

STRENGTH ANALYSIS OF CARGO-X UAV WING STRUCTURE USING SANDWICH COMPOSITE MATERIALS

Dwi Hartini¹, Buyung Junaidin², Habibi³

Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
mdwihartini@ymail.com¹

Abstract

The Cargo-X UAV aircraft is a UAV aircraft designed to carry medicines, packages and blood bags in areas that require fast and efficient handling. One of the important components of the Cargo-X UAV aircraft is the wing, so the strength of the wing structure must be seriously considered to ensure safety during flight under unexpected conditions. The purpose of this study was to analyze the wing structure of the UAV Cargo-X aircraft made of sandwich composite material to determine the level of safety of the wing structure. The loading of the wing structure uses the load due to the lift. The wing structure modeling uses CATIA software, while the analysis uses PATRAN/NASTRAN software. From the analysis results, the skin and spar wing structures are safe against loading, while the core section is not safe against loading.

Keywords: UAV, Wing, Sandwich Composite, Strength of the Structure

1. Pendahuluan

Pesawat UAV Cargo-X merupakan salah satu pesawat UAV yang dirancang untuk membawa obat-obatan, paket, dan juga kantong darah pada wilayah yang membutuhkan penanganan yang cepat dan efisien[1][2]. Sebelum UAV Cargo-X dapat diproduksi maka diperlukan beberapa proses pengujian terlebih dahulu. Salah satu pengujian tersebut adalah pengujian model struktur sayap menggunakan beberapa *software* yang disediakan oleh beberapa perusahaan, yang terdiri dari analisis numerik dan algoritma untuk memecahkan dan menganalisis masalah yang melibatkan kekuatan struktur. *Software* sangat berguna bagi teknisi maupun peneliti dalam pengujian, karena dengan menggunakan *software* mampu melakukan pengujian yang lebih lengkap mulai dari menganalisis struktur dan lain-lain, jika dibandingkan dengan metode pengujian konvensional atau eksperimen.

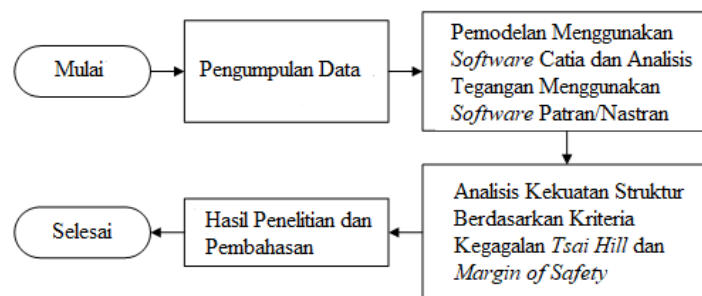
Salah satu komponen pesawat yang penting adalah sayap, dimana sayap berguna sebagai penghasil gaya angkat pesawat. Maka kekuatan sayap harus benar-benar diperhatikan untuk menjamin keamanan pada saat penerbangan dengan segala kondisi yang tidak terduga. Kekuatan tinggi dan bobot ringan adalah dua persyaratan fungsional utama yang harus dipertimbangkan dalam memilih bahan untuk konstruksi sayap pesawat[3]. Pesawat UAV Cargo-X menggunakan material komposit *sandwich* pada bagian sayapnya. Struktur komposit *sandwich* ini semakin banyak digunakan dalam penerbangan, biasanya digunakan untuk aplikasi yang membutuhkan kekuatan dan kekakuan tinggi dengan bobot yang ringan. Di samping itu kegunaan komposit *sandwich* memberikan fungsi perlindungan pada permukaan komponen.

Suatu penelitian menunjukkan bahwa sayap dengan material *hardfoam* mampu menahan beban maksimum sebesar 117,72 N, sedangkan sayap dengan material komposit *sandwich* mampu menahan beban maksimum sebesar 156,96 N^[4]. Struktur *sandwich* menunjukkan kekuatan lentur tinggi yang merupakan kebutuhan utama sayap untuk melawan beban lentur. Struktur dengan *core* kayu balsa menunjukkan sifat kekuatan struktural yang lebih baik daripada *core* berbasis busa poliuretan. Komposit *sandwich* yang dikembangkan menunjukkan sifat mekanik yang memuaskan untuk aplikasi yang diperlukan^[5]. Oleh sebab

itu, komposit *sandwich* menjadi pilihan material yang tepat digunakan pada struktur sayap pesawat UAV Cargo-X sehingga perlu dilakukan analisis kekuatan struktur sayapnya karena memang pada penelitian sebelumnya belum dilakukan[1][2].

2. Metode Penelitian

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah *Finite Element Method* (FEM). Penelitian ini dimulai dengan pemodelan menggunakan *software* CATIA dan analisis struktur menggunakan *software* PATRAN/NASTRAN. Langkah selanjutnya menentukan kekuatan struktur sayap pesawat UAV Cargo-X berdasarkan Kriteria kegagalan *Tsai Hill* dan *Margin of Safety*. Metodologi penelitian yang digunakan untuk penyelesaian masalah pada penelitian ini digambarkan dalam diagram alir penelitian pada gambar 1.



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

a. Data Struktur Sayap Pesawat UAV Cargo-X

Data geometri sayap pesawat UAV Cargo-X dijelaskan pada tabel 1 dan tabel 2. Material pada sayap pesawat UAV Cargo-X terdiri dari tiga jenis yaitu *E-glass Epoxy*, *Styrofoam* dan *Carbon* (tabel 3).

Tabel 1. Geometri Eksternal Sayap[1].

Wing	Luas Sayap (<i>Wings Area</i>) (S_w)	0.43 m ²
	<i>Wing Span</i> (b_w)	2 m
	<i>Wing root chord</i> (c_{rw})	0.213 m
	<i>Wing tip chord</i> (c_{tw})	0.213 m
	<i>Mean aerodynamic chord wing</i> (\bar{c}_w)	0.213 m
	<i>Twice wing</i> (Y_w)	0.50 m
	<i>Aspect Ratio</i> (AR_w)	9.378
	<i>Taper Ratio</i> (λ_w)	1
	Sudut <i>dihedral</i> (γ_w)	0°
	<i>Airfoil</i>	<i>Clark-Y</i>

Tabel 2. Geometri Internal Sayap[1].

Wing	Panjang <i>span</i>	2000 mm
	Ukuran <i>stringer</i>	6 × 6 mm
	Jarak <i>stringer</i> atas	87 mm
	Jarak <i>stringer</i> bawah	47 mm
	Diameter <i>stringer</i>	4 mm
	Panjang <i>stringer</i>	4m
	<i>Thickness</i>	0.3 mm

Tabel 3. Material Sayap[1].

Komponen	Nama Material	Jenis Material
<i>Skin</i>	<i>E-Glass Epoxy</i>	<i>Orthotropik</i>
<i>Core</i>	<i>Styrofoam</i>	<i>Isotropik</i>
<i>Spar</i>	<i>Carbon fiber</i>	<i>Isotropik</i>

Bagian *skin* memiliki ketebalan sebesar 0.3 mm dengan 2 arah serat yaitu 0° dan 90°. *Material Properties* untuk *E-Glass Epoxy*, *Styrofoam* dan *Carbon Fiber* ditampilkan pada tabel 4 sampai dengan tabel 6.

Tabel 4. *Material Properties E-Glass-Epoxy*[6].

<i>E-Glass Epoxy</i>		
Modulus Tarik 11	8088	MPa
Modulus Tarik 12	8088	MPa
<i>Poisson ratio</i> 12	0.2	-
Modulus geser bidang 12	3370	MPa
Massa jenis	0.015	Kg/m ²
Kekuatan Tarik 11	322.57	MPa
Kekuatan Tarik 22	322.57	MPa
Kekuatan geser bidang	30	MPa
<i>Bounding stress</i>	20	MPa
Kekuatan Tekan 11	116.444	MPa
Kekuatan Tekan 22	116.444	MPa

Tabel 5. *Material Properties Styrofoam*[7].

<i>Styrofoam</i>		
<i>Elastisitas Modulus</i>	20.3	MPa
<i>Poisson ratio</i>	0.3	MPa
<i>Density</i>	3.1	Kg/m ³
<i>Yield strength</i>	0.641	MPa

Tabel 6. *Material Properties Carbon Fiber*[7].

<i>Carbon Fiber</i>		
<i>Elastisitas Modulus</i>	94600	MPa
<i>Poisson ratio</i>	0.293	MPa
<i>Density</i>	1400	Kg/m ³
<i>Yield strength</i>	1230	MPa

b. Pembebanan Sayap Pesawat UAV Cargo-X

Beban yang digunakan pada penelitian ini hanya beban akibat gaya angkat (*lift*). Untuk menghitung beban yang diterima oleh struktur sayap, berat maksimum ketika *take-off* (WTO=54.89 N) dikalikan *load factor*. UAV diasumsikan sebagai kategori normal dan komuter, memiliki *load factor* pada saat *take-off*, $n = 3.8^{[8]}$. Dengan demikian, beban yang harus diterima struktur sayap adalah sebesar 208.582 N. Namun, karena permodelan dan analisis dilakukan pada kondisi setengah sayap, maka besar beban menjadi 104.291 N.

c. *Margin Of Safety (MS)*

Margin of Safety (MS) merupakan ukuran besarnya kemampuan atau kapasitas yang masih tersedia dalam suatu struktur untuk menerima beban statik secara aman pada kondisi pembebanannya. Dalam bentuk tegangan, persamaan *MS* adalah^[9] :

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

Dimana: σ_{app} (*Applied Stress*) = Tegangan yang terjadi pada struktur

σ_{all} (*Allowable Stress*) = Tegangan yang diijinkan

Struktur dinyatakan aman jika nilai *MS* berharga positif.

d. *Kriteria Kegagalan Tsai Hill*

Suatu lamina (dalam laminasi) dianggap gagal jika persamaan berikut terpenuhi^[10]:

$$\text{Failure Indices (FI)} = \left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2}{Y} + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 \leq 1$$

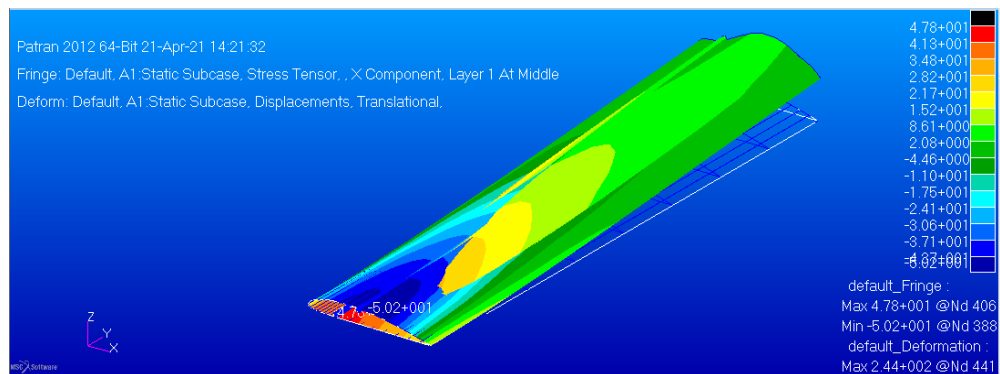
Dimana: σ_1 = tegangan searah serat, σ_2 = tegangan tegak lurus serat, τ_{12} = Tegangan geser, X = Kekuatan material dalam arah serat, Y = Kekuatan material dalam arah tegak lurus serat, S = Kekuatan geser material

3. Hasil dan Analisis

a. *Bagian Skin*

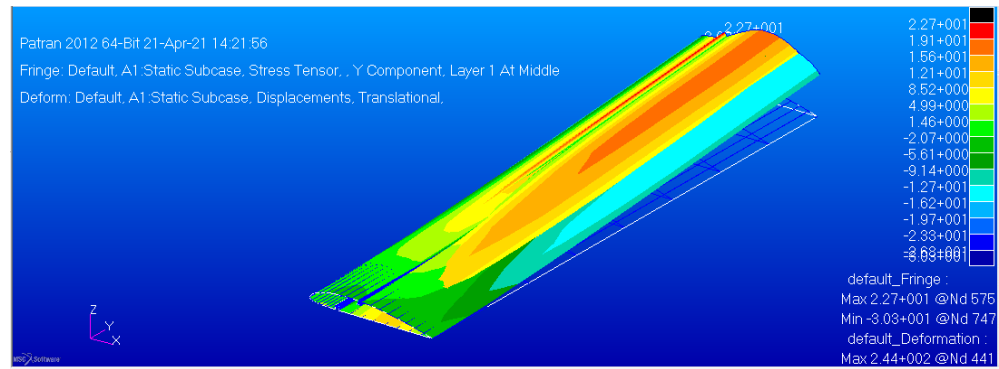
1) *Layer 1*

Untuk tegangan dalam arah X, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 47.8 MPa pada nodal 406 di *wing root* pada bagian *lower skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 50.2 MPa pada nodal 388 di *wing root* pada bagian *upper skin* (gambar 2).

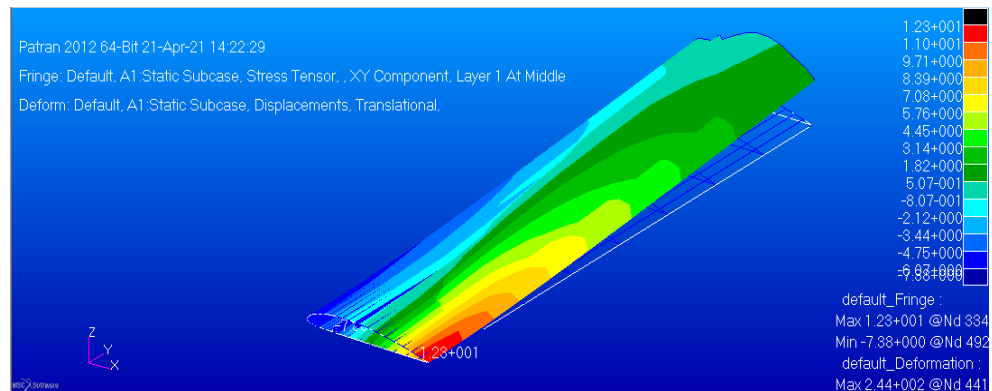


Gambar 2. Nilai Tegangan dalam Arah X pada *Layer 1*

Untuk tegangan dalam arah Y, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 22.7 MPa pada nodal 575 di *wing tip* pada bagian *upper skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 30.1 MPa pada nodal 747 di *wing tip* pada bagian *lower skin* (gambar 3).

Gambar 3. Nilai Tegangan dalam Arah Y pada *Layer 1*

Untuk tegangan dalam arah XY, nilai tegangan geser tertinggi sebesar 12.3 MPa pada nodal 334 di *wingroot* pada *skin* bagian *upper* dan *lower* (gambar 4).

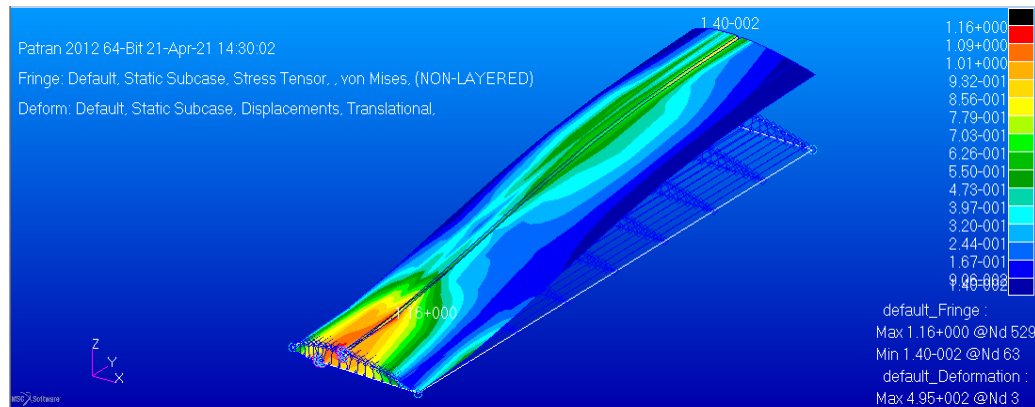
Gambar 4. Nilai Tegangan dalam Arah XY pada *Layer 1*

2) *Layer 2*

Untuk tegangan dalam arah X, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 29.9 MPa pada nodal 747 di *wing tip* pada bagian *lower skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 23.6 MPa pada nodal 575 di *wing tip* bagian *upper skin*. Untuk tegangan dalam arah Y, nilai tegangan tarik tertinggi sebesar 51.2 MPa pada nodal 406 di *wing root* pada bagian *lower skin*. Sedangkan nilai tegangan tekan sebesar 51.3 MPa pada nodal 388 di *wing root* bagian *upper skin*. Sedangkan nilai tegangan pada komponen XY, nilai tegangan geser tertinggi sebesar 5.91 MPa pada nodal 64 di *wing root* pada *skin* bagian *upper* dan *lower*.

b. *Bagian Core*

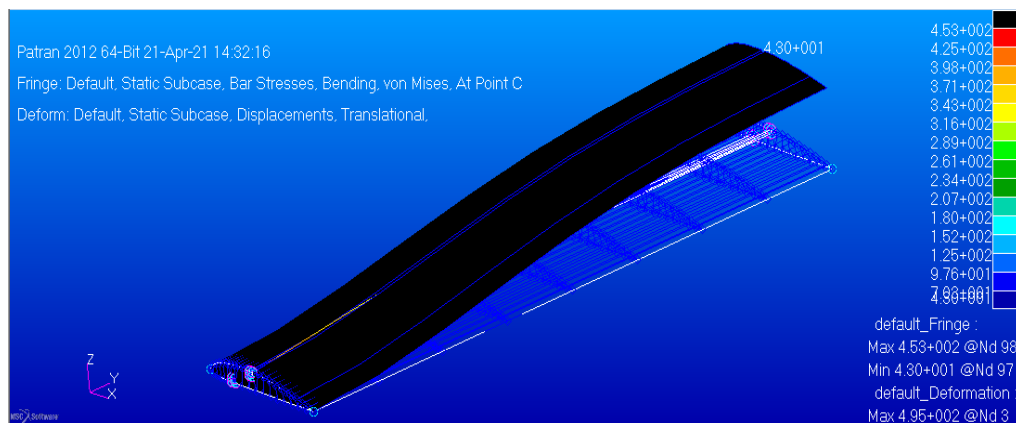
Dari analisis *software* didapat nilai tegangan *Von Mises*, tegangan tarik tertinggi sebesar 1.16 MPa pada nodal 529 dekat *wing root* bagian *upper*, sedangkan tegangan tekan sebesar 0.014 MPa pada nodal 63 di *wing root* bagian *upper core* (gambar 5).



Gambar 5. Tegangan *Von Mises* pada *Core*

c. Bagian *Spar*

Dari analisis *software* didapat nilai tegangan *Von Mises*, tegangan tarik tertinggi sebesar 453 MPa pada nodal 98 dekat *wing root* bagian *upper*, sedangkan tegangan tekan sebesar 43.0 MPa pada nodal 97 di *wing root* bagian *upper spar* (gambar 6).



Gambar 6. Tegangan *Von Mises* pada *Spar*

d. Analisis Kekuatan Struktur

Untuk bagian *skin*, *layer 1*, dapat ditentukan nilai *FI* berdasarkan kriteria kegagalan *Tsai Hill* yaitu 0.250. Karena nilai *FI* lebih kecil dari satu, maka dapat dinyatakan *skin* pada *layer 1* aman ketika menerima beban. Sedangkan bagian *skin*, *layer 2*, diperoleh nilai *FI* sebesar 0.194. Karena nilai *FI* lebih kecil dari satu, maka dapat dinyatakan *skin* pada *layer 2* juga aman ketika menerima beban. Pada bagian *core*, dapat ditentukan nilai *MS* yaitu -0.447. Karena nilai *MS* lebih kecil dari satu, maka dapat dinyatakan bagian *core* tidak aman ketika menerima beban. Pada bagian *spar*, dapat ditentukan nilai *MS* yaitu 1.715. Karena nilai *MS* lebih besar dari satu, maka dapat dinyatakan bagian *spar* aman ketika menerima beban. Tabel 7 memperlihatkan hasil analisis kekuatan struktur sayap pesawat UAV Cargo-X.

Tabel 7. Hasil Analisis Kekuatan Struktur

Bagian Sayap	Tegangan Maksimum (MPa)		Failure Index	Margin Of Safety	Keterangan
Skin layer 1	σ_1	47.8	0.250	-	Aman
	σ_2	22.7			
	τ_{12}	12.3			
Skin layer 2	σ_1	29.9	0.194	-	Aman
	σ_2	51.2			
	τ_{12}	5.9			
Core	1.16		-	- 0.447	Tidak Aman
Spar	453		-	1.715	Aman

4. Kesimpulan

Berdasarkan nilai *Failure Indices (FI)* dan *Margin of Safety (MS)*, untuk bagian *skin* baik *layer 1* maupun *layer 2*, struktur aman terhadap pembebanan karena nilai $FI \leq 0$. Untuk bagian *core* dinyatakan tidak aman terhadap pembebanan karena nilai $MS \leq 0$. Sedangkan untuk bagian *spar*, struktur aman terhadap pembebanan karena nilai $MS \geq 0$.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Wildan. 2018. *Desain Awal dan Manufakturing Pesawat UAV Cargo-X*. Skripsi. STTA.Yogyakarta.
- [2] Atmaja, YS. 2018. *Desain Internal Struktur dan Analisis Statik Struktur Pesawat UAV Cargo-X*. Skripsi. STTA.Yogyakarta.
- [3] Sruthi, K, T. Lakshmana Kishore and M. Komaleswara Rao, (2017), *Design and Structural Analysis of An Aircraft Wing by Using Aluminium Silicon Carbide Composite Materials*, International Journal of Engineering Development and Research Volume 5 Issue 4.
- [4] Anggara. 2019. *Analisis Kekuatan Wing Uav Cargo-X Bermaterial Hardfoam dan Bermaterial Komposit Sandwich terhadap Beban Bending*. Skripsi. STTA.Yogyakarta.
- [5] Lamani, Shivaji, dkk, (2020), *Analysis, Fabrication and Testing of a Sandwich Composite for an UAV Wing*, AIP Conference Proceedings Volume 2311 Issue 1.
- [6] K. Abdurrohman, *Simulasi Uji Tarik Komposit Glass-Epoxy Hasil Vacuum Bagging*, (Pustekbang, Bogor, 2015)
- [7] <http://asm.matweb.com>
- [8] Ministry of Transportation, *Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 23 Amdt 2*, (Ministry of Transportation, Jakarta, 2014).
- [9] Niu, M.C.Y. (1997). *Airframe Stress Analysis and Sizing* (p.795). Hong Kong: Conmilit Press.
- [10] Hadi, Bambang K., *Mekanika Struktur Komposit*. ITB.