

STRUCTURE POWER AIRCRAFT FUSELAGE 5774 TRAINER

Fandi Syafri Pratama

Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto
fandisyafripratama@gmail.com

Abstract

The analysis process using software aims to determine whether an object or material is suitable for use or not before carrying out the manufacturing process. To find out whether the material is strong or not when applied to the aircraft, an analysis is carried out using the ABAQUS CAE 6.14 software. This software will show the stress value that occurs in the sandwich composite structure when it receives the load experienced by the aircraft.

Keywords: Mechanical Clinching, Riveting, Composite, Aluminum

1. Pendahuluan

Penemuan pesawat terbang merupakan suatu kemajuan teknologi yang sangat luar biasa bagi dunia. Sejak manusia menemukan cara untuk dapat terbang maka kemajuan teknologi dirgantara di dunia semakin pesat mulai dari bentuk, ukuran dan pesawat tersebut terus mengalami perkembangan seiring dengan kemajuqn zaman. Struktur fuselage merupakan bagian badan utama sebuah pesawat di mana awak pesawat, penumpang atau kargo ditempatkan, fuselage juga mempunyai beberapabentuk struktur yaitu *monocoque* dan semi *monocoque*. Kekuatan struktur fuselage sangat diperhatikan dalam pembuatan pesawat terbang termasuk pembuatan pesawat UAV, kekuatan stuktur fuselage berubah bila jenis material dan ketebalan material berubah. Pesawat 5774 trainer adalah salah satu contoh dari UAV. Untuk manufaktur dan pengujian kekuatan struktur fuselage pesawat terbang UAV memerlukan ketelitian dan pengetahuan yang cukup untuk mendapatkan pesawat yang kuat dan aman untuk di terbangkan. *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) atau *drone* merupakan pesawat yang di dalamnya tidak mengangkut awak pesawat atau pilot dan dikendalikan dari jarak jauh^{[1][2]}. Pesawat ini dapat digunakan untuk berbagai kepentingan baik militer maupun sipil, di antaranya yaitu untuk pengintaian daerah musuh, pemetaan wilayah pertanian, perkebunan, misi penyelamatan diaerah bencana, dan masih banyak kegunaan lainnya. UAV memiliki beberapa kelebihan dibandingkan dengan pesawat terbang konvensional, yaitu pada peningkatan kemampuan manuver, biaya pengoperasian dan perawatan yang rendah, mengurangi kemungkinan terlacak oleh radar musuh serta mengurangi kemungkinan kecelakaan pada awak pesawat. Sistem kendali otomatis banyak dipakai pada sistem kendali pesawat UAV, sebab pesawat UAV tidak dikendalikan langsung oleh manusia dari dalam pesawat sehingga resiko kecelakaan terhadap pesawat menjadi lebih besar. Untuk membuat sistem kendali otomatis pesawat UAV dibutuhkan beberapa persyaratan, yaitu sebuah platform yang merupakan kombinasi *hardware* dan *software*, dan *metode control*. Platform harus memenuhi parameter, antara lain pengukuran orientasi pesawat dan penentuan koordinat pesawat. Kemudian metode *control* harus memiliki respon yang baik terhadap input yang dimasukkan. Salah satu sistem kendali yang sering dipakai pada peluru kendali adalah *tracking system*, sistem ini dipakai untuk mengejar posisi target, selain itu juga diaplikasikan pada *automatic landing system*, *automatic take-off system* ^[3]. *Fuselage* adalah kabin atau kokpit, yang berisi kursi untuk penumpangnya dan pengendali pesawat. *Fuselage* juga bisa terdiri dari ruang kargo dan titik–titik penghubung bagi komponen utama pesawat yang lainnya, beberapa pesawat menggunakan struktur *open truss*. *Fuselage* dengan tipe *open truss* terbentuk dari tabung baja atau aluminium. Kekuatan dan kepadatan didapat dari pengelasan tabung – tabung secara bersama yang membentuk bangun segitiga yang disebut *trusses*.

Konstruksi dari *Warren Truss* membuat bentuk sarang dengan batang –batanglongerons, juga batang diagonal dan vertikal. Untuk mengurangi berat maka pesawat kecil menggunakan tabung *aluminium alloy* yang di rivet atau disekrup menjadi satu bagian dengan bagian yang berhadapan membentuk kerangka. Setelah teknologi berkembang, perancang pesawat mulai melapisi batang – batang *truss* untuk membuat pesawat lebih *streamline* meningkatkan kinerja. Awalnya dengan menggunakan kain *fabric*, yang dapat membengkokkan logam yang ringan seperti aluminium. Dalam beberapa keadaan, kulit luar dapat mendukung semua atau sebagian dari beban yang ditanggung oleh pesawat. Sebagian besar pesawat modern menggunakan struktur kulit yang diketatkan (*stressed*) yang dikenal dengan nama konstruksi *monocoque* atau *semi – monocoque*. Rancangan *monocoque* menggunakan kulit (logam) yang diketatkan untuk menanggung semua beban (*load*), ini adalah struktur yang sangat kuat tapi tidak bisa mentoleransi kerusakan berupa goresan atau penyok (berubah/deformasi). Konstruksi *Monocoque* yang sebenarnya terdiri dari kulit (logam), *former* (pembentuk) dan *bulkhead* (penahan). *Fomer* dan *bulkhead* memberi bentuk pada *fuselage*^[4]. Karena tidak ada kerangka maka kulit haruslah cukup kuat untuk menjaga kepadatan / kekuatan fuselage. Jadi, masalah yang cukup penting dalam konstruksi *monocoque* adalah menjaga konstruksi agar cukup kuat sementara berat juga harus diperlihatkan agar tidak melebihi batasan. Karena batasan inilah maka struktur *semi- monocoque* digunakan dibanyak pesawat masa kini. Sistem *semi-monocoque* menggunakan sub-struktur dimana kulit pesawat ditempelkan. Sub-struktur ini terdiri dari *bulkhead* dan/atau *former* terbuat dari berbagai ukuran dan kerangka, memperkuat kulit pesawat dengan menyerap sebagian dari gaya beban dari *fuselage*. Bagian utama dari *fuselage* juga termasuk titik sambungan sayap (*wing*) dan sebuah *firewall*. Pada pesawat bermesin tunggal, mesinnya biasanya disambungkan didepan *fuselage*. Ada pembatas tahan – api di antara bagian belakang mesin dengan kokpit atau kabin untuk melindungi penerbang dan penumpangnya dari api akibat kecelakaan. Pembatas inilah yang disebut dengan *firewall* dan biasanya dibuat dari material tahan panas seperti baja. Komposit merupakan material *multifase* yang didapatkan dari kombinasi material yang berbeda untuk mendapatkan sifat mekanik yang tidak bisa didapatkan apabila material diaplikasikan secara sendiri. Komponen-komponen penyusun komposit ini tetap bisa dibedakan secara makro dan memiliki sifat yang sama seperti sebelumnya. Material komposit banyak digunakan karena memiliki kombinasi sifat yang tidak bisa didapatkan apabila menggunakan material konvensional pada umumnya seperti logam, polimer, maupun keramik. Sifat komposit memiliki variasi dan tergantung pada berbagai macam faktor seperti jenis komponen yang akan dipilih, distribusi komponen, dan morfologi komponen. Ada beberapa kelebihan dari material komposit apabila dibandingkan dengan material konvensional antara lain yaitu:

- a. Material komposit mampu berperan menjadi bagian terintegrasi, misalnya satu komposit mampu menggantikan peran dari beberapa material logam.
- b. Komposit memiliki *stiffness-to-density ratio* yang baik. Rasionya 1/5 dari baja dan 1/2 dari aluminium.
- c. Komposit memiliki *strength-to-density ratio* yang baik. Dengan kelebihan tersebut pesawat maupun kendaraan bermotor bisa bergerak lebih cepat dengan efisiensi bahan bakar yang lebih baik. Kekuatan spesifiknya sekitar tiga hingga lima kali lebih baik apabila dibandingkan dengan material baja, oleh karena itu komponen pesawat terbang menggunakan material komposit karena lebih ringan namun tetap kuat.
- d. *Endurance limit (fatigue strength)* dari komposit baik. Untuk paduan aluminium maupun baja *endurance limit* berada pada 50% dari nilai *static strength*, sementara untuk *unidirectional carbon/epoxy composite* bisa mencapai 90% dari *static strength*.

Material komposit banyak diaplikasikan terutama pada dunia industri dan salah satunya adalah industri pesawat terbang. Komponen pesawat terbang harus memiliki *strength-to-*

density yang baik, komponen harus ringan tapi kuat, dimana dengan berat yang sama komposit mampu menahan beban yang memiliki nilai lebih tinggi jika dibanding dengan material baja agar pesawat mampu terbang dengan kinerja yang lebih baik.

Secara garis besar ada 3 macam jenis komposit berdasar penguat yang digunakannya, yaitu :

- a. Komposit Serat (*Fibrous Composites*) merupakan jenis komposit yang hanya terdiri dari satu laminar atau satu lapis yang menggunakan penguat berupa serat/*fiber*. *Fiber* yang digunakan bisa berupa *glass fibers*, *carbon fibers*, *aramid fiber (poly aramide)*, dan sebagainya. *Fiber* ini bisa disusun secara acak maupun dengan orientasi tertentu bahkan bias juga dalam bentuk yang lebih kompleks seperti anyaman.
- b. Komposit Laminat (*Laminated Composites*) merupakan jenis komposit yang terdiri dari dua lapis atau lebih yang digabung menjadi satu dan setiap lapisnya memiliki karakteristik sifat sendiri.
- c. Komposit partikel (*Particulate Composites*) merupakan komposit yang menggunakan partikel/serbuk sebagai penguatnya dan terdistribusi secara merata dalam matriknya.

2. Metode Penelitian

Metode studi literatur merupakan suatu metode pengambilan data yang dilakukan oleh penulis dari berbagai sumber media cetak maupun media elektronik, yang berkaitan dengan penelitian yang sedang dilakukan oleh penulis sebagai sarana dalam penunjang dalam pengerjaan skripsi. Sumber Literatur yang digunakan antara lain:

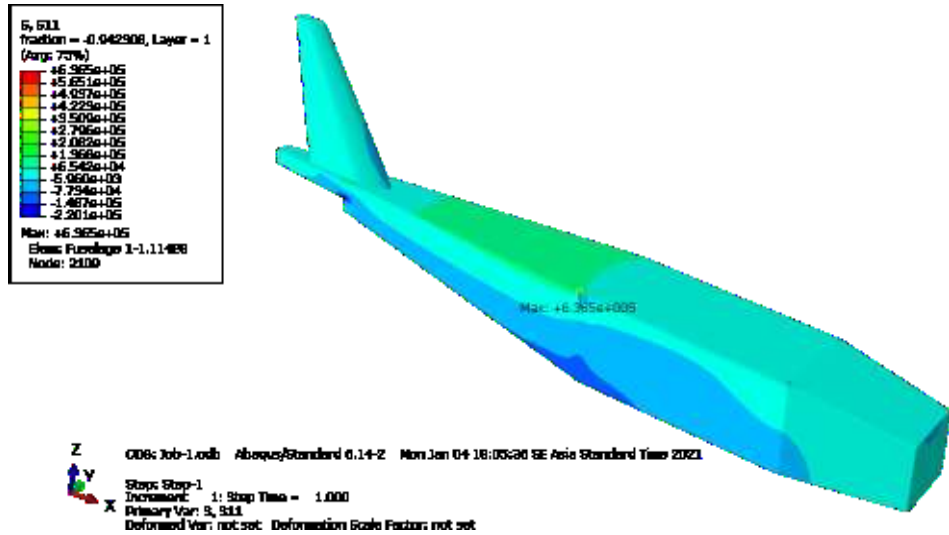
- a. Buku, pengumpulan data berasal dari literatur buku yang berkaitan dengan proses dan kekuatan komposit.
- b. Jurnal, pengambilan parameter kekuatan komposit dengan variasi waktu yang terkait dalam menentukan parameter yang tepat di dapat dari jurnal-jurnal pada penelitian sebelumnya.
- c. Internet, Pengumpulan data berasal dari situs yang bermanfaat yang membantu dalam melakukan penelitian.

Eksperimen Metode ini dengan menggunakan eksperimental, yaitu dengan membuat spesimen uji dengan menggunakan komposit sandwich. Sedangkan Data Primer berasal dari Metode Wawancara, yaitu metode mengumpulkan data dan informasi terkait dengan penelitian yang akan dilakukan dengan cara bertanya langsung kepada narasumber yang berkompeten dalam bidang material aluminium baik itu dosen, laboran tempat melakukan penelitian dan lain sebagainya.

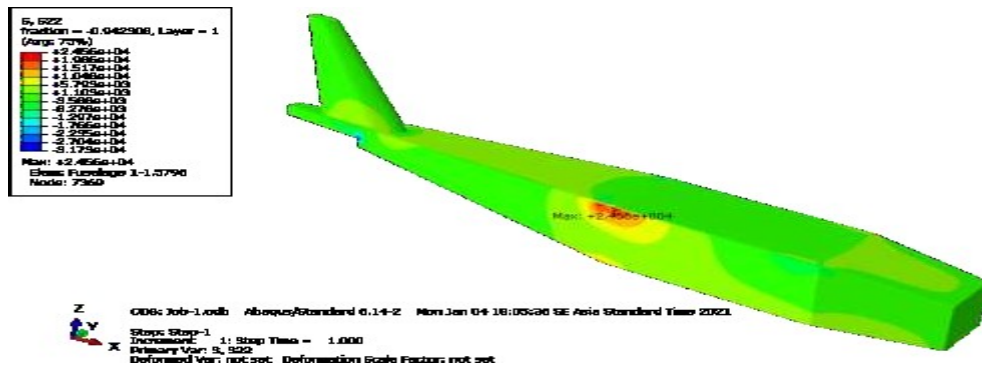
Metode Studi Pustaka, yaitu metode pengumpulan data dengan membaca buku, artikel atau jurnal penelitian yang telah dilakukan sebelumnya. Dan data Sekunder Metode Observasi, yaitu metode mengumpulkan data dengan melakukan penelitian langsung terhadap spesimen uji.

3. Hasil dan Analisis

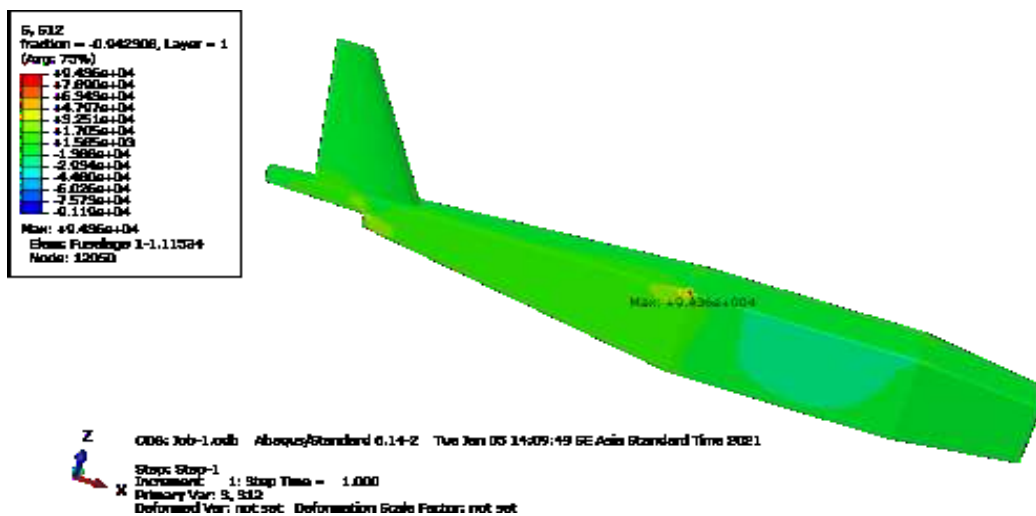
Proses analisis menggunakan *software* bertujuan untuk mengetahui apakah suatu objek atau material layak untuk digunakan atau tidak sebelum melakukan proses manufaktur. Untuk mengetahui material kuat atau tidaknya ketika diaplikasikan pada pesawat maka dilakukan analisis menggunakan *software* ABAQUS CAE 6.14. *Software* ini akan melihat nilai tegangan yang terjadi pada struktur komposit *sandwich* ketika menerima beban yang dialami oleh pesawat. Adapun contoh nilai tegangan yang terjadi dapat dilihat pada gambar 1



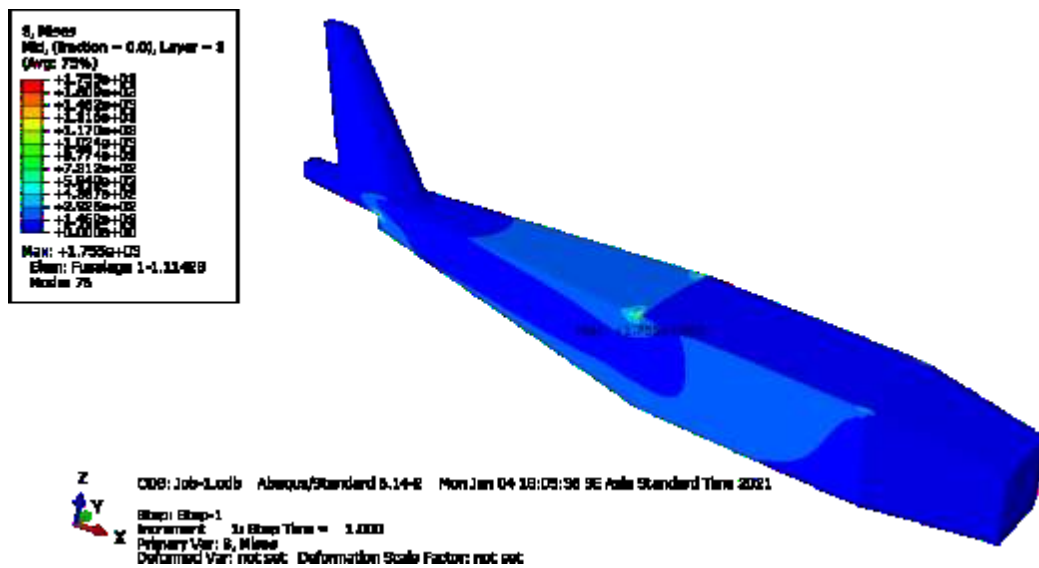
Gambar 1 Nilai Tegangan Arah X Pada layer 1



Gambar 2. Nilai Tegangan Arah Y Pada layer 1



Gambar 3. Nilai Tegangan Geser Pada layer 1



Gambar 4. Nilai Von Misses Pada Core

Tabel 1 Hasil Tegangan Tiap Layer

No	Layer	Material	σ_1	σ_2	τ_{12}	<i>Von Mises</i>
1	Layer 1	<i>E-Glass</i>	$6,37 \times 10^5$	$2,46 \times 10^4$	$9,44 \times 10^4$	-
2	Layer 2	<i>E-Glass</i>	$1,23 \times 10^5$	$1,23 \times 10^5$	$9,11 \times 10^4$	-
3	Layer 3	<i>Lantor Soric</i>	-	-	-	$1,76 \times 10^3$
4	Layer 4	<i>E-Glass</i>	$7,72 \times 10^5$	$3,30 \times 10^4$	$9,42 \times 10^4$	-
5	Layer 5	<i>E-Glass</i>	$1,52 \times 10^5$	$1,56 \times 10^5$	$9,02 \times 10^4$	-

Perhitungan *failure index* (FI) digunakan untuk melihat aman atau tidaknya komposit berdasarkan nilai tegangan yang terjadi. Untuk perhitungan pada lapisan pertama komposit *sandwich* yaitu sebagai berikut:

Diketahui:

$$\sigma_1 = 6,37 \times 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$\sigma_2 = 2,46 \times 10^4 \text{ N/m}^2$$

$$\tau_{12} = 9,44 \times 10^4 \text{ N/m}^2$$

$$X = 1,28 \times 10^{15} \text{ N/m}^2$$

$$Y = 6,9 \times 10^{14} \text{ N/m}^2$$

$$S = 6,9 \times 10^{13} \text{ N/m}^2$$

Perhitungan *margin of safety* (MS) pada lapisan kedua (*core*) komposit *sandwich* yaitu sebagai berikut :

Diketahui:

$$\sigma_{all} = 4,00 \times 10^6 \text{ N/m}^2$$

$$\sigma_{app} = 1,76 \times 10^3 \text{ N/m}^2$$

Tabel 2. Hasil Perhitungan *Failure Index* dan *Margin of Safety*

No	Layer	Material	<i>Tsai-Hill</i>	<i>Margin of Safety</i>	Keterangan
1	Layer 1	<i>E-Glass</i>	$3,56 \times 10^{-11}$	-	Aman
2	Layer 2	<i>E-Glass</i>	$1,79 \times 10^{-10}$	-	Aman
3	Layer 3	<i>Lantor Soric</i>	-	$1,52 \times 10^3$	Aman
4	Layer 4	<i>E-Glass</i>	$4,78 \times 10^{-11}$	-	Aman
5	Layer 5	<i>E-Glass</i>	$2,26 \times 10^{-10}$	-	Aman

Tabel 3 Hasil Pengujian Tarik

Spesimen	Max Load		Area mm ²	Elastic Modulus		Yield Strength		Yield Point		Tegangan Tarik Mpa
	kgf	N		kgf/mm ²	Mpa	kgf/mm ²	Mpa	kgf/mm ²	Mpa	
<i>D1</i>	648,779	6362	62,5	128,166	$1,256 \times 10^3$	8,845	86,739	8,685	85,17	$1,018 \times 10^2$
<i>D2</i>	655,745	6431	62,5	131,424	$1,288 \times 10^3$	9,434	92,516	8,651	84,837	$1,029 \times 10^2$
<i>D3</i>	617,445	6055	62,5	97,01	$9,51 \times 10^2$	8,217	80,581	8,294	81,336	$9,688 \times 10^1$
<i>Rata-rata</i>										$1,005 \times 10^2$

Dari hasil pengujian tarik yang dilakukan di laboratorium bahan Fakultas Teknik Universitas Gajah Mada didapatkan hasil berupa *Flexural Strength* dan *Flexural Modulus*. Adapun data hasil pengujian tarik komposit *sandwich* untuk semua spesimen uji dapat dilihat pada tabel 4.

Tabel 4. Hasil Pengujian *Bending*

Kode Spesimen	Lebar (mm)	Tebal (mm)	Flexural Strength (Mpa)	Flexural Modulus (Gpa)
1	15	5	36,72	4,08
2	15	5	18,24	2,104
3	15	5	9	1,928
<i>Rata-rata</i>			21,32	2,704

4. Kesimpulan

Struktur *fuselage* pesawat UAV 5774 *Trainer* menggunakan *composite sandwich* tersusun atas 3 lapisan dengan *fiberglass* sebagai *skin* dan *lantorsoric* sebagai *core*. Dari pengujian yang telah dilakukan didapatkan nilai tegangan rata-rata untuk Uji Tarik sebesar $1,005 \times 10^2$ Mpa dan *Flexural Strength* untuk uji bending sebesar 21,32 Mpa. Dari hasil pengujian dan perhitungan yang telah dilakukan didapatkan lah nilai *failure criteria* tertinggi sebesar $2,26 \times 10^{-10}$ dan yang terendah sebesar $3,56 \times 10^{-11}$. Kemudian didapatkan juga nilai *Margin of Safety* terendah yaitu sebesar $1,52 \times 10^3$. Hasil tersebut menyatakan bahwa struktur *composite sandwich* aman dalam menerima beban yang dialami pesawat.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] AgusWahyudi Irianto, 2016, Analisis Kekuatan Poros Komposit Polyster Serat Batang Pisang Yang Disusun Simetri 20.40,60 Terhadap Pengujian Punter, Universitas Muhammadiyah Surakarta, Surakarta.
- [2] Aria prasetyo,2015, Analisis Sifat Mekanis Komposit vinyl Ester E-Glass WR 185 Menggunakan Metode Hand Lay UP Dan Vacum Resin Infussion Untuk Mengetahui Mekanikal Propertis Dilakukan Pengujian Tarik Dan Tekan, STTA, Yogyakarta.
- [3] Burhanudin Rohani, 2016, Proses Produksi Prototipe Pesawat Platform Unmanned Aerial Vehlcle (UAV) Sky King, STTA, Yogyakarta.
- [4] Surya Adhy Kusuma, 2016, Perancangan Awal Pesawat UAV Sky King, STTA, Yogyakarta.