

# ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR SAYAP KOMPOSIT DENGAN VARIASI MATERIAL ALUMINIUM DAN TITANIUM MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA

<sup>1</sup>Usman Ghozali, <sup>2</sup>Ikbal Rizki Putra, <sup>3</sup>Erwan Eko Prasetyo

<sup>1,2</sup>Teknik Dirgantara, STTKD, <sup>3</sup>Aeronautika, STTKD

## Abstrak

Struktur sayap pesawat terbang berfungsi untuk mentransfer beban-beban yang terjadi pada permukaan pesawat ke bidang lain yang memiliki kekuatan lebih besar sehingga komponen pesawat tidak mengalami kegagalan karena setiap komponen menerima beban yang relatif kecil. Struktur yang dibuat harus memiliki kekuatan maksimal dengan berat seringan mungkin serta memenuhi faktor keamanan (safety factor). Penelitian ini melakukan desain dan analisis kekuatan struktur sayap pesawat dengan memvariasikan beberapa material. Jenis material yang digunakan dalam penelitian ini adalah Komposit TORAY T700SC-12K-50C, Aluminium Alloy 2014 T6 dan Titanium Ti-5553. Material komposit dengan susunan arah serat dimana lamina disusun secara simetris dengan arah serat untuk bagian shell dasar airfoil ( $0^\circ/30^\circ/90^\circ/-30^\circ/0^\circ$ ), dan untuk arah serat Ribs dan Spars ( $0^\circ/45^\circ/45^\circ/90^\circ$ ), untuk ketebalan sebesar 0,00021 m atau 0,21 mm, Thickness (ketebalan) dibuat seragam dari wingroot sampai dengan wingtip. Dalam penelitian ini diperoleh Stress dan Displacement pada ketebalan yang seragam dimana dengan pembebanan 1 Mpa untuk material komposit dan ketebalan yang seragam 0,21 mm adalah 76.200 Mpa, Aluminium Alloy 2014 T6 pada nilai 87.510 MPa dan untuk Titanium sebesar 87.740 MPa.

**Kata Kunci:** Struktur sayap, Komposit, Titanium, Stress, Displacement, Abaqus.

## Abstract

The wing structure of the aircraft works to transfer the loads that occur on the surface of the aircraft to other areas that have greater strength so that the aircraft components do not fail because each component receives a relatively small load. The structure made must have maximum strength as light as possible and overcome the safety factor. This research conducted the design and analysis of aircraft wing strength by varying several materials. The type of material used in this research is Composite TORAY T700SC-12K-50C, Aluminum Alloy 2014 T6 and Titanium Ti-5553. A composite material with a fiber arrangement in which the laminae are arranged symmetrically with the fiber direction for the airfoil base shell portion ( $0^\circ/30^\circ/90^\circ/-30^\circ/0^\circ$ ), and for the Ribs and Spars fiber direction ( $0^\circ/45^\circ/45^\circ/90^\circ$ ), for a thickness of 0.00021 m or 0.21 mm, Thickness is made uniform from wingroot to wingtip. In this study, stress and displacement were obtained at a uniform thickness where the loading of 1 MPa for composite materials and a uniform thickness of 0.21 mm was 76,200 MPa, Aluminum Alloy 2014 T6 at a value of 87,510 MPa and for Titanium it was 87,740 MPa.

**Keywords:** Wing structure, Composite, Titanium, Stress, Displacement, Abaqus.

## Pendahuluan

Salah satu teknologi tinggi yang penting pada pesawat terbang adalah teknologi struktur rangkanya, karena desain rangka pesawat haruslah kuat serta harus sangat ringan. Pesawat harus kuat karena menyangkut keamanan dan keselamatan penumpang, kemudian harus kaku karena struktur yang lentur akan merusak karakteristik kendali terbang bahkan mengakibatkan *flutter* atau getaran yang berlebihan pada sayap yang mengakibatkan sayap patah. Adapun struktur harus ringan karena untuk terbang dengan daya seminimal mungkin, pesawat haruslah ringan. Pengurangan berat pesawat yang sedikit dapat meningkatkan penghematan bahan bakar secara signifikan (Tang et al., 2013). Jenis material yang diaplikasikan dalam penelitian adalah Komposit TORAY T700SC-12K-50C, Aluminium Alloy 2014 T6 dan Titanium Ti-5553. Material komposit dengan susunan arah serat dimana lamina disusun secara simetris dengan arah serat untuk bagian shell dasar airfoil ( $0^\circ/30^\circ/90^\circ/-$

<sup>1</sup>Email Address: [usman.ghozali12@gmail.com](mailto:usman.ghozali12@gmail.com)

Received 3 Maret 2022, Available Online 30 Juli 2022

 <https://doi.org/10.56521/teknika.v8i1.587>

30°/0°), dan untuk arah serat *Ribs* dan *Spars* (0°/45°/45°/90°), untuk ketebalan per-layernya sebesar 0,00021 m atau 0,21 mm (Arifi *et al.*, 2010).

Struktur pada sayap pesawat terbang berfungsi untuk *mentransfer* beban-beban yang terjadi pada permukaan pesawat ke bidang lain yang memiliki kekuatan lebih besar sehingga komponen pesawat tidak mengalami kegagalan karena setiap komponen menerima beban yang relatif kecil. Pada perancangan struktur sayap pesawat terbang, hal yang paling utama harus diperhatikan adalah masalah berat dan kekuatan struktur. Struktur yang dibuat harus memiliki kekuatan maksimal dengan berat seringan mungkin serta memenuhi faktor keamanan (*Safety Factor*). Dari awal diciptakannya pesawat terbang berbahan kayu, *aluminium*, titanium kemudian hingga digunakan komposit. Dengan penerapan material komposit, berat struktur pesawat bisa berkurang sekitar 25%-30% dibandingkan dengan konvensional struktur logam. Penerapan material komposit dengan *weight* yang ringan dan kekuatan yang tinggi tidak hanya sekedar mengurangi *weight* strukturnya saja, tetapi juga mampu mendapatkan nilai elastisitas dari komposit untuk mewujudkan *bending* dan torsi yang kompleks pada deformasi sayap yang tentunya untuk memenuhi persyaratan *stiffness and strength* struktur komposit (Adamy *et al.*, 2020).

Adapun pengujian serta pembuatan dari *airfoil* tersebut tidak harus mengeluarkan modal yang besar, Dalam menganalisis desain dari sebuah *wing* digunakanlah sebuah *software* yang mampu mensimulasikan untuk keperluan analisis dari struktur dan kekuatan pada *wing* pesawat terbang. Diantaranya adalah dengan pendekatan melalui *software* untuk memastikan struktur yang dirancang aman atau untuk mengetahui kekuatan dari material yang digunakan terhadap struktur *airfoil* sayap pesawat, model dan *simulation* adalah solusinya. Hal ini dapat dilakukan sangat mudah dengan menggunakan *Software Finite Element Analysis* (FEA) atau dapat disebut *Finite Element Method* (FEM) pada Abaqus.

## Metode Penelitian

Pemodelan ini melakukan desain dan analisis kekuatan struktur sayap pesawat dengan memvariasikan jenis material, *thickness* dan kondisi batas. Jenis material yang diaplikasikan dalam penelitian ini adalah komposit TORAY T700SC-12K-50C, Tabel 1 menunjukkan dari material komposit, Tabel 2 material dari *Aluminium Alloy* 2014 T6 dan Titanium Ti5553 terlihat bahwa pada Tabel 3 material dari Titanium. Material komposit dengan susunan arah serat dimana lamina disusun secara simetris dengan arah serat untuk bagian *shell* dasar *airfoil* (0°/30°/90°/-30°/0°), dan untuk arah serat *Ribs* dan *Spars* (0°/45°/45°/90°), untuk ketebalan per-layernya sebesar 0,00021 m atau 0,21 mm. *Thickness* dibuat seragam dari *wingroot* sampai dengan *wingtip*. Desain dan struktur analisis kekuatan struktur *Ribs*, *Spars* dan *Skin* menggunakan *software* Abaqus. Untuk data yang diamati dalam penelitian ini terkait dengan distribusi tegangan (*Stress*) dan regangan (*Displacement*).

**Table 1. Material Composite TORAY T700SC-12K-50C**

Property	Value	Unit
Elastic Modulus E1	5.50E+04	MPa
Elastic Modulus E2	5.50E+04	MPa
Poisson Ration Nu12	0.04	
Shear Modulus G12	4.30E+03	MPa
Shear Modulus G13	1.00E+03	MPa
Shear Modulus G23	1.00E+03	MPa

(Allowables & Fabric, 2010)

**Table 2. Material Aluminium Alloy 2014 T6**

Property	Value	Unit
Elastic Modulus	7.24E+04	MPa
Poisson's Ratio	0.33	-
Shear Modulus	2.80E+04	MPa
Mass Density	0.0028	gr/mm <sup>3</sup>
Tensile Strength	470	MPa
Compressive Strength	470	MPa
Yield Strength	415	MPa

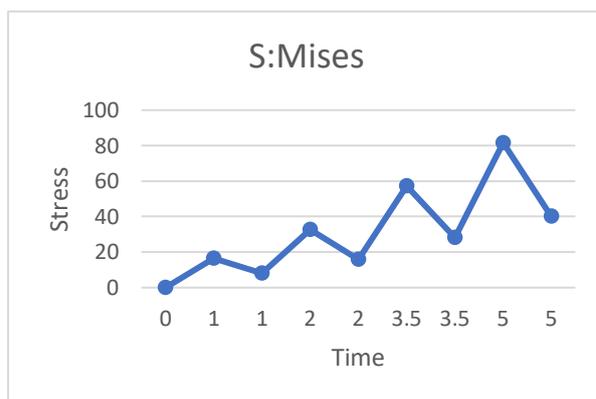
**Table 3. Material Titanium Ti5553**

Property	Value	Unit
Density	0,00465	gr/mm <sup>3</sup>
Poisson's Ratio	0.32	
Tensile elastic modulus	112000	MPa
Compressive elastic modulus	113000	MPa
Tensile strength	1236	MPa
Yield strength	1174	MPa

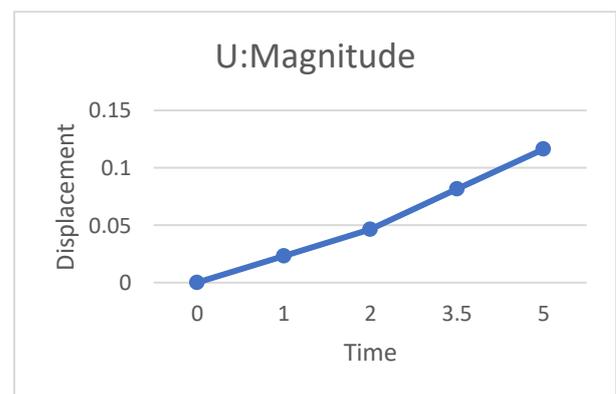
(Nouari & Makich, 2013)

### Hasil dan Pembahasan

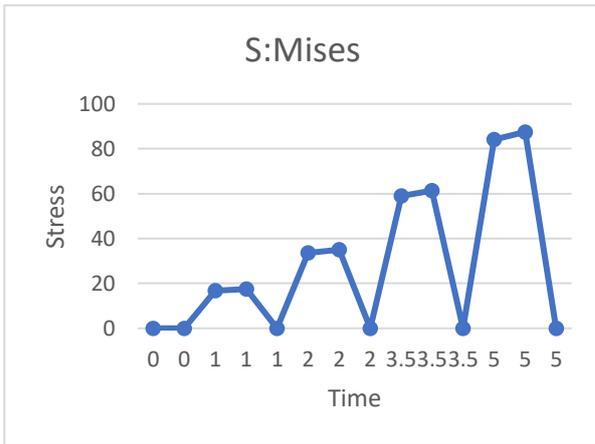
Pada penelitian ini yang diamati yaitu terkait distribusi tegangan (*Stress*) dan regangan (*Displacement*) yang terjadi disekitar struktur sayap. Sehingga dapat diketahui reaksi struktur sayap dengan material tertentu terhadap pemberian beban tertentu. Desain dan struktur analisis kekuatan struktur *Ribs*, *Spars* dan *Skin* menggunakan software ABAQUS.



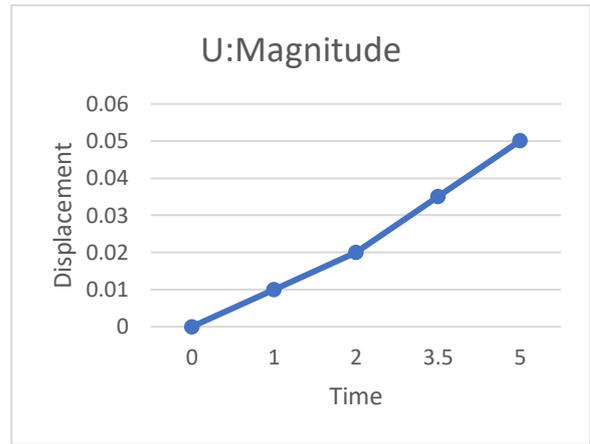
**Gambar 1. Grafik *Stress Component* Pada Komposit TORAY T700SC-12K-50C Dengan *Load* 1 MPa**



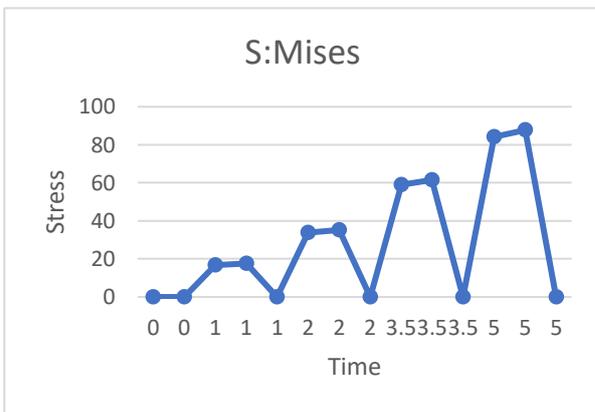
**Gambar 2. Grafik *Displacement Components* Pada Komposit TORAY T700SC-12K-50C Dengan *Load* 1 MPa**



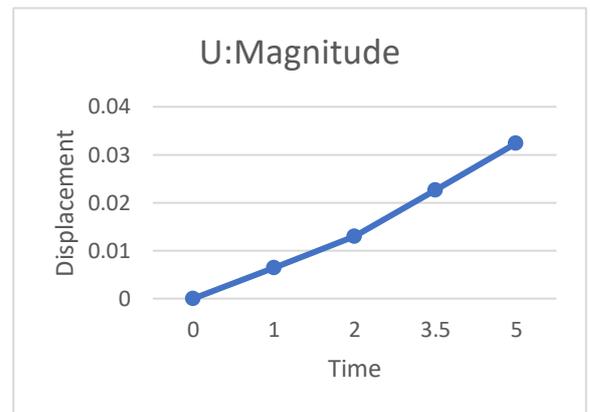
**Gambar 3. Grafik Stress Component pada Aluminium Alloy 2014 T6 Dengan Load 1 MPa**



**Gambar 4. Grafik Displacement Component pada Aluminium Alloy 2014 T6 Dengan Load 1 MPa**

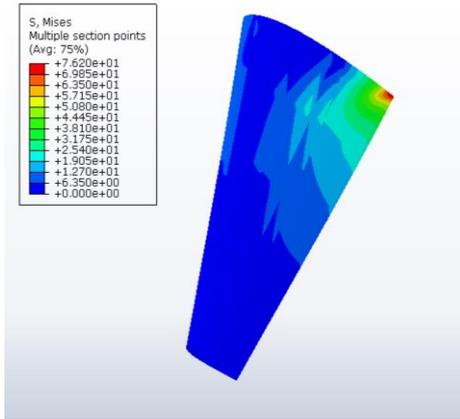


**Gambar 5. Grafik Stress Components Pada Titanium Ti5553 Dengan Load 1 MPa**

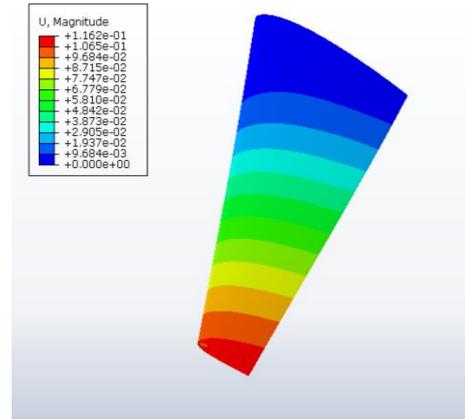


**Gambar 6. Grafik Displacement Components Pada Titanium Ti5553 Dengan Load 1 MPa**

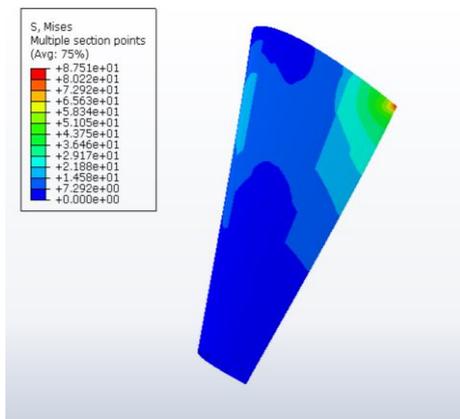
Pada Gambar 1, Gambar 2 dan Gambar 5 menunjukkan sifat dari material yang stabil saat akan mengalami *stress* dari titik terendah sampai titik tertinggi, kemudian akan turun seiring berjalannya waktu. Hal ini berkaitan dengan sifat material yang akan mengalami fase *elastis*, *plastis* kemudian akan mengalami kegagalan. Pada bagian awal terlihat material mengalami fase *elastis*, kemudian mengalami fase *plastis*, hingga pada akhirnya terjadi kegagalan pada material dengan garis pada grafik yang tidak diteruskan lagi. Kemudian pada Gambar 3, Gambar 4 dan Gambar 6 menunjukkan bahwa semakin lama waktu maka *displacement* yang terjadi semakin tinggi, hal ini dikarenakan semakin besar gaya yang bekerja maka akan meningkatkan *displacement* yang terjadi.



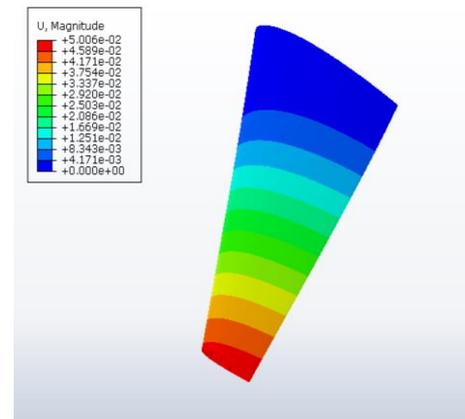
**Gambar 7. Visualisasi Stress Component Pada Komposit TORAY T700SC-12K-50C Load 1 MPa**



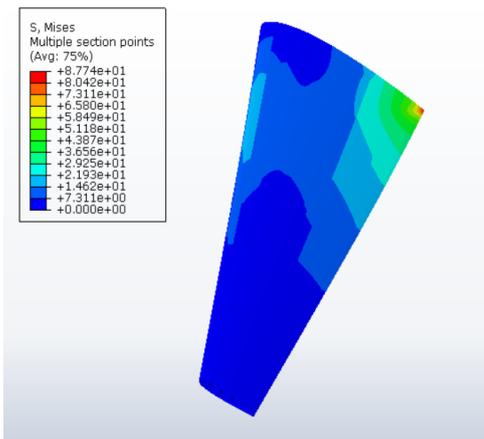
**Gambar 8. Visualisasi Displacements Pada Komposit TORAY T700SC-12K-50C Load 1 MPa**



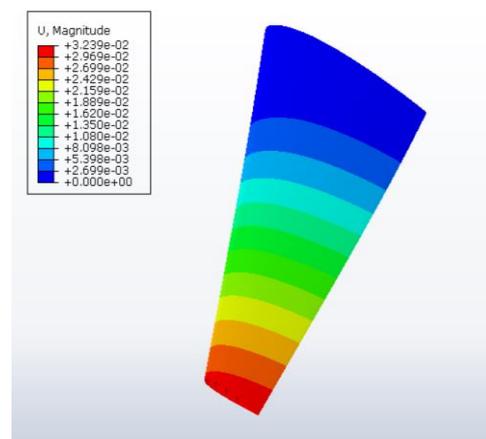
**Gambar 9. Visualisasi Stress Component Pada Aluminium Alloy 2014 T6 Load 1 MPa**



**Gambar 10. Visualisasi Displacement Pada Aluminium Alloy 2014 T6 Load 1 MPa**



**Gambar 11. Visualisasi Stress Component Pada Titanium Ti5553 Load 1 MPa**



**Gambar 12. Visualisasi Displacements Pada Titanium Ti5553 Load 1 MPa**

Dalam penelitian ini diperoleh *Stress* pada ketebalan yang seragam dimana dengan pembebanan 1 MPa dimana untuk material Komposit TORAY T700SC-12K-50C dengan ketebalan yang seragam 0,21 mm adalah 76.200 MPa, *Aluminium Alloy* 2014 T6 pada nilai 87.510 MPa dan untuk Titanium Ti5553 nilai *Stress* tertinggi 87.740 MPa. Untuk *Displacement* sendiri dengan pembebanan 1 MPa dan ketebalan yang seragam yaitu 0,21 mm dengan nilai material Komposit TORAY T700SC-12K-50C pada regangan tertinggi yaitu 116.2 mm, *Aluminium Alloy* 2014 T6 regangan tertinggi yaitu 50,06 mm dan Titanium Ti5553 regangan tertinggi yaitu 32,39 mm.

## Kesimpulan

Dengan susunan arah serat dimana lamina disusun secara simetris dengan arah serat untuk bagian *shell* dasar airfoil ( $0^\circ/30^\circ/90^\circ/-30^\circ/0^\circ$ ), dan untuk arah serat *Ribs* dan *Spars* ( $0^\circ/45^\circ/45^\circ/90^\circ$ ), untuk ketebalan sebesar 0,00021 m atau 0,21 mm, dari sini dapat ditarik kesimpulan bahwa, berdasarkan simulasi yang sudah dilakukan maka untuk material titanium merupakan material yang mampu menahan tegangan paling tinggi, adapun nilai dari tegangan pada titanium dengan pembebanan 1 MPa yaitu 87.740 MPa.

## Daftar Pustaka

- 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.
- Allowables, D., & Fabric, P. W. (2010). *Advanced General Aviation Transport Experiments A – Basis and B – Basis Design Allowables for Epoxy – Based Prepreg Plain Weave Fabric [ US Units ]*. February.
- Arifi, E., Suseno, H., Argo, B. D., Sipil, J. T., Teknik, F., & Malang, U. B. (2010). *Analisis getaran pada plat komposit berlapis dengan higher order shear deformation theory*. 4(3).
- Nouari, M., & Makich, H. (2013). Experimental investigation on the effect of the material microstructure on tool wear when machining hard titanium alloys: Ti-6Al-4V and Ti-555. *International Journal of Refractory Metals and Hard Materials*, 41, 259–269.
- Tang, J., Xi, P., Zhang, B., & Hu, B. (2013). A finite element parametric modeling technique of aircraft wing structures. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(5), 1202–1210.