

# ANALISIS DAN DESAIN WING UAV VTOL MENGGUNAKAN *FINITE ELEMENT ANALYSIS*

<sup>1</sup>Andika Atmawijaya, <sup>2</sup>Edi Sofyan, <sup>3</sup>Ferry setiawan, <sup>4</sup>Muhammad Kevin Adam

<sup>1,2,3,4</sup>Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan

## Abstrak

Pesawat Terbang Tanpa Awak (PTTA) atau *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* adalah pesawat udara yang terbang tanpa pilot dan dikendalikan secara otomatis. UAV memiliki berbagai aplikasi, termasuk penginderaan jarak jauh, penghubung komunikasi, dan pemantauan bencana alam. Salah satu tipe UAV yang dikembangkan adalah LSU 05, menggunakan komposit serat karbon (CFRP) dan serat kaca (GFRP) untuk struktur wing-nya. Penelitian ini bertujuan membuat model 3D wing UAV VTOL, menganalisis pengaruh variasi material pada kekuatan struktur wing, dan mencari desain sayap optimal menggunakan metode analisis elemen hingga. Penelitian ini menggunakan software SolidWorks 2021 dengan pembebanan kondisi manuver. Hasil analisis menunjukkan carbon fiber memberikan kekuatan lebih tinggi daripada fiberglass. Pada wing fiberglass, tegangan maksimum adalah 229 MPa, sedangkan pada wing carbon fiber adalah 197 MPa. Displacement terbesar terjadi pada wing fiberglass, yaitu 2,661 mm. Faktor keamanan wing carbon fiber adalah 2,7, sedangkan fiberglass adalah 1,9. Penelitian ini memberikan pemahaman mendalam tentang perilaku struktur wing UAV VTOL dan kontribusi dalam pengembangan desain sayap yang lebih baik. Desain yang dioptimalkan dapat meningkatkan kinerja, efisiensi, dan keandalan UAV VTOL.

**Kata kunci:** UAV VTOL, Wing, Finite Element, Carbon fiber, Fiberglass

## Abstract

*Unmanned Aircraft (PTTA) or Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* is an aircraft that flies without a pilot and is controlled automatically. UAVs have a wide range of applications, including remote sensing, communication links, and natural disaster monitoring. One type of UAV being developed is LSU 05, using a composite of carbon fiber (CFRP) and glass fiber (GFRP) for its wing structure. This study aims to create a 3D model of the UAV VTOL wing, analyze the effect of material variations on the strength of the wing structure, and find the optimal wing design using the finite element analysis method. This study uses the SolidWorks 2021 software with maneuver conditions loading. The results of the analysis show that carbon fiber provides higher strength than fiberglass. In a fiberglass wing, the maximum stress is 229 MPa, while in a carbon fiber wing it is 197 MPa. The biggest displacement occurred in the fiberglass wing, which was 2.661 mm. The safety factor of the carbon fiber wing is 2.7, while that of the fiberglass is 1.9. This research provides an in-depth understanding of the behavior of VTOL UAV wing structures and contributes to the development of better wing designs. The optimized design can increase the performance, efficiency and reliability of VTOL UAV.

**Keywords:** UAV VTOL, Wing, Finite Element, Carbon fiber, Fiberglass

## Pendahuluan

Pesawat Terbang Tanpa Awak (PTTA) sering disebut *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* adalah pesawat terbang yang diperlengkapi untuk terbang pada rentang waktu tertentu tanpa dikemudikan oleh pilot, pengendalian pesawat dibantu secara alami melalui peralatan elektronik yang dimodifikasi dan dapat melakukan tujuan utamanya lebih dari satu kali. Penginderaan jauh, menghubungkan perangkat komunikasi, dan memantau kondisi bencana alam adalah beberapa kegunaan pesawat UAV. (Santoso & Saputra, 2020). LSU 05 merupakan salah satu tipe UAV (*unmanned aerial vehicle*) atau pesawat tanpa awak yang dibuat oleh LAPAN Avionics Innovation Center. Rancangan utama LSU 05, khususnya sayap, menggunakan bahan komposit serat karbon buatan (CFRP) dan *e-glass* (GFRP). Saat ini, khususnya komposit serat karbon telah menggantikan bahan logam. Pesawat ini lebih ringan berkat penggunaan komposit, yang juga memiliki keunggulan tambahan seperti kebutuhan perawatan yang rendah, ketahanan lelah yang tinggi, dan efisiensi bahan bakar yang tinggi. (Abdurohman et al., n.d.) Pengembangan pesawat UAV telah banyak dilakukan baik yang

<sup>1</sup>Email Address: [190302067@students.sttkd.ac.id](mailto:190302067@students.sttkd.ac.id)  
Received 2 Juli 2023, Available Online 30 Juli 2022

mempunyai konfigurasi *fixed wing* maupun yang menggunakan model *rotary wing* yang memiliki *multi rotor*. Keputusan pengaturan biasanya bergantung pada misi yang akan disampaikan oleh pesawat. Pesawat dengan sayap tetap dan konfigurasi multi-rotor adalah konfigurasi berikutnya, yang menggabungkan semua keunggulan dari dua konfigurasi sebelumnya. Pesawat ini tidak membutuhkan landasan pacu yang panjang untuk bermanuver karena bisa melakukan *vertical take off and landing* (VTOL). (Santoso, 2020).

Dalam perancangan sayap pesawat UAV VTOL, penting untuk mempertimbangkan faktor-faktor seperti kekuatan struktur, kekakuan, dan aerodinamika. Investigasi komponen terbatas adalah strategi numerik yang digunakan untuk memodelkan dan menganalisis respons struktur terhadap beban yang diberikan. Dalam konteks studi ini, metode ini akan digunakan untuk memprediksi respons struktur sayap UAV VTOL terhadap beban-beban yang terjadi selama operasionalnya. Analisis elemen hingga pada studi ini bertujuan untuk memperoleh pemahaman yang mendalam tentang perilaku struktur sayap UAV VTOL, termasuk distribusi tegangan, deformasi, dan faktor keamanan struktur. Dengan demikian, desain sayap dapat dioptimalkan untuk mencapai kinerja yang lebih baik, efisiensi yang tinggi, dan keandalan yang tinggi selama operasional UAV VTOL. Selain itu, studi ini juga akan melibatkan analisis desain sayap yang melibatkan variasi parameter, seperti bentuk geometri sayap, bahan material, dan struktur internal. Dengan melakukan analisis ini, diharapkan dapat ditemukan desain sayap yang optimal untuk UAV VTOL, yang dapat memenuhi persyaratan kekuatan, kekakuan, dan aerodinamika yang diperlukan, serta memberikan kinerja yang baik dalam berbagai kondisi operasional. Oleh karena itu, penelitian ini diharapkan dapat menambah pengembangan desain sayap pada UAV VTOL melalui penerapan metode analisis elemen hingga yang tepat dan efektif.

## Tinjauan Pustaka

### UAV VTOL

Pesawat otomatis VTOL adalah pesawat bersayap dengan kapasitas lepas landas dan mendarat vertikal penuh seperti *quadrotor* dan memiliki kemampuan jelajah pesawat sayap tetap. Perpaduan sisi atas *quadrotor* dan pesawat sayap kanan dieksekusi menjadi pesawat *hybrid VTOL fixed wing*. Studi pesawat VTOL *fixed wing* berkembang pesat untuk keperluan militer dan umum, misalnya penanganan bencana, pemeriksaan, fotografi terbang dan mengamati kelebihan pesawat VTOL *fixed wing*, yang tidak membutuhkan landasan panjang namun memiliki daya jelajah yang lebih luas seperti pesawat tanpa awak *fixed wing* (Irmawan, et, al 2017).

### Manuver

*Manuver* adalah kapasitas pesawat PTTA untuk melakukan gerakan pada kecepatan dan akselerasi dalam arah *longitudinal*, normal, dan *lateral*, yang menghasilkan gerakan *rolling*, *yawing*, dan *pitching* pesawat. Mobilitas pesawat PTTA bergantung pada persiapan yang ditunjukkan oleh misi yang dibawanya (Priyono, 2011)

### Boundary Condition

*Boundary condition* atau kondisi batas pada kekuatan material juga merupakan aspek kritis dalam analisis kinerja material. Penggunaan kondisi batas yang tepat sangat penting untuk memastikan keandalan dan efisiensi operasionalnya. Salah satu contoh penerapan kondisi batas pada simulasi kekuatan mekanik sayap UAV adalah ketika kita memperhitungkan gaya aerodinamis yang bekerja pada sayap tersebut. Dalam simulasi ini, kita perlu memperhitungkan gaya angkat, gaya tahanan udara, serta momen yang bekerja pada sayap. Nilai-nilai ini digunakan sebagai input dalam menentukan kondisi batas pada komponen sayap dan struktur penopangnya. Hal ini akan membantu meningkatkan kemampuan sayap UAV untuk menahan beban dan memberikan kinerja yang optimal (Putraji, 2021)

## Tegangan

Tegangan (*stress*) didefinisikan sebagai perbandingan antara gaya yang bekerja pada benda dengan luas penampang benda. Panjang suatu benda elastis akan bertambah sampai ukuran tertentu bila diregangkan oleh suatu gaya. Berapa banyak tekanan adalah bandingan gaya tarik yang bekerja pada luas penampang benda. (Muchid et al., 2018).

## Displacement

*Displacement* adalah penyesuaian keadaan suatu benda yang terkena daya. Ketika suatu material diuji tegangan di bawah beban tertentu, panjangnya akan bertambah. (Suryady & Nugroho, 2022). Tinggi rendahnya nilai pengembangan bergantung dengan sejauh mana tumpukan diberikan pada bagian tersebut, selain itu kekuatan bahan juga mempengaruhi tingkat *displacement* pada bagian dengan asumsi bahwa itu diberikan pembebanan, dan semakin kuat jenis bahannya, semakin kecil *displacement* yang terjadi. (Rozik, 2019)

## Safety factor

*Safety factor* adalah komponen yang digunakan untuk menilai sehingga suatu desain dipastikan keamanannya dengan dimensi minimum. Komponen keamanan dapat ditemukan pada tbatas tegangan tarik maksimum / tegangan luluh material. (Wibawa, 2019).

## Metode penelitian

### Rancangan Penelitian

Pengumpulan data adalah tahap awal yang akan dilakukan sebelum melakukan penelitian. Data yang dibutuhkan meliputi spesifikasi *wing* UAV VTOL, dan jenis beban yang terjadi dalam simulasi. Langkah berikutnya adalah melaksanakan simulasi menggunakan data yang telah diperoleh. Langkah terakhir melakukan analisis dari hasil simulasi.

### Data input dan perhitungan beban

Penginputan data dan penelitian ini diperoleh dari study literatur yang dilakukan sebelum melakukan penelitian. Data-data tersebut berupa spesifikasi *wing* UAV VTOL, Pemodelan geometri *wing* dan perhitungan beban pada *wing* pada kondisi pembebanan *manuver (pull up)*. Dengan variasi material *carbon fiber* dan *fiberglass* berikut berupa spesifikasi *wing* yang dipakai pada tabel 1 berikut ini.

**Tabel 1. Spesifikas *wing* UAV VTOL**

No	Geometri	Keterangan
1.	NACA	4415
2.	MTOW ( <i>carbon fiber</i> )	25 kg
3.	MTOW ( <i>fiberglass</i> )	26 kg
4.	<i>Wing span</i>	3200 mm
5.	<i>Wing chord</i>	300 mm
6.	<i>Wing taper</i>	220 mm
7.	Ketebalan <i>skin</i>	0,66 mm
8.	Jumlah <i>rib</i>	24 pcs
9.	Ketebalan <i>rib</i>	0,66 mm
10.	Jumlah <i>spar</i>	2 pcs
11.	Dimensi <i>spar</i> ( $D_{outer}/D_{inner}$ )	Front (25/21);(Rear 13/9)
12.	Load factor	3,8

Untuk mengetahui beban *wing* terlebih dahulu harus mengetahui nilai gaya angkat pada *wing*. Asumsi Perhitungan beban pada *wing* aerodinamika dilakukan pada kondisi *manuver* (*pull up*) seperti dibawah ini :

$$L = W$$

$$W = m \times g = 24,951 \text{ kg} \times 10 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 249,51 \text{ N (carbon fiber)}$$

$$W = m \times g = 26,951 \text{ kg} \times 10 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} = 269,51 \text{ N (fiberglass)}$$

**keterangan :**

$L$  = Gaya angkat (N)

$W$  = Gaya berat (N)

$M$  = Massa (kg)

$g$  = Gravitasi (10 m/s<sup>2</sup>)

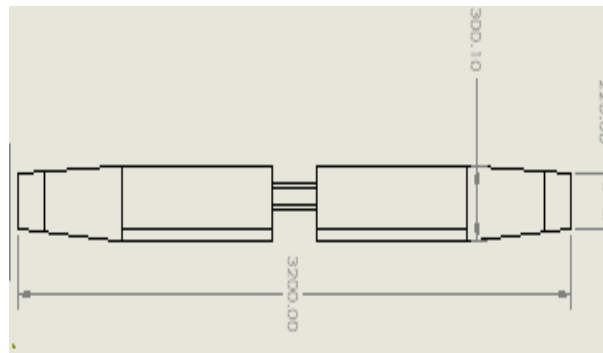
Selanjutnya menghitung pada kondisi *limid load*. *Limid laod* adalah beban yang diperbolehkan selama material tidak mengalami *displacement* permanen. Perhitungan untuk mencari *limid load* dapat menggunakan persamaan dibawah ini:

$$L = L.n = 249,51 \text{ N} \times 3,8 = 948,138 \text{ N (carbon fiber)}$$

$$L = L.n = 269,51 \text{ N} \times 3,8 = 1024,138 \text{ N (fiberglass)}$$

### Pemodelan geometri *wing*

Part yang digunakan dalam penelitian yaitu *wing*, geometri *wing* menggunakan NACA 4415, *wing* memiliki panjang *chord root* 300 mm, dan panjang *cord tip* 220 mm perbedaan panjang di *cord* di *root* dan *tip* menghasilkan bentuk sayap yang *tapered*. Panjang keseluruhan *wing* 3200 mm gambar *wing* di tampilkan pada gambar 2 berikut ini.



**Gambar 2. Geometri *wing***

### Data properties material

Material yang digunakan pada penelitian ini yaitu *carbon fiber* dan *fiberglass* berikut data properties material *carbon fiber* dan *fiberglass* yang digunakan pada analisis struktur *wing* UAV VTOL:

**Tabel 2. Data property carbon fiber**

Property	Value	Units
Elastic Modulus	999000	N/mm <sup>2</sup>
Poisson's Ratio	0.286	N/A
Shear Modulus	412000	N/mm <sup>2</sup>
Mass Density	141000	Kg/m <sup>3</sup>
Tensile Strenght	918	N/mm <sup>2</sup>
Compressive Strenght	1870	N/mm <sup>2</sup>
Yeild Strength	551	N/mm <sup>2</sup>

(Sumber: www.matweb.com)

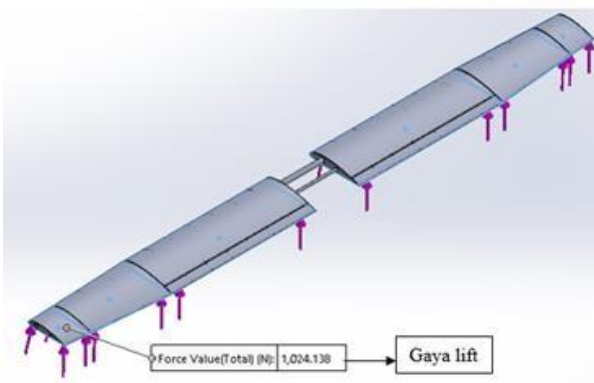
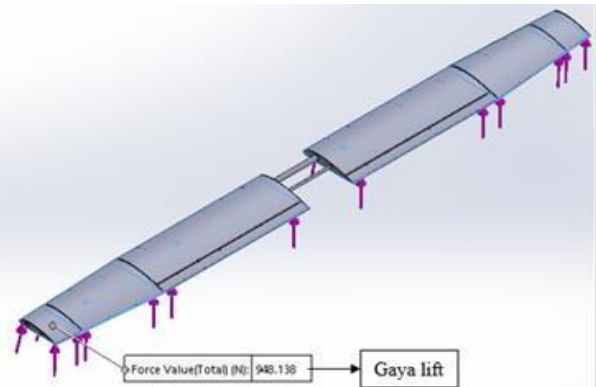
**Tabel 3. Data property fiberglass**

Property	Value	Units
Elastic Modulus	724000	N/mm <sup>2</sup>
Poisson's Ratio	0,2	N/A
Shear Modulus	32000	N/mm <sup>2</sup>
Mass Density	2060	Kg/m <sup>3</sup>
Tensile Strenght	521	N/mm <sup>2</sup>
Compressive Strenght	-	N/mm <sup>2</sup>
Yeild Strength	416,8	N/mm <sup>2</sup>

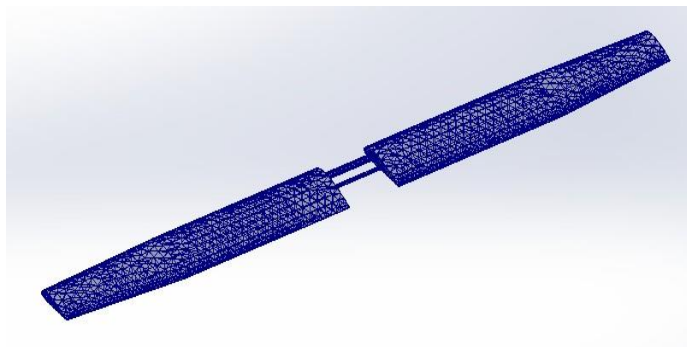
(Sumber: www.matweb.com)

**Pembebanan**

Pembebanan yang diterapkan pada struktur *wing* UAV VTOL adalah beban *manuver*. Beban tersebut berdasarkan perhitungan gaya angkat (*lift*) dari *wing* dengan material *fiberglass* dan *carbon fiber*. Pada kondisi *manuver* struktur *wing* dengan material *fiberglass* menerima beban gaya *lift* sebesar 1024,138 N, sedangkan *wing* dengan material *carbon fiber* menerima gaya *lif* sebesar 948,138 N. Gaya tersebut terjadi pada seluruh permukaan bawah *wing* dengan arah vertikal ke atas, seperti yang terlihat pada gambar 4 dan gambar 5 berikut ini.

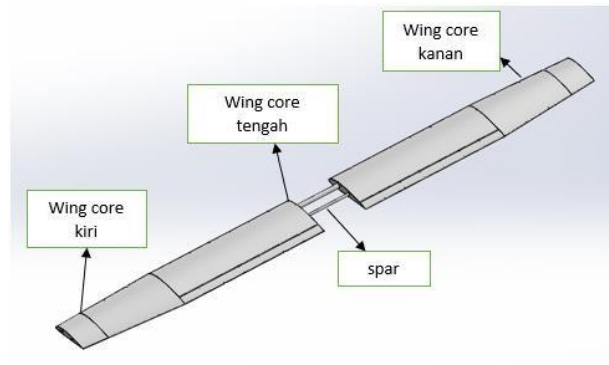
**Gambar 4. Pemberian gaya lift pada wing fiberglass****Gambar 5. Pemberian gaya lift pada wing carbon fiber****Proses meshing**

Proses *meshing* akan membagi elemen menjadi struktur kecil yang tak berhingga. *Meshing* pada penelitian ini menggunakan kualitas fine, dengan parameter standar *mesh*. Berikut adalah hasil mesing dari *wing* UAV VTOL dengan variasi material *fiberglass* dan *carbon fiber*.

**Gambar 6. Hasil mesing wing UAV VTOL**

**Hasil dan Pembahasan**

Pada *wing* UAV VTOL, NACA yang digunakan adalah NACA 4415. Permodelan *wing* dibagi menjadi 3 bagian dan dihubungkan menggunakan *spar*. Hal ini untuk mempermudah saat proses manufaktur dan lebih praktis saat dibawa kemana-mana. Pada Gambar 7 menggambarkan hasil desain model *wing*.



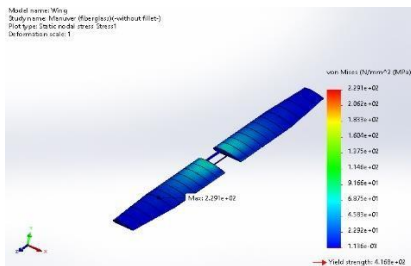
**Gambar 7. Pemodelan *wing* UAV VTOL**

**Hasil analisis struktur *wing* UAV VTOL**

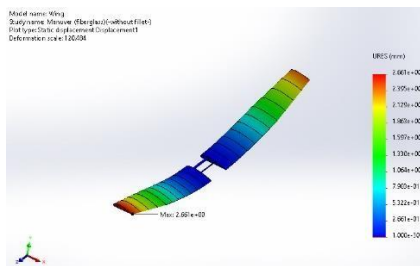
Bedasarkan penelitian yang telah dilakukan pada *wing* UAV VTOL dengan penggunaan material *fiberglass* dan *carbon fiber*, maka diperoleh hasil sebagai berikut :

**Simulasi kekuatan struktur pada *wing* material *fiberglass***

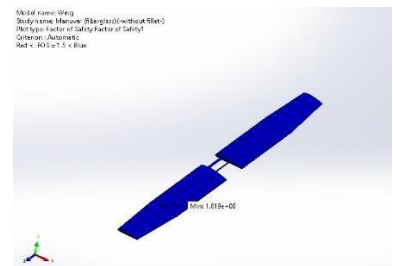
Dari hasil simulasi diperoleh tegangan maksimum (*von misses*), *displacement* dan *safety factor*. Hasil simulasi ditunjukkan pada gambar 8, 9, dan 10.



**Gambar 8. Tegangan maksimum yang terjadi (*fiberglass*)**



**Gambar 9. Displacement yang terjadi (*fiberglass*)**



**Gambar 10. Factor of safety (*fiberglass*)**

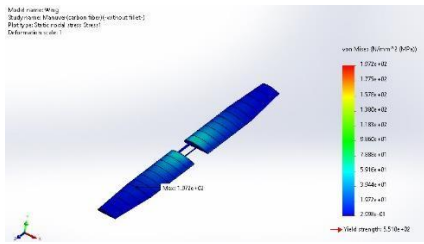
Dari hasil simulasi dengan *load factor* sebesar 3,8 diperoleh tegangan maksimum yang terjadi sebesar 229 MPa, terjadi di bagian *wing root* karena pada bagian tersebut terjadi tegangan *bending* maksimum. tegangan yang dihasilkan tidak boleh melebihi *yield strength* dari material yang digunakan yaitu *fiberglass* yaitu 416,8 MPa. Maka Didasarkan data tersebut dapat disimpulkan bahwa struktur *wing* bisa dikatakan aman dalam menerima beban dengan *load factor* sebesar 3,8.

Dari hasil simulasi diperoleh besarnya *displacement* yaitu 2,661 mm, terjadi di bagian *wing tip* (ujung). Hal ini terjadi dikarenakan pada bagian tersebut bebas dan tidak mempunyai tumpuan.

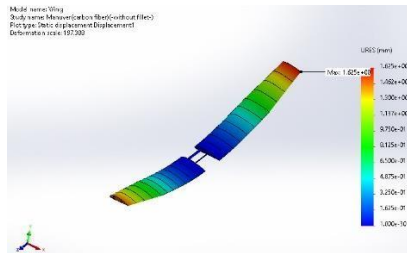
Didasarkan hasil simulasi diketahui nilai tegangan maksimum sebesar 229 MPa. Nilai tersebut masih dibawah tegangan maksimum operasional (*yield strength fiberglass*) yaitu 416,8 MPa. Didasarkan hasil perhitungan diperoleh  $FS = 416,8 \text{ MPa} / 229 \text{ MPa} = 1,9$ . Maka Didasarkan data hasil perhitungan dan hasil analisis pada Gambar 8, 9 dan 10 dapat disimpulkan bahwa struktur *wing core* dengan material *fiberglass* memiliki kekuatan struktur yang kuat, karena nilai *factor of safety* yang diperoleh diatas 1,5 atau dengan kata lain aman untuk digunakan, karena telah memenuhi syarat dari faktor keamanan.



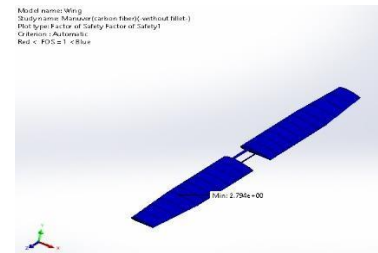
## Simulasi kekuatan struktur pada *wing* material *carbon fiber*



**Gambar 11. Tegangan maksimum yang terjadi (*carbon fiber*)**



**Gambar 12. Displacement yang terjadi (*carbon fiber*)**



**Gambar 13. Factor of safety (*carbon fiber*)**

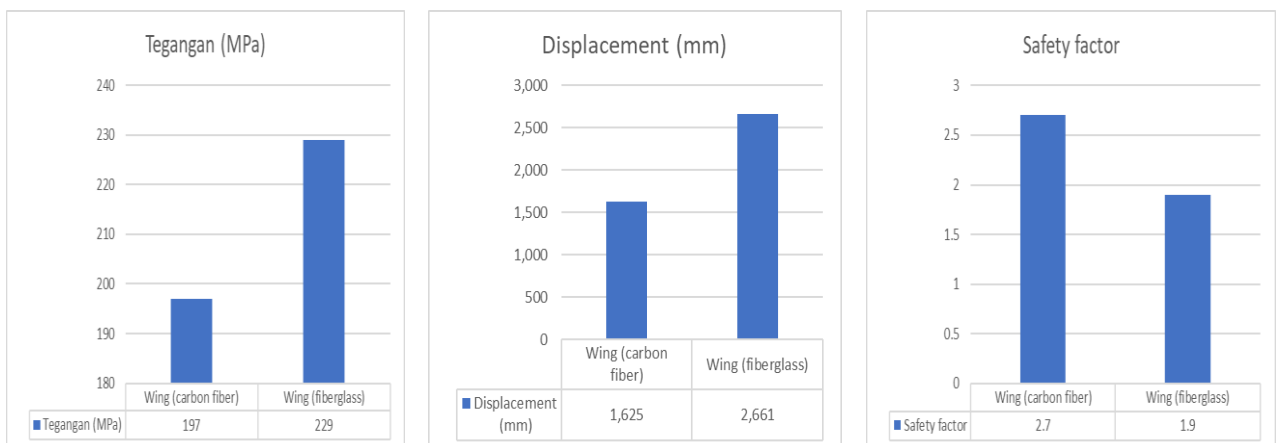
Dari hasil simulasi pada Gambar 11, diperoleh besarnya tegangan maksimum yang terjadi yaitu sebesar 197,2 MPa. Tegangan tersebut terjadi dibagian *wing root*, hal ini terjadi karena bagian tersebut terjadi tegangan *bending* maksimum. tegangan yang dihasilkan tidak boleh melebihi *yield strength* dari material yang digunakan yaitu *carbon fiber* yaitu 551 MPa. Maka Didasarkan data tersebut dapat disimpulkan bahwa struktur *wing* dikatakan aman dalam menerima beban dengan *load factor* sebesar 3,8.

Dari hasil simulasi pada Gambar 12 diperoleh besarnya *displacement* yaitu 1,625 mm, terjadi di bagian *wing tip* (ujung). Hal ini terjadi dikarenakan pada bagian tersebut bebas dan tidak mempunyai tumpuan.

Didasarkan hasil simulasi diketahui nilai tegangan maksimum sebesar 197 MPa. Nilai tersebut masih dibawah tegangan maksimum operasional (*yield strength carbon fiber*) yaitu 551 MPa. Didasarkan hasil perhitungan diperoleh  $FS = 551 \text{ MPa} / 197,2 \text{ MPa} = 2,7$ . Maka Didasarkan data hasil perhitungan dan hasil analisis pada Gambar 11, 12 dan 13 dapat disimpulkan bahwa struktur *wing core* dengan material *carbon fiber* memiliki kekuatan struktur yang kuat, karena nilai *factor of safety* yang diperoleh diatas 1, atau dengan kata lain aman untuk digunakan, karena telah memenuhi syarat dari faktor keamanan.

### Rangkuman hasil simulasi

Rangkuman hasil simulasi perbandingan kekuatan struktur *wing* UAV VTOL dengan variasi material *carbon fiber* dan *fiberglass* dapat terlihat pada gambar dibawah ini :



**Gambar 14. Perbandingan hasil simulasi struktur *wing* dengan variasi material *carbon fiber* dan *Fiberglass***

## Kesimpulan

Pemodelan desain struktur *wing* menggunakan NACA 4415 dan terdiri terdiri dari skin, *rib*, dan *spar*. Pemodelan *wing* dirancang dengan spesifikasi yaitu *wing span* 3200 mm, *wing chord* 300 mm, *wing taper* 220 mm, tebal *skin* 0,66 mm, tebal *rib* 0,5 mm dan jumlah *rib* 24 pcs.

Dari hasil simulasi kekuatan struktur *wing* diperoleh tegangan terbesar terjadi pada *wing* dengan material *fiberglass* yaitu sebesar 229 MPa. *Displacement* terbesar terjadi pada *wing* dengan material *fiberglass* yaitu sebesar 2,661 mm. Dan *safety factor* terbesar terjadi pada *wing* dengan material *carbon fiber* yaitu sebesar 2.7. Maka berdasarkan data yang diperoleh, dapat ditarik kesimpulan *wing* dengan menggunakan material *carbon fiber* memiliki kekuatan struktur yang lebih kuat dari *fiberglass*. Hal ini dikarenakan nilai faktor keamanan yang diperoleh dari *wing* dengan material *carbon fiber* memiliki nilai faktor keamanan yang lebih besar yaitu 2,7 dibandingkan *wing* dengan material *fiberglass* yaitu 1,9.

## Daftar Pustaka

- Abduruohman, K., Wandono, A., Penerbangan, L., & Nasional, A. (n.d.). *Optimasi Berat Wing Lsu 05 Menggunakan Finite Element Method (Optimization of Weight for Lsu 05 Wing Using Finite Element Method)*. 21–30.
- Adamy, M. E., Ghofur, M. A., A, I., & Y.T, P. (2020). Optimasi Desain Dan Analisis Kekuatan Struktur Sayap Komposit, Aluminium dan Titanium Dengan Variasi Material, Thickness Dan Kondisi Batas Menggunakan MSC Patran Nastran (Studi Kasus Pesawat UAV CH-4). *Conference SENATIK STT Adisutjipto Yogyakarta*, 6, 81–92.
- Erlangga, G. G. P. (2017). *Studi Eksperimental Karakteristik Aerodinamik Airfoil Naca 4412*. 5–7. Fitriansyah, R., Wandono, F. A., & Bintoro, A. (2017). Analisis Kekuatan Struktur Sayap LSU-03 NG dengan Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Seminar Nasional Iptek Penerbangan Dan Antariksa*, 418–428.
- Haryadi, G. D. (2006). Pengaruh Suhu Tempering Terhadap Kekerasan, Kekuatan Tarik Dan Struktur Mikro Pada Baja K-460. *Rotasi*, 8(2), 1–8.
- Hendrawan, M. A., Purboputro, P. I., Saputro, M. A., & Setiyadi, W. (2018). Perancangan Chassis Mobil Listrik Prototype “Ababil” dan Simulasi Pembebanan Statik dengan Menggunakan Solidworks Premium 2016. *The 7th University Research Colloquium 2018*, 96–105.
- Lesalli, P. V. (2022). Preliminary Design dan Analisis Weight and Ballance Surveillance Mapping UAV Tricopter V-TOL Tilt Rotor 2 Meter Wing Span. *Conference SENATIK STT Adisutjipto Yogyakarta*, 7, 1–8.
- Muchid, M., Suwondo, A. J., & Hardjoko, E. (2018). Analisa Static Pada Mesin Penghalus Roll Conveyor Menggunakan Solidwork. *Seminar Nasional Hasil ...*, 123–128.
- Naubnome, V. (2020). Analisis Uji Tarik Dan Simulasi Kegagalan Pada Baja Ss400 Dengan Variasi Ketebalan Lapisan Karbon Fiber Untuk Aplikasi Kerangka Mobil Listrik. *Gorontalo Journal of Infrastructure and Science Engineering*, 3(1), 28.
- Nurchayadi, T. (2008). Airfoil Simetris Terhadap Koefisien Angkat. *Ilmiah Semesta Teknik*, 11(1), 110–124.
- Priyono, E. (2011). Pesawat Terbang Tanpa Awak (Ptta) Sebagai Salah Satu Komponen Kekuatan Udara. *Indept*, 1(2), 1–7.
- Rozik, M. A. (2019). *MESIN PENGAYAK PASIR MENGGUNAKAN AUTODESK INVENTOR 2019*.
- Santoso, D. W., & Hariyanto, K. (2022). Comparison of Sandwich Composite Wing Structure With Balsa Wood (Case Study of Uav Aircraft Fixed Wing Vtol Vx-2). *Vortex*, 3(2), 98.
- Santoso, D. W., & Putra, A. N. (2018). Design and Analysis the Strength of the Structure Fixed Wing Vertical Take Off-Landing UAV. *Conference SENATIK STT Adisutjipto Yogyakarta*, 4.
- Santoso, D. W., & Saputra, W. E. (2020). Analisis statik kekuatan struktur pesawat UAV vertical take off-landing VX-2. *Conference SENATIK STT Adisutjipto Yogyakarta*, 6, 5–18.
- Studi, P., Mesin, T., Teknik, F., Katolik, U., Atma, I., Pengajar, S., Mesin, T., Teknik, F., Katolik, U., Atma, I., Teknik, S., Sutantyo, G., Tobing, S., & Atmoko, B. (2022). *PERANCANGAN DAN ANALISIS STRUKTUR STATIS TERHADAP*. 16(2), 68–76.
- Suryady, S., & Nugroho, E. A. (2022). Simulasi Faktor Keamanan Dan Pembebanan Statik Rangka Pada Turbin Angin Savonius. *Jurnal Ilmiah Multidisiplin*, 1(2), 42–48.
- Triani, S. D., Cahyono, M. A., & Pinandhita, L. R. (2021). Structure Analysis and Manufacturing of Wings Trainer-5774. *Vortex*, 1(2), 107.
- Wibawa, L. A. N. (2019a). Desain Dan Analisis Kekuatan Rangka Meja Kerja (Workbench) Balai Lapan Garut Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Jurnal Teknik Mesin ITI*, 3(1), 13.
- Wibawa, L. A. N. (2019b). Desain dan Analisis Tegangan Alat Pengangkat Roket Kapasitas 10 Ton Menggunakan Metode Elemen Hingga. *Jurnal Energi Dan Teknologi Manufaktur (JETM)*, 2(01), 23–26.
- Yandri, Y., Gani, M. H., Masta, P. K., Syahdiza, E., & Rahman, F. (2020). the Influence of Drones on the Development of Architechural Photography Cultural Works. *Jurnal Kata*, 4(1), 1.
- Yudiantara, T. A., & Ariatedja, J. B. (2020). Analisa Numerik Optimasi Topologi pada Rib UAV Fixed Wing MALE (Medium Altitude Long Endurance). *Jurnal Teknik ITS*, 8(2).