

Analisis Pengaruh Arah Orientasi Serat terhadap Defleksi dan Tegangan pada *Laminated Composite Box-Beam*—Studi Kasus Riset Avatar

Angga Fernando Putra¹, Putu Suwarta¹, dan Galih Bangga²

¹Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

²Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics, University of Stuttgart

e-mail: putu_suwarta@me.its.ac.id

Abstrak—Salah satu upaya peningkatan efisiensi turbin angin adalah dengan meningkatkan ukuran dari turbin angin, terutama pada bagian sudu turbin. Namun permasalahannya adalah turbin angin yang lebih besar cenderung lebih sering mengalami kegagalan dan membutuhkan perawatan yang lebih dibanding turbin angin yang kecil. Hal ini dikarenakan *blade* yang digunakan lebih berat dan menerima beban yang lebih besar. Oleh karena itu, diperlukan riset lebih banyak terhadap desain turbin angin yang handal dan efisien untuk memaksimalkan pemanfaatan energi yang dari angin tersebut. Pada penelitian ini, dilakukan studi terhadap pengaruh tiga material yang berbeda sebagai material pilihan untuk penggunaan struktur *spar* pada sudu turbin angin. Dilakukan juga studi terhadap pengaruh arah orientasi *ply* terhadap besar defleksi dan tegangan yang bekerja pada struktur. Pada kasus ini, *spar* turbin angin dimodelkan sebagai *laminated composite box-beam* yang menerima pembebanan seperti *cantilever beam*. Permodelan matematika dirancang guna mendapatkan nilai defleksi dan distribusi tegangan pada *spar* tersebut, yang mana pemberian pembebanan digunakan data yang diperoleh dari hasil riset AVATAR. Untuk memastikan model matematika yang dirancang sudah benar, dilakukan proses validasi terlebih dahulu menggunakan penelitian terdahulu sebagai acuan perbandingan hasil. Didapatkan hasil validasi dengan perbedaan terbesar sebesar 1.26%, sehingga permodelan matematis yang sudah dirancang layak untuk digunakan pada kasus riset AVATAR. Nilai defleksi terbesar dimiliki oleh material S-Glass/Epoxy sebesar 10.057 m, lalu diikuti oleh TC35/Epoxy sebesar 4.021 m, dan defleksi terkecil pada M55/Epoxy sebesar 1.641 m. Nilai distribusi tegangan maksimum terbesar dimiliki oleh S-Glass/Epoxy dan yang terkecil adalah M55/Epoxy. Walaupun nilai defleksi pada ketiga material tersebut berbeda cukup besar, tegangan maksimum yang bekerja pada ketiga material tersebut tidak berbeda jauh. Ini disebabkan oleh adanya perbedaan sifat mekanik elastisitas $E1$ diantara ketiga material tersebut. Seperti pada M55/Epoxy, dengan defleksi yang kecil akan menghasilkan regangan yang kecil, namun dengan nilai $E1$ yang besar, tegangan yang dihasilkan menjadi besar. Adapun pengaruh perubahan arah orientasi *ply* pada defleksi dan distribusi tegangan maksimum adalah berbanding lurus. Dimana semakin besar arah sudut yang diberikan, maka nilai defleksi semakin besar. Dengan semakin besarnya defleksi yang timbul, regangan pada material pun membesar, sehingga tegangan maksimum yang dihasilkan juga turut membesar. Hal tersebut dapat menurunkan efisiensi dari turbin angin dan meningkatkan risiko kegagalan pada sudu turbin angin.

Kata Kunci—Defleksi, Distribusi Tegangan, Laminated Composite Box-Beam, Spar, Sudu Turbin Angin.

I. PENDAHULUAN

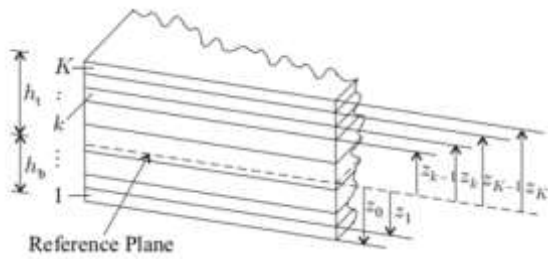
TURBIN angin merupakan salah satu alternatif yang dapat digunakan untuk memanfaatkan energi angin.

Penggunaan turbin angin sebagai pembangkit listrik dapat memberikan berbagai macam keuntungan, diantaranya adalah: pendirian pembangkit listrik yang bebas polusi, proses pemasangan dan instalasi yang lebih cepat, biaya operasi dan sewa yang lebih ekonomis, serta memanfaatkan energi gratis dari alam untuk dikonversikan menjadi listrik [1]. Untuk memaksimalkan penyerapan energi angin, perkembangan dari ukuran turbin angin pun terus meningkat. Di saat yang bersamaan, tinggi *tower* pun bertambah, panjang sudu turbin meningkat sampai dengan empat kali lipat, dan juga adanya peningkatan kompleksitas dari konstruksi, operasi, pemeliharaan dan inspeksi [2]. Dengan meningkatkan ukuran turbin angin, biaya produksi energi menjadi lebih murah [3]. Permasalahannya adalah turbin angin yang lebih besar cenderung lebih sering mengalami kegagalan dan membutuhkan perawatan yang lebih dibanding turbin angin yang kecil [4]. Hal ini dikarenakan *blade* yang digunakan lebih berat dan menerima beban yang lebih besar. Berat dari *blade* menjadi tantangan dari segi struktural turbin angin dan bertambahnya panjang *blade* membuatnya menjadi lebih fleksibel, yang mana dapat menyebabkan vibrasi. Bila vibrasi ini tidak dikontrol, hal ini dapat mempengaruhi performa turbin angin dan dapat merusak *blade* dan komponen lainnya seperti *gearbox* dan generator [5].

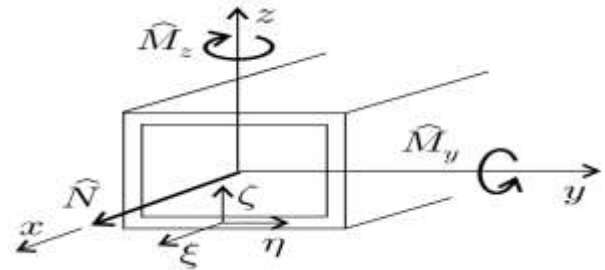
Sudu turbin angin memerlukan kekakuan dan kekuatan yang mumpuni untuk dapat menahan pembebanan yang disebabkan oleh angin yang melaluinya. Dibandingkan dengan material pada umumnya, material komposit menjadi pilihan yang baik dikarenakan material ini memiliki *specific stiffness* dan *specific strength* yang tinggi. Material komposit juga memiliki *fatigue strength* yang lebih tinggi serta *high corrosion resistance* [6].

Dalam analisa gaya dan pembebanan, *spar* turbin angin disederhanakan menjadi *beam* komposit yang tersusun atas beberapa *laminata*. Sebagian *ply* pada *laminata* tersebut diberi variasi arah orientasi serat. Penelitian ini menggunakan pendekatan analitik, namun gaya yang dialami oleh sudu turbin angin dianalisa dengan integrasi numerik menggunakan metode *trapezoidal* untuk mempertimbangkan faktor gaya pembebanan terhadap sudu turbin angin yang tidak konstan dan data yang digunakan berupa data diskrit.

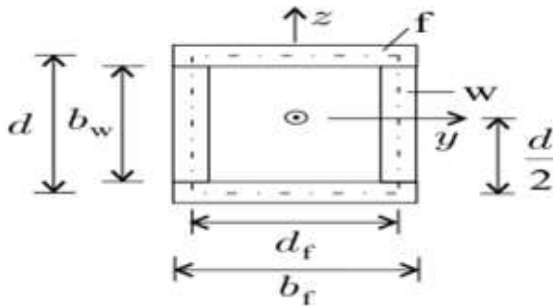
Analisa balok komposit membutuhkan analisa yang relatif lebih rumit dibanding material isotropik dikarenakan banyaknya konstanta elastisitas yang mempengaruhi tingkat kekakuan dari material komposit. Sehingga diperlukan studi terhadap cara mendeskripsikan permodelan matematis yang



Gambar 1. Ilustrasi *Laminated Composite* dengan Jarak Z terhadap *Reference Plane*.



Gambar 3. Ilustrasi *Bending Moment* \hat{M} dan *Axial Force* \hat{N} beserta Sumbu Koordinat Lokal $\xi - \eta - \zeta$ *Laminated Composite Box-Beam*.



Gambar 2. *Schematic Diagram* dari *Laminated Composite Box-Beam*. Garis Putus-Putus Menunjukkan *Neutral Axis* dari Masing-Masing Komponen *Flange* dan *Web*.

dapat memperoleh nilai defleksi dan distribusi tegangan pada balok komposit dan juga bagaimana pengaruh perbedaan properti material dan arah orientasi serat terhadap nilai defleksi dan tegangan dari struktur *spar* turbin angin.

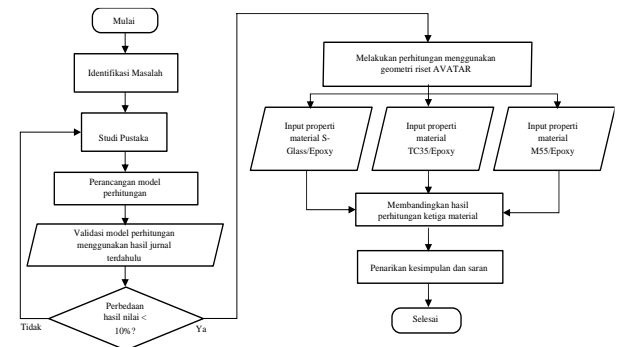
Tujuan dan manfaat dari penelitian ini yaitu sebagai berikut: untuk mendapatkan model matematis dengan pendekatan analitik dalam perhitungan nilai defleksi dan distribusi tegangan pada *spar* turbin angin dengan model geometri *box-beam* yang menggunakan material komposit. Untuk mengetahui pengaruh perbedaan properti material terhadap nilai defleksi dan distribusi tegangan pada *spar* turbin angin dengan model geometri *box-beam*. Untuk mengetahui pengaruh orientasi arah serat terhadap besar defleksi dan distribusi tegangan pada *spar* turbin angin dengan model geometri *box-beam*.

Hasil penelitian ini diharapkan dapat memberikan perbandingan analisa pada *laminated composite box-beam*. Permodelan matematis dalam menganalisa defleksi dan distribusi tegangan pada geometri balok dapat digunakan sebagai metode alternatif yang lebih sederhana dalam menganalisa kekuatan struktur *spar* turbin angin. Model ini diharapkan dapat mempermudah peneliti dalam memperoleh data yang mereka butuhkan di penelitian masa depan.

II. TINJAUAN PUSTAKA

A. Material Komposit

Material komposit adalah material yang terdiri dari dua material atau lebih yang bertujuan untuk mencapai karakteristik material yang berbeda dari material penyusunnya [6]. Komponen dari material komposit terdiri dari material penguat atau *reinforcements* dan material pengikat atau matriks. Dalam menganalisa material komposit, ada beberapa tingkatan peninjauan, mulai dari mikromekanik, makromekanik dan struktural. Hubungan antara gaya eksternal dan deformasi dari *composite laminates* dapat dianalisa menggunakan *Classical Laminate Theory*



Gambar 4. *Flow Chart* Penelitian.

(CLT) [7]. Pada CLT, analisa dilakukan dengan mengadopsi hipotesis *Kirchoff* ABD matriks merepresentasikan *stiffness* matriks dari *composite laminate*. Dalam menggunakan CLT, diperlukan analisa terhadap nilai-nilai *engineering constants* dari material komposit. Lalu nilai tersebut dapat digunakan untuk mencari *Reduced Stiffness matrix* (Q) menggunakan persamaan dari literatur P. Suwarta, dkk sebagai berikut [8]:

$$[Q] = \begin{bmatrix} \left(\frac{E_{11}^2}{E_{11}-v_{12}^2 E_{22}} \right) & \left(\frac{v_{12} E_{11} E_{22}}{E_{11}-v_{12}^2 E_{22}} \right) & 0 \\ \left(\frac{v_{12} E_{11} E_{22}}{E_{11}-v_{12}^2 E_{22}} \right) & \left(\frac{E_{11} E_{22}}{E_{11}-v_{12}^2 E_{22}} \right) & 0 \\ 0 & 0 & (G_{12}) \end{bmatrix} \quad (1)$$

Ketika *ply angle* dari lamina tidak sama dengan nol derajat, maka nilai Q mengalami perubahan kekakuan. Untuk menghitung nilai perubahan kekakuan tersebut, digunakan persamaan *transformed reduced stiffness* (\bar{Q}) seperti dibawah berikut:

$$[\bar{Q}] = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Dimana:

$$\bar{Q}_{11} = c^4 Q_{11} + s^4 Q_{22} + 2c^2 s^2 (Q_{12} + 2Q_{66}) \quad (3)$$

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

$$\bar{Q}_{12} = c^2 s^2 (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) + (c^4 + s^4) Q_{12} \quad (5)$$

$$\bar{Q}_{66} = c^2 s^2 (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12}) + (c^2 - s^2)^2 Q_{66} \quad (6)$$

$$\bar{Q}_{16} = cs (c^2 Q_{11} - s^2 Q_{22} - (c^2 - s^2) (Q_{12} + 2Q_{66})) \quad (7)$$

$$c = \cos \theta \text{ dan } s = \sin \theta \quad (8)$$

$$\bar{Q}_{26} = cs (s^2 Q_{11} - c^2 Q_{22} + (c^2 - s^2) (Q_{12} + 2Q_{66})) \quad (9)$$

Dengan mengasumsikan nilai \bar{Q} adalah konstan pada tiap lamina, maka $[A]$, $[B]$ dan $[D]$ matriks dapat dihitung dengan

mengintegrasikan nilai \bar{Q} terhadap ketebalan masing-masing *ply* sehingga membentuk persamaan berikut:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^K (\bar{Q}_{ij}) k (z_k - z_{k-1}) \quad (10)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^K (\bar{Q}_{ij}) k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (11)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^K (\bar{Q}_{ij}) k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (12)$$

Dimana K adalah jumlah total *plies* pada *laminat*, z_k, z_{k-1} adalah jarak dari reference plane ke dua permukaan *ply* yang dituju, dan $(\bar{Q}_{ij})_k$ adalah elemen dari stiffness matrix dari *ply* yang dituju. Ekspresi gaya dan *in-plane moment* adalah:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_x^o \\ \epsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \\ \kappa_x \\ \kappa_y \end{Bmatrix} \quad (13)$$

Dimana:

1. [A] adalah *extensional stiffness matrix*.
2. [B] adalah *bending-extension coupling stiffness matrix*.
3. [D] adalah *bending stiffness matrix*.

Pada *symmetrical laminate*, *ply* yang terletak pada posisi -z identik dengan *ply* yang terletak pada posisi +z, sehingga nilai *stiffness matrix* \bar{Q} pada kedua *ply* sama. hal itu membuat tidak adanya *in-plane-out-of-plane coupling*, yang mana nilai matriks [B] menjadi 0. Untuk *symmetrical laminate*, secara umum *compliance matrix* diekspresikan sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{16} \\ a_{12} & a_{22} & a_{26} \\ a_{16} & a_{26} & a_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix}^{-1} \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{16} \\ d_{12} & d_{22} & d_{26} \\ d_{16} & d_{26} & d_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix}^{-1} \quad (15)$$

B. Laminated Composite Box-Beam

Ilustrasi *laminated composite* dapat dilihat pada Gambar 1. Pada studi ini, *spar caps* dimodelkan sebagai empat balok komposit yang disatukan sehingga membentuk *laminated composite box-beam* seperti pada Gambar 2. *Laminated composite box-beam* terbagi menjadi 2 bagian, yaitu bagian *flange* dan *web*. *Flange* (f) merupakan bagian balok *beam* di sisi atas dan bawah, sedangkan *web* (w) adalah bagian balok *beam* yang terletak diantara kedua *flange* atas dan bawah tersebut. Analisa properti dilakukan pada masing-masing segmen balok, menggunakan *neutral axis* independen. Dengan asumsi bahwa *layup* tiap segmen adalah ortotropik dan *symmetrical*, persamaan *axial stiffness* EA dan *bending stiffness* EI untuk *laminated composite box-beam* berdasarkan buku oleh L.P. Kollar adalah sebagai berikut [9]:

$$\widehat{EA} = \frac{2b_f}{(a_{11})_f} + \frac{2b_w}{(a_{11})_w} \quad (16)$$

$$\widehat{EI}_{yy} = \frac{b_f}{(a_{11})_f} \frac{d^2}{2} + \frac{2b_f}{(d_{11})_f} + \frac{2b_w^3}{12(a_{11})_w} \quad (17)$$

$$\widehat{EI}_{zz} = \frac{b_w}{(a_{11})_w} \frac{d_f^2}{2} + \frac{2b_w}{(d_{11})_w} + \frac{2b_f^3}{12(a_{11})_f} \quad (18)$$

Hubungan defleksi dan momen pada *beam* dapat diekspresikan sebagai berikut:

$$\frac{d^2 w^B}{dx^2} = - \frac{\widehat{M}_y}{\widehat{EI}_{yy}} \quad (19)$$

Adapun hubungan *pure bending moment* \widehat{M}_y terhadap *bending stiffness* \widehat{EI}_{yy} beserta *strain* dan kurvatur pada *beam* dengan beban transversal adalah sebagai berikut:

$$\epsilon_x^o = \frac{\widehat{N}}{\widehat{EA}} ; \frac{1}{\rho_y} = \frac{\widehat{M}_{yy}}{\widehat{EI}_{yy}} ; \frac{1}{\rho_z} = 0 \quad (20)$$

$$\epsilon_\xi^o = \epsilon_x^o + z \frac{1}{\rho_y} ; \kappa_\xi = \frac{1}{\rho_y} \cos \alpha \quad (21)$$

Untuk kasus *symmetrical laminate*, nilai $N_\eta = N_{\xi\eta} = M_\eta = 0$, sehingga regangan ϵ_ξ dan kurvatur κ_ξ pada masing-masing *flange* atau *web* dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_\xi \\ \epsilon_\eta \\ \gamma_{\xi\eta} \\ \kappa_\xi \\ \kappa_\eta \\ \kappa_{\xi\eta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \beta_{11} & \beta_{16} \\ \alpha_{12} & \beta_{21} & \beta_{26} \\ \alpha_{16} & \beta_{61} & \beta_{66} \\ \beta_{11} & \delta_{11} & \delta_{16} \\ \beta_{12} & \delta_{12} & \delta_{26} \\ \beta_{16} & \delta_{16} & \delta_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} N_\xi \\ M_\xi \\ M_{\xi\eta} \end{Bmatrix} \quad (22)$$

Dimana:

$$N_\xi = \frac{1}{\rho_y} z \frac{1}{\alpha_{11}} + \frac{1}{\rho_z} y \frac{1}{\alpha_{11}} + \frac{\widehat{N}}{\widehat{EA}} \frac{1}{\alpha_{11}} \quad (23)$$

$$M_\xi = \frac{1}{\rho_y} \cos \alpha \frac{1}{d_{11}} - \frac{1}{\rho_z} \sin \alpha \frac{1}{d_{11}} \quad (24)$$

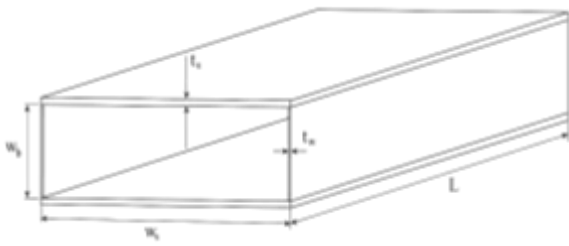
Dimana α adalah sudut antara sumbu η dan sumbu y . Lihat Gambar 3 untuk ilustrasi *bending moment*, adapun hubungan tegangan dan regangan yang bekerja pada *flange* atau *web* adalah sebagai berikut:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_\xi \\ \sigma_\eta \\ \sigma_{\xi\eta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_\xi \\ \epsilon_\eta \\ \gamma_{\xi\eta} \end{Bmatrix} \quad (25)$$

III. METODOLOGI PENELITIAN

A. Flowchart Penelitian

Penelitian diawali dengan melakukan studi pustaka mengenai fenomena defleksi dan tegangan pada *composite beam*, termasuk dari teori terkait material, metode untuk menghitung deformasi dan tegangan yang dialami, serta studi lainnya yang dapat menunjang pengerjaan penelitian ini. Hasil studi literatur akan ditelaah dan dilanjutkan dengan membuat permodelan matematis di MATLAB berdasarkan studi tersebut. Model yang dibuat bertujuan untuk menganalisa dan menghitung fenomena defleksi dari sudu turbin angin berbahan komposit. Untuk mewujudkan model ini, maka struktur *spar* dimodelkan sebagai *cantilever box-beam* dengan geometri yang ditentukan berdasarkan panduan Innwind. *Beam* tersebut akan dianalisa menggunakan



Gambar 5. Ilustrasi Sudu Turbin Angin AVATAR (Disederhanakan dalam Bentuk *Cantilever Beam* dengan Struktur *Box-Beam*).

Tabel 1.

Dimensi Komponen Spar Turbin Angin AVATAR Dengan Struktur *Box-Beam*.

Komponen	Lebar (W), m	Tebal (ts,tw),m	Panjang (L),m
Spar Caps / Flange	0.8	0.06	102.88
Shear Web	0.567	0.04	102.88

software MATLAB. Hasil permodelan pun kemudian akan melalui tahap validasi untuk memeriksa keakuratan dari model. Validasi model matematis dilakukan dengan cara membandingkan hasil dari model dengan hasil penelitian terdahulu. Jika model memberikan hasil yang baik, maka model yang telah tervalidasi akan diuji coba ke dalam studi kasus turbin angin AVATAR, dimana dimensi dan gaya pembebanan yang digunakan diperoleh melalui innwind, dan studi kasus akan dianalisa menggunakan tiga material yang diperoleh dari penelitian P.Suwarda, dkk yaitu S-glass/Epoxy, TC35/Epoxy, dan M55/Epoxy [8]. *Flow chart* dapat dilihat pada Gambar 4.

B. Batasan Masalah

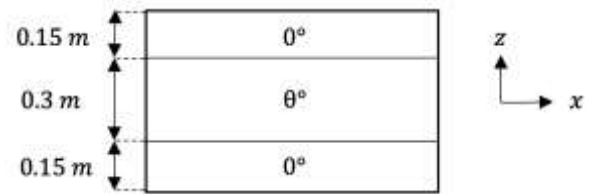
Agar penelitian dapat memberikan hasil yang diinginkan, maka ditetapkan beberapa batasan masalah sebagai berikut:

1. Spar pada turbin angin dimodelkan sebagai *cantilever beam* dengan geometri *box-beam*.
2. Dimensi beam disesuaikan dengan turbin angin riset Avatar.
3. Material yang digunakan yaitu TC35/Epoxy, M55/Epoxy dan S-Glass/Epoxy.
4. Defleksi pada beam masih berada dalam kondisi elastis.
5. Pengaruh temperatur dan kelembapan udara terhadap material komposit diabaikan.
6. Distribusi serat dianggap merata.
7. Susunan laminate simetris, bersifat *transversely isotropic* dan *quasi-homogenous*.
8. Efek dari *shear lag* diabaikan.
9. Analisis hanya mempertimbangkan komponen pembebanan axial.

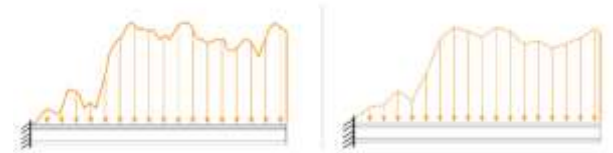
C. Permodelan Spar

Pada penelitian ini, *spar* turbin angin dimodelkan sebagai sebuah *cantilever beam* yang dimensinya menyesuaikan dengan riset model sudu turbin angin AVATAR_r0_PoliMI. Peneliti menggunakan struktur *box beam* yang terdiri atas dua *flange*, di bagian atas dan bawah, serta dua *shear web* di bagian kiri dan kanan sebagai model.

Permodelan pada variasi arah orientasi *ply* dilakukan pada bagian *flange* saja. Pada bagian *web*, arah orientasi *ply* adalah $\theta = 0^\circ$ terhadap sumbu-x. Adapun *layup* yang digunakan pada *flange* adalah $[0_n/\theta_n/0_n]$ dengan nilai n adalah jumlah



Gambar 6. Ilustrasi Model pada Bagian *Flange* dengan *Layup* $[0_n/\theta_n/0_n]$.



Gambar 7. Ilustrasi Distribusi Pembebanan *Non-Uniform* (kiri) dan Diskritisasi Pembebanan *Non-Uniform* dengan Pendekatan *Trapezoidal Rule* (kanan).

ply, yaitu ketebalan pada dibagi dengan ketebalan lamina untuk tiap material. Variasi nilai θ yang digunakan pada penelitian ini adalah 0° sampai dengan 45° dengan interval 5° . Adapun sumbu rotasi θ adalah sumbu-z. Lihat Gambar 5 untuk ilustrasi sudu turbin dan Gambar 6 untuk model bagian *flange*. Tabel 1 adalah penjelasan dimensi komponen *spar*.

D. Permodelan Matematis

Permodelan analitis pada studi ini dilakukan dengan menggunakan *Euler-Bernoulli Beam Theory*. Dengan mengetahui persamaan distribusi beban yang bekerja, maka nilai defleksi akibat *bending* didapat dengan mengintegrasikan persamaan *equilibrium* sebanyak empat kali. Namun pada penelitian ini, data nilai distribusi *load* yang diterima pada sudu turbin dalam bentuk data diskrit, sehingga untuk mengintegrasikan model matematika yang ada, perlu dilakukan pendekatan dengan metode integrasi numerik. Hasil yang didapat akan menjadi nilai estimasi dari besar defleksi yang dialami. Adapun rumus *trapezoidal rule* dapat ditulis sebagai berikut:

$$I = \frac{b-a}{n} [f(x_0) + 2 \sum_{i=1}^{n-1} f(x_i) + f(x_n)] \quad (26)$$

Pada rumus ini, $b - a$ menyatakan panjang dari sudu turbin angin dan n menyatakan jumlah interval dari seluruh titik yang diamati pada sudu turbin angin. Selain itu, nilai $f(x_0), f(x_1), f(x_2)$, dan seterusnya merupakan nilai pembebanan yang dialami oleh sudu turbin angin di titik x_0, x_1, x_2 , dan seterusnya hingga sepanjang sudu turbin angin. Perhatikan Gambar 7 tentang distribusi pembebanan.

Untuk mengetahui sifat material yang diuji secara mendalam, maka pada studi ini dilakukan pengamatan pada distribusi tegangan pada material. Titik yang diamati tegangannya adalah titik dimana momen maksimum bekerja ($x = 0$). Untuk menghindari kesalahan pembulatan angka pada program MATLAB, maka ketebalan tiap *ply* untuk semua material diasumsikan sama dengan total total jumlah *ply* yang sama.

E. Validasi Model Matematis

Model matematis yang telah dibuat akan diuji melalui proses validasi untuk memastikan model matematis sudah benar. Adapun model matematis yang akan divalidasi adalah hasil perhitungan defleksi dan tegangan. Berdasarkan persamaan tegangan, hasil nilai tegangan yang bekerja dapat

Tabel 2.
Dimensi Komponen Spar Turbin Angin AVATAR Dengan Struktur *Box-Beam*.

Radius (m)	F_{spar} (N/m)
10.29	97.778
15.44	125.534
20.58	132.354
25.73	173.552
30.04	273.045
36.02	485.287
45.36	785.253
50.93	986.436
61.74	1403.225
69.54	1762.941
82.32	2377.229
90.30	2801.068
97.76	3091.579
101.42	3183.660
102.88	2909.641

Tabel 3.
Properti material dari S-Glass/Epoksi, TC35/Epoksi, dan M55/Epoksi

Material	E1 (Gpa)	E2 (Gpa)	E3 (Gpa)	ν_{12}	Tebal Ply (m)
S-Glass/Epoksi	45.7	10.3	10.3	0.30	0.000155
TC35/Epoksi	114.3	11	11	0.30	0.000027
M55/Epoksi	280	6.3	6.3	0.31	0.00003

Tabel 4.
Perbandingan Nilai Hasil Penelitian Terdahulu Terhadap Hasil Model Matematis.

Variabel	Present	Hasil Referensi	Difference (%)
w	0,1570 cm	0,1590 cm	1.26
ϵ_x	$0,1362 \times 10^{-3}$	$0,1360 \times 10^{-3}$	0.15
w	1,279 mm	1,280 mm	0.08
σ_x	101,550 MPa	101,605 MPa	0.05
w	5,435 mm	5,440 mm	0.09
ϵ_x	$0,3378 \times 10^{-5}$	$0,3378 \times 10^{-5}$	0

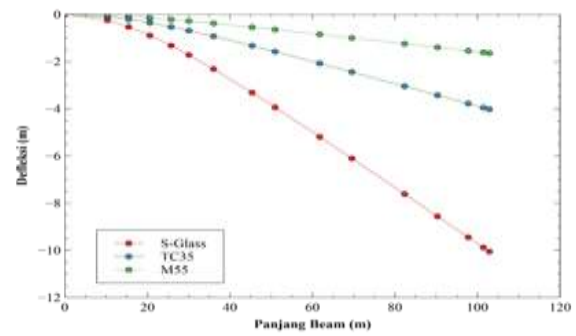
divalidasi dengan hasil nilai regangan. Jurnal referensi yang digunakan adalah penelitian oleh Ali dkk, Bank & Bednarczyk, Ormondroyd dkk, dan Kollar dkk [10-13]. Validasi dilakukan dengan cara menginput data properti material, dimensi struktur spar sudu turbin angin, dan pembebanan sesuai dengan data di referensi, kemudian membandingkan hasil yang diperoleh dari model dengan hasil yang diperoleh dari penelitian referensi tersebut. Model dinyatakan lulus tahap validasi ini jika *error* atau perbedaan nilai yang terjadi antara hasil dari model dengan hasil dari penelitian tidak melebihi 10%. Persentase ini ditentukan setelah mempertimbangkan kemungkinan perhitungan nilai yang tidak akurat dari penelitian yang dilakukan terdahulu.

F. Studi Kasus AVATAR

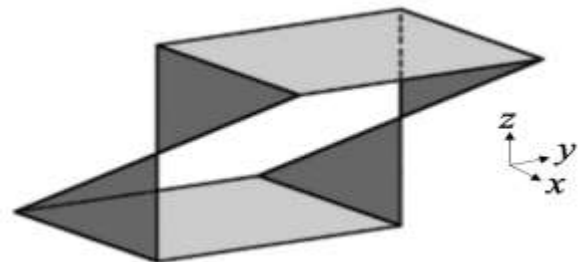
Data pembebanan pada data AVATAR disesuaikan dengan beban yang diterima oleh bagian spar turbin, dimana pembebanan yang diterima oleh spar adalah pada permukaan flange. Lihat Tabel 2 untuk dimensi komponennya. Dengan mengasumsikan bahwa pembebanan yang diterima oleh permukaan blade disepanjang chord adalah uniform serta stiffness spar dan airfoil adalah sama, maka load spesifik dihitung dengan persamaan berikut:

$$P_{spar} = P_{airfoil} \tag{27}$$

$$\frac{F_{spar}}{w_{spar}} = \frac{F_{blade}}{w_{chord}} \tag{28}$$



Gambar 8. Grafik Defleksi disepanjang Beam pada Material S-Glass/Epoksi, TC35/Epoksi, dan M55/Epoksi.



Gambar 9. Ilustrasi Profil Tegangan pada Struktur Box Beam pada Sistem Koordinat x-y-z.

$$F_{spar} = \frac{F_{blade}}{w_{chord}} \times w_{spar} \tag{29}$$

Sehingga diperoleh nilai pembebanan spesifik pada spar seperti yang ditunjukkan pada Tabel 2.

Model akan menguji coba pembebanan yang terjadi terhadap tiga tipe material yang berbeda, yaitu S-glass/Epoksi, TC35/Epoksi, dan M55/Epoksi [8]. Properti material dapat dilihat pada Tabel 3.

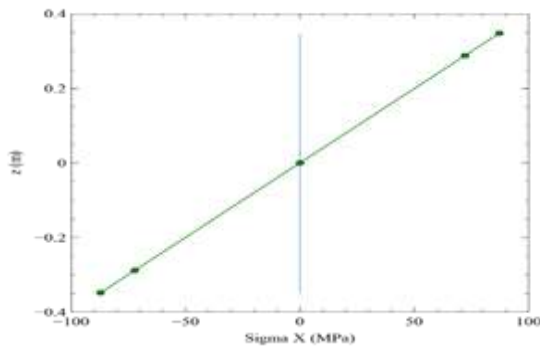
IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Hasil Validasi Model Matematis

Validasi dilakukan dengan membandingkan hasil dari penelitian terdahulu dengan hasil dari model matematis yang sudah dirancang. Perbedaan hasil sudah cukup kecil, dengan perbedaan terbesar hanya sebesar 1,26%. Sehingga dapat disimpulkan bahwa permodelan matematis yang sudah dirancang sudah cukup akurat dan dapat digunakan untuk kasus AVATAR. Lihat Tabel 4.

B. Defleksi Pada Studi Kasus AVATAR

Hasil perhitungan memberikan nilai defleksi box spar pada orientasi ply 0° ketika menggunakan material S-Glass/Epoksi, TC35/Epoksi, dan M55/Epoksi yaitu sebesar 10.057 m, 4.021m, dan 1.641 m secara berurutan. Dapat diperhatikan bahwa nilai defleksi terbesar terjadi ketika menggunakan material S-Glass/Epoksi, yang memberikan perbedaan sebesar 6x daripada material M55/Epoksi dan 2.5x lebih besar daripada TC35/Epoksi. Sehingga, berdasarkan data, dapat disimpulkan bahwa material M55/Epoksi merupakan material yang paling kuat di antara ketiga material pilihan ketika digunakan untuk konstruksi box spar komposit yang disusun secara unidirectional, lihat Gambar 8 untuk grafik defleksi.



Gambar 10. Grafik Distribusi Tegangan dengan Material S-Glass/Epoxy, TC35/Epoxy, dan M55/Epoxy dengan Nilai yang Identik Menggunakan Orientasi *ply* 0° pada Keseluruhan *Cross-Section Beam* pada $x=0$.

Tabel 5. Susunan *Lay-Up* Untuk Tiap Material.

Material	Susunan <i>lay-up</i>
S-Glass/Epoxy	[0 ₉₇ /θ ₁₉₄ /0 ₉₇]
TC35/Epoxy	[0 ₅₅₆ /θ ₁₁₁₂ /0 ₅₅₆]
M55/Epoxy	[0 ₅₀₀ /θ ₁₀₀₀ /0 ₅₀₀]

Tabel 6. Hasil Analisa Variasi θ Terhadap Nilai Defleksi Maksimum

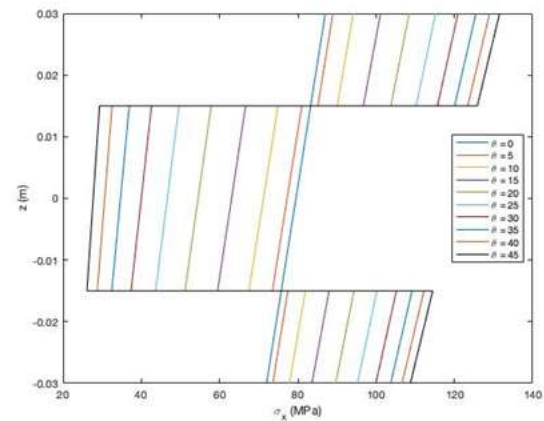
θ°	Defleksi Maksimum (m)		
	S-Glass/Epoxy	TC35/Epoxy	M55/Epoxy
0	-10.057	-4.021	-1.642
5	-10.291	-4.186	-1.851
10	-10.918	-4.594	-2.208
15	-11.760	-5.078	-2.469
20	-12.644	-5.519	-2.629
25	-13.452	-5.874	-2.724
30	-14.131	-6.144	-2.783
35	-14.667	-6.341	-2.821
40	-15.068	-6.482	-2.846
45	-15.348	-6.579	-2.862

Tabel 7. Hasil Analisa Variasi θ Terhadap Nilai Tegangan Maksimum

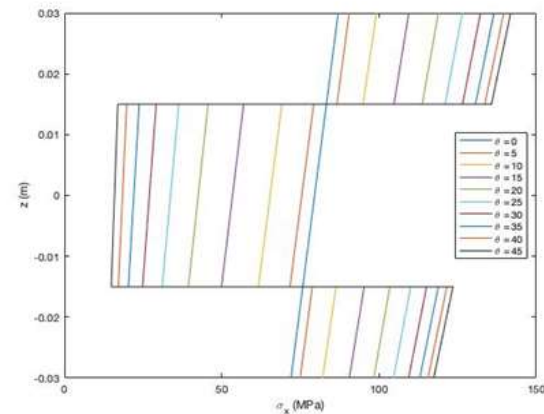
θ°	Tegangan Maksimum (MPa)		
	S-Glass/Epoxy	TC35/Epoxy	M55/Epoxy
0	87.027	87.027	87.027
5	88.962	90.527	98.061
10	94.142	99.189	116.904
15	101.123	109.468	130.710
20	108.466	118.863	139.116
25	115.215	126.458	144.179
30	120.930	132.248	147.326
35	125.507	136.533	149.352
40	129.011	139.645	150.693
45	131.565	141.861	151.593
15	-11.760	-5.078	-2.469
20	-12.644	-5.519	-2.629
25	-13.452	-5.874	-2.724
30	-14.131	-6.144	-2.783
35	-14.667	-6.341	-2.821
40	-15.068	-6.482	-2.846
45	-15.348	-6.579	-2.862

C. Tegangan Pada Studi Kasus AVATAR

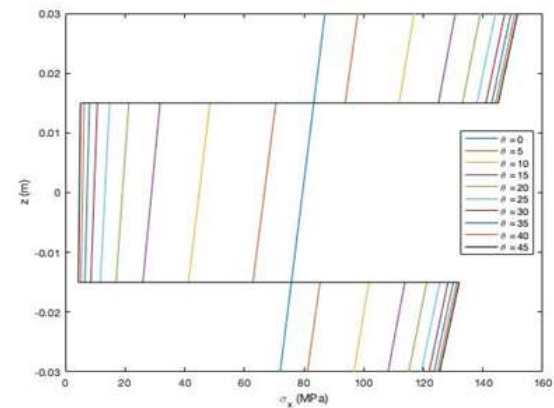
Peristiwa defleksi yang terjadi pada *box spar* tidak lepas dari pengaruh tegangan yang terjadi pada tiap lembar lamina yang menyusunnya. Nilai tegangan yang dianalisa adalah nilai tegangan pada titik momen maksimum bekerja ($x = 0$) dengan orientasi *ply* 0°. Gambar 9 adalah ilustrasi profil tegangan. Hasil simulasi tiap material dapat digambarkan menjadi sebuah diagram seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 10. Nilai tegangan pada orientasi *ply* 0° untuk ketiga material identik. Dapat dilihat bahwa ketiga material



Gambar 11. Distribusi Tegangan pada *Flange* Atas terhadap Arah Ketebalan *Flange* pada $\theta = 0^\circ - 45^\circ$ dengan Interval 5° untuk Material S-Glass/Epoxy.

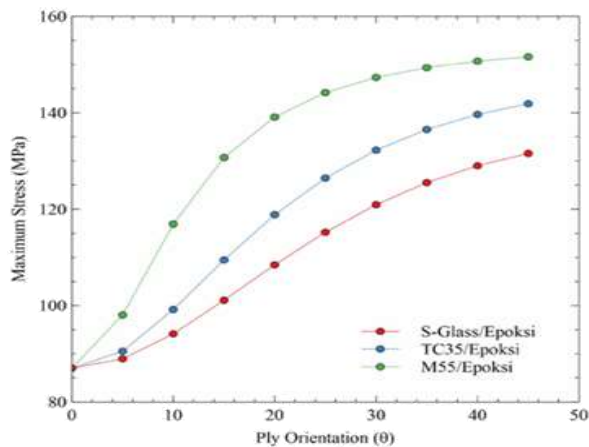


Gambar 12. Tegangan pada *Flange* Atas terhadap Arah Ketebalan *Flange* pada $\theta = 0^\circ - 45^\circ$ dengan Interval 5° untuk Material TC35/Epoxy.



Gambar 13. Tegangan pada *Flange* Atas terhadap Arah Ketebalan *Flange* pada $\theta = 0^\circ - 45^\circ$ dengan Interval 5° untuk Material M55/Epoxy.

menunjukkan nilai tegangan yang sama. Setengah *beam* bagian bawah mengalami tegangan ke arah negatif (*compression*) sedangkan pada setengah bagian atas *beam* mengalami tegangan ke arah positif (*tension*). Tegangan paling besar dialami pada *ply* bagian terluar dari tiap susunan material. Tegangan maksimum yang bekerja pada tiap material memiliki nilai yang sama, yaitu sebesar 87,027 MPa. Hal ini terjadi karena pembebanan yang diberikan pada ketiga material sama. Dengan pembebanan yang sama, maka tegangan yang ditimbulkan memiliki nilai yang sama. Namun besar regangan yang terjadi untuk tiap material berbeda. Secara matematis, walaupun nilai regangan pada tiap material



Gambar 14. Nilai Tegangan Maksimum pada *Flange* Atas pada Tiap Variasi θ° untuk Material S-Glass/Epoxy, TC35/Epoxy dan M55/Epoxy.

berbeda, ketika nilai tersebut dikalikan dengan *stiffness* masing-masing material, maka akan mendapatkan nilai tegangan yang sama.

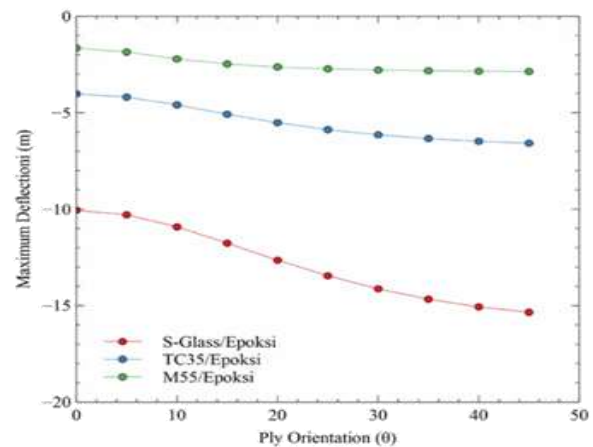
D. Pengaruh Orientasi Ply Terhadap Defleksi dan Tegangan Maksimum pada Box Spar

Analisa terhadap arah orientasi *ply* telah dilakukan. Analisa dilakukan dengan memberi variasi sudut pada spar bagian *flange* atas dan bawah. Orientasi *ply* pada bagian *web* adalah tetap dengan arah 0° . Untuk menghindari *error* dari pembulatan angka, pada model matematis diasumsikan bahwa total ketebalan pada tiap material sama seperti yang tertera pada Gambar 6. Susunan *ply* ekuivalen dapat dihitung dengan membagi total ketebalan dengan ketebalan *ply* untuk tiap material. Dengan adanya pembulatan, maka *layup sequence* pada *flange* untuk tiap material adalah pada Tabel 5.

Variasi diberikan pada nilai θ dengan interval 5° dari $\theta = 0^\circ$ hingga $\theta = 45^\circ$, sehingga diperoleh hasil seperti pada Tabel 6 dan Tabel 7.

Hasil distribusi tegangan pada *flange* atas terhadap arah ketebalan *lay-up* untuk material S-Glass/Epoxy, TC35/Epoxy dan M55/Epoxy pada seluruh variasi θ secara berurutan ditunjukkan pada Gambar 11, Gambar 12 dan Gambar 13. Nilai tegangan yang ditinjau adalah nilai tegangan dimana momen maksimum bekerja ($x = 0$). Pada $\theta = 45^\circ$, nilai distribusi tegangan merupakan yang tertinggi dibanding variasi lainnya. Untuk ketiga material diperoleh nilai tegangan maksimum sebesar 131,565 MPa pada S-Glass/Epoxy, 141,861 Mpa pada TC35/Epoxy dan 151,593 MPa pada M55/Epoxy. Rasio besar tegangan yang diterima pada *ply* yang divariasikan terhadap tegangan maksimum yang diterima oleh *ply* $\theta = 0^\circ$ meningkat dengan bertambahnya nilai θ . Begitu juga pada tegangan maksimum, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 14, tren nilai distribusi tegangan maksimum terhadap variasi θ dari 0° menuju 45° selalu mengalami kenaikan. Adapun pengaruh nilai θ terhadap nilai defleksi maksimum memiliki tren yang meningkat seiring bertambahnya nilai θ pada ketiga material seperti yang ditunjukkan pada Gambar 15.

Sesuai dengan teori yang digunakan, dengan mengubah arah orientasi dari *ply* akan mengakibatkan perubahan pada *reduced stiffness* (Q). *Reduced stiffness* akan menurun seiring bertambahnya θ , sehingga nilai *extensional stiffness*



Gambar 15. Distribusi Tegangan pada *Flange* Atas terhadap Arah Ketebalan *Flange* pada $\theta = 0^\circ - 45^\circ$ dengan Interval 5° untuk Material TC35/Epoxy.

dan *bending stiffness* pun menurun. Hal ini akan mengakibatkan terjadinya peningkatan nilai defleksi, sehingga nilai kurvatur akan meningkat. Akibatnya, regangan yang terjadi pada struktur mengalami semakin membesar, sehingga tegangan yang diterima tiap *ply* pun akan membesar.

V. KESIMPULAN/RINGKASAN

Dari penelitian ini, dapat diperoleh beberapa kesimpulan sebagai berikut: (1) Model matematis untuk kasus *laminated composite box-beam* yang sudah dirancang mendapatkan hasil yang sudah layak digunakan. Hal tersebut ditunjukkan pada hasil yang diperoleh pada proses validasi. Perbedaan nilai terkecil yang diperoleh adalah 0% dan yang terbesar adalah 1,26%. (2) Simulasi defleksi pada *spar* turbin angin AVATAR yang dimodelkan ke dalam bentuk *Box-Beam* dengan material S-Glass/Epoxy, TC35/Epoxy, dan M55/Epoxy secara berurutan memberikan nilai defleksi maksimal sebesar 10.057 m, 4.021 m, dan 1.641 m. Diambil kesimpulan bahwa material M55/Epoxy memiliki performa yang lebih baik dalam menahan pembebanan yang diberikan di antara material lainnya. Hal itu disebabkan oleh nilai $E1$ pada material M55/Epoxy memiliki nilai yang paling besar diantara material lainnya. Semakin besar nilai $E1$ maka nilai defleksi akan semakin kecil. Hal ini juga mempengaruhi nilai tegangan yang diterima. Dengan defleksi yang lebih kecil, perbedaan nilai tegangan M55/Epoxy terhadap S-Glass/Epoxy dan TC35/Epoxy memiliki nilai yang tidak beda jauh walaupun defleksi yang terkecil dialami pada M55/Epoxy. (3) Perubahan orientasi *ply* pada $\theta = 0^\circ - 45^\circ$ terhadap nilai defleksi memiliki hubungan berbanding lurus. Semakin besar nilai θ maka nilai defleksi akan semakin membesar juga. Begitu juga terhadap nilai tegangan maksimum yang terjadi. Sehingga dengan meningkatnya nilai θ menuju 45° akan menimbulkan tegangan maksimum yang lebih besar.

Beberapa saran yang dapat diberikan untuk pengembangan penelitian selanjutnya adalah sebagai berikut: (1) Perhitungan ini dilakukan dengan mengabaikan efek deformasi akibat tegangan geser, sehingga perlu dilakukan pertimbangan tambahan terhadap hal tersebut untuk mendapat hasil yang lebih baik lagi. (2) Nilai tegangan maksimum yang bekerja pada *ply* hanya memberikan nilai akibat regangan tanpa

adanya pertimbangan terhadap temperatur dan kelembapan udara. Penambahan pertimbangan hal tersebut diharapkan akan mendapatkan hasil yang lebih baik.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] M. M. Shokrieh and R. Rafiee, "Simulation of fatigue failure in a full composite wind turbine blade," *Compos. Struct.*, vol. 74, no. 3, pp. 332–342, 2006, doi: 10.1016/j.compstruct.2005.04.027.
- [2] J. M. Pinar Pérez, F. P. García Márquez, A. Tobias, and M. Papaelias, "Wind turbine reliability analysis," *Renew. Sustain. Energy Rev.*, vol. 23, pp. 463–472, 2013, doi: 10.1016/j.rser.2013.03.018.
- [3] J. F. Jensen, J. P. Schultz, C. Berggreen, and K. Branner, "Application of load carrying sandwich elements in large wind turbine blades," in *Sandwich Structures 7: Advancing with Sandwich Structures and Materials*, 2005, pp. 947–956. doi: 10.1007/1-4020-3848-8_95.
- [4] F. Spinato, P. J. Tavner, G. J. W. van Bussel, and E. Koutoulakos, "Reliability of wind turbine subassemblies," *IET Renew. Power Gener.*, vol. 3, no. 4, p. 387, 2009, doi: 10.1049/iet-rpg.2008.0060.
- [5] R. McKenna, P. Ostman v.d. Leye, and W. Fichtner, "Key challenges and prospects for large wind turbines," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 53, pp. 1212–1221, 2016, doi: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.09.080>.
- [6] S. Mazumdar, *Composites Manufacturing: Materials, Product, and Process Engineering*, Boca Raton: CRC Press, 2001, doi: 10.1201/9781420041989.
- [7] I. M. Daniel and O. Ishai, *Engineering Mechanics of Composite Materials*, New York: Oxford University Press, 2006, ISBN: 978-0-19-515097-1.
- [8] P. Suwarta, M. Fotouhi, G. Czeł, M. Longana, and M. R. Wisnom, "Fatigue behaviour of pseudo-ductile unidirectional thin-ply carbon/epoxy-glass/epoxy hybrid composites," *Compos. Struct.*, vol. 224, p. 110996, 2019, doi: 10.1016/j.compstruct.2019.110996.
- [9] L. P. Kollar and G. S. Springer, *Mechanics of Composite Structures*, New York: Cambridge University Press, 2003, ISBN: 978-0-511-05703-8.
- [10] E. O. Ali, H. A. Elghazaly, M. S. Gomaa, and M. A. E. Amin, "Structural analysis of composite laminated box-beams under various types of loading," *Int. J. Eng. Res.*, vol. 3, no. 10, p. 10, 2014, ISSN: 2278-0181.
- [11] L. C. Bank and P. J. Bednarczyk, "A beam theory for thin-walled composite beams," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 32, no. 4, pp. 265–277, 1988, doi: 10.1016/0266-3538(88)90065-6.
- [12] G. A. Ormondroyd, P. Mahajan, R. T. D. Prabhakaran, and M. Gupta, "Modelling and simulation of natural fibre/epoxy composites - prediction of stress state and deformations," *Int. J. Mater. Eng. Innov.*, vol. 10, no. 2, p. 114, 2019, doi: 10.1504/IJMATEI.2019.10021337.
- [13] L. P. Kollar and A. Pluzsik, "Analysis of thin-walled composite beams with arbitrary layup," *J. Reinf. Plast. Compos.*, vol. 21, no. 16, pp. 1423–1465, 2002, doi: 10.1177/0731684402021016928.