

## **Simulasi Numerik *Float* Pesawat Komuter Dengan Struktur *Carbon-Epoxy Composite* Ketika *Landing* Di Permukaan Air**

**Fahri Dwi Juniarsah\*, Sahril Afandi Sitompul, Endah Yuniarti**

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,  
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta

\*Corresponding Author: fahridj4@gmail.com

**Abstract** - *The Commuter aircraft can be modified into a seaplane by providing it with a floating device in the form of a float. The use of float is very advantageous because it does not change the configuration of the fuselage much, but the mass and design of the float must be adjusted so that the performance of the aircraft does not decrease. Impact between the water and the float structure can create critical bebens or even cause structural damage. The purpose of this research is optimizing the direction of the composite fiber by comparing the four arrangement of fiber directions by looking at the results of the Tsai-Hill failure criteria. In addition, the finite element method simulation is carried out in static simulation conditions to determine the response of the float structure with Carbon-epoxy material due to static bebaning based on variations in pressure bebens during landing and to determine the effect of composite thickness on pressure distribution. which is applied to the bottom surface of the float. From the analysis, it was found that the most optimal fiber direction was  $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2/-45^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s$  with a composite thickness of 2 mm. The biggest displacement is at the back of the float. In the condition of the pressure beban when  $V_{SO}$  the received stress is 202.422 MPa. The current received stress  $V_{REF}$  352,927 MPa. When the speed is 70 knots, the received stress is greater, namely 437.876 MPa with a Tsai-Hill value of 0.2622. This indicates that Carbon-epoxy is ideal for use as a float material because of its resistance to high stresses.*

**Keywords:** 19 Passenger Aircraft, Carbon-epoxy Composite, Finite Element Method, Impact, Tsai-Hill Failure Criteria.

## I. PENDAHULUAN

Indonesia sangat lekat dengan julukan negara maritim karena sebagian besar wilayahnya terdiri dari perairan dengan menyebarnya pulau-pulau di dalamnya. Salah satu upaya untuk menjangkau dari setiap titik di Indonesia yaitu dengan transportasi udara yang mana lebih cepat dan efektif. Selain itu karena negara yang memiliki perairan yang luas modifikasi mode transportasi udara dapat dikembangkan dengan membuat pesawat amfibi.

Pesawat amfibi memiliki potensi untuk berperan penting dalam pengangkutan penumpang dan kargo di industri penerbangan umum khususnya penerbangan jarak pendek. Pesawat amfibi merupakan pesawat yang memiliki kemampuan take off dan *landing* di air. Salah satu bagian unik dari pesawat amfibi adalah pelampung atau disebut juga *float*. Penggunaan *float* sangat menguntungkan untuk diterapkan pada pesawat karena tidak banyak merubah konfigurasi badan pesawat, namun massa dan desain bentuk *float* yang harus disesuaikan agar performa pesawat tidak berkurang. *Float* sebagai bagian yang pertama kali menyentuh permukaan air saat *landing* sehingga *float* harus mampu menopang pesawat dan dapat menerima beban dampak saat *landing*.

Tabrakan antara air dan struktur dasar *float* dapat menimbulkan beban kritis atau bahkan menyebabkan kerusakan struktur. Sehubungan dengan hal tersebut telah dilakukan studi bahwa *stress* pada *float* berkurang dengan bertambahnya ketebalan permukaan dan *stress* bertambah dengan bertambahnya kecepatan mendarat<sup>[1]</sup>. Hasil penelitian menunjukkan bahwa dengan ketebalan

3 mm, *float* dapat menerima beban dampak berdasarkan CASR 23.

Pada jurnal tersebut dilakukan simulasi dengan menggunakan material Aluminium seri 6061-T6 pada *float* [1]. Dewasa ini penggunaan material komposit dalam konstruksi struktur pesawat terbang telah meningkat pesat karena memiliki sifat properti terutama kuat dan ringan.

Pada penelitian ini akan dilakukan analisis dengan mengaplikasikan struktur komposit *Carbon-epoxy* dengan tipe T700GC/M21 pada *float* pesawat *commuter*. Simulasi dilakukan menggunakan metode elemen hingga dengan kondisi simulasi statik terhadap *float* untuk mengetahui kekuatan *float*. Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui arah serat komposit berapa yang optimal digunakan pada struktur *float*. Kemudian mengetahui respon struktur *float* akibat pembebanan statik berdasarkan variasi Simulasi variasi beban *pressure* dilakukan dengan mengubah parameter input yaitu kecepatan pendaratan dari 45, 50, 55, 60, 65, sampai dengan 70 Knot.

## II. METODE PENELITIAN

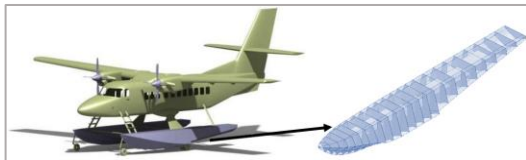
### 2.1 Spesifikasi *Float*

Pesawat *commuter* amfibi 19 penumpang adalah pesawat yang memiliki pelampung kembar atau *twin float*. *Float* yang akan digunakan merupakan modifikasi dari pelampung pesawat amfibi 19 penumpang seri pertama yang merupakan produk impor buatan perusahaan dari Amerika Serikat yang mengkhususkan diri dalam pembuatan pelampung untuk *floatplane* dan amfibi yaitu WIPAIRE Inc. Pelampung dari WIPAIRE Inc. terbuat dari bahan aluminium memiliki kemampuan dapat mengapung dengan beban maksimal 6.5 ton setiap sisi dan

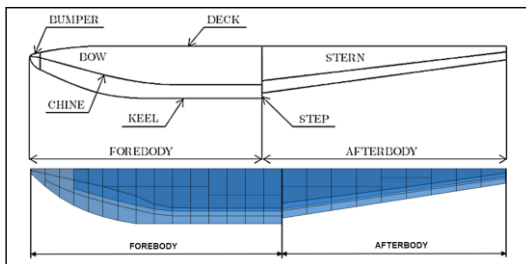
sudah digunakan oleh pesawat Twin Otter 300 series.

**Tabel 1. Float Dimension** [1]

Float	Dimension
Length	9900 mm
Height Hull	1140 mm
Width Hull	1535 mm
*Dead Rise	23° – 49°



**Gambar 2.1. Float Pesawat 19 Penumpang**



**Gambar 2.2 Bagian-bagian Float** [1]

## 2.2 Data Material Float

Pemilihan material yang akan digunakan dalam penelitian ini *Carbon-epoxy* T700GC/M21.

**Tabel 2. Mekanika properti dari Komposit Carbon-epoxy T700GC/M21** [2]

Properti	Simbol	Nilai	Satuan
Densitas	$\rho$	1.6E-09	ton/mm <sup>3</sup>
Modulus Tarik	E1	130000	Mpa
	E2	7700	Mpa
	E3	7700	Mpa
Modulus Geser	G23	3800	Mpa
	G12	4800	Mpa
	G13	4800	Mpa
Rasio Poisson	$\nu_{12}$	0.33	-
	$\nu_{13}$	0.33	-
	$\nu_{23}$	0.35	-
kekuatan Geser	S12	110	Mpa
	S13	110	Mpa
	S23	110	Mpa
kekuatan Tarik 0	Xt	2080	Mpa
kekuatan Tekan 0	Xc	1250	Mpa
kekuatan Tarik 90	Yt	60	Mpa
kekuatan Tekan 90	Yc	140	Mpa

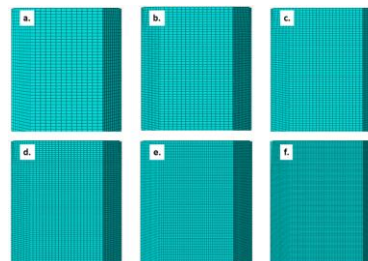
Seluruh komponen pada model *float* dimodelkan dengan konfigurasi *ply* atau lamina, ketebalan masing-masing lamina 0.25 mm dan beda susunan orientasi arah serat lamina. Jumlah lamina yang digunakan dibatasi berjumlah 16 lapis dengan susunan simetris. Beberapa variasi susunan orientasi arah serat lamina digunakan untuk mencari orientasi serat lamina yang optimal digunakan pada model *float* berdasarkan penelitian ini. Adapun variasi susunan orientasi arah serat lamina yang digunakan ditunjukkan pada **Tabel 2.1**.

**Tabel 2.1 Data Arah Serat Komposit Carbon-epoxy** [2][3]

Case	Susunan Orientasi Serat
1	$[0^{\circ}_2 / 90^{\circ}_2 / 0^{\circ}_2 / 90^{\circ}_2]_s$
2	$[0^{\circ}_2 / 45^{\circ}_2 / -45^{\circ}_2 / 90^{\circ}_2]_s$
3	$[0^{\circ}_2 / 45^{\circ}_2 / 90^{\circ}_2 / -45^{\circ}_2]_s$
4	$[90^{\circ}_2 / 0^{\circ}_2 / -45^{\circ}_2 / 45^{\circ}_2]_s$

## 2.3 Meshing dan Mesh Konvergensi

Pemilihan tipe elemen yang digunakan pada model *float* adalah tipe elemen *shell* S4R. Enam ukuran *mesh* dipilih (50, 40, 35, 30, 20, dan 15) untuk simulasi *float*. *Mesh* ini disimulasikan untuk mendapatkan titik konvergen dari ukuran *mesh* model yang disimulasikan. *Mesh* yang digunakan dalam simulasi adalah tipe *quad* [1]. Gambar 3 adalah gambaran untuk beberapa ukuran *mesh* yang telah disebutkan sebelumnya.

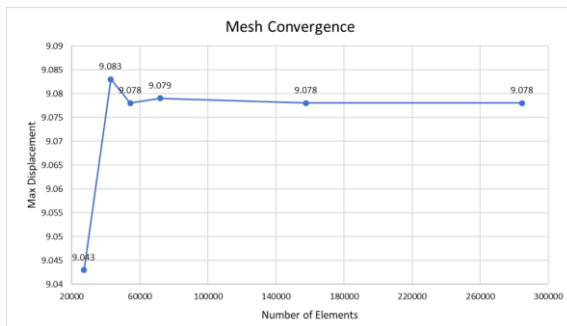


**Gambar 2.3. Ukuran Mesh** (a. 50; b. 40; c. 35; d. 30; e. 20 dan f. 15)

Untuk menentukan ukuran *mesh* mana yang optimal bisa menggunakan *max displacement* pada setiap ukuran *mesh* saat simulasi. *Max displacement* pada setiap ukuran *mesh* dapat dilihat pada Tabel 4 dibawah ini.

**Tabel 4.** Ukuran *Mesh*, Jumlah Elemen & Perpindahan Maksimum

Ukuran Mesh	Jumlah Elemen	Perpindahan Maksimum
50	27250	9.043
40	42987	9.083
35	54463	9.078
30	71965	9.079
20	157640	9.078
15	284704	9.078



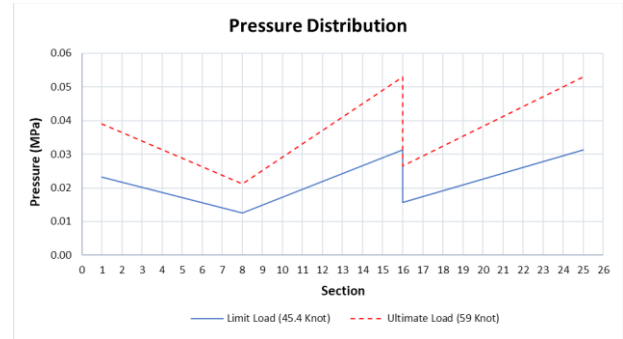
**Gambar 2.4** Grafik *Mesh* Konvergensi

Dapat dilihat pada **Gambar 2.4** berdasarkan hasil simulasi didapatkan titik konvergen terjadi saat memasuki *mesh size* 20 dan stabil sampai *size* 15. Dengan hasil tersebut, untuk pemodelan selanjutnya akan digunakan *mesh* dengan ukuran 20.

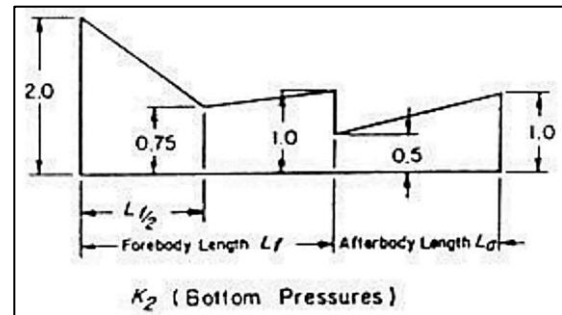
## 2.4 Mengatur beban Air dan Kondisi batas

Penerapan kondisi batas adalah untuk mengontrol bagaimana pengaruh analisis melalui *steps* yang berbeda yang mungkin menerapkan beban yang berbeda. Kondisi batas pada model float disesuaikan dengan beban yang akan diberikan. Beban tersebut berupa distribusi tekanan yang diterapkan ke

semua permukaan bawah float sesuai dengan faktor pembobotan yang diterapkan berdasarkan posisi dari bulkhead (lihat **Gambar2.5**).



**Gambar 2.5** Distribusi tekanan di bawah permukaan *float*



**Gambar 2.6.** Faktor pembobotan *Float Station* [1]

*Limit beban* adalah beban maksimum yang dapat terjadi selama operasi. *Limit beban* disini ketika *stall speed* pesawat saat *landing* ( $V_{SO}$ ) yaitu sebesar 45.4 Knot<sup>[1]</sup>. Sedangkan *ultimate beban* sama dengan kecepatan referensi pesawat saat *landing* ( $V_{REF}$ ) yakni 1.3 kali dari *stall speed* pesawat atau sebesar 59 Knot<sup>[1][4]</sup>. Cara menghitung beban tekan didapatkan dari persamaan berikut.

$$P = \frac{C_4 K_2 V_{SO}^2}{\tan \beta} \quad (1)$$

Keterangan:

P = *pressure* (psi)

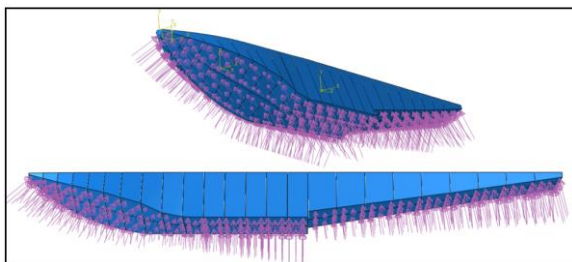
$C_4 = 0.078C_1$  ( $C_1 = 0.012$ ) [5]

$K_2$  = float station faktor pembobotan (Gambar 6)

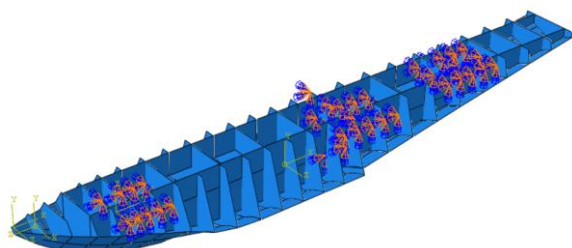
$V_{S0}$  = stalling speed (Knots) ( $V_{S0} = 45.4$  Knots,  $V_{REF} = 59$  Knots) [1]

$\beta$  = angle of deadrise [1]

$C_4$  adalah *empirical seaplane operations factor* dengan nilai 0.078 dikalikan dengan  $C_1$  sebesar 0.012<sup>[5]</sup>.  $C_1$  merupakan *empirical seaplane operations factor* pada hull and main float beban factors. Nilai  $C_4$  dan  $C_1$  adalah pasti, mengacu pada CASR 23.525<sup>[5]</sup>.  $K_2$  adalah *float station faktor pembobotan* nilainya dapat dilihat pada Gambar 6 dan nilai tersebut berdasarkan CASR 23.525<sup>[5]</sup>. Parameter kecepatan dengan satuan Knot, parameter kecepatan memiliki fungsi kuadrat.  $\beta$  adalah *angle of deadrise* yang didefinisikan sebagai sudut antara bagian bawah lambung dengan sumbu horizontal. Pada penelitian ini nilai *angle of deadrise* ( $\beta$ ) dapat dilihat pada **Tabel 2.1**.



**Gambar 2.7.** Beban Distribution [1]



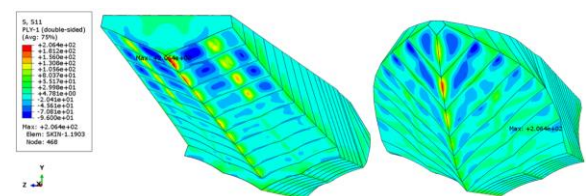
**Gambar 2.8.** Kondisi batas [1]

Pemodelan beban *pressure* dengan mengubah parameter kecepatan mendarat antara lain 45, 50,

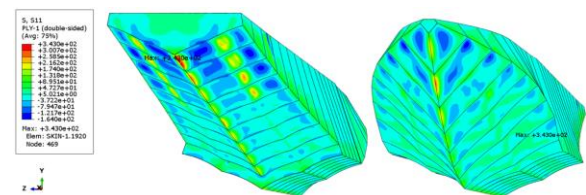
55, 60, 65, dan 70 Knot. Selanjutnya kondisi batas diletakkan pada bagian *lantai* di dalam *float*, hal tersebut dikarenakan pada bagian tersebut terpasang *landing gear strut*. Distribusi beban ditunjukkan pada **Gambar 2.7** dan kondisi batas dimana area sambungan dari pada float di *fixed* seperti pada **Gambar 2.8**.

### III. HASIL SIMULASI DAN ANALISIS

Hasil dari simulasi numerik dibawah ini sebelum dilakukan optimisasi arah serat, dengan arah serat yang dipakai adalah  $[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2/0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s$ . Adapun ketebalan total lapisan komposit pada semua komponen adalah 2.5 mm<sup>[1]</sup>. Beban *pressure* yang digunakan adalah *limit beban* dan *ultimate beban*. *Limit beban* memberikan beban *pressure* sebesar 0.02286 MPa dengan *stall speed* ( $V_{S0}$ ) 45.4 Knot dan *ultimate beban* memberikan beban *pressure* sebesar 0.03862 MPa ketika *landing speed* ( $V_{REF}$ ) 59 Knot yang mana didapat dari **Persamaan 1**. Plot hasil tegangan diambil pada lapisan pertama komposit dikarenakan lapisan pertama merupakan lapisan terluar dari susunan komposit *Carbon-epoxy*.

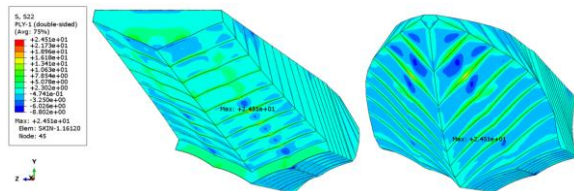


**Gambar 3.1.** Hasil Tegangan Pada Sumbu S11 (Arah X) Untuk *Beban Limit*

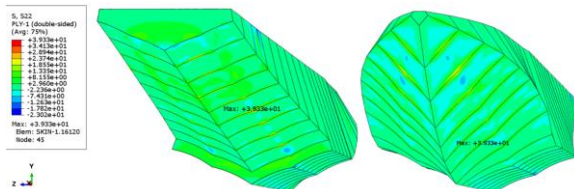


**Gambar 3.2.** Hasil Tegangan Pada Sumbu S11 (Arah X) k Untuk *Beban Ultimate*

**Gambar 3.1** dan **Gambar 3.2** memperlihatkan plot hasil tegangan pada sumbu S11 atau arah X (sumbu longitudinal). Saat pembebanan dengan *limit beban* tegangan maksimum yang diterima struktur *float* sebesar 206.4 MPa. Sedangkan saat pembebanan *ultimate beban* tegangan maksimum yang diterima struktur *float* sebesar 343 MPa. Masing-masing tegangan maksimum terdapat di lokasi yang sama.



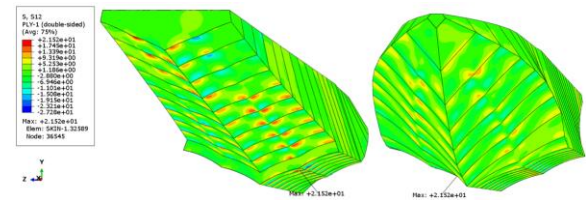
**Gambar 3.3** Hasil Tegangan Pada Sumbu S22 (Arah Y) Untuk *Beban Limit*



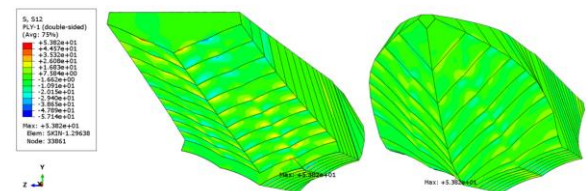
**Gambar 3.4** Hasil Tegangan Pada Sumbu S22 (Arah Y) Untuk *Beban Ultimate*

**Gambar 3.3** dan **Gambar 3.4** memperlihatkan plot hasil *tegangan* pada sumbu S22 atau arah vertikal. Pada saat pembebanan dengan *limit beban* tegangan maksimum yang diterima struktur *float* sebesar 24.51 MPa. Sedangkan saat pembebanan *ultimate beban* tegangan maksimum yang diterima struktur *float* sebesar 39.33 MPa. Tegangan maksimum terjadi di lokasi yang sama. Hal tersebut

menandakan meningkatnya *stress* yang diterima struktur ketika beban yang diaplikasikan juga semakin besar.

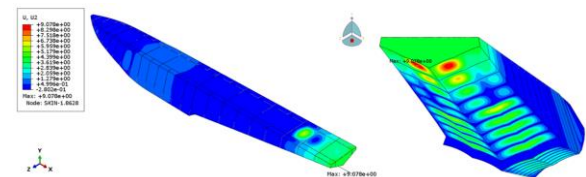


**Gambar 3.5** Hasil Tegangan Pada Sumbu S12 (Tegangan Geser) Untuk *Beban Limit*

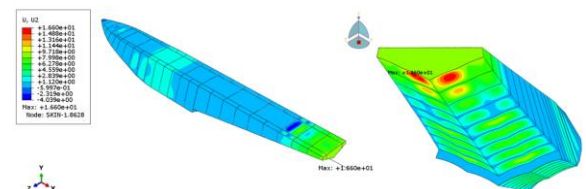


**Gambar 3.6** Hasil Tegangan Pada Sumbu S12 (Tegangan Geser) Untuk *Beban Ultimate*

**Gambar 3.5** dan **Gambar 3.6** memperlihatkan plot hasil *tegangan* pada sumbu S12 atau disebut juga tegangan geser. Ketika pembebanan dengan *limit beban* tegangan maksimum yang diterima struktur *float* sebesar 21.52 MPa. Sedangkan saat pembebanan *ultimate beban* tegangan maksimum yang diterima struktur *float* sebesar 53.82 MPa.

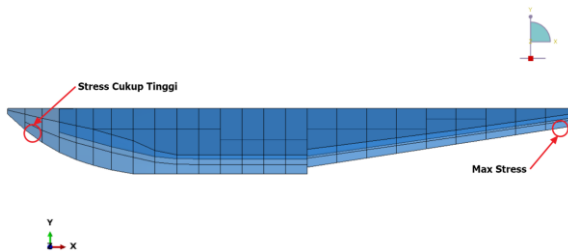


**Gambar 3.7** Hasil *Displacement* Pada Sumbu U2 (Arah Y) Untuk *Beban Limit*



### Gambar 3.8 Hasil *Displacement* Pada Sumbu U2 (Arah Y) Untuk *Beban Ultimate*

Kemudian **Gambar 3.7** dan **Gambar 3.8** memperlihatkan plot hasil *displacement* yang dialami struktur *float* Pada Sumbu U2 atau arah Y. *Displacement* pada sumbu U2 atau arah Y digunakan karena lebih merepresentasikan deformasi yang sebenarnya, mengingat beban *pressure* yang diberikan kepada *float* berasal dari bawah permukaan *float*. Nilai *displacement* yang terjadi saat pembebanan dengan *limit beban* sebesar 9.07 mm. Sedangkan nilai *displacement* yang terjadi saat pembebanan dengan *ultimate beban* sebesar 16.6 mm



**Gambar 3.9.** Lokasi *Max Stress* Struktur *Float*

Dari **Gambar 3.9** dapat dilihat bahwa *max stress* terjadi pada bagian belakang *afterbody bottom skin*. Hal ini dapat dimaklumi karena pada bagian tersebut menurut *float station faktor pembobotan* (Gambar 6) pada posisi tersebut memiliki faktor K yang besar, dan *deadrise angle* pada posisi tersebut terbilang landai yaitu  $23^\circ$ . Hal tersebut dikarenakan juga lokasi *max stress* jauh dari *kondisi batas* sehingga terjadi momen yang cukup besar disitu. Selain itu, pada bagian depan *forebody bottom skin* juga menghasilkan *stress* yang cukup besar disebabkan karena pada posisi tersebut hanya terdapat *skin* yang

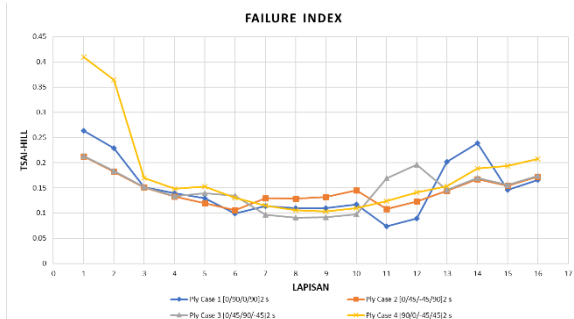
ditopang *bulkhead* tanpa *support* tambahan dari *frame* dan *lantai*.

Untuk lebih detailnya dapat dilihat pada Gambar 17 diatas. Pada jurnal referensi disebutkan bahwa untuk menyelesaikan masalah ini dapat dilakukan dengan memperpanjang *frame* ke depan atau menambahkan *lantai* tambahan antara *bulkhead* depan dengan *bulkhead* di belakangnya, dan satu lagi solusi yang dapat dilakukan adalah menambah ketebalan permukaan bawah yang menerima tegangan maksimum [1].

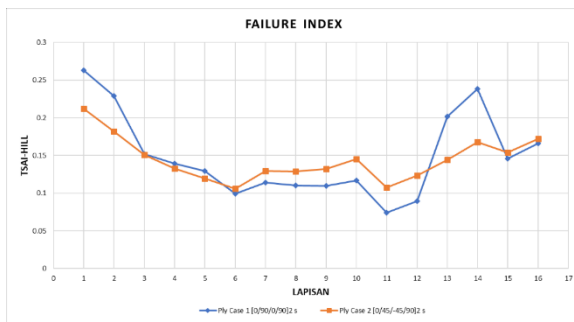
Optimalisasi arah serat membantu mendapatkan arah serat yang optimal tanpa menambah atau mengurangi massa *float*. Metode yang digunakan untuk mengoptimasi arah serat adalah dengan membandingkan hasil indeks kriteria kegagalan Tsai-Hill untuk orientasi serat setiap lapisan lamina. Metode perbandingan untuk optimalisasi arah serat komposit dilakukan dengan mengumpulkan data tentang orientasi serat dimana simulasi dilakukan. Seperti yang ditunjukkan pada Tabel 3 yang menunjukkan variasi orientasi serat. Arah serat dengan skor kriteria kegagalan Tsai-Hill terendah dipilih sebagai arah serat yang optimal untuk *float* dan digunakan untuk kelanjutan analisis *float* dengan berbagai kondisi[6].

**Gambar 3.10** dibawah ini secara grafis menunjukkan hasil optimalisasi perbandingan orientasi serat dengan membandingkan kriteria kegagalan Tsai-Hill. Terdapat empat percobaan dalam optimalisasi arah serat komposit pada *float*, dengan masing-masing orientasi serat memiliki arah yang berbeda. Kasus 1, kasus 2, dan kasus 3 memiliki lapisan pertama dengan orientasi  $0^\circ$ , yang merupakan orientasi searah terhadap arah pembebanan.

Sedangkan pada kasus 4 orientasi lapisan pertama adalah  $90^\circ$ , ini adalah orientasi yang tegak lurus terhadap arah pembebanan.



**Gambar 3.10** Grafik Perbandingan Hasil Tsai-Hill dengan variasi kombinasi arah pada laminat dan ketebalan sama



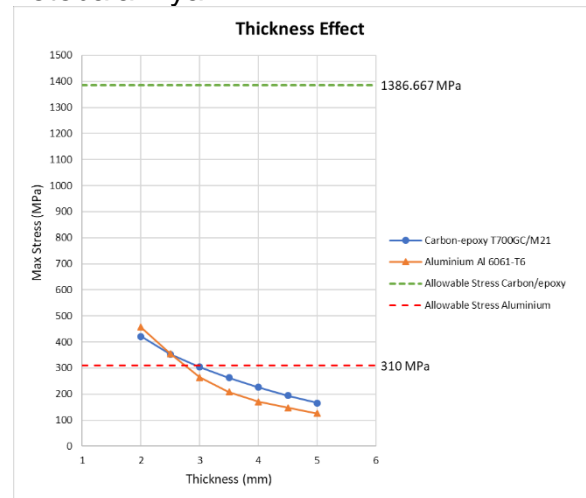
**Gambar 3.11** Grafik Perbandingan Arah Serat Sebelum & Setelah Optimalisasi

*Allowable stress material Carbon-epoxy* didapatkan dari *tensile stress limit* material dibagi dengan *safety factor*. *Safety factor* sudah ditentukan dari awal oleh referensi jurnal yakni sebesar 1.5, sehingga tegangan maksimum yang diizinkan dipakai sebesar 1386.667 MPa.

**Tabel 3.1** Hasil Tegangan Dengan Variasi Ketebalan Komposit

Case	Total Thickness (mm)	Thickness of Each Layer (mm)	Result			
			S11 (MPa)	S22 (MPa)	S12 (MPa)	Tsai-Hill
1	2	0.125	421.230	53.785	31.600	0.245390
2	2.5	0.15625	352.927	47.734	18.952	0.212119
3	3	0.1875	303.389	42.290	15.323	0.188653
4	3.5	0.21875	263.024	37.352	12.348	0.169519
5	4	0.25	226.619	33.009	9.942	0.151218
6	4.5	0.28125	194.019	29.237	8.058	0.133699
7	5	0.3125	165.698	25.963	6.855	0.117587

Pada **Tabel 3.1** menunjukkan nilai maksimum tegangan padat arah longitudinal, transversal dan arah shear serta nilai Tsai hill dengan variasi ketebalannya.



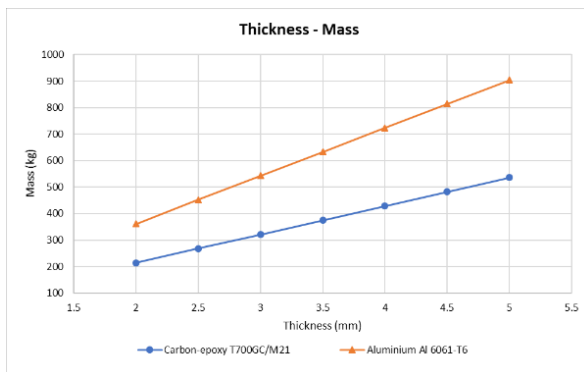
**Gambar 3.12** Perbandingan Hasil Simulasi Variasi Ketebalan Carbon-epoxy & Aluminium

Dari hasil perbandingan nilai tegangan terhadap variasi ketebalan komposit yang ditunjukkan pada **Gambar 3.12** didapati bahwa dengan ketebalan komposit 2 mm tegangan yang diterima sebesar 421.23 MPa, nilai tersebut masih jauh dari tegangan maksimum yang diizinkan yakni 1386.667 MPa. Didukung dengan nilai indeks Tsai-hill yang dihasilkan adalah 0.24539, sangat jelas nilai tersebut masih jauh dari syarat kegagalan struktur. Sehingga, respon struktur *float* pada ketebalan komposit 2 mm masih aman dan menjadi lebih aman seiring bertambahnya ketebalan. Pada **Tabel 3.2** menunjukkan perbedaan massa

pada setiap ketebalan dengan material aluminium dengan material komposit.

**Tabel 3.2** Tabel Massa dan *Stress* Maksimum Pada Variasi Ketebalan Kedua Material [1]

Case	Thickness (mm)	Mass			Max Stress	
		Carbon-epoxy (kg)	Aluminium (kg)	Selisih	Carbon-epoxy (MPa)	Aluminium (MPa)
1	2	214	361	68.7%	421.230	456.172
2	2.5	268	452	68.7%	352.927	355.413
3	3	321	543	69.2%	303.389	263.297
4	3.5	375	633	68.8%	263.024	207.300
5	4	429	723	68.5%	226.619	169.737
6	4.5	482	814	68.9%	194.019	147.074
7	5	536	904	68.7%	165.698	125.823



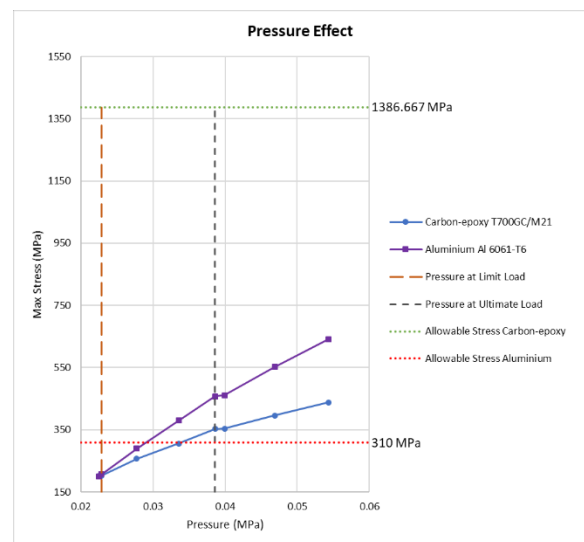
**Gambar 3.13.** Variasi Ketebalan Terhadap Massa Struktur *Float*

Hasil simulasi terhadap variasi ketebalan komposit ditunjukkan pada **Gambar 3.13** dengan ketebalan komposit *Carbon-epoxy* 2 mm performa struktur cukup bagus karena nilai tegangan maksimum yang didapat masih jauh dari tegangan maksimum yang diizinkan. Kemudian dengan ketebalan 2 mm massa *float* juga sangat ringan yaitu 214 kg.

Simulasi *Impact* pada *float* dilakukan dengan kondisi beban *pressure* yang bervariasi untuk mengetahui karakteristik perubahan nilai pada masing-masing kondisi. Berdasarkan referensi "*Simulation of float of 19 passenger aircraft during landing on water surface*" [1], diketahui bahwa kecepatan *stall* ( $V_{S0}$ ) pesawat saat mendarat di permukaan air adalah 45.4 Knot dan kecepatan referensi

( $V_{REF}$ ) adalah 59 Knot<sup>[1]</sup>. Dalam simulasi ini perlu untuk mensubstitusikan kecepatan ke persamaan *water beban* untuk menghasilkan sebuah beban *pressure* yang nantinya akan digunakan sebagai faktor *beban*.

**Gambar 3.14** memperlihatkan grafik yang membandingkan tegangan yang dicatat pada berbagai perubahan beban *pressure* antara material *Carbon-epoxy* dan aluminium. Material aluminium Al 6061-T6 merupakan material yang digunakan pada analisis *float* sebelumnya<sup>[1]</sup>. Terlihat bahwa material *Carbon-epoxy* memiliki pengukuran tegangan yang lebih rendah dibandingkan material aluminium. Disisi kegagalan struktur yang dialami oleh material aluminium terjadi ketika tegangan mencapai batas tegangan yang izinnnya yaitu 310 MPa [1]. Pada kecepatan 51 Knot atau beban *pressure* 0.02885 MPa, *float* yang menggunakan bahan aluminium telah mencapai batas tegangannya. Sehingga diketahui bahwa *float* dengan material aluminium dapat beroperasi maksimal sampai kecepatan 51 Knot saat mendarat di permukaan air. Apabila melebihi kecepatan itu maka struktur *float* akan rusak.



**Gambar 3.14 Perbandingan Hasil Simulasi Variasi Beban Pressure Carbon-epoxy & Aluminium**

Berbeda dengan material aluminium, *float* dengan material *Carbon-epoxy* memiliki batas tegangan izin sebesar 1386.667 MPa. Performa material *Carbon-epoxy* dalam menerima beban *pressure* sangatlah bagus. Terlihat pada Gambar 22, bahkan dengan beban *pressure* sebesar 0.05436 MPa atau sama dengan kecepatan 70 Knot struktur *float* menerima tegangan maksimal sebesar 437.876 MPa. Nilai tersebut masih jauh dari batas tegangan yang diizinkan. Hal tersebut sesuai hasil dari kriteria kegagalan Tsai-Hill (lihat **Tabel 3.3**). Pada kecepatan 70 Knot atau beban *pressure* 0.05436 MPa dan menghasilkan nilai Tsai-Hill 0.2622. Menurut kriteria Tsai-Hill, nilai ini tentu jauh dari persyaratan untuk kegagalan struktur. Dari sini dapat disimpulkan bahwa material *Carbon-epoxy* sangat ideal untuk digunakan sebagai bahan dari *float* karena ketahanan terhadap tegangan tinggi.

**Tabel 3.3.** Data Hasil Variasi Beban Pressure

Case	Speed (Knot)	Pressure (MPa)	Result				Tsai-Hill
			S11 (MPa)	S22 (MPa)	S12 (MPa)	U2 (mm)	
1	45	0.02246	202.257	26.563	10.504	7.4152	0.122928
V <sub>50</sub>	45.4	0.02286	202.422	26.579	10.513	7.4233	0.123023
2	50	0.02773	256.660	34.343	13.561	9.6366	0.155211
3	55	0.03356	306.235	41.322	16.370	11.8413	0.184603
V <sub>REF</sub>	59	0.03862	352.927	47.126	18.952	13.9056	0.212119
4	60	0.03994	354.314	47.550	19.852	14.0501	0.213764
5	65	0.04687	396.284	53.278	25.175	16.3704	0.237712
6	70	0.05436	437.876	58.529	29.178	18.6858	0.262200

**IV. KESIMPULAN**

Berdasarkan pembahasan dan hasil analisis, maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut.

1. Arah serat yang paling optimal adalah  $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2/-45^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s$  karena menghasilkan indeks Tsai-Hill terkecil

dari variasi lainnya. Hasil Tsai-Hill sebelum optimisasi pada arah serat  $[0^{\circ}_2/90^{\circ}_2/0^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s$  dan sesudah optimisasi pada arah serat  $[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2/-45^{\circ}_2/90^{\circ}_2]_s$  memiliki selisih sebesar 19%, dan nilai *displacement* turun sekitar 16% dari 16.5957 mm menjadi 13.9056 mm. Optimisasi menghasilkan *float* yang lebih efisien.

2. Ketebalan 2 mm menghasilkan tegangan maksimum sebesar 421.23 MPa dan nilai indeks Tsai-hill yang dihasilkan 0.24539 serta massa struktur *float* adalah 214 kg sehingga ketebalan komposit 2 mm optimal dan aman untuk struktur *float*. Nilai indeks kegagalan Tsai-hill semakin kecil dengan bertambahnya ketebalan komposit.
3. Orientasi serat yang dipilih diuji dengan kondisi beban *pressure* yang bervariasi. Pada V<sub>50</sub> 45.4 Knot (0.02286 MPa) tegangan yang diterima 202.422 MPa. Saat V<sub>REF</sub> 59 Knot (0.03862 MPa) tegangan yang diterima 352.927 MPa. Ketika kecepatan 70 Knot (0.05436 MPa) tegangan yang diterima semakin besar yakni 437.876 MPa dan menghasilkan nilai Tsai-Hill 0.2622. Batas tegangan maksimum *Carbon-epoxy* adalah 1386.667 MPa. Sehingga diketahui *Carbon-epoxy* sangat ideal untuk digunakan sebagai material *float* karena ketahanan terhadap tegangan tinggi.

**V. DAFTAR REFERENSI**

- [1] Ardiansyah, R., & Adhitya, M., 2019. Simulation of *float* of 19 passenger aircraft during *landing* on water surface. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 694 (1). <https://doi.org/10.1088/1757-899X/694/1/012005>
- [2] Liu, P. F., Liao, B. B., Jia, L. Y., &

- Peng, X. Q., 2016. Finite element analysis of dynamic progressive failure of carbon fiber composite laminates under low velocity impact. *Composite Structures*, 149, 408–422. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.04.012>
- [3] Arachchige, B., Ghasemnejad, H., & Yasaei, M., 2020. Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge. *Advances in Engineering Software*, 148 (June), 102839. <https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2020.102839>
- [4] Dinika, M. N., 2020. Kajian Rapid Exit Taxiway Di Bandar Udara International New Bintang Dengan Three Segments Method. Institut Teknologi Nasional, Malang.
- [5] Kementerian Perhubungan Indonesia., 2003. Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 23. Certification and Operating Requirements: Domestic, Flag, and Supplemental Air Carriers, Amdt 12 (14 Agustus 2017), 263.
- [6] Arie, D. A. N., 2021. Optimisasi Arah Serat Komposit Main Landing Gear Pesawat Nirawak Lsu-05 Menggunakan Metode Elemen Hingga. Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta.