



Analisis Struktur Sayap Aspek Rasio Rendah Berbahan Komposit Kevlar, Karbon, *Glass*, Dan *Epoxy* Menggunakan Patran Nastran

*(Structure Analysis of Kevlar, Carbon, and Glass Fiber
Composite's Low Aspect Ratio UAV's Wing Using Patran
Nastran Software)*

Abdurrofi¹, M. Abdul Ghofur²

^{1,2} Departemen Teknik Aeronautika Pertahanan, Akademi Angkatan Udara
E-mail: abrr7591@gmail.com, m_abdulghofur@aau.ac.id

Abstract— *Composite is two or more materials combined in a macroscopic scale (visible to bare eye) so it become a new material that is useful. One of aircraft or UAV's most important part is the wing. Aircraft construction in the beginning is using metals. The construction of aircraft's frame is using metals for the fuselage, empennage, and the wings. Along with the advancement of technology, composite is found to replace metals with the consideration of the composite's structural strength and it's lighter than the metals those are used to be the material of aircraft's frame. Composite is also more efficient because we can adjust it's strength by changing the angle of it's fiber so the strength will be different if it hit by force or pressure from different angle depending on the needs (assymetric). This research is aiminng to know the structure strength of Kevlar, Karbon, and Glass Fiber composite's wing that is varied to 4 fiber's direction, those are 0°, 45°, 90°, and 0°/90°. This research using the application MSC Patran 2018 and MSC Nastran 2018 computationally. The result of testing in this research are the Karbon Fiber composite with the fiber direction 0° shows the best performance with the value of failure indices 0,0374 and the value of displacement 27,9 mm, also the Kevlar fiber composite with the smallest weight worth 1387000 mg or 1,387 kg.*

Keywords— *Structure Analysis, Kevlar fiber, Karbon fiber, Glass fiber, UAV*

Abstrak — Komposit adalah dua macam atau lebih material yang digabungkan atau dikombinasikan dalam skala makroskopis (dapat terlihat langsung oleh mata) sehingga menjadi material baru yang lebih berguna. Salah satu komponen penting pada pesawat terbang atau UAV yaitu bagian sayap. Konstruksi pada pesawat terbang awal mulanya menggunakan material logam sebagai rangka penyusunnya baik dari *fuselage*, *empennage*, maupun *wing*. Seiring dengan perkembangan teknologi, ditemukanlah komposit untuk menggantikan material logam dengan pertimbangan kekuatan struktur komposit yang kuat namun bobotnya dapat lebih ringan daripada logam-logam yang biasa digunakan untuk konstruksi pesawat terbang. Komposit juga dinilai lebih efisien karena kekuatan strukturnya dapat diatur dengan mengubah arah seratnya sehingga kekuatan strukturnya akan berbeda bila dikenai gaya atau tekanan dari arah yang berbeda tergantung kebutuhan (asimetris). Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui kekuatan struktur sayap berbahan komposit serat Kevlar, Karbon, dan *Glass* yang arah seratnya divariasikan menjadi 4, yaitu 0°, 45°, 90°, dan 0°/90°. Penelitian ini dilakukan menggunakan aplikasi MSC Patran 2018 dan MSC Nastran 2018 secara komputasional. Hasil dari pengujian pada penelitian ini, komposit serat Karbon dengan arah serat 0° menunjukkan performa terbaik dengan nilai *Failure Indices* sebesar 0,0374 dan nilai *displacement* sebesar 27,9 mm, serta komposit serat Kevlar dengan berat teringan senilai 1387000 mg atau 1,387 kg.

Kata Kunci— *Analisis Struktur, Serat Kevlar, Serat Karbon, Serat Glass, UAV*

*Abdurrofi
E-mail: abrr7591@gmail.com

I. PENDAHULUAN

Wing adalah salah satu dari 5 bagian pesawat yang memiliki peran yang paling penting pada pesawat terbang, karena merupakan komponen utama pada pesawat terbang yang menghasilkan gaya angkat atau *lift* sehingga dapat mengangkat pesawat terbang hingga ketinggian tertentu [1]. Salah satu program Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT) adalah rancang bangun wahana pesawat udara nir-awak (PUNA) yang berada di bawah koordinasi Pusat Teknologi Industri Pertahanan dan Keamanan (PTIPK). Salah satu prototipe PUNA yang dikembangkan di sana adalah konstruksi *flying wing*, yaitu konstruksi pesawat yang hanya terdiri dari *fuselage* dan *wing* saja tanpa adanya *empenage*, baik horizontal maupun vertikal. Oleh karenanya, peran *wing* menjadi sangat dominan pada konstruksi pesawat ini. Ke depannya, TNI AU akan banyak memerlukan UAV dengan spesifikasi demikian untuk kepentingan *surveillance*.

Pada perancangan struktur *wing* pesawat terbang, hal yang paling utama yang harus menjadi perhatian adalah masalah berat dan kekuatan struktur. Struktur yang dibuat harus memiliki kekuatan yang maksimal dengan berat yang ringan mungkin serta memenuhi faktor keamanan (*safety factor*) [2]. Pengujian dalam penelitian ini dilaksanakan secara komputasional menggunakan *software* Patran dan SolidWorks untuk membuat desain sayap 3 dimensi, serta MSC Nastran untuk melaksanakan perhitungan pada pengujian ini. Perhitungan menggunakan *software* MSC Nastran menunjukkan hasil yang memiliki selisih kecil dengan pengujian secara manual [3].

Pada penelitian ini, akan diujikan di *software* Patran Nastran model *wing* berbahan komposit serat kevlar, komposit serat *glass*, dan komposit serat karbon dengan resin epoksi yang dalam masing-masing jenis serat, arahnya akan divariasikan menjadi 4, yaitu 0° , 45° , 90° dan $0^\circ/90^\circ$ untuk mencari kombinasi terbaik di antara arah serat dan jenis seratnya.

II. LANDASAN TEORI

Pada penelitian ini, beban yang dihitung hanya beban akibat gaya angkat sedangkan gaya hambat dan momen aerodinamika diabaikan. Berikut adalah landasan teori yang digunakan sebagai penunjang dalam melaksanakan penelitian ini.

A. Metode Elemen Hingga

Metode elemen hingga, juga dikenal sebagai metode elemen terbatas (finite element method, FEM), adalah suatu teknik numerik yang digunakan untuk menganalisis berbagai masalah rekayasa dan ilmu pengetahuan alam, termasuk analisis tegangan, deformasi, panas, aliran fluida, dan banyak lagi. Metode ini membagi domain masalah menjadi elemen-elemen kecil yang lebih mudah dianalisis. Setiap elemen didefinisikan oleh parameter-parameter tertentu, dan metode ini melibatkan penyusunan sistem persamaan matematis yang kompleks yang menggambarkan perilaku keseluruhan struktur atau fenomena yang sedang dianalisis.

B. Pembebanan Titik

Pembebanan titik adalah suatu teori dalam analisis struktur yang mempertimbangkan efek beban yang diterapkan pada suatu struktur atau elemen struktural pada satu titik tertentu [4]. Teori ini berguna dalam pemahaman bagaimana beban titik berpengaruh pada struktur dan bagaimana struktur merespons terhadapnya.

C. Pembebanan Distribusi

Teori pembebanan distribusi adalah konsep dalam analisis struktur yang berkaitan dengan cara beban didistribusikan di seluruh suatu struktur. Dalam konteks ini, beban distribusi dapat berupa beban yang didistribusikan secara merata atau tidak merata di sepanjang suatu panjang, area, atau volume [4].

D. Teori Kegagalan Tsai-Wu

Suatu struktur dikatakan gagal bila struktur tersebut tidak dapat lagi berfungsi dengan baik. Untuk menentukan apakah suatu lamina akan mengalami kegagalan atau tidak, digunakan kriteria kegagalan Tsai-Wu [5]. Kriteria kegagalan Tsai-Wu menyatakan bahwa material akan gagal bila perbandingan antara tegangan yang bekerja dengan kekuatan material yang dimiliki melebihi 1 ($FI > 1$), seperti pada persamaan sebagai berikut :

$$FI = A_{11}\sigma_1^2 + 2A_{12}\sigma_1\sigma_2 + A_{22}\sigma_2^2 + A_{66}\sigma_6^2 + B_1\sigma_1 + B_2\sigma_2 = 1 \quad (2.1)$$

Keterangan :

FI = Failure indices

σ_1 = Tegangan longitudinal

σ_2 = Tegangan transversal

σ_6 = Tegangan geser

Dengan konstanta-konstanta bahan :

$$A_{11} = \frac{1}{X_t X_c} ; A_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c} ; A_{66} = \frac{1}{S^2}$$

$$B_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}$$

$$B_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}$$

Keterangan :

A_{11} = Konstanta longitudinal

X_t = Kekuatan tegangan longitudinal

A_{22} = Konstanta transversal

X_c = Kekuatan tekanan longitudinal

A_{66} = Konstanta tegangan geser

Y_t = Kekuatan tegangan transversal

B_1 = Konstanta b longitudinal

Y_c = Kekuatan tekanan transversal

B_2 = Konstanta b transversal

S = Kekuatan tegangan geser

Dengan anggapan kriteria di atas sepadan dengan kriteria Von Mises, maka harga A_{12} adalah seperti pada persamaan 2.2 di bawah ini :

$$A_{12} = -\frac{1}{2} (A_{11} A_{22})^{1/2} \quad (2.2)$$

Keterangan :

A_{12} = Koefisien interaksi

Kriteria kegagalan Tsai-Wu ini sering dipakai dalam analisis-analisis laminat [5].

TABEL I
SPESIFIKASI PROTOTIPE SAYAP

<i>Wing Span</i>	2,19 meter
<i>Chord Root</i>	0,25 meter
<i>Chord Tip</i>	0,12
<i>Aspect Ratio</i>	5,91
<i>Taper Ratio</i>	0,48
<i>NACA</i>	2412
<i>Load Factor</i>	2,5

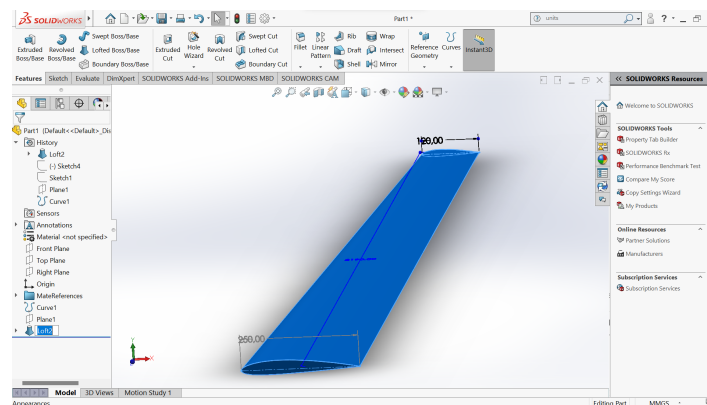
E. Safety Factor

Safety factor adalah suatu konstanta yang digunakan untuk mengevaluasi keamanan pada komponen untuk menghindari kegagalan dalam pembuatan struktur. Dalam perhitungan yang berkaitan dengan kekuatan struktur pada pesawat terbang, diperlukan safety factor senilai 1,5 guna mengkompensasi terjadinya eror dan variabilitas [6] [7].

III. METODE/MODEL YANG DIUSULKAN

A. Arsitektur Model Secara Umum

Berikut adalah gambar dan keterangan dimensi dari prototipe sayap.



Gambar 1. Dimensi prototipe sayap

TABEL I
SPESIFIKASI PROTOTIPE SAYAP

<i>Wing Span</i>	2,19 meter
<i>Chord Root</i>	0,25 meter
<i>Chord Tip</i>	0,12
<i>Aspect Ratio</i>	5,91
<i>Taper Ratio</i>	0,48
<i>NACA</i>	2412
<i>Load Factor</i>	2,5

1. Material Properties

Berikut merupakan data *material properties* yang digunakan dalam penelitian ini.

TABEL II
MATERIAL PROPERTIES SERAT KEVLAR

<i>Properties</i>	<i>Kevlar/Epoxy</i>	Satuan
Rasio serat : resin	60	%
Modulus elastis 11 (E11)	76000	Mpa
Modulus elastis 22 (E22)	5500	Mpa
<i>Poisson Ratio 12</i>	0,34	-
<i>Shear Modulus 12 (G12)</i>	2300	Mpa
<i>Shear Modulus 23 (G23)</i>	2300	Mpa
<i>Shear Modulus 13 (G13)</i>	2300	Mpa
<i>Density</i>	1,5	mg/mm ³

TABEL III
MATERIAL PROPERTIES SERAT GLASS

<i>Properties</i>	<i>Glass/Epoxy</i>	Satuan
Rasio serat : resin	60	%
Modulus elastis 11 (E11)	50000	Mpa
Modulus elastis 22 (E22)	12000	Mpa
<i>Poisson Ratio 12</i>	0,3	-
<i>Shear Modulus 12 (G12)</i>	5600	Mpa
<i>Shear Modulus 23 (G23)</i>	5600	Mpa
<i>Shear Modulus 13 (G13)</i>	5600	Mpa
<i>Density</i>	2	mg/mm ³

TABEL IV
MATERIAL PROPERTIES SERAT KARBON

<i>Properties</i>	<i>Karbon/Epoxy</i>	Satuan
Rasio serat : resin	60	%
Modulus elastis 11 (E11)	196000	Mpa
Modulus elastis 22 (E22)	7700	Mpa
<i>Poisson Ratio 12</i>	0,3	-
<i>Shear Modulus 12 (G12)</i>	4200	Mpa
<i>Shear Modulus 23 (G23)</i>	4200	Mpa
<i>Shear Modulus 13 (G13)</i>	4200	Mpa
<i>Density</i>	1,6	mg/mm ³

(William, 2022)

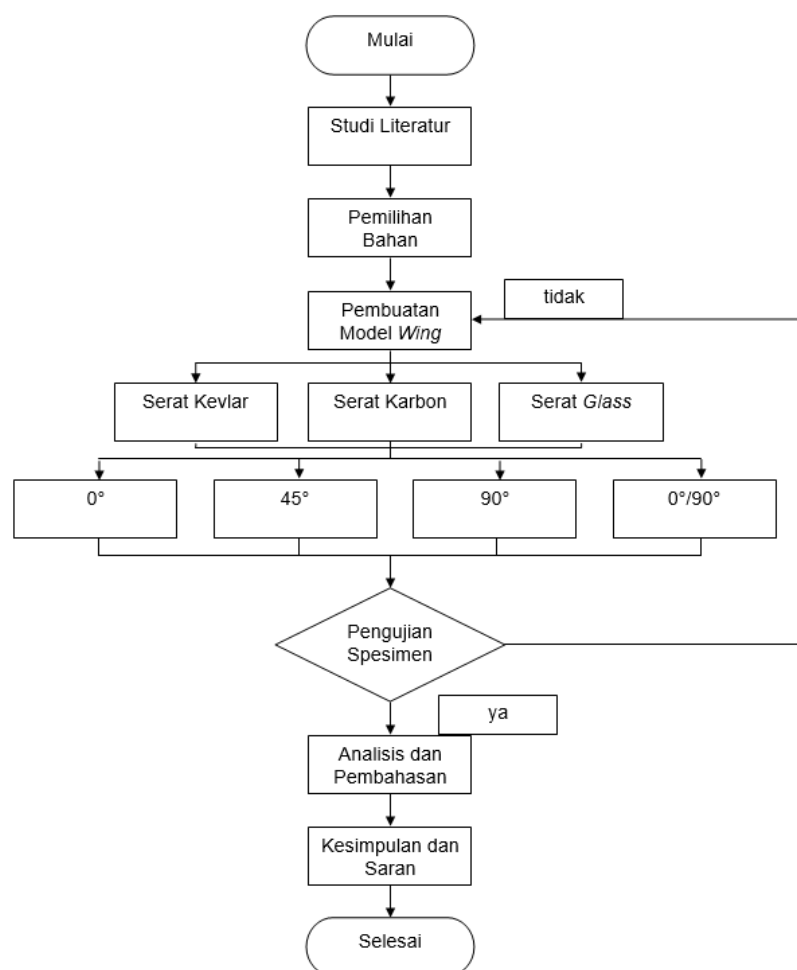
Material properties tersebut di-input ke dalam MSC Patran, kemudian variasikan arah seratnya menjadi 4, yaitu 0°, 45°, 90° dan 0°/90°. 3 variasi serat dan 4 variasi arah serat, total menjadi 12 prototipe sayap.

Pressure yang digunakan pada penelitian ini senilai 0,000884167 Mpa yang didapatkan dari hasil perhitungan rumus berikut:

$$\begin{aligned}
 L &= MTOW \times g \times load\ factor \\
 &= 10\ kg \times 9,8\ m/s^2 \times 2,5 \\
 &= 245\ N \quad (2\ sayap) \\
 &= 122,5\ N \quad (1\ sayap) \\
 P &= \frac{F}{A} \times 1,5 \quad (safety\ factor) \\
 &= \frac{122,5\ N}{207822,73\ mm^2} \times 1,5 \\
 &= 0,0005894442\ MPa \times 1,5 \\
 &= 0,000884167\ MPa.
 \end{aligned}$$

Setelah selesai pada pengaturan *boundaries*, selanjutnya dilaksanakan *running analysis* di MSC Nastran guna mengetahui kekuatan struktur dari masing-masing prototipe sayap.

2. Flowchart

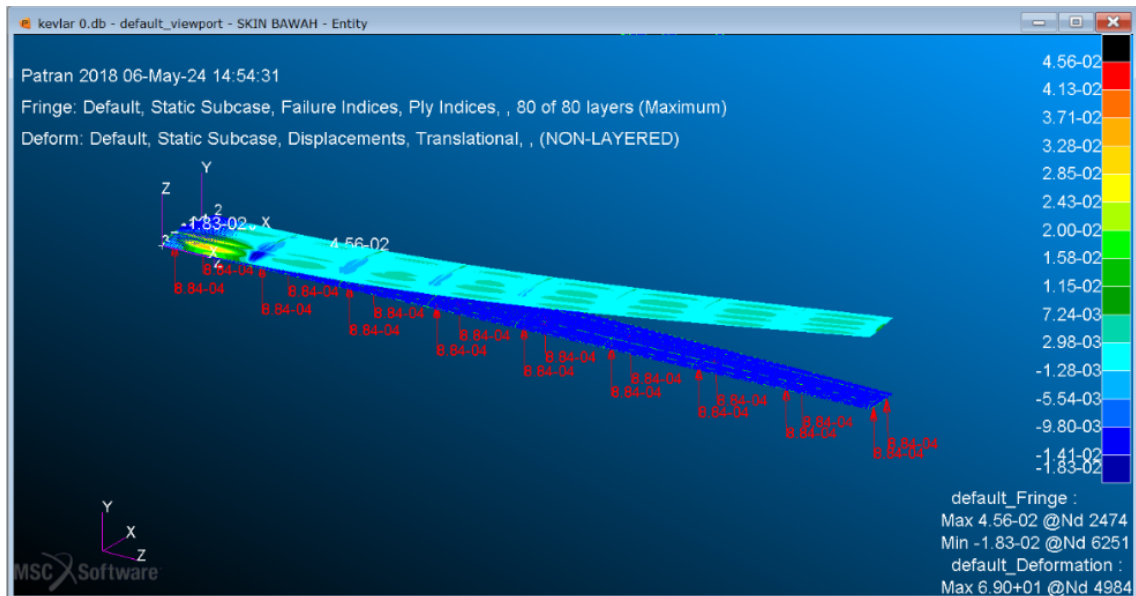


Gambar 2. Diagram alir

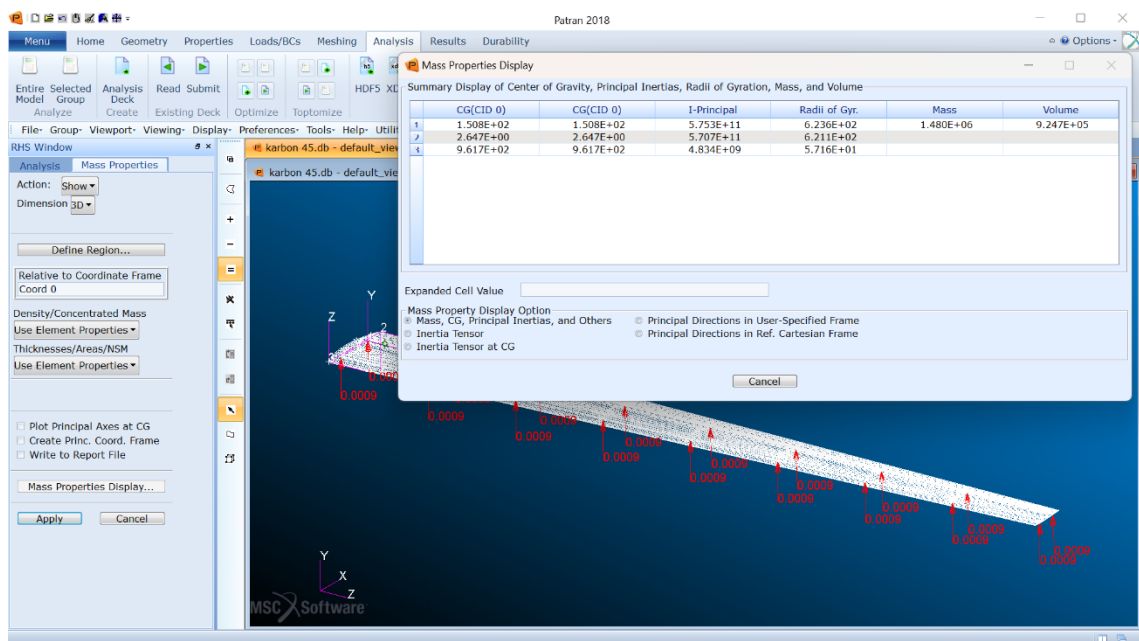
IV. HASIL/IMPLEMENTASI MODEL DAN PEMBAHASAN

A. Implementasi Model

Pengujian dilaksanakan secara komputasional menggunakan *software* MSC Nastran dan masing-masing prototipe sayap memakan waktu ± 45 menit. Tampilan pada hasil analisis dapat dilihat menggunakan *software* MSC Patran seperti gambar berikut.



Gambar 3. Contoh hasil pada prototipe kevlar 0°



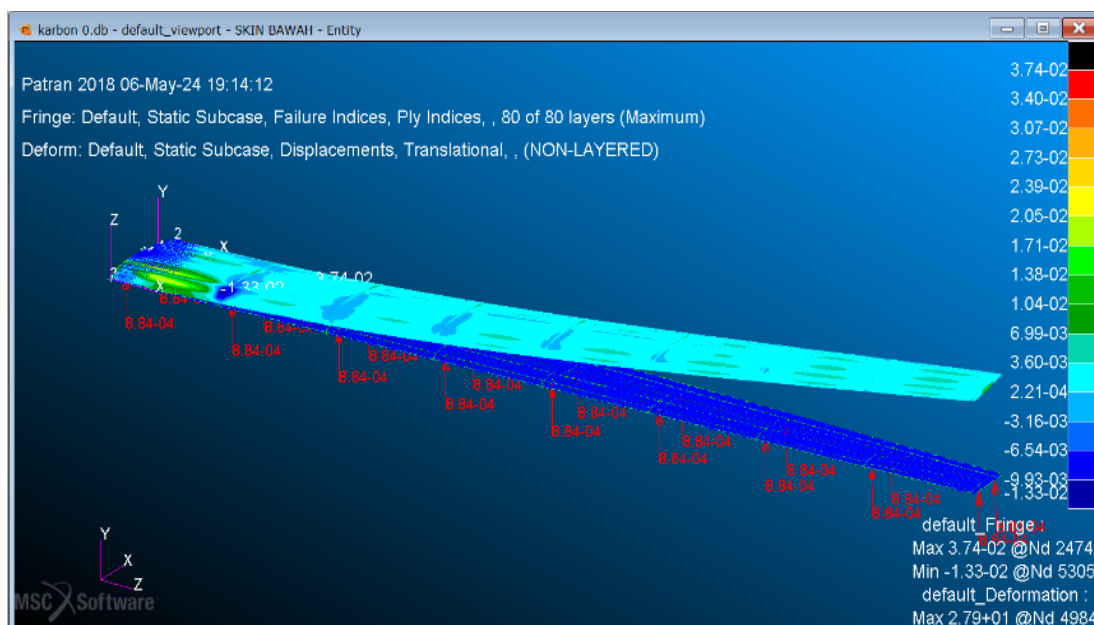
Gambar 4. Contoh hasil *weight* pada prototipe kevlar 0°

B. Pembahasan

Hasil dari penelitian yang disajikan di sini berupa *maximum failure indices*, *displacement*, dan *weight* dari masing-masing jenis material prototipe sayap sebagai berikut.

MATERIAL PROPERTIES SERAT KARBON

NO	MATERIAL	ARAH SERAT (°)	FAILURE INDICES	DISPLACEMENT (mm)	WEIGHT (mg)	KETERANGAN
1	KEVLAR EPOXY	0	0,0456	69	1387000	AMAN
2		45	1,16	681	1387000	GAGAL
3		90	1,73	843	1387000	GAGAL
4		0/90	0,197	121	1387000	AMAN
5	KARBON EPOXY	0	0,0374	27,9	1480000	AMAN
6		45	1,14	403	1480000	GAGAL
7		90	1,7	599	1480000	GAGAL
8		0/90	0,11	49,7	1480000	AMAN
9	GLASS EPOXY	0	0,0979	96,1	1849000	AMAN
10		45	1,29	301	1849000	GAGAL
11		90	1,77	386	1849000	GAGAL
12		0/90	0,592	151	1849000	AMAN



Gambar 5. Hasil *analysis* prototipe karbon 0° di MSC Patran

V. KESIMPULAN

Kesimpulan dari penelitian ini, material terbaik adalah komposit serat karbon dengan arah serat 0° dengan *failure indices* sebesar 0,0374 dan *displacement* sebesar 27,9 mm dengan bobot sebesar 1,48 kg.

Saran untuk penelitian selanjutnya agar melakukan penelitian dengan material atau arah serat yang berbeda. Atau penelitian dapat dilakukan dengan membuat prototipe sayap dengan struktur yang lebih kompleks dan berbagai macam material yang digunakan dengan ketebalan yang berbeda-beda.

UCAPAN TERIMA KASIH

Dalam penyusunan paper ini, penyusun mendapatkan dukungan dan bantuan dari berbagai pihak dalam proses penyelesaiannya. Untuk itu, penyusun mengucapkan rasa terima kasih yang setinggi-tingginya kepada:

1. Marsekal Muda TNI Dr. Ir. Purwoko Aji Prabowo, M.M., M.D.S. sebagai Gubernur Akademi Angkatan Udara yang telah memberikan dukungan dan motivasi kepada penulis untuk menyelesaikan paper ini.
2. Kolonel Tek Isa Hidayat, S.T., M.T. selaku Kepala Departemen Aeronautika Akademi Angkatan Udara yang telah membantu dengan baik secara langsung maupun tidak langsung dalam selesainya penyusunan paper ini.
3. Letkol Tek Muhammad Abdul Ghofur S.T., M.T. selaku Dosen Pembimbing kami yang telah mengarahkan, membimbing dan meluangkan waktu, pemikiran serta tenaga sehingga penyusun dapat menyelesaikan paper ini dengan baik.
4. Bapak Slamet Nurhadi dan Ibu Siti Sakuroh selaku orang tua penulis yang telah memberikan dukungan dan doa tiada henti-hentinya untuk penulis menyelesaikan paper ini sehingga dapat dipaparkan pada acara SENASTINDO AAU VI.
5. Larissa Maharani selaku rekanita penulis yang selalu memberikan motivasi, dorongan, dan bantuan kepada penulis sehingga paper ini dapat diselesaikan dengan baik tanpa suatu halangan yang berarti.
6. Seluruh rekan-rekan Taruna Tingkat IV yang selalu memberikan dukungan dan semangat kepada penulis dalam menyelesaikan paper ini.

REFERENSI

- [1] Prasetyo, F. K. P. B., Marausna, G., & Jayadi, F. (2023). Analisis Bentuk Wing Uav Strike 50 dengan Menggunakan Software Xflr5 dan Datcom. *JETISH: Journal of Education Technology Information Social Sciences and Health*, 1(1), 1–6. <https://doi.org/10.57235/jetish.v1i1.26>
- [2] Ghozali, U., Putra, I. R., & Prasetyo, E. E. (2022). Analisis Kekuatan Struktur Sayap Komposit Dengan Variasi Material Aluminium Dan Titanium Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Teknika STTKD: Jurnal Teknik, Elektronik, Engine*, 8(1), 1–6. <https://doi.org/10.56521/teknika.v8i1.587>
- [3] Syamsuar, S., Kusni, M., Suksmono, A., Ivan, M., & Saputro, A. (2016). Analisis Flutter Pada Uji Model Separuh Sayap Pesawat N219 di Terowongan Angin Kecepatan Rendah The Analysis of Half Wing Flutter Test N219 Aircraft Model in The Low Speed Wind Tunnel. *Jurnal Perhubungan Udara*, 165–172.
- [4] Negara, E. S. (2022). Statika Pembebanan. 9–14. <http://eprints.binadarma.ac.id/9243/>
- [5] Tsai, S. W. (2009). The Tsai-Wu Failure Criterion. 1939, 18. [https://www.google.de/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&cad=rja&uact=8&ved=0ahUKEwiFh_m-443KAhVFKA8KHU-PB34QFggmMAE&url=http://www.montana.edu/dcairns/documents/composites/The Tsai-Wu Failure Criterion.pdf&usg=AFQjCNFtHPKn](https://www.google.de/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&cad=rja&uact=8&ved=0ahUKEwiFh_m-443KAhVFKA8KHU-PB34QFggmMAE&url=http://www.montana.edu/dcairns/documents/composites/The%20Tsai-Wu%20Failure%20Criterion.pdf&usg=AFQjCNFtHPKn)
- [6] Acar, E., Kale, A., & Haftka, R. T. (n.d.). Effects of Error , Variability , Testing and Safety Factors on Aircraft Safety. *Aerospace*, 1–16.
- [7] S  u,   . (2014). F    U = }    = D    . 303, 744–822