

Efek Pemilihan Material Komposit dan Konfigurasi *Layer* terhadap Kekuatan Struktur pada Desain Sayap UAV Sejenis Aerostar

Agung Dwi Sasongko¹, Raihan Rafif², Handoko¹

¹Dinas Penelitian dan Pengembangan TNI AU, Bandung, Indonesia

²PT. Arke Global Rekayasa Nusantara, Bandung, Indonesia
e-mail: agungdwisasonko92@gmail.com

Abstrak — *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) banyak digunakan dalam beberapa aplikasi baik untuk keperluan sipil ataupun militer. Dalam dunia militer, salah satu kegunaannya adalah sebagai eksekutor dari peran intelijen yakni untuk pengintaian udara dan akusisi target. Dalam setiap misinya, UAV banyak membawa sistem yang cukup berat. Oleh karena itu, struktur sayap UAV harus cukup kuat untuk menahan beban yang mungkin terjadi selama penerbangan. Dalam penelitian ini, analisis numerik digunakan untuk memprediksi respon struktur sayap UAV terhadap beban yang diberikan. Dengan melakukan perbandingan antar material komposit dan konfigurasi layer pada struktur sayap, dapat ditentukan model yang paling baik untuk menerima beban pada sayap UAV. Adapun untuk analisis numerik dilakukan pada perangkat lunak *Abaqus*. Dengan melakukan simulasi pada kondisi *load factor* sebesar 3,8, diperoleh bahwa model yang paling baik adalah model dengan komposisi material berupa *Woven carbon epoxy* dan konfigurasi *layer* dengan ketebalan *skin* yang optimum sebesar 1-1,6 mm, ketebalan *ribs* dan *rear spar* yang optimum sebesar 1,6 mm serta ketebalan *front spar* yang optimum sebesar 4 mm.

Kata Kunci: analisis numerik, sayap UAV, komposit, konfigurasi layer, *load factor*.

1. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau kendaraan udara tanpa awak adalah salah satu teknologi yang sedang mengalami perkembangan yang pesat dan memiliki potensi yang sangat besar, baik untuk keperluan militer maupun kepentingan sipil. Perkembangan pesawat tanpa awak banyak digunakan dalam beberapa aplikasi kehidupan diantaranya seperti pengiriman muatan, pemantauan lalu lintas, memantau lingkungan yang berbahaya dalam pergerakan objek, dan pengawasan. [1] Di Indonesia, UAV juga sudah banyak digunakan oleh beberapa perusahaan atau instansi baik untuk keperluan sipil maupun militer.

Dinas Penelitian dan Pengembangan (Dislitbang) TNI Angkatan Udara pada saat ini sedang melakukan penelitian mengenai UAV sejenis Aerostar. Pesawat sejenis Aerostar disebut sebagai *Tactical Unmanned Aerial Vehicle* (TUAV) didasarkan pada perannya sebagai eksekutor dari peran intelijen, yakni untuk pengintaian udara dan akusisi target. Dengan bekal kemampuan *Medium Altitude Long Endurance* (MALE), UAV ini dapat melakukan tugas intai dan intelijen secara real time pada *coverage* yang luas dalam waktu yang lama.[2]

Dalam setiap misinya, struktur UAV banyak membawa sistem yang cukup berat diantaranya adalah sistem kelistrikan,

sistem komunikasi, sistem kontrol pesawat, sistem avionik, sistem muatan, dan sistem propulsi. Dengan membawa sistem yang cukup berat tersebut, struktur UAV didesain untuk dapat menahan pembebanan dalam berbagai keadaan yang mungkin terjadi pada pesawat. Salah satu komponen yang kritis

untuk menahan beban yang terjadi selama penerbangan yakni komponen sayap UAV. Dengan data geometri sayap ditunjukkan pada Tabel 1, UAV sejenis Aerostar didesain untuk membawa beban maksimum sebesar 230 kg pada ketinggian maksimum pada 18.000 ft.

Tabel 1 Spesifikasi Sayap

<i>Wing span (b)</i>	<i>m</i>	7,2
<i>Wing Area (S)</i>	$\frac{m}{2}$	4
<i>Root chord (C_r)</i>	<i>m</i>	0,61
<i>Tip Chord (C_t)</i>	<i>m</i>	0,41

Aspect Ratio (<i>AR</i>)	-	12
Taper Ratio (λ)	-	0,67
Max Lift Coefficient (<i>C_{l,max}</i>)	-	1,47
Min Lift Coefficient (<i>C_{l,min}</i>)	-	-0,89

Untuk menentukan kekuatan struktur sayap dalam menahan beban selama penerbangan, analisis numerik diperlukan untuk memprediksi respon struktur terhadap beban yang diberikan, dalam hal ini berupa gaya angkat yang diterima oleh sayap selama penerbangan. Pendekatan yang dilakukan untuk menentukan besarnya gaya angkat adalah dengan menggunakan metode *Schrenk* untuk memperoleh gaya angkat

sepanjang *span* dari sayap UAV. Sedangkan material yang digunakan pada struktur sayap berupa komposit. Dalam penelitian ini, dilakukan perbandingan material komposit antara *carbon fiber* dan *glass fiber* serta perbandingan konfigurasi *layer* yang digunakan. Adapun analisis numerik yang dilakukan pada penelitian ini menggunakan perangkat lunak *Abaqus*.

2. METODOLO

GI V-n Diagram

V-n diagram adalah sebuah diagram yang menampilkan batas beban suatu pesawat terhadap kecepatan terbangnya. Diagram ini sangat penting terutama untuk menentukan *load factor* maksimum yang

dapat diperoleh berdasarkan grafik dan digunakan dalam tahap desain struktur

pada pesawat. Apabila setelah penentuan *load factor* maksimum ternyata nilai yang didapatkan cukup rendah, maka desain pesawat tersebut tidak memenuhi kelayakan udara. Sehingga disarankan untuk para *engineer* untuk menghitung ulang V-n diagram dalam proses desain untuk alasan

keamanan. [3] Mengacu pada regulasi FAR 23, nilai *load factor* maksimum dan minimum suatu pesawat berkategori

normal dapat ditentukan besarnya yakni $n = 3,8$ dan $n = -1,52$. Dari data tersebut, grafik dari V-n diagram dapat ditentukan.

Besar *load factor* diperoleh dengan persamaan berikut,

$$n = \frac{L}{W} = \frac{0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}{C_{Lmax} \cdot W}$$

Besar kecepatan *stall* suatu pesawat pada *load factor* sama dengan satu diperoleh dengan persamaan berikut,

$$V_{s+} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

Sedangkan kecepatan *stall* suatu pesawat pada *load factor* sama dengan negatif satu diperoleh dengan persamaan berikut,

$$V_{s-} = \sqrt{\frac{2W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmin}}}$$

Besar kecepatan maksimum yang dapat ditempuh ketika pesawat dalam kondisi manuver dengan *load factor* positif tanpa kerusakan struktur adalah,

$$V_A = \sqrt{\frac{2nW}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}}$$

Sedangkan besar kecepatan maksimum yang dapat ditempuh ketika pesawat dalam kondisi manuver dengan *load factor* negatif tanpa kerusakan struktur adalah,

$$V_G = \sqrt{\frac{2nW}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmin}}}$$

Besar kecepatan *cruise* dan kecepatan *dive* dapat diperoleh dengan fungsi dari wing loading sebagai berikut,

$$V_c = 2,4 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}$$

$$V_d = 1,4 \cdot V_c$$

Di mana n adalah *load factor*, ρ adalah kerapatan udara, S adalah luas penampang sayap, C_{Lmax} adalah koefisien gaya angkat

maksimum, C_{Lmin} adalah koefisien gaya angkat minimum, V adalah kecepatan pesawat dan W adalah berat pesawat.[3]

Distribusi Beban

Dalam tahap desain, untuk menentukan pembebanan yang terjadi pada sayap digunakan suatu metode sederhana yang disebut sebagai Metode *Schrenk*. Metode ini bertujuan untuk mendapatkan distribusi gaya angkat sepanjang span. Metode ini menghitung nilai rata-rata dari gaya angkat

per panjang span antara distribusi gaya angkat berbentuk *planform* dan berbentuk *elliptical*. Berdasarkan penelitian Arifin dan Rosid, hasil distribusi gaya angkat yang diperoleh dari metode ini tidak jauh berbeda dengan hasil simulasi CFD. Adapun persamaan dari metode *Schrenk* ditunjukkan sebagai berikut, [4]

$$L'_{elliptical} = \frac{4}{\pi} \frac{\sqrt{1 - \frac{2y}{b}}}{b}$$

$$L'_{planform} = \frac{2L}{(1 + \lambda)b} \left(1 + \frac{2y}{b} (\lambda - 1)\right)$$

$$L'_{schrenk} = \frac{L'_{elliptical} + L'_{planform}}{2}$$

Dengan

- L : gaya angkat total (N)
- L' : distribusi gaya angkat (N/m)
- λ : *taper ratio*
- b : panjang span sayap (m)
- y : jarak ke arah span dari section (m)

Pemilihan Material

Dikarenakan pengembangan UAV ini dalam tahap desain, maka perlu dilakukan optimasi jenis material dan konfigurasi *layer* yang akan digunakan. Oleh karena itu dalam penelitian ini digunakan dua penelitian mengenai sayap UAV sebagai pembanding yakni penelitian oleh Fajar & Adhitya [5] dan penelitian oleh Khodijah

[6]. Untuk material dan konfigurasi layer yang digunakan pada penelitian oleh Fajar & Adhitya ditunjukkan pada Tabel 2 dan Tabel 3, sedangkan untuk material dan konfigurasi layer yang digunakan pada penelitian oleh Khodijah ditunjukkan pada Tabel 4 dan Tabel 5.

Tabel 2 Sifat Material *Glass EW 185 Cloth/Polyester* [5]

Sifat	Satuan	<i>Glass EW 185 Cloth/Polyester</i>
<i>Tensile Modulus</i>	MPa	8088
<i>Shear Modulus</i>	MPa	3370
<i>Poisson Ratio</i>		0,2
<i>Density</i>	gr/cm ³	1,5
<i>Tensile Strength</i>	MPa	322,57

<i>Compressive Strength</i>	MPa	116,44
<i>Shear Strength</i>	MPa	30

Komponen	Ketebalan (mm)	Orientasi
<i>Ribs Inner</i>	6,4	$[(0^0/45^0)_8]_s$
<i>Ribs Outer</i>	4,8	$[(0^0/45^0)_6]_s$
<i>Skin Lower Inner</i>	1,2	$[0^0/45^0]_s$ 2
<i>Skin Lower Outer</i>	1	$[(0^0/45^0)_2/0^0]$
<i>Skin Upper Inner</i>	1,6	$[(0^0/45^0)_2]_s$
<i>Skin Upper Outer</i>	1,2	$[0^0/45^0]_s$ 2
<i>Spar Front Inner</i>	11,2	$[(0^0/45^0)_{14}]_s$
<i>Spar Front Outer</i>	9,6	$[(0^0/45^0)_{12}]_s$
<i>Spar Rear Inner</i>	8,4	$[(0^0/45^0)_{11}]_s$
<i>Spar Rear Outer</i>	6	$[(0^0/45^0)_7/0^0]_s$

Tabel 3 Konfigurasi Susunan *Layer A* [5]

Tabel 4 Sifat Material *Woven carbon epoxy* [6]

Sifat	Satuan	<i>Woven carbon epoxy</i>
<i>Tensile Modulus</i>	MPa	70000
<i>Shear Modulus</i>	MPa	5000
<i>Poisson Ratio</i>		0,1
<i>Density</i>	gr/cm ³	1,6
<i>Tensile Strength</i>	MPa	600
<i>Compressive Strength</i>	MPa	570
<i>Shear Strength</i>	MPa	90

Tabel 5 Konfigurasi Susunan *Layer B* [6]

Komponen	Ketebalan (mm)	Orientasi
<i>Upper Skin</i>	3,2	[90 ⁰ ₂ /0 ⁰ ₂ /45 ⁰ ₂ /-45 ⁰ ₂] _s
<i>Lower Skin</i>		
<i>Front Spar (Horizontal Surface)</i>	4	[90 ⁰ ₃ /0 ⁰ ₃ /45 ⁰ ₂ /-45 ⁰ ₂] _s
<i>Front Spar (Vertical Surface)</i>		[90 ⁰ ₂ /0 ⁰ ₂ /45 ⁰ ₃ /-45 ⁰ ₃] _s

<i>Rear Spar</i>	1,6	[90 ⁰ /0 ⁰ /45 ⁰ /-45 ⁰] _s
<i>Ribs</i>		

Dari data material dan konfigurasi susunan *layer* yang ada, kemudian dilakukan optimasi dengan cara mengombinasikan material yang digunakan dan konfigurasi susunan

layer pada UAV yang akan dikembangkan. Komposisi material dan susunan *layer* yang akan digunakan pada penelitian ini ditunjukkan pada Tabel 6-12,

Tabel 6 Komposisi Model 1

Komponen	Material	Orientasi
<i>Skin</i>	<i>Glass EW 185 Cloth/Polyester</i>	A
<i>Spar</i>		
<i>Ribs</i>		

Tabel 7 Komposisi Model 2

Komponen	Material	Orientasi
<i>Skin</i>	<i>Glass EW 185 Cloth/Polyester</i>	B
<i>Spar</i>		
<i>Ribs</i>		

Tabel 8 Komposisi Model 3

Komponen	Material	Orientasi
<i>Skin</i>	<i>Woven carbon epoxy</i>	A
<i>Spar</i>		
<i>Ribs</i>		

Tabel 9 Komposisi Model 4

Komponen	Material	Orientasi
<i>Skin</i>	<i>Woven carbon epoxy</i>	B
<i>Spar</i>		
<i>Ribs</i>		

Tabel 10 Komposisi Model 5

Komponen	Material	Orientasi
<i>Skin</i>	<i>Glass EW 185 Cloth/Polyester</i>	A
<i>Spar</i>	<i>Woven carbon epoxy</i>	B
<i>Ribs</i>		

Tabel 11 Komposisi Model 6

Komponen	Material	Orientasi
Skin	Woven carbon epoxy	A
Spar		B
Ribs		

Sedangkan untuk komponen boom dengan ketebalan 3 mm, material yang digunakan adalah Al 7075-T6 dengan sifat material yang ditunjukkan pada Tabel 12.

Tabel 12 Sifat material Al 7075-T6

Sifat	Satuan	Glass EW 185 Cloth/Polyester
Tensile Modulus	MPa	71700
Poisson Ratio		0,33
Density	gr/cm ³	2,81
Tensile Strength	MPa	503

Kriteria Kegagalan

Kriteria kegagalan merupakan suatu parameter yang digunakan pada analisis struktur untuk menentukan kekuatan struktur yang akan ditinjau. Adapun kriteria kegagalan Tsai-Wu digunakan untuk penelitian ini dikarenakan

kriteria kegagalan Tsai-Wu meninjau variabel kekuatan struktur dalam arah tarik maupun tekan untuk material komposit. Adapun untuk persamaan kriteria kegagalan Tsai-Wu ditunjukkan sebagai berikut. [7]

$$ff_1 \cdot \sigma_1 + ff_2 \cdot \sigma_2 + ff_{11} \cdot \sigma_1^2 + ff_{22} \cdot \sigma_2^2 + ff_{\sigma_1 \sigma_2} \cdot \sigma_1 \cdot \sigma_2 \geq 1$$

Besar koefisien kekuatan dalam arah longitudinal:

$$ff_1 = \frac{1}{\sigma_1^T \cdot \sigma_1^C}, \quad ff_2 = \frac{1}{\sigma_2^T \cdot \sigma_2^C}$$

Besar koefisien kekuatan dalam arah transversal:

$$ff_{11} = \frac{1}{\sigma_1^T \cdot \sigma_1^C}, \quad ff_{22} = \frac{1}{\sigma_2^T \cdot \sigma_2^C}$$

$T \quad C$
 2

Besar koefisien kekuatan geser

$$ff_{66} = \frac{1}{12} \cdot 2$$

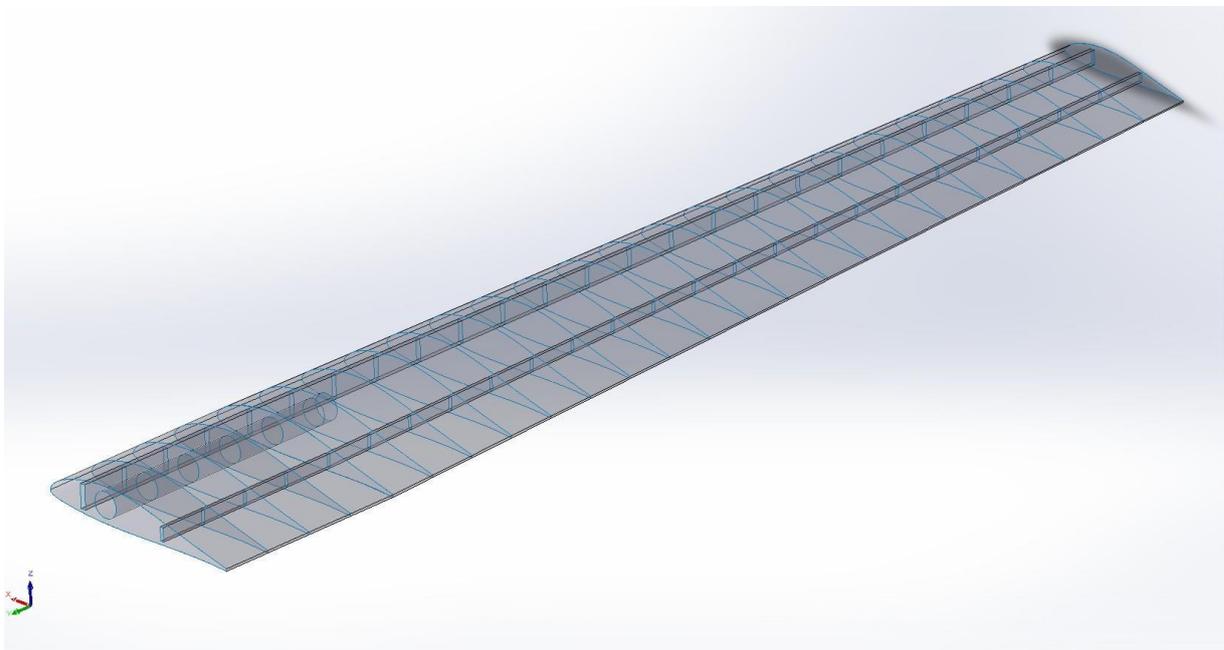
Besar koefisien interaksi:

$$ff_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{(ff_{11} \cdot ff_{22})^2}$$

Desain Sayap

Dalam tahap desain sayap dari UAV sejenis Aerostar ini, terdapat komponen pada UAV diantaranya adalah komponen *skin*, *ribs*, *front spar*, *rear spar*, dan *boom*. Untuk jumlah *ribs* ada sebanyak 24 yang terbagi menjadi 2 bagian di mana 4 *ribs* berada di *inner wing* dan 20 *ribs* berada di *outter wing*. Adapun untuk

komponen *boom* terletak hanya pada bagian *inner wing*. Untuk desain sayap UAV sejenis aerostar dilakukan di *software Solidworks* dengan memodelkannya sebagai *surface*. Kemudian desain sayap tersebut diekspor ke *software Abaqus* untuk dilakukan simulasi pembebanan statik.

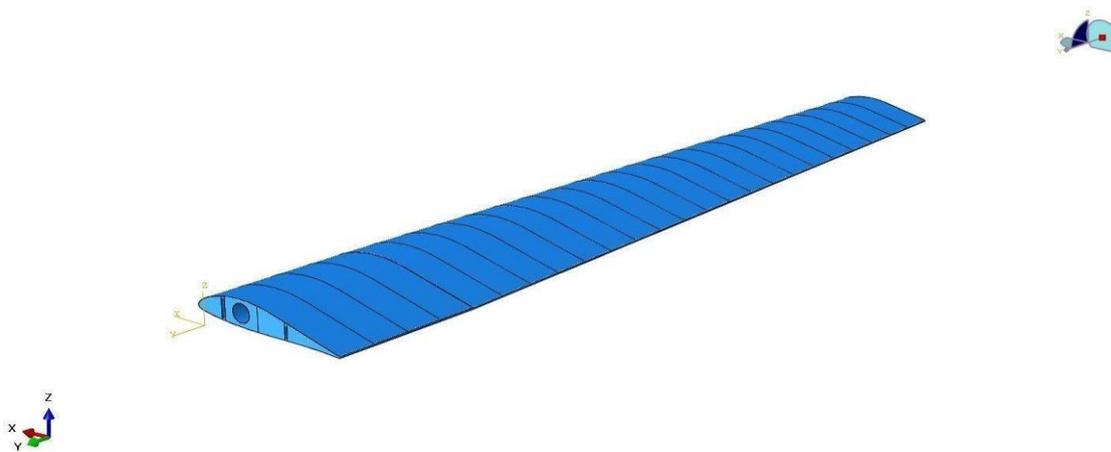


Gambar 1 3D *Drawing* Sayap UAV

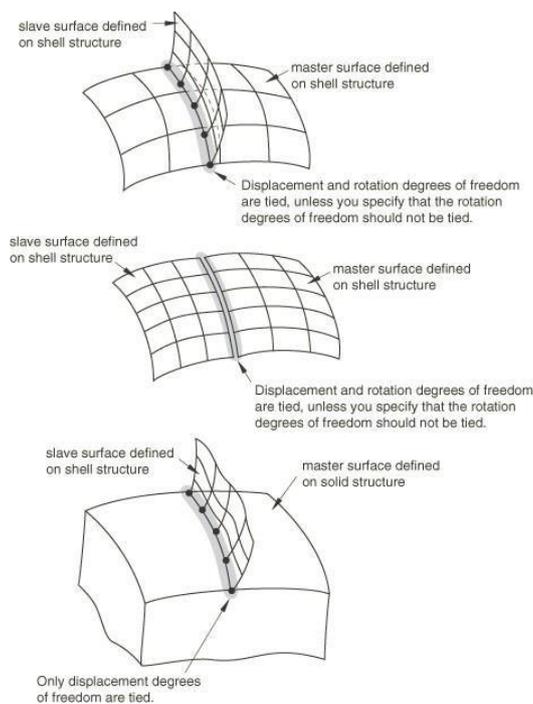
Pemodelan Elemen Hingga

Sebelum melakukan simulasi pembebanan statik, perlu dilakukan terlebih dahulu *pre-processing* untuk menentukan parameter apa saja yang akan dimasukkan ke dalam *software Abaqus*. Salah satu bagian dalam tahap *pre-processing* adalah *import* desain yang telah dilakukan ke dalam *software Abaqus*. Akan tetapi dikarenakan impor yang dilakukan terpisah antar komponen satu dengan yang

lain, maka perlu dilakukan penyambungan antar komponennya pada bagian interaksi. Penyambungan antar komponen tersebut menggunakan fitur pada *Abaqus* yakni *tie constraint*. Pada fitur tersebut, komponen yang berupa *slave surface* hanya dapat digunakan satu kali saja. Fitur tersebut sangat cocok apabila ingin menghubungkan dua komponen yang berupa *surface*.



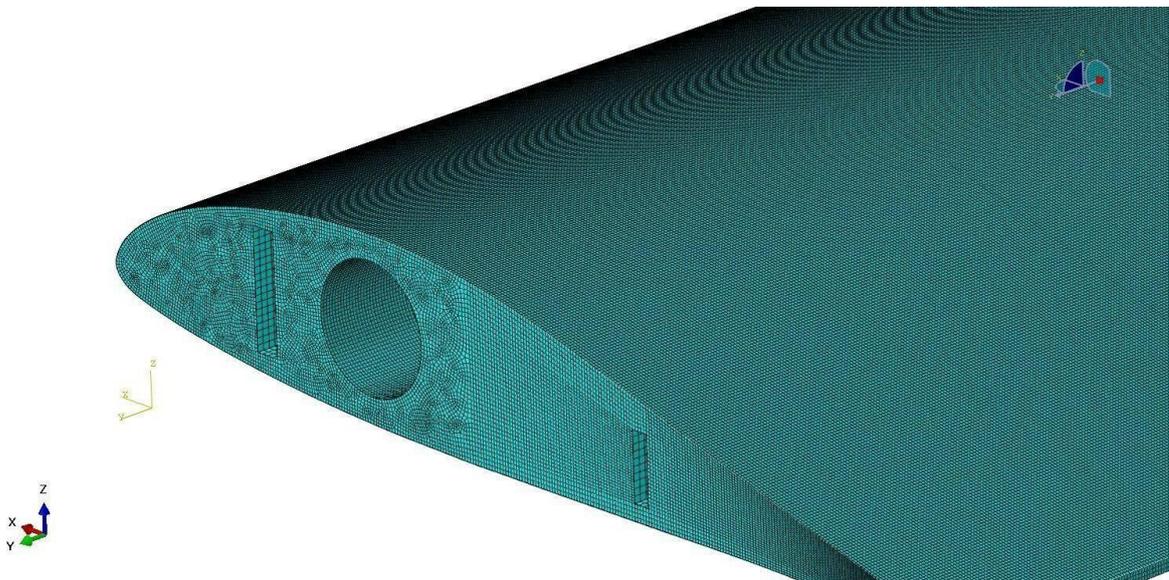
Gambar 2 *Wing surface model*



Gambar 3 *Tie constraint*

Kemudian bagian lainnya pada tahap *pre-processing* adalah memasukkan sifat material yang telah ditentukan ke masing-masing komponen. Pada tahap ini, karena materialnya berupa komposit, maka orientasi dari tiap *layer* perlu didefinisikan pada bagian *composite layup*. Selain itu karena keluaran yang diharapkan pada *software Abaqus* berupa kriteria kegagalan, maka perlu dimasukkan kekuatan material dalam arah tarik maupun tekan. Setelah melewati proses memasukkan sifat material, hal selanjutnya yang dilakukan adalah *meshing*.

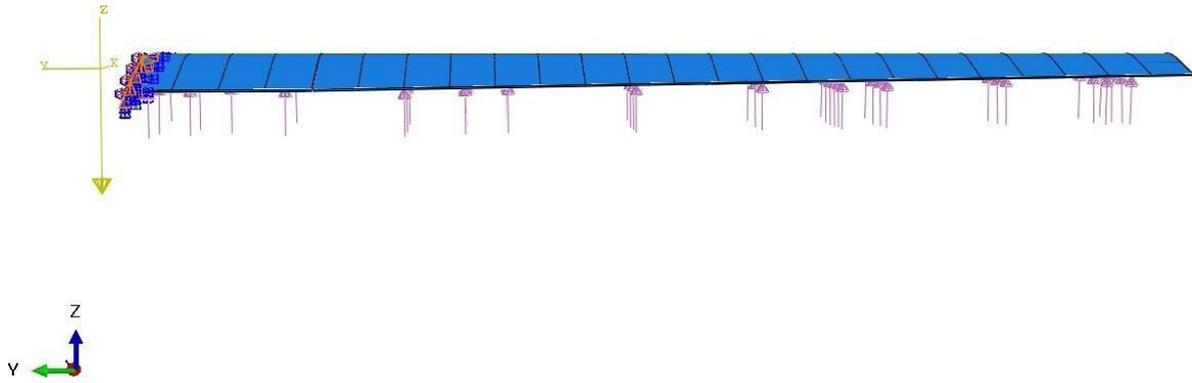
Meshing adalah membagi suatu komponen menjadi bagian-bagian kecil yang fungsinya untuk mendapatkan hasil yang lebih akurat dalam menjalankan simulasi. Pada penelitian ini, hampir semua bagian menggunakan tipe elemen berupa *quad structure*, hanya beberapa bagian yang menggunakan *tri free* untuk bagian yang tidak beraturan seperti pada komponen *ribs*. Adapun contoh *meshing* yang dilakukan pada salah satu bagian pada sayap ditunjukkan pada Gambar 4.



Gambar 4 *Meshing*

Bagian lainnya pada tahap *pre-processing* adalah memasukkan kondisi batas dan pembebanan. Besarnya pembebanan di daerah tertentu pada sayap UAV dapat dimasukkan berdasarkan hasil perhitungan

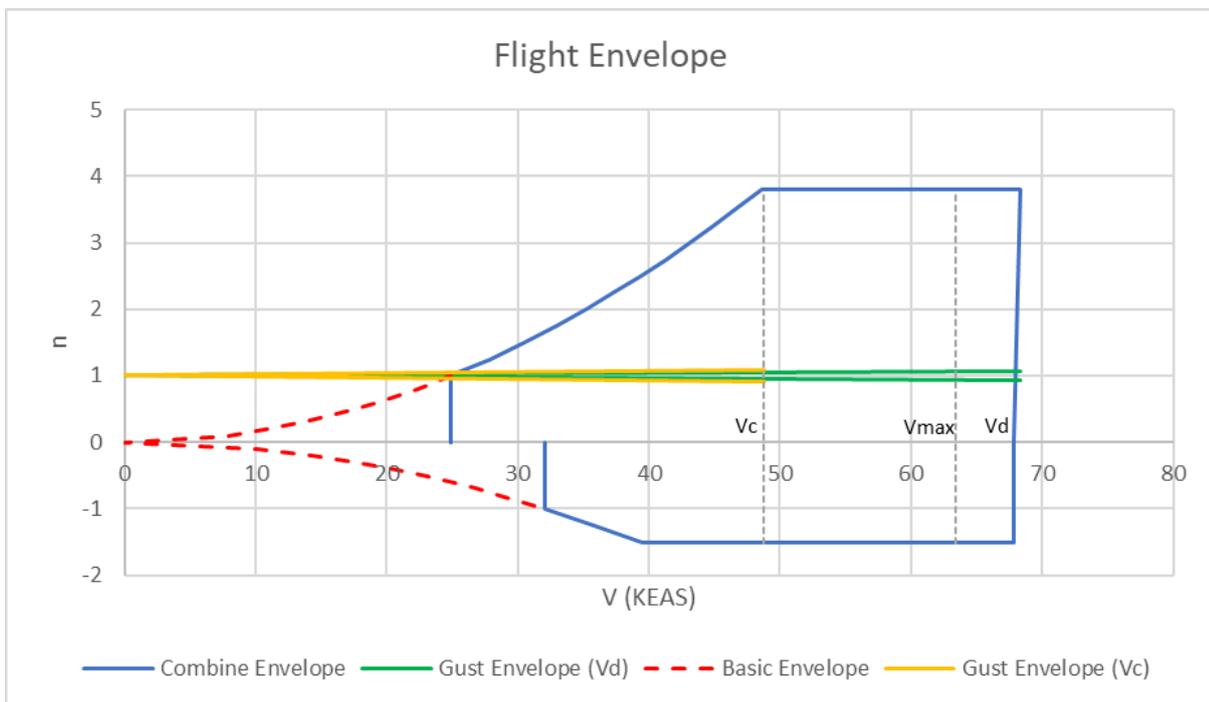
metode *Schrenk* pada saat *load factor* sebesar 3,8. Untuk kondisi batas yang diberikan pada sayap UAV berupa kondisi *fix* di bagian *root* sayap.



Gambar 5 Pembebanan dan kondisi batas

3. HASIL DAN ANALISIS

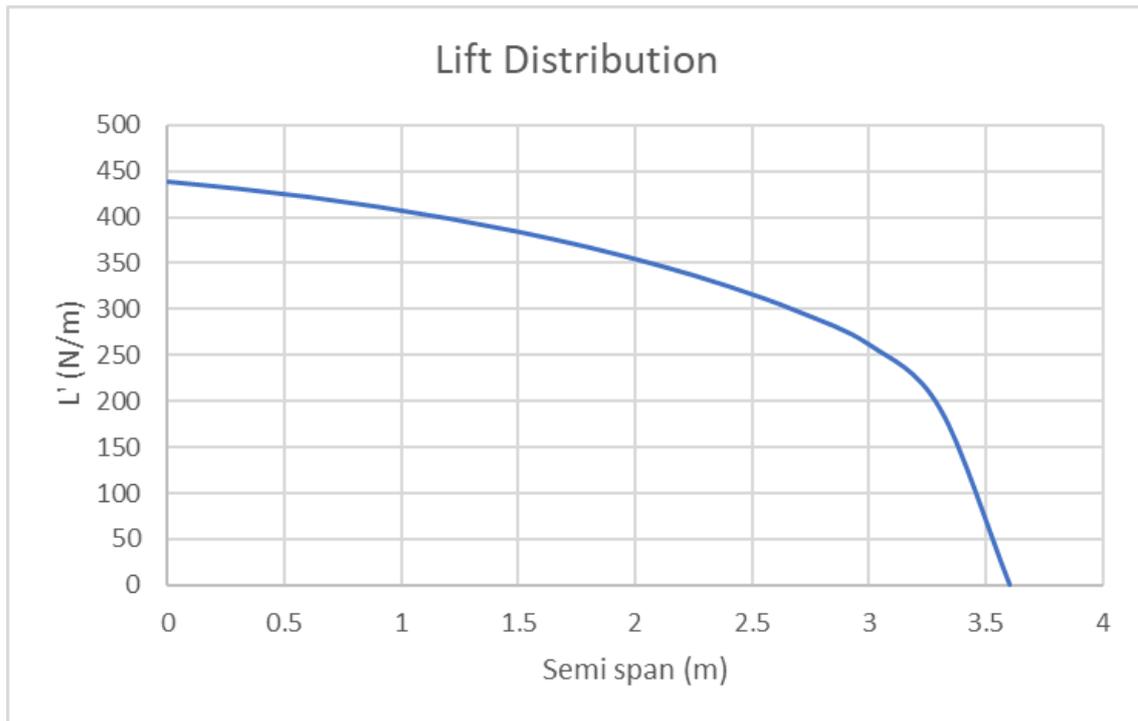
Setelah melakukan perhitungan, diperoleh V-n diagram untuk UAV sejenis Aerostar ditunjukkan pada Gambar 6,



Gambar 6 Hasil V-n Diagram

Dapat dilihat bahwa *load factor* maksimum yang dapat terjadi pada UAV sebesar 3,8 dan untuk *load factor* minimum yang dapat terjadi pada UAV adalah sebesar -1,52. Setelah mendapatkan *load factor* maksimum,

kemudian data tersebut diolah menggunakan metode *Schrenk* sehingga diperoleh distribusi gaya angkat sepanjang sayap. Adapun untuk hasil distribusi gaya angkat sepanjang sayap ditunjukkan pada Gambar 7,

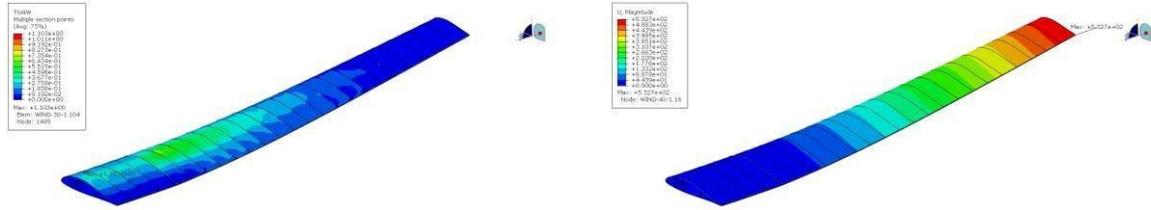


Gambar 7 Distribusi gaya angkat sepanjang *span* sayap

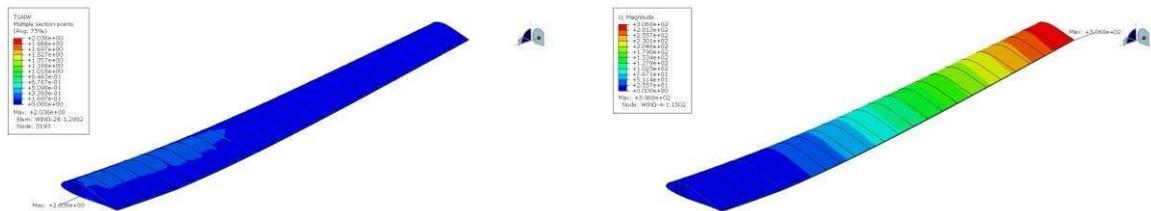
Dengan melakukan variasi pada jenis material dan orientasi *layernya*, diperoleh hasil dari tiap model pada Gambar 8-13,

*Tsai-Wu
Failure*

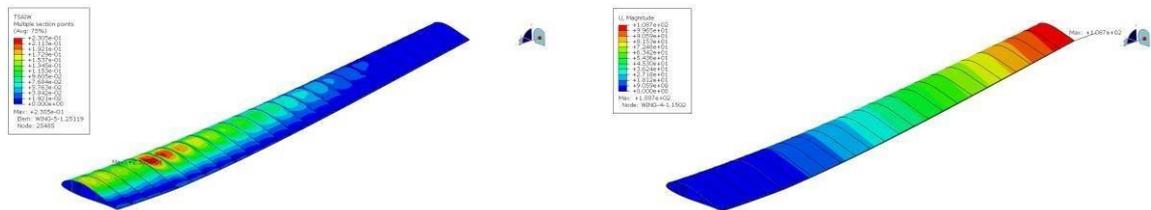
Displacement (mm)



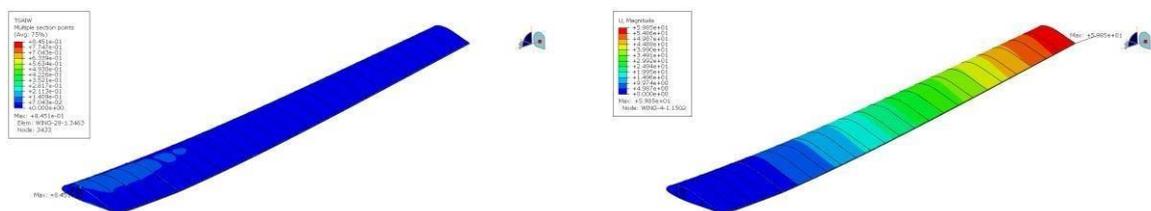
Gambar 8 Hasil model 1



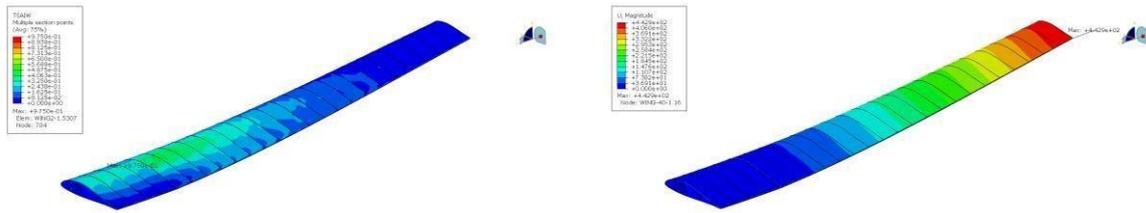
Gambar 9 Hasil model 2



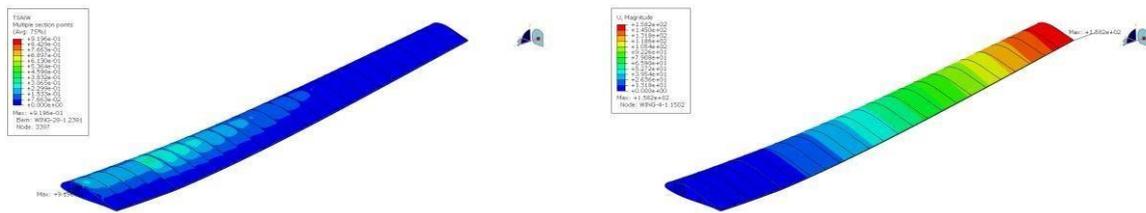
Gambar 10 Hasil model 3



Gambar 11 Hasil model 4



Gambar 12 Hasil model 5



Gambar 13 Hasil model 6

Dari hasil yang didapatkan, diperoleh kriteria kegagalan *Tsai-Wu* maksimum, defleksi maksimum serta massa dari masing-masing model ditunjukkan pada Tabel 12,

Tabel 13 Perbandingan hasil tiap model

Model	Kriteria Kegagalan <i>Tsai-Wu</i>	Kesimpulan	Defleksi (mm)	Massa sayap (kg)
1	1,103	Gagal	532,7	25,4
2	2,036	Gagal	306,8	26,3
3	0,2305	Tidak Gagal	109,7	26,9
4	0,8451	Tidak Gagal	59,85	27,9
5	0,9751	Tidak Gagal	442,9	14,5
6	0,9196	Tidak Gagal	158,2	15

Berdasarkan Tabel tersebut, dapat dilihat bahwa terdapat 2 model yang mengalami kegagalan secara struktur dalam kasus pembebanan statik yang sama yakni pada model 1 dan model 2. Sedangkan untuk keempat model lainnya struktur tidak mengalami kegagalan. Salah satu faktor model 1 dan model 2 mengalami kegagalan dikarenakan material yang digunakannya tidak cukup kuat untuk menahan beban yang diterima di mana material yang digunakan tersebut adalah *Glass EW 185 Cloth/Polyester*. Adapun untuk keempat model lainnya material yang digunakan adalah *Woven carbon epoxy*, kecuali untuk model 5 di mana komponen *skin* menggunakan material *Glass EW 185 Cloth/Polyester* dan untuk komponen *spar* dan *ribs* menggunakan material *Woven carbon epoxy*. Hal tersebut dikarenakan komponen yang paling dominan untuk menerima beban selama penerbangan adalah *ribs* dan *spar*, sedangkan *skin* didesain memiliki fungsi untuk melapisi komponen yang ada di dalamnya dan juga menerima beban *bending* yang nilainya tidak cukup signifikan dibandingkan dengan *ribs*. Selain itu, pemilihan konfigurasi *layer* yang digunakan mempengaruhi ke kekuatan struktur UAV. Pada dasarnya komponen *skin* memiliki ketebalan yang cukup tipis apabila dibandingkan dengan komponen lainnya seperti *spar* dan *ribs*. Faktor itulah yang juga membuat komponen *skin* didesain untuk tidak menahan beban yang besar.

Besarnya defleksi, dapat dilihat bahwa model 4 memiliki defleksi yang paling kecil dibandingkan model lainnya. Sedangkan model yang memiliki defleksi paling besar adalah pada model 1. Faktor yang mempengaruhi besarnya defleksi adalah pada jenis material yang digunakan dan ketebalan *layer* suatu komponen. Dapat dilihat pada Tabel di mana menunjukkan perbandingan sifat material antara *Glass EW 185 Cloth/Polyester* dan *Woven carbon epoxy*. Pada material *Woven carbon epoxy*, nilai modulus elastisitasnya memiliki nilai lebih besar dibandingkan dengan *Glass EW*

185 Cloth/Polyester yang mengindikasikan bahwa material *Woven carbon epoxy* memiliki kekakuan yang lebih tinggi. Oleh karena itu defleksi yang dihasilkan untuk material yang berbeda dengan konfigurasi *layer* yang sama seperti pada model 1 dan model 3 menunjukkan bahwa model 3 dengan material *Woven carbon epoxy* memiliki defleksi yang lebih kecil dibandingkan model 1 dengan material *Glass EW 185 Cloth/Polyester*. Selain faktor material, konfigurasi *layer* juga mempengaruhi defleksi komponen dimana ketebalan dari komponen *skin* mempengaruhi besarnya defleksi dari sayap. Seperti yang ditunjukkan pada model 1 dan model 2 di mana model memiliki material yang sama tetapi dengan konfigurasi *layer* yang berbeda dengan ketebalan *skin* pada model 2 lebih besar dibandingkan pada model 1. Hasilnya menunjukkan bahwa model 2 memiliki defleksi yang lebih kecil dibandingkan defleksi pada model 1.

Massa dari struktur juga dapat dijadikan salah satu parameter yang dapat dipertimbangkan dalam pemilihan material ataupun konfigurasi *layer*. Dapat dilihat pada model 2 dan model 4 dengan material yang berbeda antara *Glass EW 185 Cloth/Polyester* dan *Woven carbon epoxy* namun dengan konfigurasi *layer* yang sama menghasilkan massa struktur yang berbeda. Dapat dilihat pada Tabel yang menunjukkan kerapatan antar kedua material di mana kerapatan *Glass EW 185 Cloth/Polyester* lebih rendah dibandingkan material *Woven carbon epoxy*. Selain itu, konfigurasi *layer* juga mempengaruhi massa dari struktur. Dapat dilihat pada model 1 dan model 2 dengan material yang sama tetapi konfigurasi *layer* berbeda menghasilkan massa struktur yang berbeda juga. Hal ini dikarenakan ketebalan *skin* dari model 1 lebih tipis dibandingkan dengan model 2 meskipun tebal *ribs* dan *spar* nya lebih besar dibandingkan model 2. Akan tetapi komponen *skin* memiliki luas yang jauh lebih besar dibandingkan *ribs* dan *spar*, sehingga model 1 memiliki volume yang lebih rendah dibandingkan dengan model 2 yang memberikan akibat massa model 1 lebih rendah dibandingkan dengan model 2

4. KESIMPULAN

Analisis kekuatan struktur sayap UAV sejenis Aerostar telah dilakukan dengan memvariasikan jenis material komposit serta konfigurasi *layer* yang digunakan. Dari beberapa pemodelan yang dilakukan, dapat diperoleh bahwa material *Woven carbon epoxy* lebih baik dari segi kekuatan maupun

kekakuan dibandingkan dengan material *Glass EW 185 Cloth/Polyester*. Sedangkan untuk konfigurasi *layer*, diperoleh bahwa ketebalan *skin* yang optimum sebesar 1-1,6 mm, ketebalan *ribs* dan *rear spar* yang optimum sebesar 1,6 mm serta ketebalan *front spar* yang optimum sebesar 4 mm.

REFERENSI

- [1] Mahmoud, Magdi & Oyedeji, Mojeed & Xia, Yuanqing. (2021). Path planning in autonomous aerial vehicles.
- [2] "Aerostar TUAV: Drone Intai Andalan Skadron Udara 51 TNI AU" [Online]. Available: <https://www.indomiliter.com/aerostar-tuav-drone-intai-andalan-skadron-udara-51-tni-au/>. [Diakses 11 Maret 2022]
- [3] Glizde, Nikolajs. (2017). Plotting the Flight Envelope of an Unmanned Aircraft System Air Vehicle. *Transport and Aerospace Engineering*. 4. 10.1515/tae-2017-0010.
- [4] Rasyadi Soemaryanto, Arifin & Rosid, Nurhayyan. (2018). VERIFICATION OF SCHRENK METHOD FOR WING LOADING ANALYSIS OF SMALL UNMANNED AIRCRAFT USING NAVIER STOKES BASED CFD SIMULATION. *Jurnal Teknologi Dirgantara*. 15. 161.
- [5] Wandono, Fajar & Adhitya, Mohammad. (2020). Finite element analysis for composite wing structure of the maritime surveillance *unmanned aerial vehicle*. *AIP Conference Proceedings*. 2227.
- [6] Rumayshah, Khodijah & Prayoga, Aditya & Moelyadi, Mochammad. (2018). Design of High Altitude Long Endurance UAV: Structural Analysis of Composite Wing using Finite Element Method. *Journal of Physics: Conference Series*. 1005. 012025.
- [7] Kolios, Athanasios. (2012). Evaluation of the Reliability Performance of Failure Criteria for Composite Structures. *World Journal of Mechanics*. 2. 162-170.