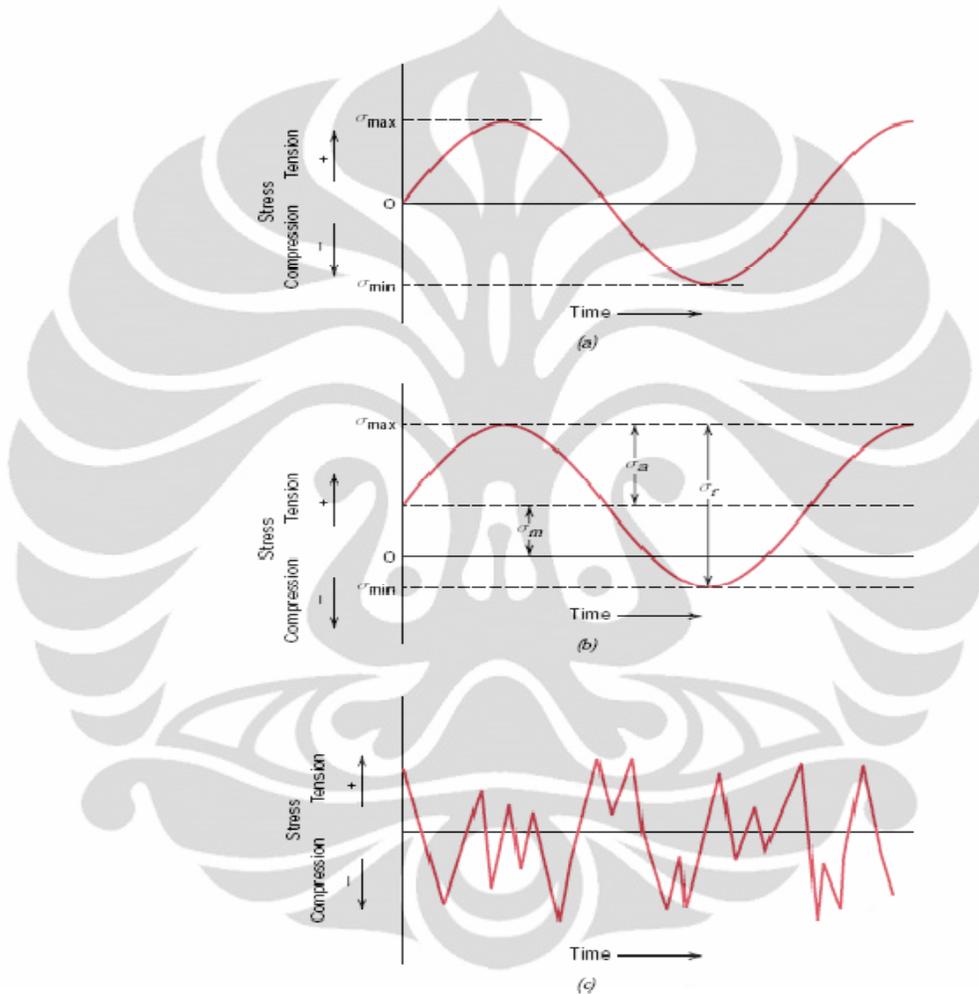
Dengan daerah tegangan,  $\sigma_r = \sigma_{max} - \sigma_{min}$ .

Amplitudo tegangan dapat diketahui dengan Persamaan 2.8, yang merupakan nilai tengah dari tegangan rata-rata.

$$\sigma_a = \sigma_r / 2 \quad 2.8$$

Dan perbandingan tegangan (*stress ratio*) yang merupakan perbandingan dari tegangan minimum dengan tegangan maksimum pada Persamaan 2.9.

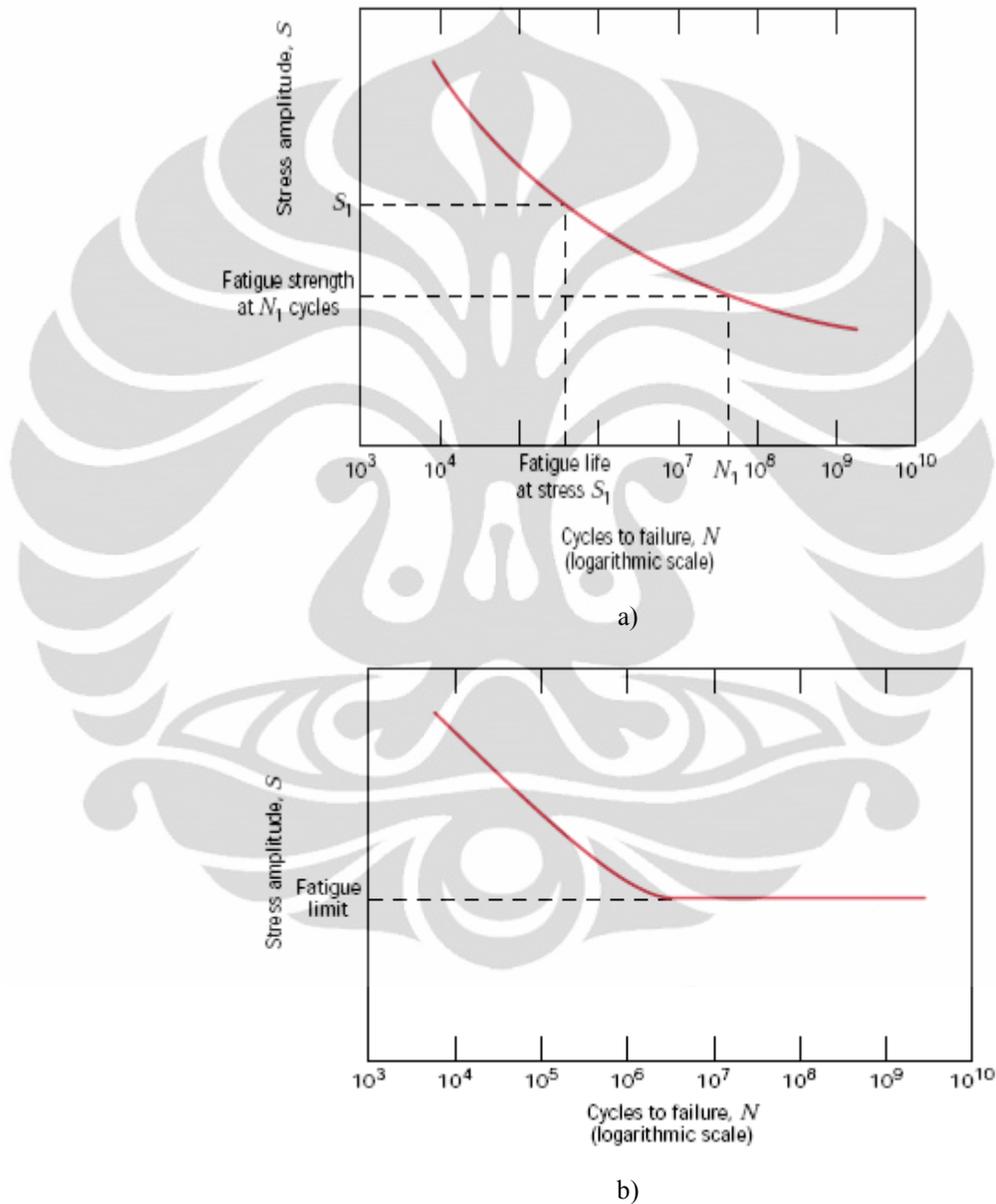
$$R = \sigma_{min} / \sigma_{max} \quad 2.9$$



Gambar 2.8. Bentuk Tegangan Berulang *Fatigue* Terhadap Waktu. a) Tegangan pada titik nol. b) Tegangan pada titik tidak nol, dan c) Tegangan acak [1].

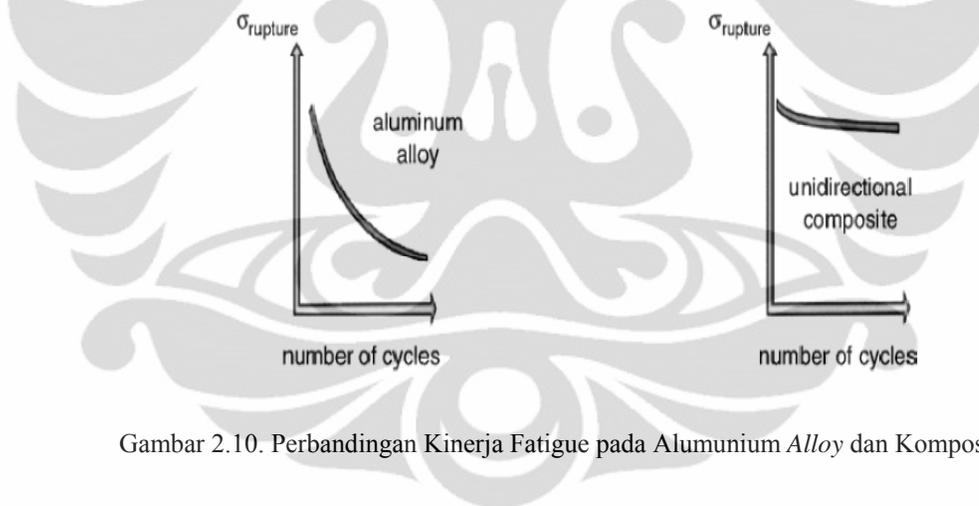
Untuk mengetahui umur dari suatu bahan maka diperlukan pengujian *fatigue* untuk melihat bagaimana efek *fatigue* mempengaruhi bahan. Untuk itu uji *fatigue* menghasilkan suatu diagram yang disebut kurva S-N untuk melihat bagaimana pengulangan tegangan dapat menyebabkan kegagalan. Pada kurva S-N, sumbu y

merupakan amplitudo tegangan ( $S$ ) dan sumbu  $x$  merupakan jumlah siklus ( $N$ ). Amplitudo tegangan berulang pada uji *fatigue* digambarkan pada Gambar 2.8, sedangkan ilustrasi kurva S-N dapat dilihat pada Gambar 2.9.



Gambar 2.9. Ilustrasi Kurva S-N pada uji *fatigue*. a) Tidak Ada Batas *Fatigue*. b) Ada Batas *Fatigue* [1].

Kurva S-N untuk beberapa material seperti *ferrous* dan *titanium alloy* membentuk garis horizontal pada daerah siklus tinggi. Secara fisis material tersebut tidak mengalami kegagalan pada amplitudo tegangan di bawah garis horizontal tersebut. Fenomena tersebut dinamakan batas *fatigue (fatigue limit)* [1] yang diilustrasikan pada Gambar 2.9.b. Untuk material komposit (*non-ferrous*) biasanya tidak memiliki batas *fatigue*, jika pun ada biasanya berada pada siklus di atas  $10^8$  [15]. Material komposit memiliki daya tahan *fatigue (fatigue resistance)* yang 2-3 kali lebih baik dari pada material *ferrous* dan beberapa *alloy*. Hal tersebut disebabkan oleh massa komposit yang lebih rendah dibandingkan material *ferrous* dan *titanium alloy* [2]. Skematik perbandingan aluminium *alloy* dengan komposit disajikan pada Gambar 2.10.



Gambar 2.10. Perbandingan Kinerja Fatigue pada Aluminium Alloy dan Komposit [3]

Pada aspek komersil perlu diingat bahwa *safety factor is the first*. Ketidakpastian merupakan hal yang selalu diperhatikan. Penurunan *fatigue strength* yang terjadi pada diagram S-N dibuat menjadi sebagai sebuah fungsi distribusi probabilitas. Fungsi tersebut dinamakan sebagai *Probability of Failure* [1] yang mengikuti Persamaan 2.10.

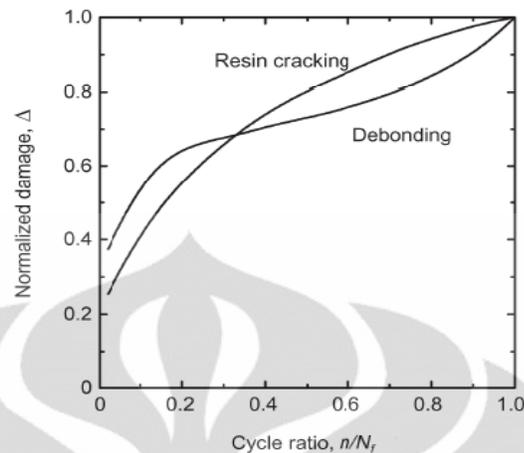
$$\text{Log } N = A + B \arcsin \sqrt{P} \quad 2.10$$

dengan log N sebagai sumbu y yang mengacu pada regresi linier  $Y = A + BX$ . P adalah probabilitas kegagalan, A merupakan nilai *interception*, dan B merupakan derajat kemiringan pada *fitting*. Nilai P yang digunakan untuk mendapatkan nilai A dan B adalah 50 persen [10]. Garis *fit* dapat dilakukan untuk mengamati pola persebaran terbatas pada data eksperimen probabilitas kegagalan [16].

### 2.5. Kinerja *Fatigue* pada Komposit *Woven Fiber Thermosetting*

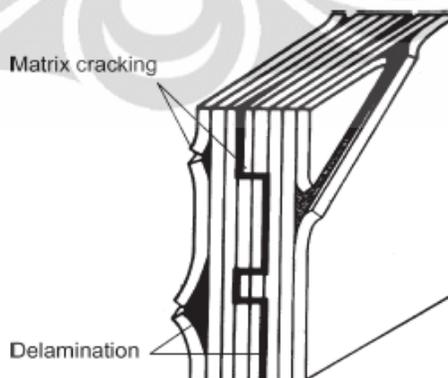
Penyebab kegagalan *fatigue* pada komposit tidak seperti halnya pada logam yang disebabkan propagasi retakan makro tunggal. Kegagalan komposit terjadi karena mikrostruktural mekanisme dari akumulasi kerusakan selama masa propagasi yang mencakup retakan matriks, putusanya *fiber*, putusanya ikatan antar permukaan *fiber*/matriks, dan delaminasi. Proses-proses tersebut dapat muncul secara independen ataupun saling berkaitan satu sama lain [2]. Delaminasi merupakan peristiwa ketika lapisan-lapisan lamina terpisah satu sama lain, dan merupakan penyebab terbesar kegagalan pada komposit lamina [3,11].

Secara umum semua jenis komposit bersifat menopang kerusakan pada siklus masa awal pengujian. Pada saat ini tidak terjadi penurunan kekuatan, yang terjadi adalah penurunan kekakuan [1]. Pada proses ini sering terjadi sedikit peningkatan kekuatan yang disebabkan pengaruh desain struktur *fiber* akibat distribusi beban oleh matriks. Perlu diingat bahwa tidak terjadi mekanisme kerusakan tunggal. Kerusakan pada matriks tidak lantas menyebabkan penurunan kekuatan komposit secara keseluruhan (Gambar 2.11).



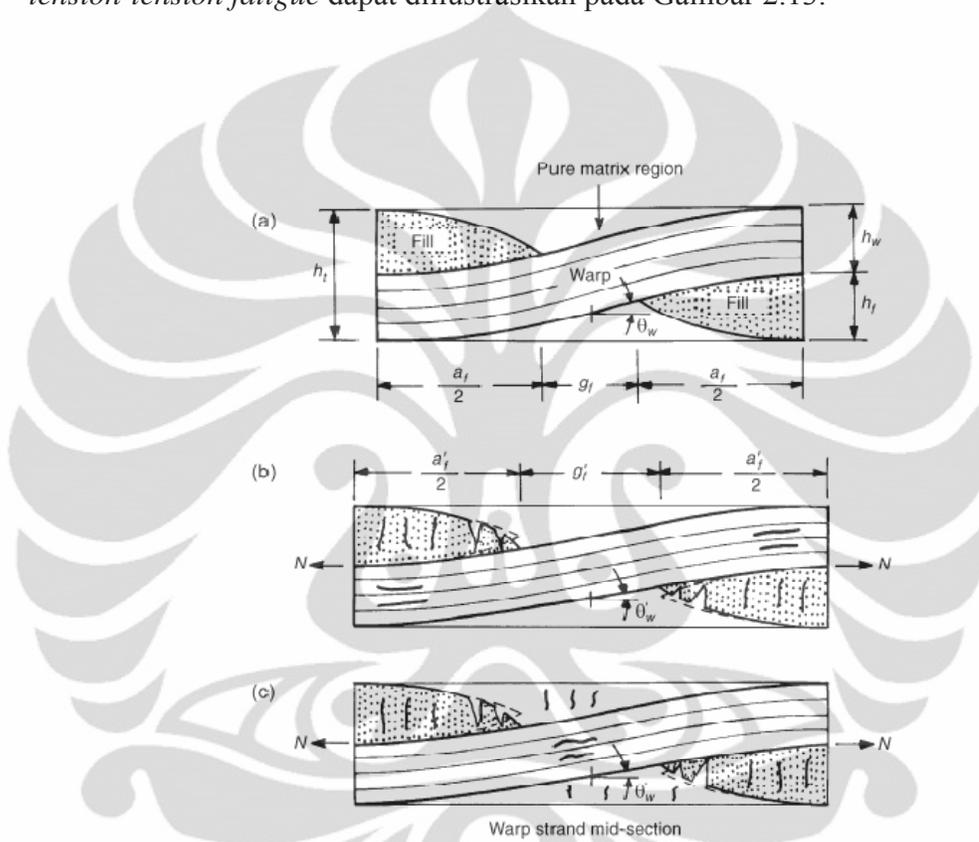
Gambar 2.11. Proses Akumulasi Kerusakan akibat Patahan Resin dan Ikatan antar Permukaan *Fiber*/matriks pada Lamina CSM/polyester [2].

Retakan matrik terjadi karena tegangan pada permukaan *fiber*/matriks telah sampai pada titik saturasinya. Setelah terjadinya retakan matriks yang menyebar satu sama lainnya dan memutuskan ikatan *fiber*/matriks, delaminasi akan terjadi. Delaminasi (identik pada daerah transversal) terjadi karena tegangan pada struktur, batasan, atau lubang pada material [12]. Pada proses delaminasi, terjadi proses redistribusi beban ke daerah lainnya, sehingga terjadi delaminasi pada daerah lainnya, demikian selanjutnya sampai terjadi kegagalan (Gambar 2.12).



Gambar 2.12. Model Kerusakan pada Komposit Lamina [12].

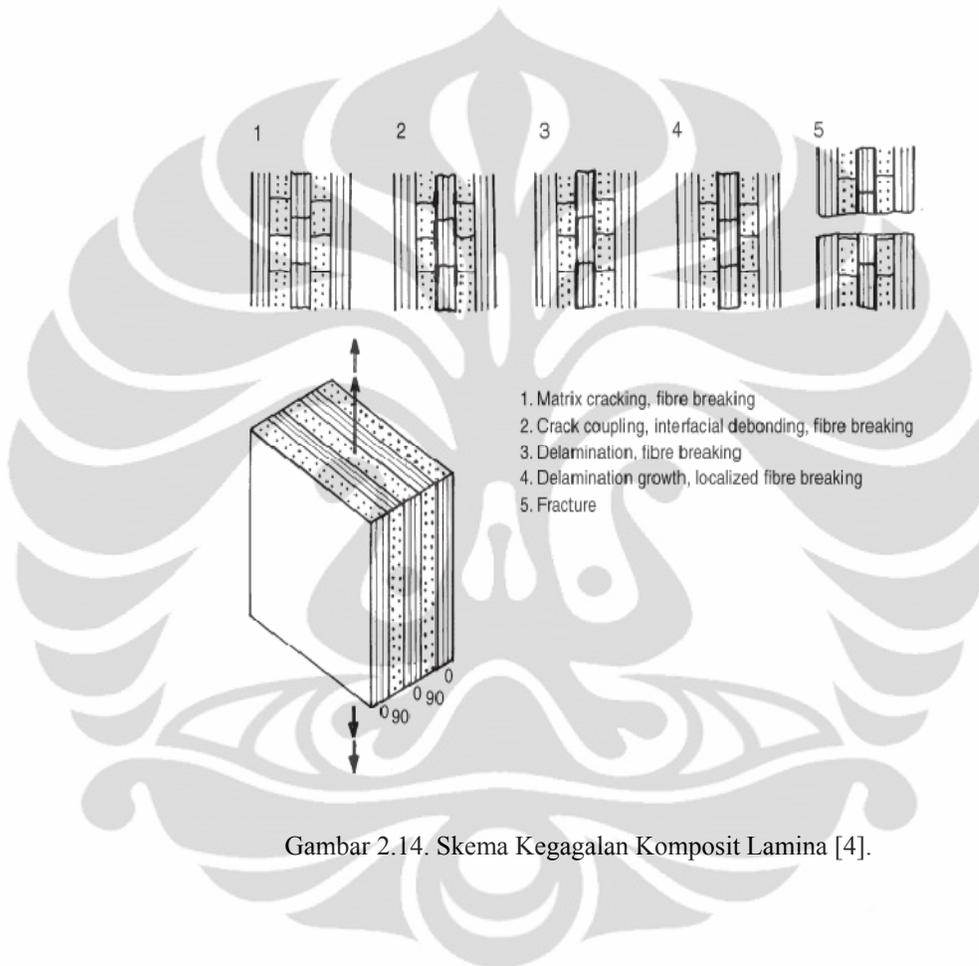
Penyebab kegagalan pada retakan matriks yang menyebabkan putusya ikatan permukaan *fiber*/matriks adalah putusya *fiber*. Peristiwa tersebut terjadi sepanjang proses kegagalan material. Lamina *woven fiber* terdiri dari jalinan *warp* dan *fill* yang saling bersilangan. Kerusakan pada *fiber* yang mengakibatkan retakan matriks akibat *tension-tension fatigue* dapat diilustrasikan pada Gambar 2.13.



Gambar 2.13. Skema Kerusakan *Fiber* pada Beban Tarik Dinamis. a) Sebelum Diberikan Beban. b) dan c) Ketika Diberikan Beban [4].

Proses putusya *fiber* diakibatkan oleh orientasi tegangan yang dialami oleh setiap jalinan *warp* dan *fill*. Proses tersebut dapat terjadi pada setiap bagian pada masing-masing bagian seperti pada gambar 2.13.a dan 2.13.b. Pada arah beban longitudinal, kerusakan yang terjadi dapat terjadi pada setiap bagian helai *fiber* pada jalinan *warp*. Pada beban tersebut kegagalan dari *fill* terdapat pada ujung-ujung jalinan. Pada proses kerusakan tersebut terjadi perubahan sifat-sifat mekanik material

baik secara geometris yang berimbas pada kekuatan material. Oleh karena itu, kegagalan material lebih disebabkan oleh kerusakan mekanis akibat beban dinamis *fatigue* dibandingkan hasil pada beban statis [4]. Kronologi terjadinya kegagalan diterangkan pada skema pada Gambar 2.14.



Gambar 2.14. Skema Kegagalan Komposit Lamina [4].

Proses mekanisme kegagalan pada *woven fiber thermosetting material* dimulai dengan retakan pada matriks, dimana juga mulai terjadinya putusanya *fiber*. Proses propagasi berada di daerah dimana retakan matriks tersebut merambat secara berpasangan satu sama lainnya untuk membentuk retakan dalam skala lebih luas yang mengakibatkan putusnya ikatan permukaan yang juga diikuti oleh putusnya *fiber* secara lebih luas yang menyebabkan delaminasi terjadi. Peristiwa delaminasi akan terus terjadi setelah inisiasinya [12]. Perkembangan delaminasi tersebut menyebabkan

putusnya *fiber* yang terjadi menjadi terakumulasi dan terlokalisasi di satu wilayah dimana terjadinya *ultimate failure*.

## 2.6. Spesifikasi dan Seleksi Material

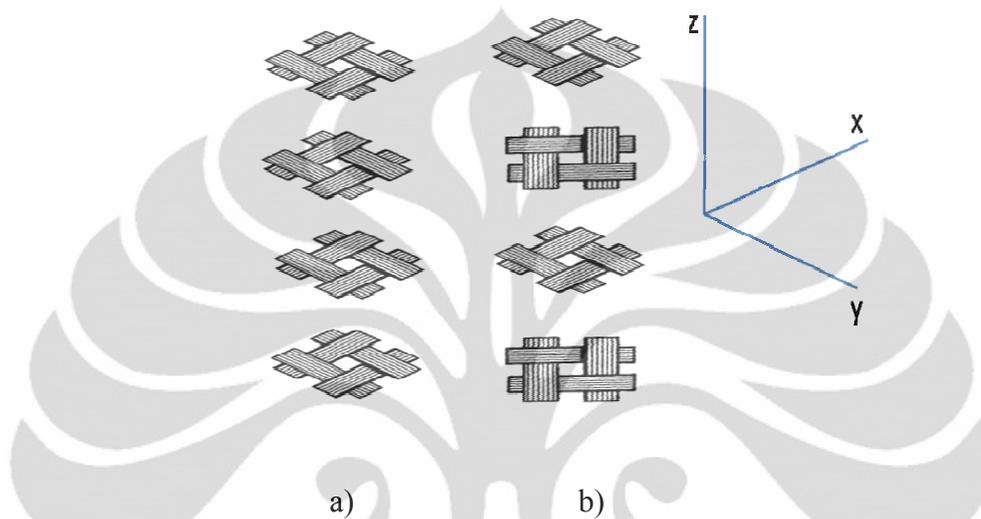
Pada tahun 2008, Pusat Teknologi Material Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (PTM BPPT) telah melakukan serangkaian uji tarik, uji geser, uji tekan, dan uji lengkung pada material komposit *Fiber Glass Woven Roving/epoxy* WR 200, WR 400, dan WR 600 dengan matriks epoxy. Tabel 2.3 memperlihatkan susunan dan kerapatan pada masing-masing jenis susunan *fiber*.

Tabel 2.3. Susunan dan Kerapatan *Fiber* [13].

| Jenis <i>Fiber</i> | Susunan  | Kerapatan             |
|--------------------|--|-----------------------|
| WR 200 SYM         | Arah <i>fiber</i> simetris dengan sudut [0,90] atau [-45,45] | 200 gr/m <sup>2</sup> |
| WR 400 SYM         | Arah <i>fiber</i> simetris dengan sudut [0,90] atau [-45,45] | 400 gr/m <sup>2</sup> |
| WR 600 SYM         | Arah <i>fiber</i> simetris dengan sudut [0,90] atau [-45,45] | 600 gr/m <sup>2</sup> |
| WR 200 ASYM        | Arah <i>fiber</i> asimetris dengan sudut [0,90] dan [-45,45] | 200 gr/m <sup>2</sup> |
| WR 400 ASYM        | Arah <i>fiber</i> asimetris dengan sudut [0,90] dan [-45,45] | 400 gr/m <sup>2</sup> |
| WR 600 ASYM        | Arah <i>fiber</i> asimetris dengan sudut [0,90] dan [-45,45] | 600 gr/m <sup>2</sup> |

Orientasi serat pada susunan *fiber* simetris membentuk *warp* dan *fill* pada sudut [-45,45] pada setiap lapisan lamina, sedangkan pada susunan *fiber* asimetris

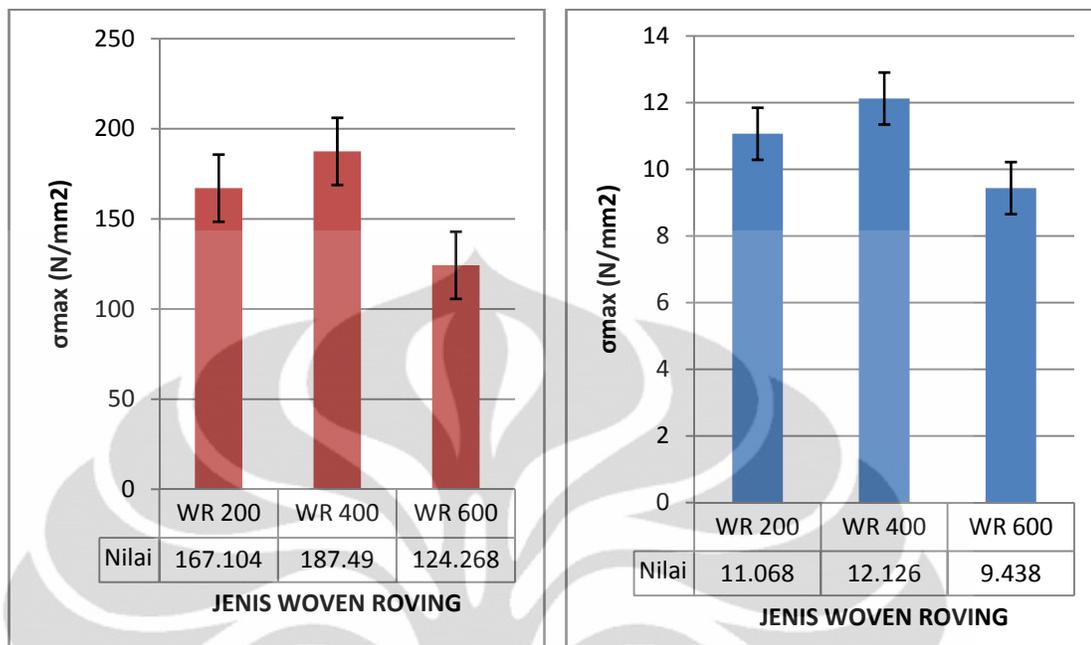
membentuk sudut  $[0,90]$  dan  $[-45,45]$  secara berselang-seling pada setiap lamina. Struktur *fiber* tersebut diterangkan pada Gambar 2.15.



Gambar 2.15. Skema Susunan *Fiber* dengan *Warp* pada Arah x, dan *Fill* pada Arah y . a) Simetris. b) Asimetris [13].

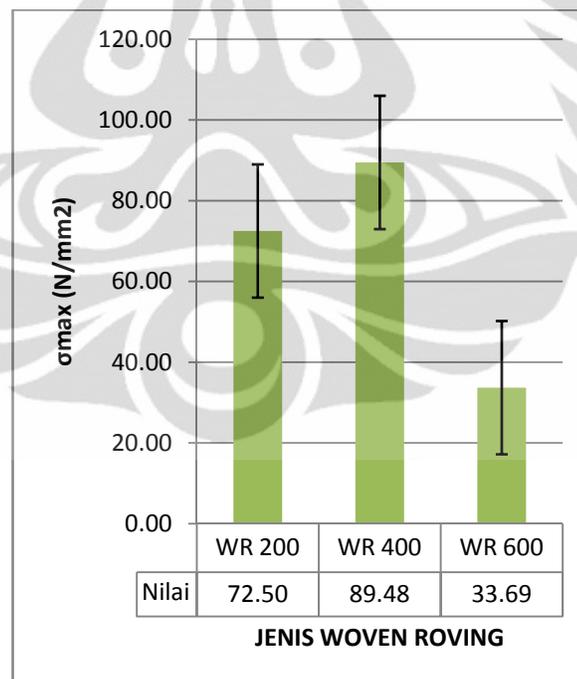
Pengujian tarik material menghasilkan data kuat tarik maksimum pada Gambar 2.16.a dengan *fiber* WR 200 asimetris, WR 400 asimetris, serta WR 600 asimetris dengan matriks epoxy. Nilai kuat tarik maksimum terbaik diperoleh oleh kelompok *fiber* WR 400 ( $187,49 \text{ N/mm}^2$ ), diikuti oleh *fiber* WR 200 dengan  $167,10 \text{ N/mm}^2$ , dan *fiber* WR 600 dengan  $124,27 \text{ N/mm}^2$  [13].

Masing-masing kuat geser maksimum dan kuat tekan maksimum material ditunjukkan pada Gambar 2.16.b dan 2.16.c, dimana sekali lagi terlihat nilai terbaik di kedua pengujian ini dimiliki oleh kelompok *fiber* WR 400 dan WR 200.



a)

b)



c)

Gambar 2.16. Kekuatan Maksimum Material pada Susunan Fiber Asimetris. a) Uji Tarik. b) Uji Geser. c) Uji Tekan [13].

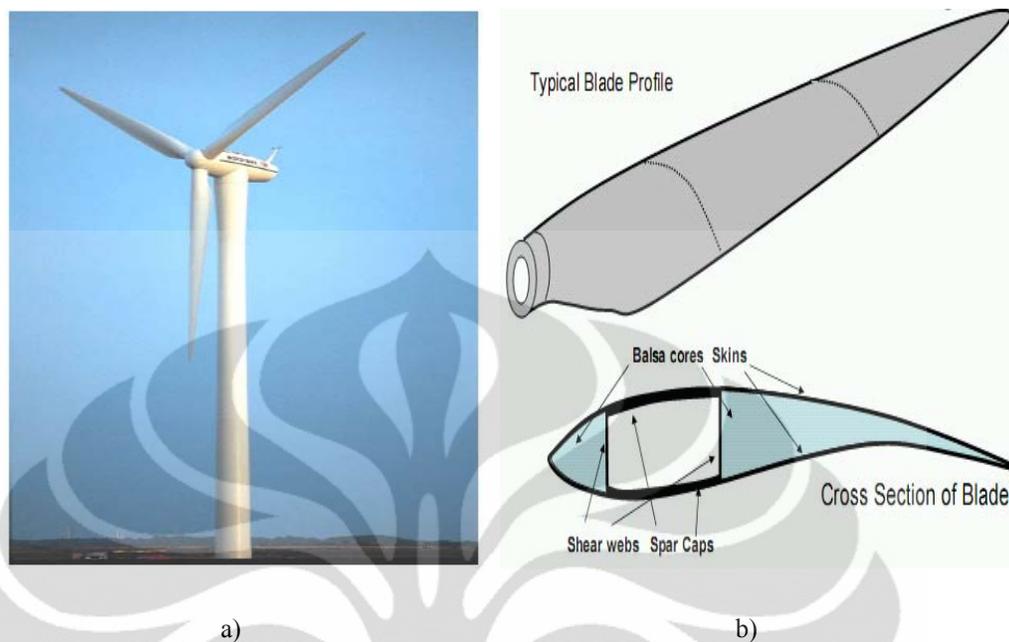
Dari hasil pengujian tarik, geser, dan tekan, disimpulkan bahwa data tersebut cukup representatif bahwa kelompok material WR 400 dan WR 200 merupakan material yang memiliki kekuatan material terbaik. Untuk memaksimalkan kekuatan mekanik, susunan *fiber* dengan orientasi asimetris dipilih untuk lapisan lamina agar distribusi beban terjadi secara merata.

### **2.7. Sudu Turbin Angin**

Penggunaan energi angin sebagai penggerak generator listrik mulai menggantikan peranan energi fosil sebagai penggerak generator. Hal tersebut disebabkan oleh zat emisi karbon dioksida dari bahan bakar fosil yang memiliki kecenderungan untuk membentuk efek rumah kaca [17].

Sejumlah negara eropa telah mencanangkan penggunaan energi angin sebagai sumber energi listrik penting di masa depan, dimana Perancis di tahun 2006 telah menggunakan energi angin sebesar 33% dalam penyediaan listriknya. Sedangkan Denmark dengan rencana jangka panjangnya yang berjudul 'Plan 21', telah menetapkan energi angin sebagai 50% energi penghasil listrik mereka pada tahun 2030 [19].

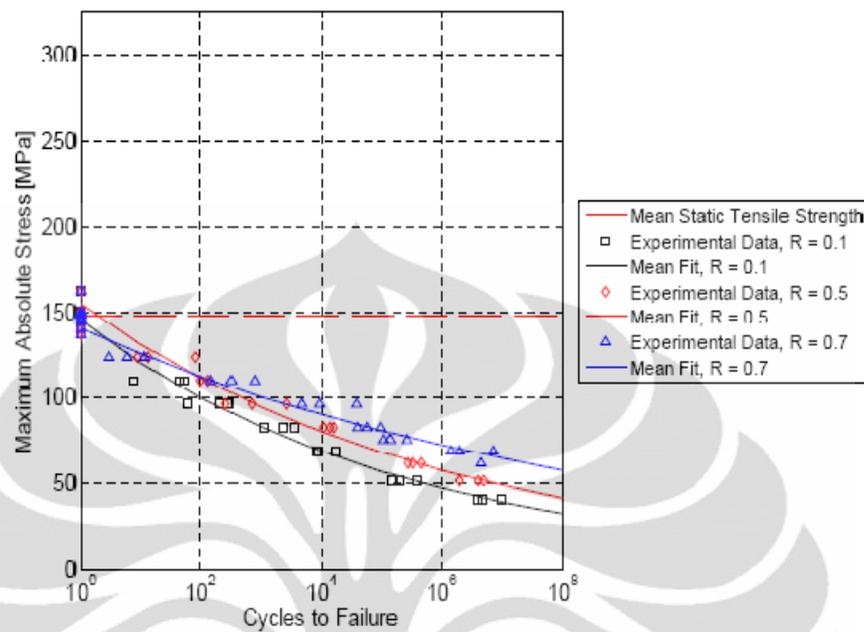
Keunggulan material komposit telah menjadikannya sebagai bahan baku utama sudu turbin angin. Sudu turbin angin mempunyai struktur aerodinamis yang bertujuan agar setiap area sudu mengalami beban yang sama [18]. Hal tersebut menjadi penting karena semakin panjang sudu yang berarti semakin besar massanya, maka semakin besar pula biaya produksi dan energi listrik yang dihasilkannya. Turbin angin dapat dilihat pada Gambar 2.17.



Gambar 2.17. a) Turbin Angin dengan sudu terbuat dari komposit dengan *fiberglass* sebagai penguat.  
b) Desain Ideal Sudu Turbin Angin [17].

Komposit *fiberglass-epoxy* merupakan material yang sangat umum dipakai sebagai material struktur sudu turbin angin. Hal tersebut mengacu pada eksperimen Wilson (2007), dimana komposit *fiberglass laminate-epoxy* dengan orientasi *fiber* asimetris [ $\pm 45, 0, 90$ ] ( $0^\circ$  -  $864 \text{ g/m}^2$ ,  $90^\circ$  -  $79 \text{ g/m}^2$ ,  $\pm 45^\circ$  -  $800 \text{ g/m}^2$ ), memiliki kuat tarik maksimum senilai 127 MPa. Hasil tersebut lebih baik jika dibandingkan dengan komposit *carbon/glass hybrid laminate-epoxy* dengan orientasi *fiber* asimetris [ $\pm 45, 0$ ] ( $0^\circ$  dan  $90^\circ$  adalah *carbon* dan  $\pm 45^\circ$  adalah *fiber*), yang hanya memiliki kuat tarik 72 MPa [11].

Hasil pengujian *fatigue* tarik-tarik terhadap material *fiberglass-epoxy* yang dilakukan Wilson terlihat pada Gambar 2.18. Dimana pengujian *fatigue* dilakukan pada variasi tiga rasio tegangan, 0,1, 0,5, dan 0,7. Tegangan maksimum pengujian merupakan kuat tarik maksimum dari material uji.



Gambar 2.18. Kurva S-N dari Pengujian *Fatigue Fiberglass-epoxy* [11].

## BAB 3

### METODE EKSPERIMEN

Proses fabrikasi dari bahan komposit ini menggunakan metode VARI, yang secara umum berfungsi untuk menghilangkan kandungan-kandungan yang tidak diinginkan pada material komposit selama pembuatan. Sedangkan secara khusus metode ini bertujuan untuk menghilangkan gelembung-gelembung udara (*bubble*) ketika proses perekatan *fiber* dengan resin sedang berlangsung, sehingga meratakan penyebaran resin di permukaan *fiber*.

Berdasarkan data dari penelitian terdahulu, material yang digunakan dalam penelitian ini adalah WR 200 asimetris dan WR 400 asimetris epoxy. Data pada Gambar 2.16 menjelaskan bahwa material WR 200 dan WR 400 asimetris memiliki karakteristik mekanik terbaik [13].

Pada rentang bulan Juli 2009 sampai Oktober 2009 dilakukan fabrikasi yang melibatkan material, dilanjutkan dengan uji fatigue pada November 2009 sampai awal Januari 2010 di Laboratorium Uji Konstruksi BPPT, Serpong.

Pengambilan gambar mikrostruktur sampel dilakukan dengan Mikroskop Optik yang dilakukan di Departemen Fisika Universitas Indonesia, Depok. Sedangkan *Scanning Electron Microscope* (SEM) dilakukan di *Research Center for Material Science* Departemen Fisika Universitas Indonesia di Salemba.

### 3.1. Pembuatan Sampel

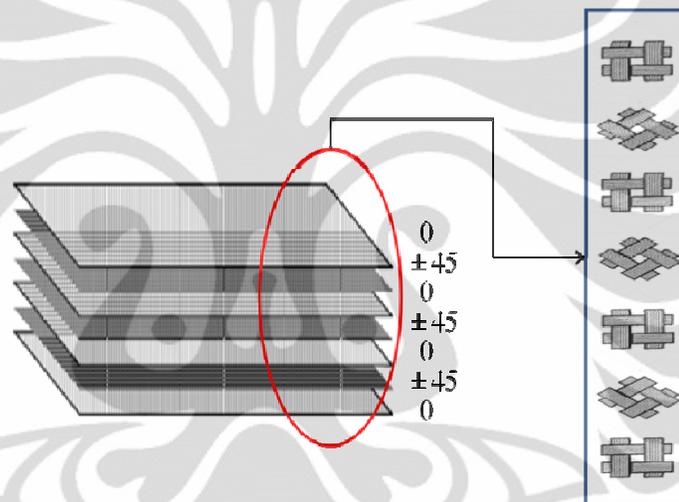
Pembuatan sampel dilakukan di PT. Gilang Lemindo Sejahtera (Alam Sutera, Serpong), dengan metode *Vacuum Assisted Resin Infusion* (VARI). Pembuatan sampel diawali dengan mempersiapkan cetakan (*molding*), yang diikuti dengan penggunaan *released agent* (*Wax Mirror Glaze*) dan *gel coat* pada permukaan dan sudut cetakan. Proses tersebut ditindaklanjuti dengan pengolesan epoxy dengan perbandingan resin dan *hardener* adalah dua berbanding satu yang diikuti dengan pelapisan fiber *woven roving* sehingga resin membasahi semua permukaan serat. Jumlah total massa 7 lembar fiber adalah 478 gram dan massa resin sebesar 330 gram.

Pelapisan *woven roving* dilakukan dengan pola asimetris dengan masing-masing sudut rajutan [0,90] dan [45,-45] sampai tujuh kali lapisan dan setiap lapis diikuti dengan pengolesan resin. Campuran epoxy dan *fiber* tersebut kemudian ditutupi dengan dengan kain nilon dan dilapisi lagi dengan kaos atau blacu. Setelah itu cetakan yang sudah berisi resin dan woven roving dibungkus dengan *Plastic Bagging* yang dihubungkan dengan pompa vakum. Gambar 3.1 menunjukkan cetakan material untuk komposit *woven roving* asimetris dengan pola 0, 90, -45, 45.



Gambar 3.1. Cetakan dan Pompa Vakum

Keadaan vakum dilakukan dengan menggunakan pompa vakum yang dilakukan selama kurun waktu 6 jam pada tekanan 0,2 bar dengan suhu ruang. Resin yang tersedot adalah 250 gram, sehingga pada *prototype* terdapat massa resin sebanyak 80 gram. Perbandingan massa fiber dan resin adalah 478:80 gram atau sekitar 6:1. Massa komposit yang diperoleh sekitar 558 gram. Gambar 3.2. memperlihatkan skema sampel sudu turbin angin yang dibuat, dengan panjang 1,5 meter dan tebal bagian tengah ~ 4 cm.



Gambar 3.2. Skema Sampel Sudu Turbin Angin

### 3.2. Pengujian *Fatigue*

Pengujian *fatigue* dilakukan pada sampel WR 200 dan WR 400 asimetris epoxy yang masing-masing berjumlah sembilan buah (Gambar 3.3). Pengujian tersebut dilakukan dengan standard ASTM D3479 (*tension-tension fatigue test*) dengan *High Cycle Fatigue Mode*, frekuensi 50 hertz, rasio tegangan sebesar 0,5 dan dengan daerah patah pada siklus  $10^4$  sampai  $10^6$ .



Gambar 3.3. Spesimen Untuk Uji Fatigue



a)

b)



c)

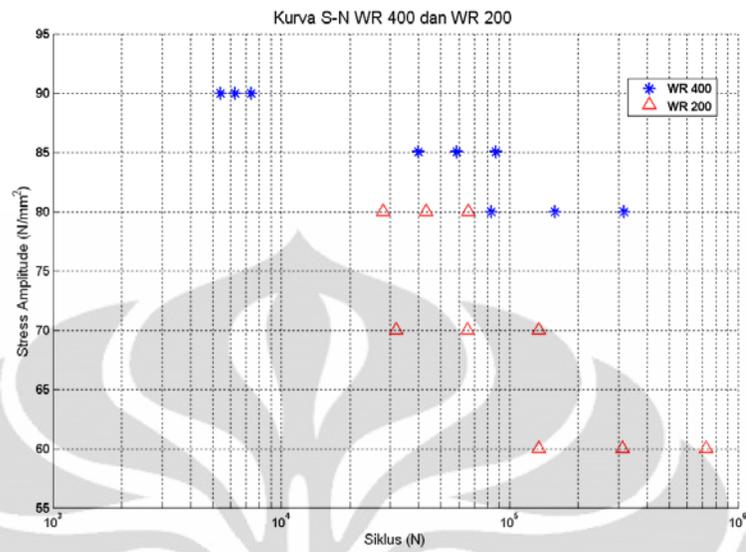
Gambar 3.4. Mesin Uji Fatigue PHGN 0112. a) Sebelum Pengujian. b) Saat Pengujian. c) Frekuensi 50 Hz.

Mesin uji yang digunakan adalah PHGN 0112 (Gambar 3.4) yang divariasikan pada tiga amplitudo tegangan pada *constant cyclic loading* pada amplitudo tegangan tinggi untuk mencapai daerah siklus yang diinginkan. Amplitudo tegangan maksimum masing-masing sampel diperoleh dari Gambar 2.13a, dimana WR 200 dan WR 400 memiliki kuat tarik masing-masing sebesar  $167,10 \text{ N/mm}^2$  dan  $187,49 \text{ N/mm}^2$ . Data tersebut digunakan sebagai tegangan maksimum pada amplitudo tegangan tertinggi untuk masing-masing bahan. Dengan Persamaan [2.9] dan [2.10] ditentukan bahwa amplitudo tegangan tertinggi pada WR 400 adalah  $90 \text{ N/mm}^2$  dan WR 200 adalah  $80 \text{ N/mm}^2$ .

Salah satu parameter penting pada uji fatigue adalah probabilitas kegagalan selama pengujian, dimana data *probability of failure* dihitung dengan metode statistika dengan distribusi *arc sin*  $\sqrt{P}$  pada Persamaan 2.10.

### 3.3. Pemodelan dengan *Curve Fitting*

Penelitian ini mencakup bagian permodelan untuk meramalkan keberadaan kekuatan *fatigue* pada siklus di atas hasil eksperimen untuk melihat penurunan kekuatan selama pengujian. Pada eksperimen terdapat keterbatasan dalam mengukur penurunan kekuatan akibat *constant cyclic loading*. Untuk melakukan eksperimen sampai dengan amplitudo tegangan yang sangat rendah sangat tidak sesuai pada bahan struktur, dikarenakan aspek waktu dan ekonomi. Oleh karena itu, *curve fitting* dari probabilitas kegagalan digunakan untuk mengekstrapolasi data pada amplitudo tegangan yang lebih rendah, dan memprediksi keberadaan batas *fatigue*. Pada metode ini digunakan *Curve Fitting Toolbox* pada Matlab 7.4. Data yang digunakan adalah kurva S-N yang memuat probabilitas kegagalan yang ditunjukkan pada Gambar 3.5.



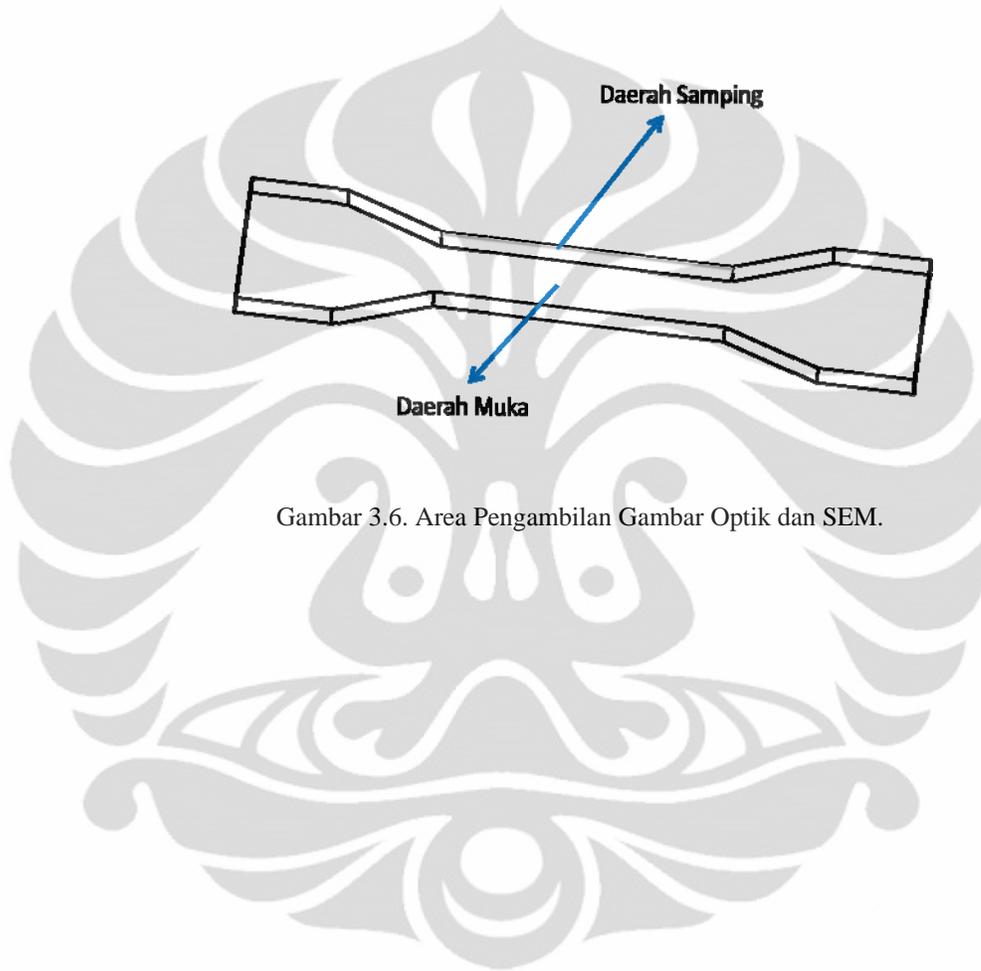
Gambar 3.5. Distribusi Probabilitas Kegagalan pada Eskperimen.

Untuk mengimpor data ke dalam *Curve Fitting Toolbox*, terlebih dahulu dengan membuat *script* m.file pada Matlab yang berisi data eksperimen. Setelah itu data dimasukkan pada *Curve Fitting Tool*, untuk selanjutnya diolah sesuai kecenderungan kurva S-N yang berbentuk eksponensial untuk mengetahui batas *fatigue*. Setelah itu data hasil ekstrapolasi dianalisa untuk melihat amplitudo tegangan terendah.

### 3.4. Pengamatan *Micrograph*

Data hasil *micrograph* digunakan untuk dibandingkan dengan simulasi ekstensi amplitudo tegangan yang lebih rendah. Perbandingan tersebut digunakan untuk mengamati proses yang terjadi pada mekanisme kegagalan sesuai teori *fatigue* pada *woven-fiber reinforced thermosetting composite*.

Data *micrograph* mencakup data sampel WR 400 asimetris epoxy sebelum dilakukan uji, daerah patahan setelah uji tarik, daerah patahan setelah uji *fatigue*, dan daerah propagasi setelah uji *fatigue*. Masing-masing daerah patahan diamati pada area muka dan samping yang ditunjukkan pada Gambar 3.6.



Gambar 3.6. Area Pengambilan Gambar Optik dan SEM.

## BAB 4

### HASIL DAN PEMBAHASAN

Penelitian yang telah dilakukan mencakup uji *fatigue* dan pengamatan mikroskopik. Data uji *fatigue* berupa amplitudo tegangan dan siklus yang menghasilkan distribusi probabilitas kegagalan yang mengandung informasi tentang ketidakpastian yang terjadi selama pengujian. Data hasil eksperimen dilanjutkan dengan ekstrapolasi untuk mengamati kecenderungan setelah eksperimen. Pengamatan secara mikroskopis dilakukan untuk mengetahui mekanisme terjadinya kegagalan pada material.

#### 4.1. Hasil Uji *Fatigue*

Pengujian *fatigue* dilakukan sampai spesimen uji dinyatakan putus. Secara alamiah terdapat ketidakpastian kapan spesimen putus pada jumlah siklus tertentu. Selain itu kesalahan yang terjadi akibat akurasi dan presisi alat yang sulit dikenali, mengakibatkan perlunya suatu daerah distribusi statistik dimana kegagalan dapat terjadi. Probabilitas kegagalan diperlukan pada permodelan ekstrapolasi untuk menunjang pengaruh-pengaruh tersebut. Pembatasan masalah tidak menitikberatkan pada perhitungan statistik, akan tetapi lebih pada kegagalan akibat penurunan kekuatan material yang diamati secara model dan mikroskopis.

Data Tabel 4.1 merupakan data hasil uji *fatigue* dengan probabilitas kegagalan 10%, 50%, dan 90% selama pengujian. Nilai probabilitas kegagalan tersebut dapat diartikan sebagai persentase dimana bahan tersebut kemungkinan putus. Dengan nilai tersebut maka dapat diketahui masa hidup (*fatigue life*) pada material WR 400

asimetris epoxy dengan amplitudo tegangan  $90 \text{ N/mm}^2$ ,  $85 \text{ N/mm}^2$ , dan  $80 \text{ N/mm}^2$  (Tabel 4.1.a). Demikian pula pada material WR 200 Asimetris Epoxy (Tabel 4.1.b.) terlihat probabilitas masa hidup pada amplitudo tegangan  $80 \text{ N/mm}^2$ ,  $70 \text{ N/mm}^2$ , dan  $60 \text{ N/mm}^2$ .

Tabel 4.1. Hasil Uji Fatigue

(a) WR 400 Asimetris Epoxy

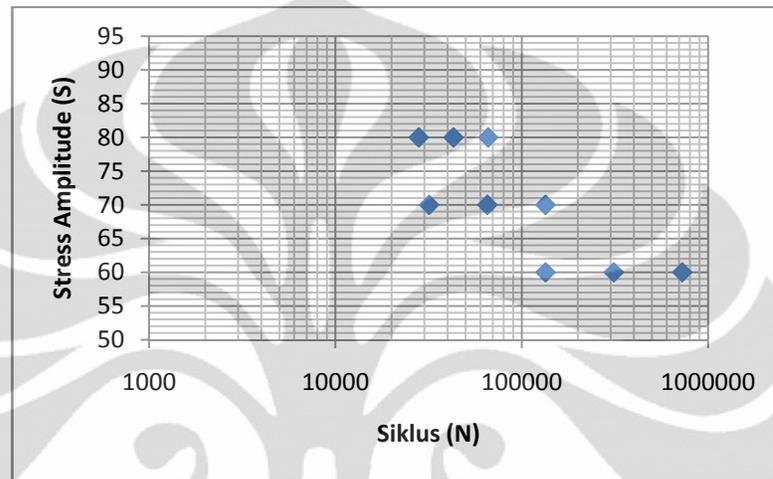
| No | P (%) | Jumlah Siklus                        |                                      |                                      | Keterangan |
|----|-------|--------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------------------|------------|
|    |       | $\sigma_1=90$<br>( $\text{N/mm}^2$ ) | $\sigma_2=85$<br>( $\text{N/mm}^2$ ) | $\sigma_3=80$<br>( $\text{N/mm}^2$ ) |            |
|    |       |                                      |                                      |                                      |            |
| 1  | 10    | 5400                                 | 39810                                | 83200                                | putus (x)  |
| 2  | 50    | 6300                                 | 58880                                | 158500                               | putus (x)  |
| 3  | 90    | 7400                                 | 87100                                | 316200                               | putus (x)  |

(b) WR 200 Asimetris Epoxy

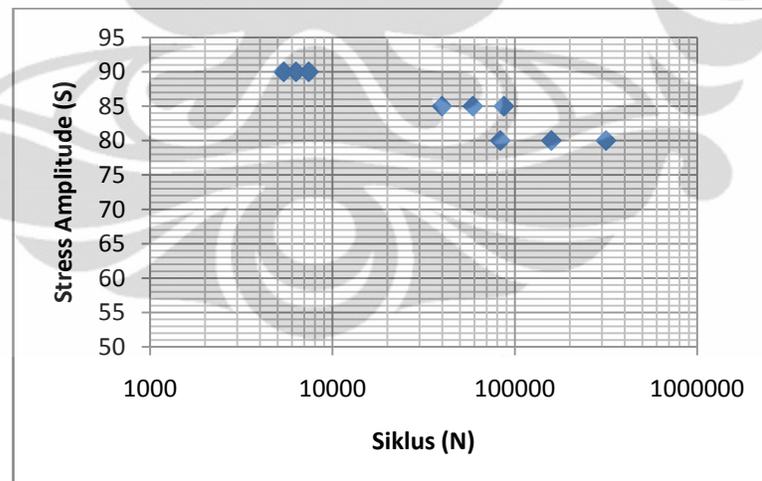
| No | P (%) | Jumlah Siklus                        |                                      |                                      | Keterangan |
|----|-------|--------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------------------|------------|
|    |       | $\sigma_1=80$<br>( $\text{N/mm}^2$ ) | $\sigma_2=70$<br>( $\text{N/mm}^2$ ) | $\sigma_3=60$<br>( $\text{N/mm}^2$ ) |            |
|    |       |                                      |                                      |                                      |            |
| 1  | 10    | 28000                                | 31800                                | 134200                               | putus (x)  |
| 2  | 50    | 43000                                | 65400                                | 312200                               | putus (x)  |
| 3  | 90    | 66000                                | 134200                               | 726600                               | putus (x)  |

Pemilihan interval amplitudo tegangan tersebut untuk mendapatkan daerah probabilitas siklus  $10^4$ - $10^6$ . Dengan amplitudo tegangan yang berbanding terbalik dengan jumlah siklus, semakin besar amplitudo tegangan (S) maka semakin kecil nilai siklus (N) yang berlaku pada tiap probabilitas.

Dari data di atas diperoleh daerah siklus antara  $10^4$  sampai dengan  $10^6$  baik untuk WR 400 maupun WR 200. Maka dengan demikian dapat dibuat kurva S-N (*Stress Amplitude vs. Cycle*) masing-masing material (Gambar 4.1).

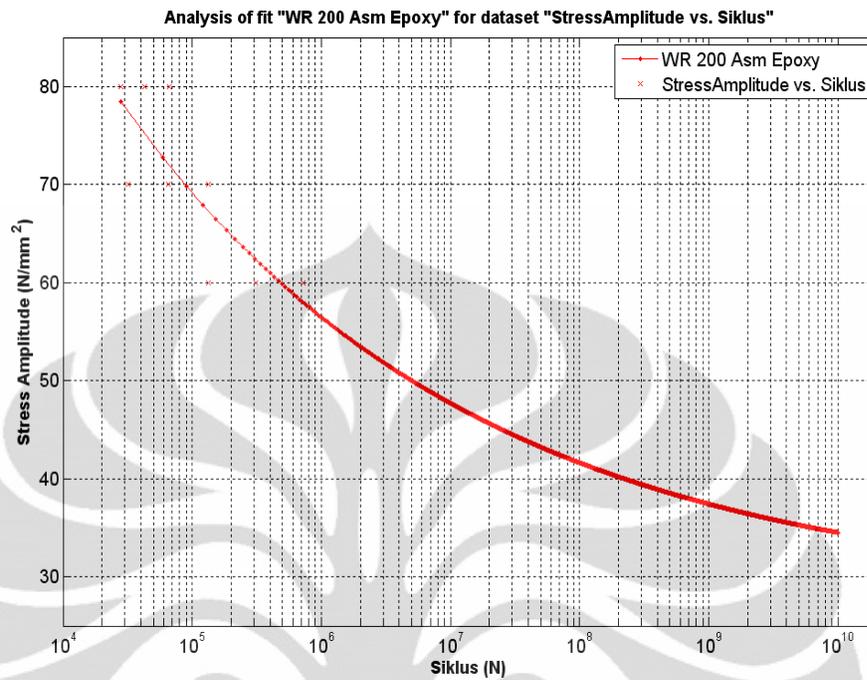


a) WR 200 Epoxy Asimetris Epoxy

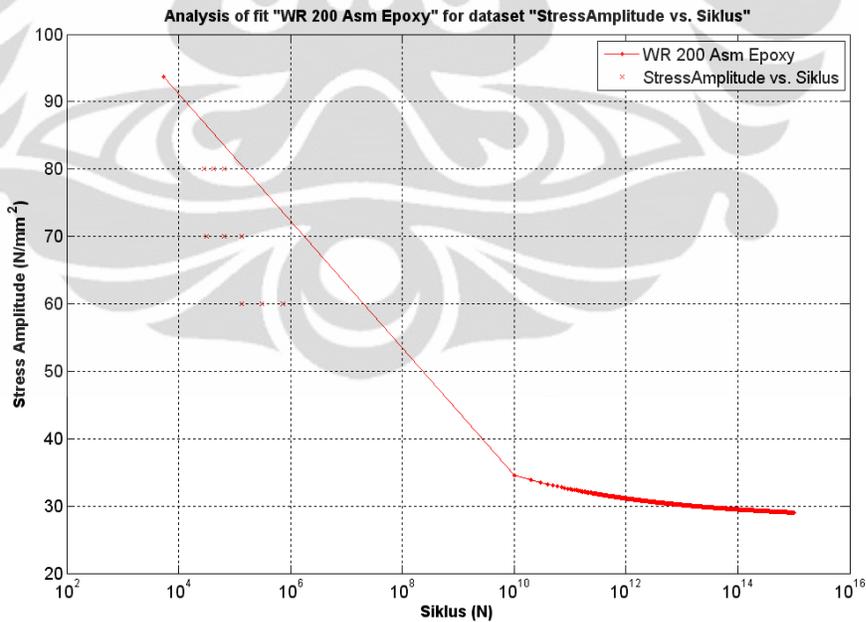


b) WR 400 Asimetris Epoxy

Gambar 4.1. Kurva S-N Distribusi Probabilitas Kegagalan

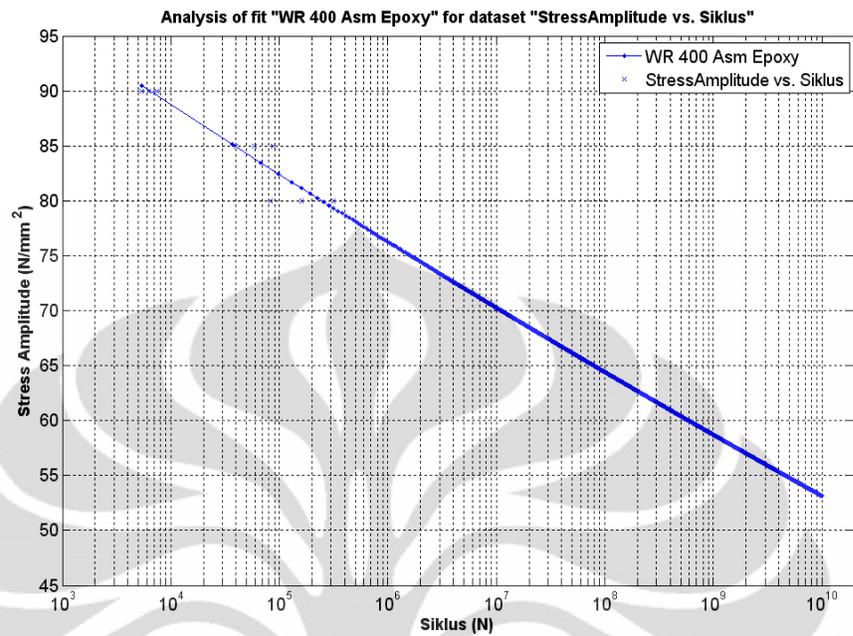


a) Kurva Ekstrapolasi WR 200 Asimetris Epoxy sampai daerah  $10^{10}$ .

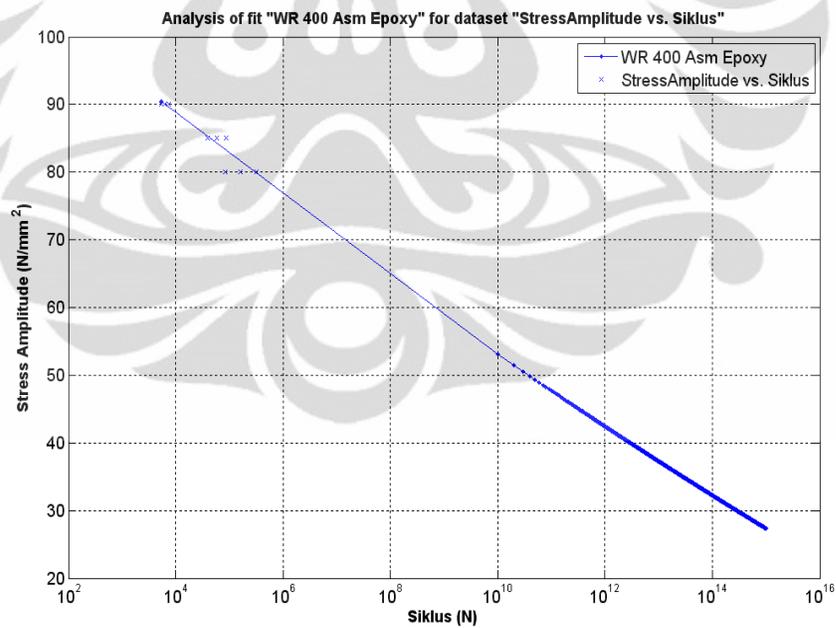


b) Kurva Ekstrapolasi WR 200 Asimetris Epoxy sampai daerah  $10^{15}$ .

Gambar 4.2. Kurva Ekstrapolasi dari Fitting Probabilitas Kegagalan WR 200 Asimetris Epoxy



a) Kurva Ekstrapolasi WR 400 Asimetris Epoxy sampai daerah daerah  $10^{10}$ .



b) Kurva Esktapolasi WR 400 Asimetris Epoxy sampai daerah daerah  $10^{15}$ .

Gambar 4.3. Kurva Ekstrapolasi dari Fitting Probabilitas Kegagalan WR 400 Asimetris Epoxy

Ekstrapolasi kurva S-N dilakukan dengan *Power Fit* (Whitney, 1981) dengan regresi non-linear pada daerah distribusi probabilitas kegagalan. Hasil dari ekstrapolasi pada daerah  $10^{10}$  menunjukkan masing-masing material tidak memiliki batas *fatigue* (*fatigue limit*). Akan tetapi kecenderungan dari *fitting* pada daerah tersebut menghasilkan informasi tentang daya tahan *fatigue* (*fatigue resistance*) yang ditegaskan dengan ekstrapolasi sampai daerah siklus  $10^{15}$ .

Material WR 200 asimetris epoxy yang memiliki kuat tarik dan kekuatan *fatigue* yang lebih rendah dari pada WR 400 asimetris epoxy justru memiliki ketahanan *fatigue* yang lebih baik. Hal tersebut terlihat pada daerah siklus di atas  $10^{10}$ , dimana kecenderungan kurva untuk membentuk garis horizontal yang tidak terjadi pada WR 400. Pada amplitudo tegangan yang lebih rendah menunjukkan kecenderungan kekuatan *fatigue* untuk tetap mengalami penurunan. Kurva hasil ekstrapolasi WR 200 asimetris epoxy ditunjukkan pada Gambar 4.2, dan WR 400 asimetris epoxy pada Gambar 4.3.

Hasil tersebut juga menunjukkan bahwa kekuatan *fatigue* material memiliki umur sampai siklus di atas  $10^8$  untuk kedua material. Tabel 4.2 menunjukkan hasil analisa yang menunjukkan kekuatan *fatigue* pada daerah siklus sekitar  $1 \times 10^8$  sampai  $3 \times 10^8$ .

Sudu turbin angin mengalami beban *fatigue* sekitar  $10^8$ - $10^9$  siklus dalam 20-30 tahun umur hidupnya (Richard Creed, 1993). Pada siklus  $2,8 \times 10^8$  diperoleh amplitudo tegangan untuk WR 200 asimetris epoxy sekitar  $40 \text{ N/mm}^2$ , dan untuk WR 400 asimetris epoxy sekitar  $62 \text{ N/mm}^2$ . Oleh karena itu, bahan terbaik untuk pemakaian sekitar 20-30 tahun jatuh pada WR 400 asimetris epoxy.

Tabel 4.2. Hasil Analisa pada Amplitudo Tegangan pada Daerah  $10^8$ .

a) WR 200 Asimetris Epoxy

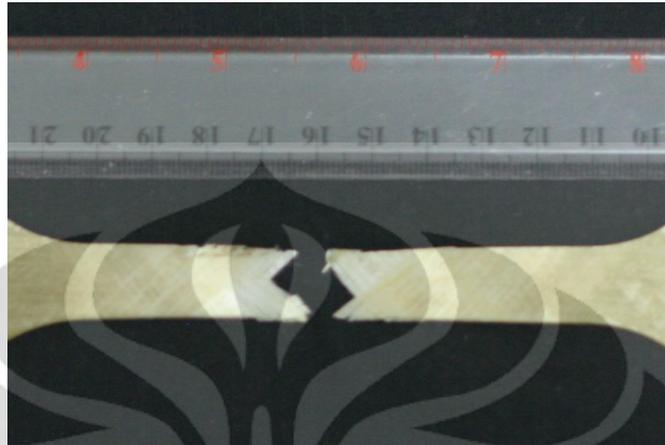
| Siklus       | Stress Amplitude (N/mm <sup>2</sup> ) |
|--------------|---------------------------------------|
| 1.00028e+008 | 41.6327                               |
| 1.20028e+008 | 41.2407                               |
| 1.40028e+008 | 40.918                                |
| 1.60028e+008 | 40.6449                               |
| 1.80028e+008 | 40.4087                               |
| 2.00028e+008 | 40.2012                               |
| 2.20028e+008 | 40.0165                               |
| 2.40028e+008 | 39.8503                               |
| 2.60028e+008 | 39.6994                               |
| 2.80028e+008 | 39.5614                               |

b) WR 400 Asimetris Epoxy

| Siklus       | Stress Amplitude (N/mm <sup>2</sup> ) |
|--------------|---------------------------------------|
| 1.00005e+008 | 64.4107                               |
| 1.20005e+008 | 63.9537                               |
| 1.40005e+008 | 63.5681                               |
| 1.60005e+008 | 63.2345                               |
| 1.80005e+008 | 62.9407                               |
| 2.00005e+008 | 62.6782                               |
| 2.20005e+008 | 62.441                                |
| 2.40005e+008 | 62.2247                               |
| 2.60005e+008 | 62.0259                               |
| 2.80005e+008 | 61.8419                               |

## 4.2. Pengamatan Mikroskopis

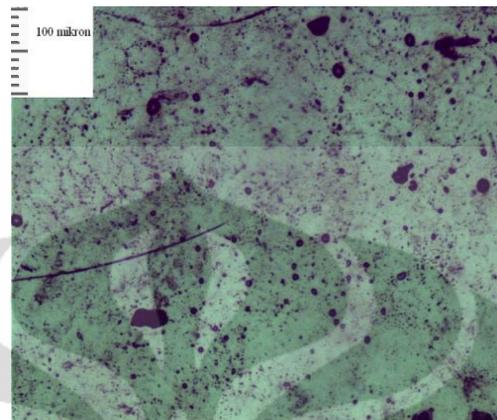
Pengamatan dilakukan secara makroskopik maupun mikroskopik dengan menggunakan menggunakan lensa optik maupun dengan mikroskop elektron. Pengamatan makro pada daerah *gauge length* menunjukkan tidak hanya kegagalan (*failure*) yang terjadi, namun keberadaan *crack propagation* yang berbentuk ruam-ruam yang tersebar di sepanjang daerah *gauge length* selama proses *fatigue* berlangsung. Pengamatan mikroskopis dilakukan terhadap material WR 400 asimetris epoxy yang merupakan material terbaik dalam eksperimen.



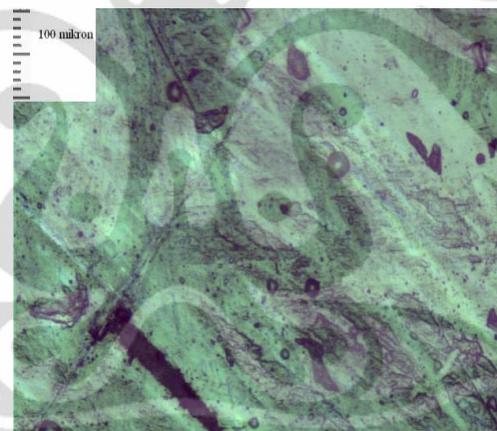
Gambar 4.4. Pengamatan Pada daerah *Gauge Length*.

Keberadaan ruam tersebut juga ditegaskan dengan pengamatan menggunakan mikroskop optik dengan perbesaran 100 kali. Perbandingan daerah yang tidak mengalami dan yang mengalami uji *fatigue* ditegaskan dengan hasil mikroskop optik pada Gambar 4.5.

Pengamatan pada daerah yang tidak mengalami *stress*, memperlihatkan bahwa terdapat retakan-retakan tunggal pada permukaan sampel. Pada logam alloy, retakan tunggal tersebut menyebabkan *local stress* yang akan bertambah besar seiring perjalanan waktu dalam pengujian sehingga merupakan penyebab utama kegagalan. Menurut Harris (2003), keberadaan *pre-existing crack* sebagai *localized stress* dapat ataupun tidak dapat menyebabkan propagasi kerusakan pada komposit. Sedangkan pada material uji, terlihat bahwa ruam-ruam tidak disebabkan oleh *local stress*. Ruam-ruam tersebut disebabkan karena perubahan struktur mekanis pada dalam permukaan. Pernyataan tersebut dikuatkan dengan tidak adanya perubahan signifikan retakan-retakan tunggal pada permukaan sebelum dan setelah uji.



a)

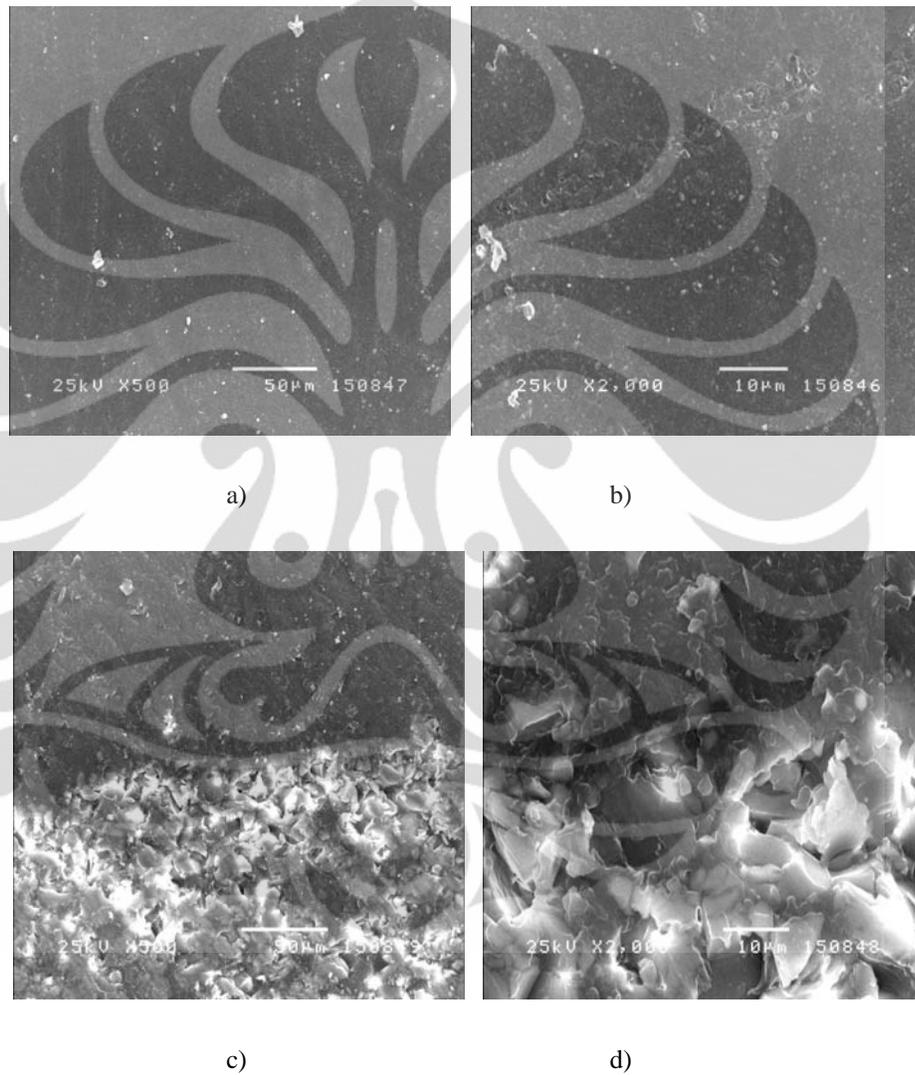


b)

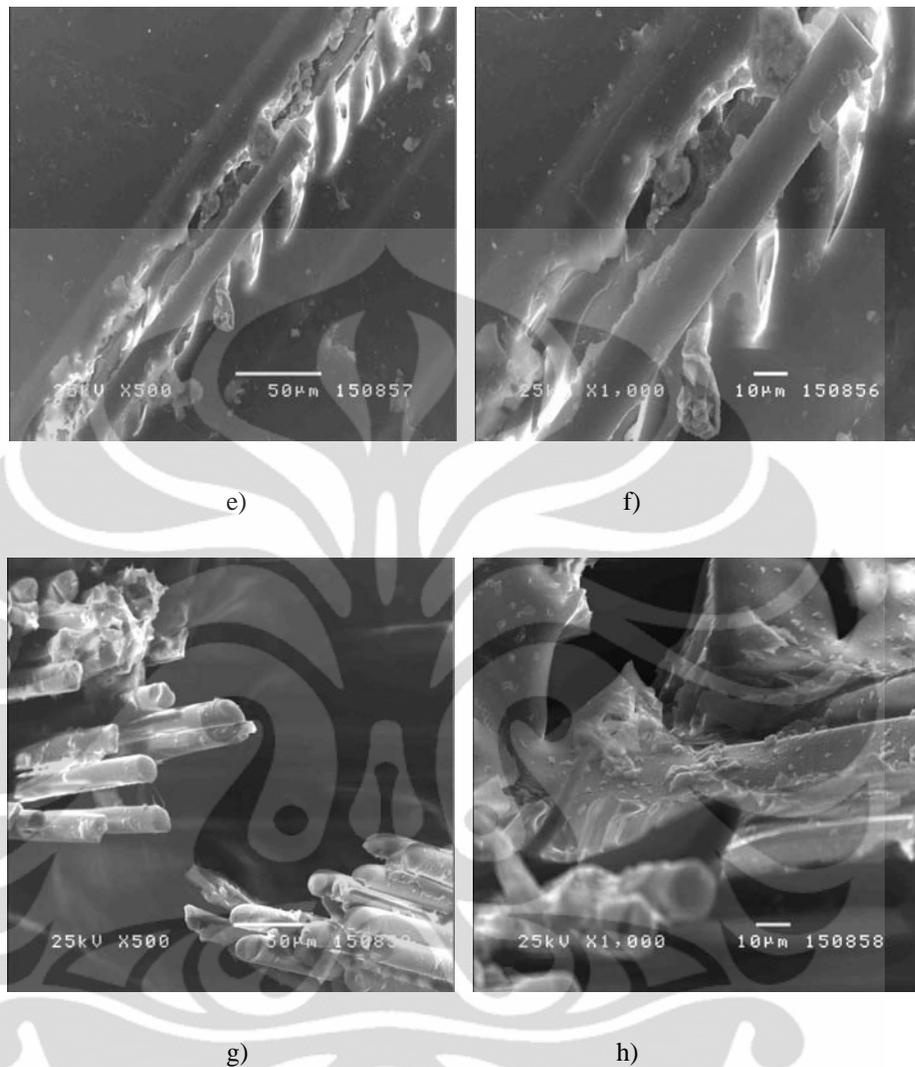
Gambar 4.5. Foto Daerah Propagasi. a) Sebelum Tes *Fatigue* b) Setelah Tes *Fatigue*

Informasi tentang retakan pada daerah propagasi ini diperjelas dengan hasil pengamatan dengan *Scanning Electron Microscope* pada Gambar 4.6. Hasil pencitraan SEM tersebut mencakup permukaan daerah muka dan samping yang tidak mengalami tegangan (Gambar 4.6.a s.d. 4.6.d), serta permukaan muka dan samping daerah selama propagasi kerusakan (Gambar 4.6.e s.d. 4.6.h). Variasi perbesaran SEM bertujuan untuk memperoleh resolusi yang sesuai untuk pengamatan.

Permukaan muka merupakan daerah pengamatan arah longitudinal (*xy plane*), sedangkan permukaan samping merupakan daerah pengamatan arah transversal (*cross section*).



Gambar 4.6. Citra SEM pada a) dan b) Permukaan Muka Daerah yang Tidak Mengalami *Stress*. c) dan d) Permukaan Samping Daerah yang Tidak Mengalami *Stress*

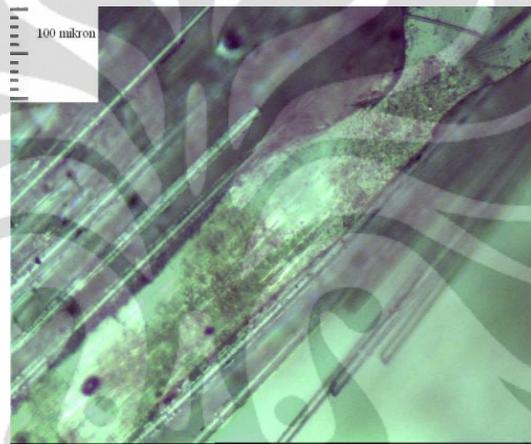


Gambar 4.6 (Lanjutan). Citra SEM pada e) dan f) Daerah Propagasi Permukaan Muka. g) dan h) Daerah Propagasi Permukaan Samping

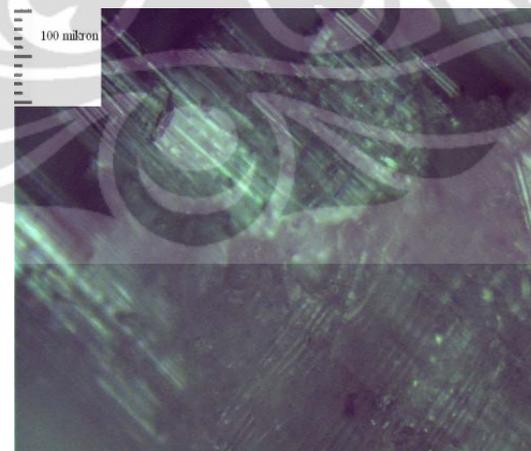
Pada gambar permukaan muka (arah longitudinal) daerah propagasi (Gambar 4.6.e dan 4.6.f), terlihat retakan matriks dan putusanya *fiber*. Ketidakmampuan epoxy dalam mendistribusi beban menyebabkan kerusakan pada ikatan *adhesive* antara *fiber* dengan epoxy (delaminasi). Pada permukaan samping (arah transversal) daerah propagasi (Gambar 4.6.g dan 4.6.h), terlihat epoxy kehilangan kendalinya sebagai

penahan bentuk *fiber*, dan pada perbesaran 1000 kali terlihat epoxy mengalami retakan kontinu yang menyebabkan terlepasnya ikatan *fiber/epoxy*.

Pengamatan pada daerah patahan dilakukan dengan membandingkan hasil patahan sampel pada uji tarik dan uji *fatigue* untuk melihat evolusi kerusakan dari hasil pengujian statis dan dinamis.



a)

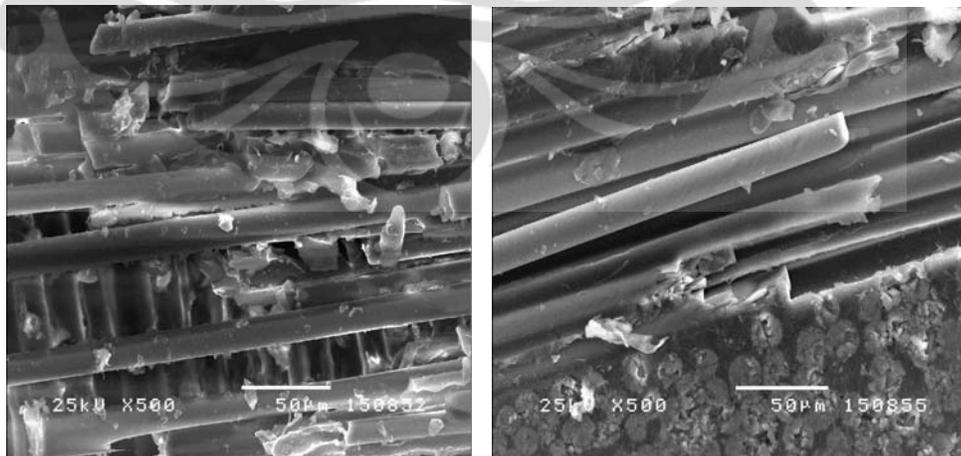


b)

Gambar 4.7. Foto Daerah Patahan. a) Uji Tensile b) Uji *Fatigue*

Hasil pengamatan dengan mikroskop optik pada sampel uji tarik memperlihatkan retakan berpasangan akibat beban statis tidak merusak semua daerah/matriks epoxy. Hal tersebut mengakibatkan epoxy masih melekat erat pada beberapa bagian *fiber*. Sedangkan pada sampel uji *fatigue*, epoxy sudah tidak dapat berfungsi sebagai penahan bentuk *fiber*. Hal tersebut mengakibatkan tidak adanya bagian epoxy yang masih melekat erat dengan *fiber*. Hasil mikroskop elektron ditunjukkan pada Gambar 4.8.

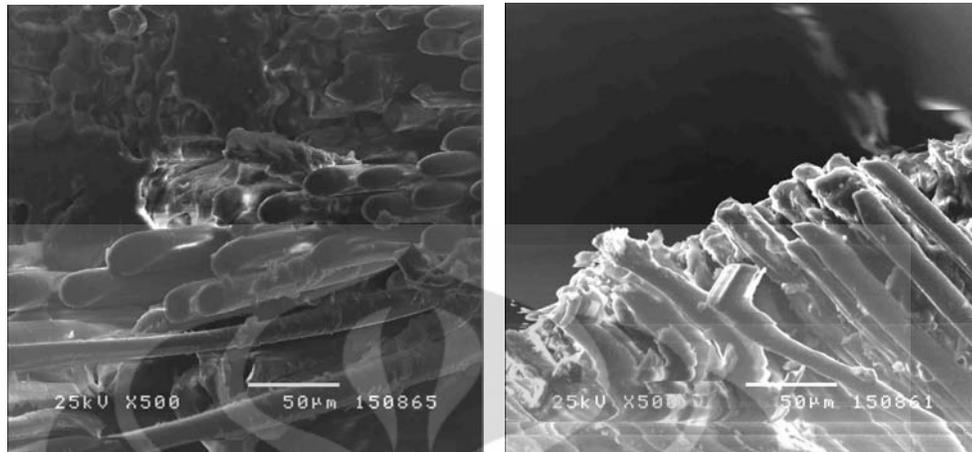
Hasil mikroskop elektron mengatakan bahwa retakan berpasangan juga terjadi pada sampel uji tarik statis, namun tidak terjadi pada semua bagian (Gambar 4.8.a dan 4.8.b). Masih terdapat daerah epoxy masih menopang *fiber*, dimana terlihat epoxy masih menahan *fiber* pada tempatnya. Sedangkan pada sampel uji *fatigue*, epoxy sudah tidak bisa menopang bentuk *fiber* yang mengakibatkan kekacauan struktur *fiber* (Gambar 4.8.c dan 4.8.d). Kekacauan tersebut mengakibatkan *fiber* sudah terlepas dari strukturnya sebagai komposit dan bersifat independen. Peristiwa tersebut terlihat saat pengujian SEM dimana terjadi gerakan-gerakan tunggal *fiber* pada ruangan vakum (pengaruh temperatur dan gravitasi).



a)

b)

Gambar 4.8. Citra SEM pada a) Daerah Patahan Muka Uji Tarik. b) Daerah Patahan Samping Uji Tarik.



c)

d)

Gambar 4.8 (Lanjutan). Citra SEM pada c) Daerah Patahan Muka Uji *Fatigue*. d) Daerah Patahan Samping Uji *Fatigue*.

Menurut Naik (2003), mekanisme utama yang menyebabkan kegagalan pada beban dinamis dimulai dari retaknya matriks yang dilanjutkan dengan berpasangannya retakan satu sama lain secara berturut-turut, lepasnya ikatan permukaan antara matriks dan *fiber*, putusnya *fiber*, delaminasi, dan akhirnya terjadi patahan.

### 4.3. Kinerja *Fatigue* pada Material

Berdasarkan hasil uji *fatigue* dan mikroskop dapat dikatakan bahwa material komposit *fiber glass* jenis *woven roving* dengan matriks epoxy mengalami kerusakan selama siklus masa hidupnya. Hal tersebut terlacak pada ketidakberadaan batas *fatigue* dan kegagalan yang telah terjadi dari awal pengujian *fatigue*, sehingga dapat dikatakan bahwa mekanisme kerusakan terjadi selama siklus *fatigue* pada semua tingkat amplitudo tegangan. Sifat *fiberglass* yang *brittle* dan berfungsi sebagai

penahan beban utama menyebabkan epoxy tidak dapat melakukan deformasi secara baik dalam situasi saturasi akibat beban. Hal tersebut dikarenakan *fiber* tidak dapat melakukan deformasi elastis dalam rentang yang luas untuk menopang deformasi elastis epoxy. Oleh karena itu, komposit tidak memiliki rentang deformasi yang baik dan menyebabkan komposit memiliki ketahanan *fatigue* yang lebih baik dibandingkan dengan material yang bersifat *ductile* [2].

Dari hasil penelitian uji *fatigue* dapat dikatakan bahwa material uji dapat digunakan selama 20-30 tahun. Dari hasil eksperimen pada siklus  $10^5$ , terjadi penurunan kekuatan *fatigue* terhadap kuat tarik maksimum. Pada WR 200 asimetris-epoxy sebesar 25 %, sedangkan pada WR 400 asimetris-epoxy mengalami penurunan sebesar 11 %. Hasil pengujian yang telah dilakukan dibandingkan dengan hasil eksperimen yang dilakukan oleh Wilson (2007). Pada daerah siklus  $10^5$  dari eksperimen, terjadi penurunan 53 % kekuatan *fatigue* terhadap kuat tarik maksimum. Hasil ekstrapolasi pada siklus  $10^8$ , WR 200 asimetris-epoxy mengalami penurunan sebesar 48 %, dan WR 400 asimetris-epoxy sebesar 33 %. Sedangkan eksperimen Wilson mengalami penurunan sebesar sebesar 65 %.

Hasil penelitian Wilson tersebut dijadikan referensi bahan standard yang dapat digunakan sebagai material struktur sudu turbin angin. Lokasi pemakaian material perlu dikondisikan pada daerah yang sesuai dengan tegangan maksimumnya, namun secara umum sangat cocok untuk lokasi terbuka seperti daerah pertanian atau pesisir pantai dengan hembusan angin konstan sepanjang tahun.

## BAB V

### KESIMPULAN DAN SARAN

Setelah dilakukan pengujian *fatigue* dengan mode *tension-tension* pada dua bahan *woven fiber glass/epoxy* (WR 200 asimetris epoxy dan WR 400 asimetris epoxy) yang dibuat dengan metode VARI dan permodelan ekstrapolasi pada data eksperimen, dapat dikatakan bahwa material komposit tersebut memiliki umur hidup *fatigue* sampai dengan siklus di atas  $10^{10}$ . Hal tersebut menjadikan material uji dapat digunakan dalam rentang waktu 20-30 tahun.

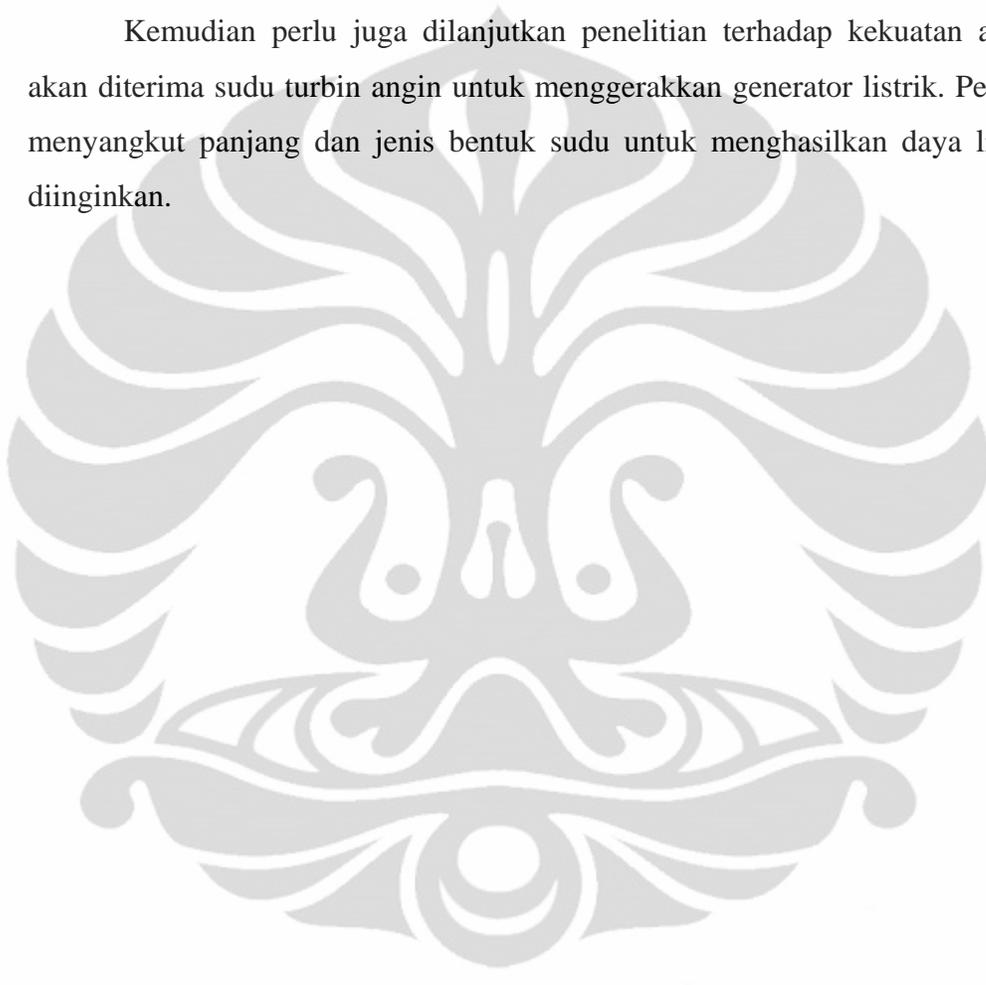
Penggunaan mikroskop optik dan elektron menghasilkan foto dan citra yang menampilkan struktur permukaan material, baik dari sisi muka (longitudinal) maupun sisi samping (transversal). Daerah yang berhasil diamati meliputi daerah yang tidak mendapat beban *fatigue*, daerah perambatan kerusakan, dan daerah patahan.

Pengamatan mikroskopik menjelaskan bahwa kegagalan akibat beban dinamis menyebabkan kerusakan menyeluruh pada matriks epoxy dan putusya ikatan permukaan antara epoxy dan *fiber* sehingga epoxy tidak dapat menahan bentuk *fiber*, sehingga *fiber* putus yang menyebabkan lapisan-lapisan lamina saling terpisah sehingga menyebabkan putusya material.

Hasil pengamatan mikroskopis juga memperlihatkan bahwa peristiwa-peristiwa kegagalan material merupakan proses yang sangat majemuk dan berkaitan satu sama lain, sehingga dapat dikatakan tidak ada peristiwa yang menjadi penyebab tunggal utama terjadinya kegagalan pada patahan. Hal tersebut dikarenakan oleh sistem dua fasa komposit yang disatukan dengan ikatan *adhesive* antar permukaan bahan. Akan tetapi paling tidak dapat diketahui kegagalan ditandai oleh retakan-retakan epoxy karena keadaan saturasi dalam mendistribusikan beban pada *fiber*.

Hasil penelitian tersebut masih sangat potensial untuk dilanjutkan, untuk mengetahui apakah bahan tersebut dapat digunakan untuk segala macam kondisi lingkungan dan pengujian *fatigue* dalam mode *torsion-torsion*, mengingat bahwa secara desain aerodinamis, sudu turbin angin sangat mudah mengalami beban puntir.

Kemudian perlu juga dilanjutkan penelitian terhadap kekuatan angin yang akan diterima sudu turbin angin untuk menggerakkan generator listrik. Penelitian ini menyangkut panjang dan jenis bentuk sudu untuk menghasilkan daya listrik yang diinginkan.



## DAFTAR ACUAN

- [1] Callister, W.D., Jr. *Fundamental of Materials Science and Engineering*. New York: John Willey & Sons, 2001.
- [2] Harris, B. "A Historical Review of the Fatigue Behaviour of Fibre-reinforced Plastics". *Fatigue in Composites*. Ed. Bryan Harris. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2003.
- [3] Gay, D. *Composite Materials*. Trans. Suong V. Hoa and Stephen W. Tsai. Florida: CRC Press, 2003. Trans. of Matériaux Composites.
- [4] Naik, N.K. "Woven-fibre Thermoset Composites". *Fatigue in Composites*. Ed. Bryan Harris. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2003.
- [5] Vasiliev, V.V., and Morozov, E.V. *Mechanics and Analysis of Composite Materials*. Oxford: Elsevier Science, 2001.
- [6] Crosby, A. "Conservation of Painted Lime Plaster on Mudbrick Walls at Tumacacori National Monument, USA". *Third International Symposium on Mudbrick (Adobe) Preservation*. Ankara, 1980. 59-78.
- [7] Selwitz, C. *Epoxy Resins in Stone Conservation*. California: Getty Conservation Institute, 1992.
- [8] Fibre Glass Evercoat. *Choosing the Right Resin*. Illinois: ITW Evercoat, 2011.
- [9] Mohd Yuhazri, Y., Phongsakorn, P.T., and Sihombing, H. *A Comparison Process Between Vacuum Infusion and Lay-up Method Toward Kenaf/Polyester Composites*. International Journal of Basic & Applied Sciences IJBAS-IJENS Vol: 10 No: 03.

- [10] Fuch, H.O. *Metal Fatigue in Engineering*. New York: John Willey & Sons, 1980.
- [11] Wilson, T.J. *Modeling of In-plane and Interlaminar Fatigue Behaviour of Glass and Carbon Fiber Composite Materials*. Montana: Montana State University, 2007.
- [12] Martin, R. "Delamination Fatigue". *Fatigue in Composites*. Ed. Bryan Harris. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2003.
- [13] Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi. *Hasil Uji Tarik, Geser, Lengkung, dan Tekan Statis Spesimen FRP*. Jakarta: BPPT, 2008.
- [14] Fibre Glast, Development Corporations. *Vacuum Infusion - The Equipment and Process of Resin Infusion*. [www.fibreglast.com/downloads/vacuuminfusion.pdf](http://www.fibreglast.com/downloads/vacuuminfusion.pdf). October 23, 2009, 5:06:16 PM.
- [15] Creed, R.F., Jr. *High Cycle Tensile Fatigue of Unidirectional Fiberglass Composite Tested at High Frequency*. Montana: Montana State University, 1993.
- [16] Colombo, C., Guagliano, G., and Vergani, L. *High-cycle Fatigue strength of a Pultruded Composite Material*. C. Colombo et alii, *Frattura ed Integrità Strutturale*, 7 (2009) 65-72; DOI: 10.3221/IGF-ESIS.07.05.
- [17] Edelstein, W.A., Walcek, C.J., Cox, D.L., and Davis, L.C. *Wind Energy*. A Report Prepared for the Panel on Public Affair (POPA), American Physics Society, 2006.
- [18] Stiesdal, H. *The Wind Turbine Component and Operation*. USA: Bonus Energy A/S, 1999.
- [19] Benbouzid, M.E.H., et al. *Development of Wind Turbines Prototyping Software Under Matlab/Simulink Through Undergraduate Student Projects*. Chania: IECM, 2006.

- [20] Whitney, J.M., "Fatigue Characterization of Composite Materials". *Fatigue of Fibrous Composite Materials*. ASTM STP 723, 1981, pp. 133-151.

