

Analisis Kekuatan Struktur Sayap Pesawat UAV Jatayu-01 Dengan Variasi Ketebalan *Skin* Dan Berat Pesawat Pada Keadaan *Cruise* Dengan Metode Elemen Hingga

Muhammad Fahmi Saleh H^{1*}, Muhammad Hadi W.², Amat Chaeroni³, Imron Rosadi⁴

^{1,2,3,4} Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknik Kedirgantaraan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Indonesia

*Email: mfahmi272@gmail.com

Abstrak - Struktur pada sayap pesawat terbang harus memiliki kekuatan struktur yang baik dan optimal karena memiliki fungsi untuk mentransfer serta menahan beban-beban yang terjadi pada pesawat agar komponen pada pesawat tidak mengalami kegagalan. Struktur yang dibuat harus memiliki kekuatan maksimal dengan bobot seringan mungkin. Dalam penelitian ini akan dilakukan analisis kekuatan struktur sayap pesawat dengan memvariasikan ketebalan skin 1 mm, 1,5 mm, dan 2 mm serta variasi terhadap berat pesawat saat keadaan *cruise* dengan pembebanan 68,67 N, 80,78 N, dan 85,69 N dengan melakukan simulasi uji lengkung atau bending. Struktur sayap menggunakan laminate composite yang terdiri dari kayu balsa sebagai kulit (*skin*) serta styrofoam dan carbon unidirectional sebagai inti (*core*). Simulasi uji bending dilakukan pada program perangkat lunak atau software Abaqus CAE dengan tujuan mengetahui hasil tegangan dan displacement pada struktur sayap. Pada variasi ketebalan skin 1 mm diperoleh tegangan sebesar 3,85 MPa serta displacement 0,57 mm. Lalu pada variasi ketebalan skin 1,5 mm dan 2 mm diperoleh nilai tegangan masing-masing sebesar 3,75 MPa dan 3,63 MPa serta displacement masing-masing sebesar 0,53 mm dan 0,5 mm. Pada variasi berat 1 dengan pembebanan 68,67 N diperoleh tegangan sebesar 3,75 MPa serta displacement sebesar 0,53 mm. Pada variasi berat 2 dengan pembebanan 80,78 N diperoleh tegangan sebesar 4,42 MPa serta displacement sebesar 0,62 mm. Lalu pada variasi berat 3 dengan pembebanan 85,69 N diperoleh tegangan sebesar 4,69 N serta displacement sebesar 0,66 mm. Untuk mengetahui keamanan dari struktur sayap, dilakukan perhitungan dengan menggunakan margin of safety dan kriteria kegagalan hashin. Berdasarkan hasil perhitungan, struktur sayap pesawat masih aman dengan hasil nilai perhitungan margin of safety menunjukkan hasil angka diatas satu dan hasil dari kriteria kegagalan hashin menunjukkan hasil angka di bawah nol.

Kata Kunci: komposit, uji lengkung, pembebanan struktur sayap

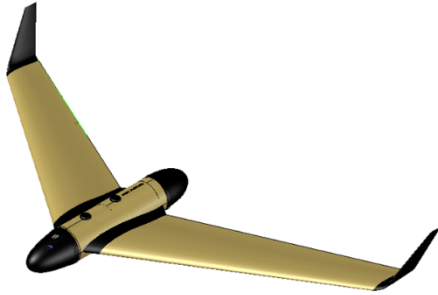
I. Pendahuluan

UAV merupakan pesawat tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh dan dapat bermanuver seperti pesawat berawak atau pesawat yang dikendalikan oleh manusia.^[1] Banyaknya kegunaan yang ditawarkan

oleh UAV membuat industri berlomba-lomba untuk mengembangkan serta meningkatkan teknologi UAV.

Material yang digunakan dalam pembuatan UAV sangat berpengaruh terhadap kekuatannya. Saat ini, dengan adanya dukungan alat-alat

modern yang ada, manusia berusaha mengembangkan material. Pada proses pembuatan pesawat UAV, pemilihan material didasarkan pada jenis material yang kuat namun memiliki bobot yang ringan.^[2]



Gambar 1. 1 Pesawat UAV JATAYU-01

Pada penelitian ini akan dilakukan simulasi bending pada sayap pesawat untuk mengetahui kekuatan dari struktur sayap pesawat UAV JATAYU-01. Komponen sayap terdiri dari tiga part, yaitu core, spar, dan skin yang akan disusun secara laminate serta akan di simulasikan menggunakan software Abaqus CAE.

II. Metode Penelitian

2.1 Metode Schrenk

Pada tahun 1940, Dr. Ing Oster Schrenk mengusulkan sebuah metode pendekatan sederhana untuk mencari solusi distribusi gaya angkat. Metode ini digunakan untuk menghitung distribusi gaya angkat (lift) sepanjang wing span.^[9] Distribusi gaya angkat diperoleh dari rata-rata (mean) lift berdasarkan lift planform dan lift elliptical. Untuk menghitung distribusi gaya angkat dengan menggunakan metode *schrenk* dapat dilihat pada persamaan berikut ini:

$$l_{planform} = \frac{2L}{(1 + \lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b} \right) (\lambda - 1) \right]$$

$$l_{elliptical} = \frac{4L}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2}$$

$$l_{schrenk} = \frac{l_{planform} + l_{elliptical}}{2}$$

dimana:

L = Gaya angkat (N)

λ = Aspect ratio

b = Wingspan (m)

y = Jarak antar partisi (m)

2.2 Kekuatan Struktur

Pada dasarnya, suatu komponen struktur pesawat terbang dirancang untuk dapat menahan beban limit maupun beban *ultimate* tanpa terjadinya kegagalan pada material.^[10] Oleh karena itu, struktur pesawat terbang harus memiliki kekuatan struktur yang aman. Salah satu cara untuk menentukan kekuatan struktur adalah menggunakan metode *loading ratio*. *Loading ratio* ini merupakan dasar perhitungan dari batas keamanan atau *margin of safety* untuk kekuatan statik dari struktur.

Margin of safety merupakan besarnya kemampuan yang masih tersedia dari struktur untuk dapat menerima beban statik secara aman berdasarkan kondisi pembebanan yang diberikan. Pada *margin of safety*, kegagalan terjadi ketika nilai dari *margin of safety* kurang dari atau sama dengan nol. Sebaliknya, jika nilai dari *margin of safety* lebih dari nol, maka struktur tersebut dinyatakan aman. Berikut ini merupakan persamaan umum dari *margin of safety* (MS):

$$\text{Margin of Safety (MS)} = \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} - 1$$

Dimana:

σ_{all} = Tegangan luluh material (Mpa)

σ_{app} = Tegangan yang diterima struktur (Mpa)

Untuk mengetahui kegagalan pada material komposit dapat digunakan salah satu kriteria kegagalan atau *failure criteria*, salah satunya adalah *Hashin*. Kriteria ini mempertimbangkan kegagalan serat dan matriks serta dapat memodelkan beberapa model kerusakan.^[11] Kriteria kerusakan *Hashin* memiliki persamaan sebagai berikut:

$$\begin{aligned} \text{Fiber Tension} \quad F_f^t \\ \sigma_{11} \geq 0 \quad &= \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (2.1) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Fiber Compression} \quad F_f^c \\ \sigma_{11} < 0 \quad &= \left(\frac{\sigma_{11}}{X^c}\right)^2 \quad (2.2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Matrix Tension} \quad F_m^t \\ \sigma_{22} \geq 0 \quad &= \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (2.3) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Matrix Compression} \quad F_m^c \\ \sigma_{22} < 0 \quad &= \left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^c}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y^c} + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (2.4) \end{aligned}$$

2.3 Spesifikasi UAV JATAYU-01

Berdasarkan spesifikasinya, pesawat UAV JATAYU-01 masuk ke dalam kategori *small* UAV atau jenis pesawat UAV kecil.^[2] Spesifikasi pada pesawat UAV JATAYU-01 dapat dilihat pada **Tabel 2.1**.

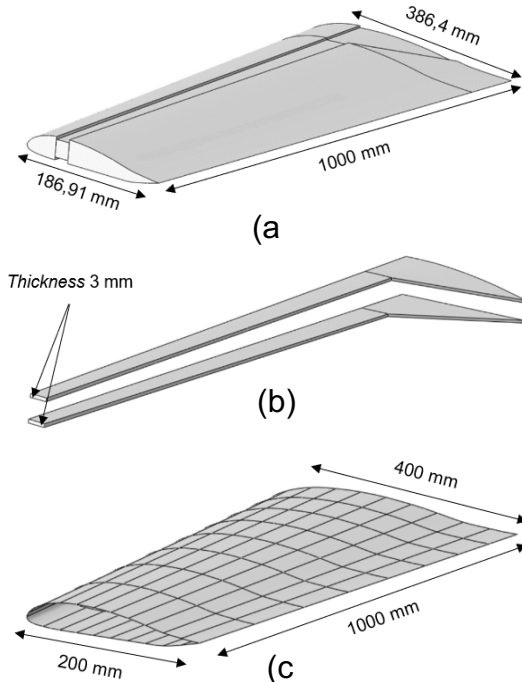
Tabel 2.1 Spesifikasi pesawat UAV JATAYU-01

Spesifikasi Pesawat UAV JATAYU-01			
No	Nama	Dimensi	Satuan
1	<i>Wingspan</i>	2.502,91	mm

2	<i>Chord Root</i>	400	mm
3	<i>Chord Mid</i>	300	mm
4	<i>Chord Tip</i>	200	mm
5	<i>MAC</i>	311,1	mm
6	<i>Chord Root Fairing</i>	480	mm
7	<i>Fuselage</i>	924	mm
8	<i>Negative Twist Angle</i>	3	Derajat
9	<i>Angle of Incidence</i>	2	Derajat
10	<i>Joiner Hole</i>	25,4	mm
11	<i>Compartment Space</i>	970,130	mm ³
12	<i>Wing Area</i>	600.000	mm ²
13	<i>Empty Weight</i>	3.100	gram
14	<i>Total Weight</i>	5.800	gram
15	<i>Maximum Take Off Weight</i>	7.000	gram
16	<i>Propeller (Pusher)</i>	14x7	Inch
17	<i>Battery</i>	10.000	mAh
18	<i>Payload/Cargo</i>	500	gram
19	<i>Sweep Angle</i>	30	Derajat

2.4 Pemodelan Sayap

Pembuatan pemodelan sayap dimulai dengan membuat beberapa *part*. *Part* yang digunakan pada penelitian ini yaitu *Core*, *Spar*, dan *Skin* seperti pada berikut.



Gambar 2. 2 Pemodelan (a) core (b) spar (c) skin

2.5 Properti Material

Struktur sayap pesawat UAV JATAYU-01 menggunakan tiga jenis material sebagai struktur utamanya, seperti core dengan material styrofoam, spar dengan material carbon ud, dan skin dengan matrial balsa wood. Properti dari ketiga material tersebut dapat dilihat dibawah ini.

Tabel 2. 2 Properti material styrofoam

Styrofoam		
Properti	Nilai	Satuan
Young Modulus	20,3	MPa
Poisson Ratio	0,3	-
Density	3,1	Kg/m ³
Yield Strength	0,641	MPa

Tabel 2. 3 Properti material balsa wood

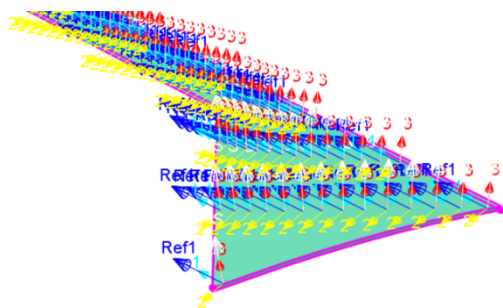
Balsa Wood		
Properti	Nilai	Satuan
Young Modulus	12400	MPa
Poisson Ratio	0,3	-
Density	615	Kg/m ³
Yield Strength	4,4545	MPa

Pemodelan spar pada penelitian ini menggunakan material komposit. Dalam proses pendefinisian material komposit perlu ditentukan arah serat dari material tersebut. Seperti pada **Gambar 2.2**, dimana anak panah berwarna biru muda dengan angka 1 mendefinisikan arah x atau arah serat. Lalu anak panah berwarna kuning dengan angka 2 mendefinisikan arah y atau arah tegak lurus terhadap serat. Sementara anak panah berwarna biru tua mendefinisikan arah z atau ketebalan lapisan daripemodelan spar.

Tabel 2. 4 Properti material carbon ud

Carbon		
Properti	Nilai	Satuan
<i>Elastic Modulus</i>		
E_1	120000	MPa
$E_2 = E_3$	7800	MPa
<i>Poisson Ratio</i>		
$V_{12} = V_{13} = V_{23}$	0,3	-
<i>Shear Modulus</i>		
$G_{12} = G_{13}$	4000	MPa
G_{23}	3600	MPa
Density	2000	Kg/m ³

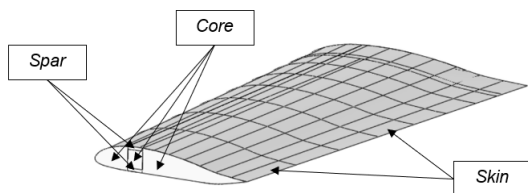
Ultimate Strength		
X^T	1800	MPa
X^C	1250	MPa
$Y^T = Z^T$	50	MPa
$Y^C = Z^C$	150	MPa
$S_{12} = S_{13}$	93	MPa
S_{23}	50	MPa



Gambar 2. 3 Arah serat pada pemodelan spar

2.6 Assembly

Assembly dilakukan proses penggabungan antara part *core*, *spar*, dan *skin* dengan tujuan agar antar part menjadi satu kesatuan saat pengaplikasian beban saat proses simulasi dilakukan.



Gambar 2. 4 Assembly

2.7 Load

Load merupakan modul yang berfungsi untuk menentukan jenis pembebanan serta *boundary condition* (kondisi batas) yang akan diaplikasikan pada pemodelan. Dalam penelitian ini pesawat diasumsikan dalam keadaan

cruise, dimana pada keadaan ini nilai gaya angkat sayap pesawat sama dengan berat pesawat atau $L=W$.

$$L = W$$

$$W = m \cdot g$$

Terdapat 3 variasi berat yang digunakan yaitu variasi berat 1 dengan pembebanan sebesar 68,67 N, variasi berat pesawat 2 dengan pembebanan sebesar 80,78 N, dan variasi berat 3 dengan pembebanan sebesar 85,69 N. Variasi berat 1 memiliki pembebanan sebesar 68,67 N. Pembebanan tersebut diperoleh dari MTOW dari pesawat UAV JATAYU-01 sebesar 7 kg yang dikalikan dengan nilai gravitasi sebesar 9,81 m/s². Berikut merupakan hasil perhitungan pembebanan:

$$L = W$$

$$W = m \cdot g$$

$$W = 7 \text{ kg} \times 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$W = 68,67 \text{ N}$$

Pada variasi berat 2, pesawat diasumsikan menambah 1 buah *cargo* seberat 0,5 kg dan 1 buah baterai seberat 0,735 kg sehingga diperoleh variasi berat 2 sebesar 80,78 N. Berikut hasil perhitungan dari variasi berat 2:

$$L = W$$

$$W = 7 \text{ kg} + 0,5 \text{ kg} + 0,735 \text{ kg}$$

$$W = 8,235 \text{ kg}$$

$$W = m \cdot g$$

$$W = 8,235 \text{ kg} \times 9,81 \text{ m/s}^2$$

$$W = 80,78 \text{ N}$$

Pada variasi berat 3, berat pesawat kembali bertambah dengan asumsi menambah 2 buah *cargo* dengan berat masing-masing seberat 0,5 kg dan 1 buah baterai dengan berat 0,735 kg sehingga diperoleh pembebanan

sebesar 85,69 N. Berikut hasil perhitungan dari variasi berat 3:

$$L = W$$

$$W = 7 \text{ kg} + 0,5 \text{ kg} + 0,5 \text{ kg} + 0,735 \text{ kg}$$

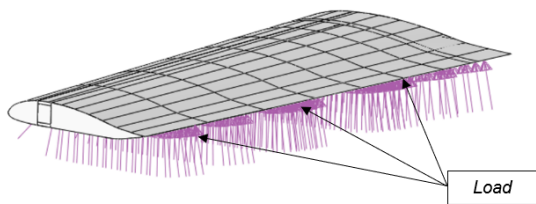
$$W = 8,735 \text{ kg}$$

$$W = m \cdot g$$

$$W = 8,735 \text{ kg} \times 9,81 \text{ m/s}^2$$

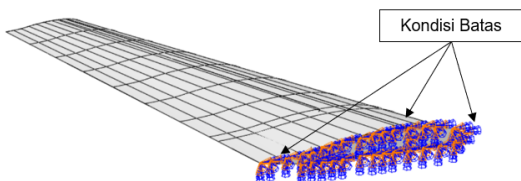
$$W = 85,69 \text{ N}$$

Hasil perhitungan di atas selanjutnya akan dimasukkan ke dalam perhitungan *schrenk* untuk memperoleh gaya angkat lokal pada masing-masing sayap yang telah di partisi.



Gambar 2.5 Distribusi lift

Boundary condition atau kondisi batas digunakan untuk menandakan bagian struktur agar tidak bergerak pada arah sumbu X,Y,Z. Pada penelitian ini, digunakan BC berjenis *encastre*, dimana tidak ada pergerakan secara translasi atau rotasi pada sumbu X, Y, Z ($U1=U2=U3=R1=R2=R3=0$).



Gambar 2.6 Kondisi batas

III. Hasil dan Analisis

3.1 Variasi Ketebalan Skin

Pada ketebalan *skin* 1 mm diperoleh tegangan tertinggi sebesar 3,85 MPa yang terjadi pada *spar* atas.

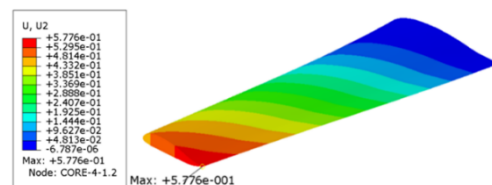
Hal ini terjadi karena adanya perubahan geometri pada *spar* yang awalnya lebar pada bagian *wing root*, lalu semakin mengecil hingga bagian *wing tip*. Tegangan juga terjadi pada *skin* dengan tegangan sebesar 0,9856 MPa dan *core* sebesar $6,126e-3$ MPa. Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *skin* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{4,4545 \text{ Mpa}}{0,9856 \text{ Mpa}} - 1 = 3,5$$

Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *core* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

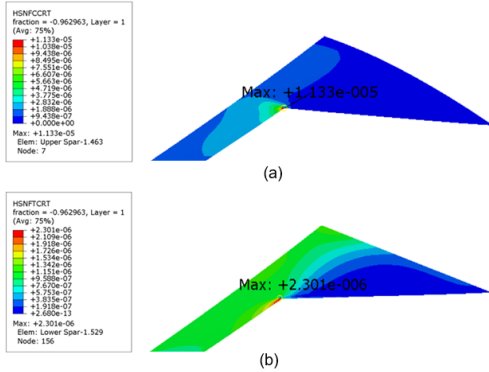
$$MS = \frac{0,641 \text{ Mpa}}{6,126e^{-3} \text{ Mpa}} - 1 = 104,6$$

Sedangkan untuk *displacement* maksimum terjadi pada ujung *tip* sayap sebesar 0,57 mm seperti pada Gambar 3.1. Hal ini terjadi karena bagian ujung *tip* diasumsikan bebas bergerak tidak ditumpu seperti pada bagian *root*.



Gambar 3.1 Visualisasi *displacement* pada ketebalan *skin* 1 mm

Berdasarkan hasil simulasi pada ketebalan *skin* 1 mm, *Failure Criteria* (FC) terjadi pada bagian *spar* atas dan *spar* bawah. Besarnya nilai *Failure Criteria* pada *spar* atas adalah $1,133e-5$. Sedangkan pada *spar* bawah sebesar $2,301e-6$. Berdasarkan nilai *Failure Criteria* dari kedua *spar* tersebut, struktur sayap dengan ketebalan *skin* 1 mm masih aman terhadap pembebanan yang diberikan karena memiliki nilai dibawah satu, seperti pada Gambar 3.2.



Gambar 3.2 Nilai *failure criteria* (a) *spar* atas (b) *spar* bawah pada ketebalan *skin* 1 mm

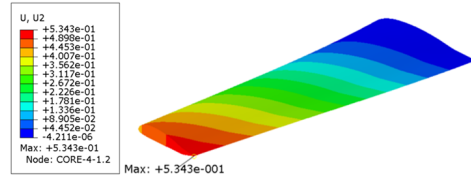
Pada ketebalan *skin* 1,5 mm diperoleh tegangan tertinggi sebesar 3,75 MPa yang terjadi pada *spar* atas. Hal ini terjadi karena adanya perubahan geometri pada *spar* yang awalnya lebar pada bagian *wing root*, lalu semakin mengecil hingga bagian *wing tip*. Tegangan juga terjadi pada *skin* dengan tegangan sebesar 0,9166 MPa dan *core* sebesar 5,158e-3 MPa. Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *skin* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{4,4545 \text{ Mpa}}{0,9166 \text{ Mpa}} - 1 = 3,85$$

Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *core* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

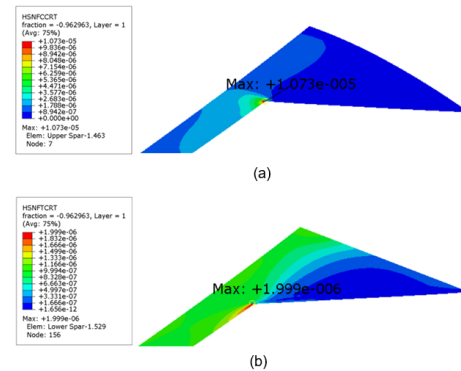
$$MS = \frac{0,641 \text{ Mpa}}{5,158e^{-3} \text{ Mpa}} - 1 = 123,27$$

Sedangkan untuk *displacement* maksimum terjadi pada ujung *tip* sayap sebesar 0,53 mm seperti pada **Gambar 3.3**. Hal ini terjadi karena bagian ujung *tip* diasumsikan bebas bergerak tidak ditumpu seperti pada bagian *root*.



Gambar 3.3 Visualisasi *displacement* pada ketebalan *skin* 1,5 mm

Berdasarkan hasil simulasi pada ketebalan *skin* 1,5 mm, *Failure Criteria* (FC) terjadi pada bagian *spar* atas dan *spar* bawah. Besarnya nilai *Failure Criteria* pada *spar* atas adalah 1,073e-5. Sedangkan pada *spar* bawah sebesar 1,999e-6. Berdasarkan nilai *Failure Criteria* dari kedua *spar* tersebut, struktur sayap dengan ketebalan *skin* 1,5 mm masih aman terhadap pembebanan yang diberikan karena memiliki nilai dibawah satu seperti pada **Gambar 3.4**.



Gambar 3.4 Nilai *failure criteria* (a) *spar* atas (b) *spar* bawah pada ketebalan *skin* 1,5 mm

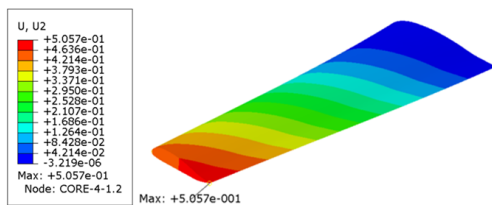
Pada ketebalan *skin* 2 mm diperoleh tegangan tertinggi sebesar 3,63 MPa yang terjadi pada *spar* atas. Hal ini terjadi karena adanya perubahan geometri pada *spar* yang awalnya lebar pada bagian *wing root*, lalu semakin mengecil hingga bagian *wing tip*. Tegangan juga terjadi pada *skin* dengan tegangan sebesar 0,8671 MPa dan *core* sebesar 4,434e-3 MPa. Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *skin* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{4,4545 \text{ Mpa}}{0,8671 \text{ Mpa}} - 1 = 4,13$$

Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *core* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

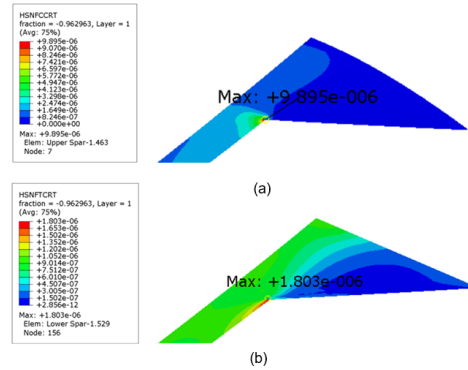
$$MS = \frac{0,641 \text{ Mpa}}{4,434e^{-3} \text{ Mpa}} - 1 = 143,5$$

Sedangkan untuk *displacement* maksimum terjadi pada ujung *tip* sayap sebesar 0,5 mm seperti pada **Gambar 3.5**. Hal ini terjadi karena bagian ujung *tip* diasumsikan bebas bergerak tidak ditumpu seperti pada bagian *root*.



Gambar 3.5 Visualisasi *displacement* pada ketebalan *skin* 2 mm

Berdasarkan hasil simulasi pada ketebalan *skin* 2 mm, *Failure Criteria* (FC) terjadi pada bagian *spar* atas dan *spar* bawah. Besarnya nilai *Failure Criteria* pada *spar* atas adalah $9,895e-6$. Sedangkan pada *spar* bawah sebesar $1,803e-6$. Berdasarkan nilai *Failure Criteria* dari kedua *spar* tersebut, struktur sayap dengan ketebalan *skin* 2 mm masih aman terhadap pembebanan yang diberikan karena memiliki nilai dibawah satu seperti pada **Gambar 3.6**.

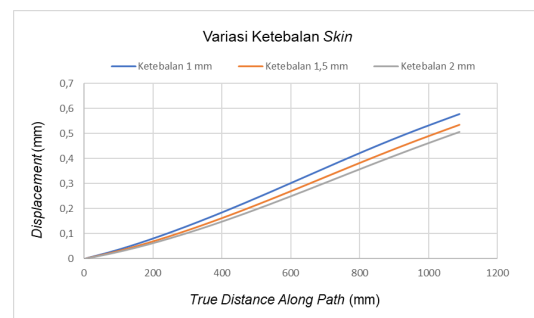


Gambar 3.6 Nilai *failure criteria* (a) *spar* atas (b) *spar* bawah pada ketebalan *skin* 2 mm

Dari ketiga hasil simulasi variasi ketebalan *skin*, struktur sayap masih aman berdasarkan hasil perhitungan *margin of safety* dan *failure criteria* yang dapat dilihat pada **Tabel 3.1**.

Tabel 3.1 Nilai *margin of safety* & *failure criteria* pada variasi ketebalan *skin*

Part	Ketebalan 1 mm	Ketebalan 1,5 mm	Ketebalan 2 mm	Keterangan
Core	104,6	123,27	143,5	<i>Margin of Safety</i>
Upper Spar	$1,133e-5$	$1,073e-5$	$9,895e-6$	<i>Failure Criteria</i>
Lower Spar	$2,301e-6$	$1,999e-6$	$1,803e-6$	<i>Failure Criteria</i>
Skin	3,5	3,85	4,13	<i>Margin of Safety</i>



Gambar 3.7 Grafik variasi ketebalan *skin*

Pada **Gambar 3.7** menunjukkan grafik gabungan dari hasil simulasi variasi ketebalan *skin*. Pada ketebalan

skin 1 mm mengalami *displacement* puncak sebesar 0,57 mm, sedangkan pada ketebalan *skin* 1,5 mm dan 2 mm mengalami *displacement* puncak masing-masing sebesar 0,53 mm dan 0,5 mm. Berdasarkan hasil simulasi, *skin* dengan ketebalan 1 mm mengalami *displacement* paling tinggi dibanding variasi ketebalan *skin* lainnya. Hal ini menunjukkan bahwa ketebalan dapat mempengaruhi kekuatan dari suatu material.

3.2 Variasi Berat Pesawat

Dalam penelitian ini juga dilakukan variasi berat pesawat dengan 3 variasi berat, yaitu berat 1 dengan pembebanan sebesar 68,67 N, berat 2 dengan pembebanan sebesar 80,78 N, dan berat 3 dengan pembebanan sebesar 85,69. Variasi berat 1 memiliki hasil yang sama dengan variasi ketebalan *skin* 1,5 mm karena memiliki nilai pembebanan dan ketebalan *skin* yang sama dalam pemodelannya.

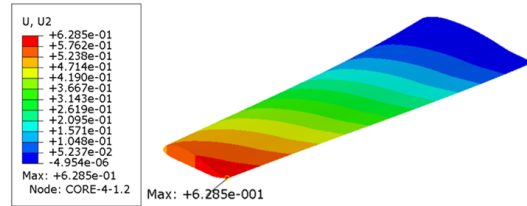
Pada variasi berat 2 dengan pembebanan sebesar 80,78 N diperoleh tegangan tertinggi sebesar 4,42 MPa yang terjadi pada *spar* atas. Hal ini terjadi karena adanya perubahan geometri pada *spar* yang awalnya lebar pada bagian *wing root*, lalu semakin mengecil hingga bagian *wing tip*. Tegangan juga terjadi pada *skin* dengan tegangan sebesar 1,078 MPa dan *core* sebesar 6,067e-3 MPa. Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *skin* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{4,4545 \text{ Mpa}}{1,078 \text{ Mpa}} - 1 = 3,13$$

Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *core* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

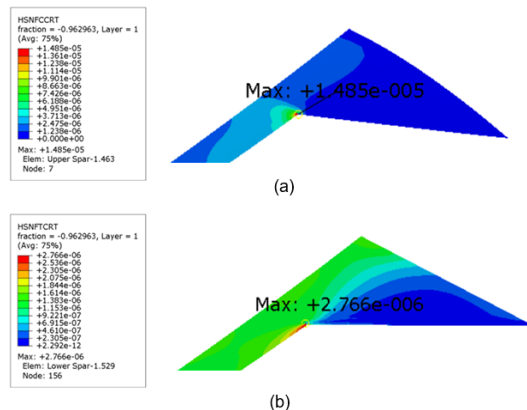
$$MS = \frac{0,641 \text{ Mpa}}{6,067e^{-3} \text{ Mpa}} - 1 = 104,6$$

Sedangkan untuk *displacement* maksimum terjadi pada ujung *tip* sayap sebesar 0,62 mm seperti pada **Gambar 3.8**. Hal ini terjadi karena bagian ujung *tip* diasumsikan bebas bergerak tidak ditumpu seperti pada bagian *root*.



Gambar 3. 8 Visualisasi *displacement* pada variasi berat 2

Berdasarkan hasil simulasi variasi berat 2, *Failure Criteria* (FC) terjadi pada bagian *spar* atas dan *spar* bawah. Besarnya nilai *Failure Criteria* pada *spar* atas adalah 1,485e-5. Sedangkan pada *spar* bawah sebesar 2,766e-6. Berdasarkan nilai *Failure Criteria* dari kedua *spar* tersebut, struktur sayap dengan variasi berat 2 masih aman terhadap pembebanan yang diberikan karena memiliki nilai dibawah satu. Seperti pada **Gambar 3.9**.



Gambar 3. 9 Nilai *failure criteria* (a) *spar* atas (b) *spar* bawah pada variasi berat 2

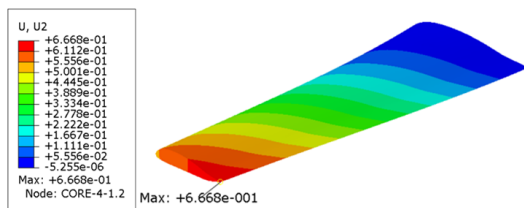
Pada variasi berat 3 dengan pembebanan sebesar 85,69 N diperoleh tegangan tertinggi sebesar 4,69 MPa yang terjadi pada *spar* atas. Hal ini terjadi karena adanya perubahan geometri pada *spar* yang awalnya lebar pada bagian *wing root*, lalu semakin mengecil hingga bagian *wing tip*. Tegangan juga terjadi pada *skin* dengan tegangan sebesar 1,144 MPa dan *core* sebesar $6,436e-3$ MPa. Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *skin* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{4,4545 \text{ Mpa}}{1,144 \text{ Mpa}} - 1 = 2,89$$

Besarnya nilai *Margin of Safety* pada *core* berdasarkan perhitungan adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{0,641 \text{ Mpa}}{6,436e^{-3} \text{ Mpa}} - 1 = 98,5$$

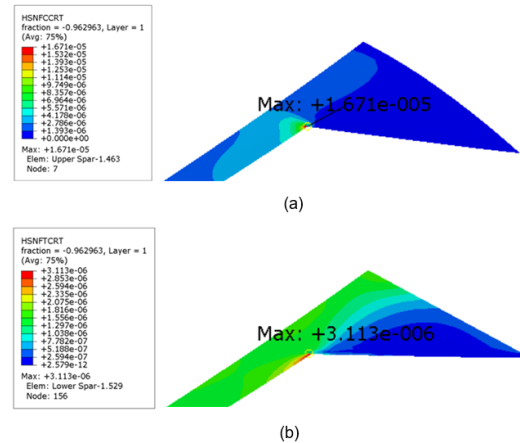
Sedangkan untuk *displacement* maksimum terjadi pada ujung *tip* sayap sebesar 0,66 mm seperti pada **Gambar 3.10**. Hal ini terjadi karena bagian ujung *tip* diasumsikan bebas bergerak tidak ditumpu seperti pada bagian *root*.



Gambar 3.10 Visualisasi *displacement* pada variasi berat 3

Berdasarkan hasil simulasi berat 3, *Failure Criteria* (FC) terjadi pada bagian *spar* atas dan *spar* bawah. Besarnya nilai *Failure Criteria* pada *spar* atas adalah $1,671e-5$. Sedangkan pada *spar* bawah sebesar $3,113e-6$. Berdasarkan nilai *Failure Criteria* dari kedua *spar* tersebut, struktur sayap dengan variasi berat 3

masih aman terhadap pembebanan yang diberikan karena memiliki nilai dibawah satu. Seperti pada **Gambar 3.11**.



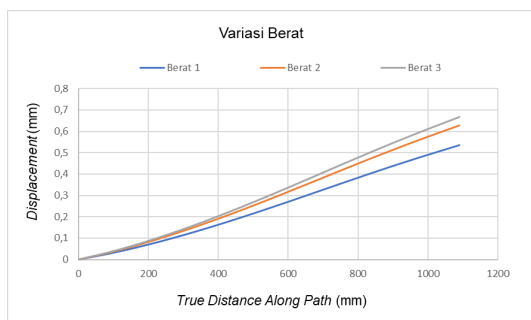
Gambar 3.11 Nilai *failure criteria* (a) *spar* atas (b) *spar* bawah pada variasi berat 3

Dari ketiga hasil simulasi variasi berat, struktur sayap masih aman berdasarkan hasil perhitungan *margin of safety* dan *failure criteria* yang dapat dilihat pada **Tabel 3.2**.

Pada **Gambar 3.12** menunjukkan grafik gabungan dari hasil simulasi variasi berat. Pada variasi berat 1 mengalami *displacement* puncak sebesar 0,53 mm. Sedangkan pada variasi berat 2 dan variasi berat 3 mengalami *displacement* puncak masing-masing sebesar 0,62 mm dan 0,66 mm. Berdasarkan hasil simulasi, variasi berat 3 dengan mengalami *displacement* paling tinggi dibanding variasi berat lainnya. Hal ini menunjukkan bahwa berat dapat mempengaruhi kekuatan dari suatu material. Oleh karena itu, pemilihan material harus diperhatikan karena material harus memiliki kekuatan dalam menahan berat atau beban yang diberikan.

Tabel 3. 2 Nilai *margin of safety & failure criteria* pada variasi berat pesawat

Part	Variasi Berat 1	Variasi Berat 2	Variasi Berat 3	Keterangan
Core	123,27	104,6	98,5	<i>Margin of Safety</i>
Upper Spar	1,073e-5	1,485e-5	1,671e-5	<i>Failure Criteria</i>
Lower Spar	1,999e-6	2,766e-6	3,113e-6	<i>Failure Criteria</i>
Skin	3,85	3,13	2,89	<i>Margin of Safety</i>



Gambar 3. 12 Grafik variasi berat

Kesimpulan

Berdasarkan hasil simulasi uji *bending* dengan variasi ketebalan skin dan berat pesawat pada keadaan *cruise* diperoleh kesimpulan sebagai berikut:

1. Struktur sayap semakin kuat ketika ketebalan *skin* bertambah, namun massa atau berat dari sayap juga semakin bertambah. Pada simulasi variasi ketebalan 1 mm terjadi tegangan sebesar 3,85 MPa dan *displacement* sebesar 0,57 mm. Lalu, pada variasi ketebalan 1,5 mm terjadi tegangan sebesar 3,75 MPa serta *displacement* sebesar 0,53 mm. Pada variasi ketebalan 2 mm terjadi tegangan sebesar 3,63 MPa dan *displacement* sebesar 0,5 mm. Berdasarkan hasil *margin of safety* dan *hashin damage*, struktur sayap

dinyatakan masih aman karena nilai dari *margin of safety* nya diatas nol dan nilai dari *hashin damage* nya dibawah satu.

2. Beban yang diterima oleh struktur sayap semakin bertambah ketika variasi berat pesawat pada saat keadaan *cruise* dilakukan. Pada simulasi variasi berat 1 dengan pembebanan sebesar 68,67 N terjadi tegangan sebesar 3,75 MPa dan *displacement* sebesar 0,53 mm. Lalu, pada variasi berat 2 dengan pembebanan sebesar 80,78 N terjadi tegangan sebesar 4,42 MPa dan *displacement* sebesar 0,62 mm. Variasi berat 3 dengan pembebanan sebesar 85,69 N diperoleh tegangan sebesar 4,69 MPa serta *displacement* 0,66 mm. Berdasarkan hasil *margin of safety* dan *hashin damage*, struktur sayap dinyatakan masih aman karena nilai dari *margin of safety* nya diatas nol dan nilai dari *hashin damage* nya dibawah satu.

DAFTAR PUSTAKA

1. Barnhart, R. K., Hottman, S. B., Marshall, D. M, Shappee, E., 2012, INTRODUCTION TO UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS, CRC Press Taylor & Francis Group, Boca Raton.
2. Farisi, M. H., Pembuatan Pesawat Terbang Tanpa Awak JATAYU-01, Skripsi, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta.
3. Anggry, A., 2021, BUKU AJAR Pembelajaran Berbasis Masalah KEKUATAN BAHAN TEGANGAN DAN REGANGAN PADA BATANG, Politeknik Manufaktur Negeri Bangka Belitung, Bangka.
4. Campbell, F. C., 2010, Structural composite materials, ASM international, Ohio.

5. Ardiyanto, P., 2014. Analisa Pengaruh Ketebalan Inti (Core) Polyurethane Terhadap Karakteristik Bending Komposit Sandwich, Skripsi, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
6. Tjahjanti, P. H., 2018, Buku Ajar Teori Dan Aplikasi Material Komposit Dan Polimer, Umsida Press, Sidoarjo.
7. Beliu, H. N., Pell, Y. M., & Jasron, J. U., 2016, Analisa kekuatan tarik dan bending pada komposit widuri-polyester, LONTAR Jurnal Teknik Mesin Undana (LJTMU), 3(2), 11-20.
8. Soemaryanto, A. R., & Rosid, N. H., 2018, Verification of Schrenk method for wing loading analysis of small unmanned aircraft using navierstokes based CFD simulation, Jurnal Teknologi Dirgantara, 15(2), 161-166.
9. Kamal, N. N. M., Basri, A. A., Basri, E. I., Basri, I. S., & Abas, M. F. 2019, Comparison study between Schrenk's approximation method and computational fluid dynamics of aerodynamic loading on UAV NACA 4415 wing, Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences, 64(2), 283-292.
10. Santoso, D. W., Haryanto, K., 2022, Analisis Kekuatan Struktur Sayap Komposit Sandwich Terhadap Variasi Ketebalan Skin Dan Diameter Stringer UAV Fixed Wing VTOL VX-2, Laporan Penelitian Madya, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta.
11. Widanto, M. H., Karakterisasi Material dan Simulasi Low Velocity Impact Pelat Komposit Anyam Yang Dibuat Dengan Metode Vari, Tesis, Institut Teknologi Bandung, Bandung.
12. Ramadhan, N. N., Analisis Numerik Tumbukan Crash Box Variasi Geometri Dan Kecepatan Dengan Alumunium Foam, Skripsi, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta.
13. Hu, H., Wei, Q., Liu, B., Liu, Y., Hu, N., Ma, Q., Wang, C., 2022, Progressive Damage Behaviour Analysis and Comparison with 2D/3D Hashin Failure Models on Carbon Fibre-Reinforced Alumunium Laminates, Polymers, Vol. 14, 2-25, Switzerland