

STRUCTURE ANALYSIS AND MANUFACTURING OF WINGS TRAINER-5774

Suciari Dewi Widya Triani¹, Moh.Ardi Cahyono², Lazuardy Rahendra Pinandhita³

Program Studi Teknik Dirgantara

^{1,2,3}Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto

Jalan Janti Blok R Lanud Adisutjipto, Yogyakarta

¹suciarid@gmail.com, ²mactps774@gmail.com, ³lazuardyrp@gmail.com

Abstract

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is one of the types an aircraft. *Trainer* is part of an airplane where the aircraft is *controlled* by a remote control for its flight. One of the things that must be considered in design an airplane is strength and resistance of the wing structure in accepting distributed aircraft loads. In addition to the structural design and load, the material to be used can have an effect. The process is starting from modification of the aircraft wing using CATIA V5R20 which is then carried out analysis of the wing structure by being given the aircraft load using ANSYS 19. The largest structural value is in the *Joiner* section of 7,967 with maneuvering load and smallest value is 0,026 on the *Spar* section. Margin of safety smallest value in the spar when its maneuver. After analysis it is continued with the manufacturing process according to the design that has been made.

Keyword: *Trainer-5774*, analisis struktur, *margin of safety*, *load factor*

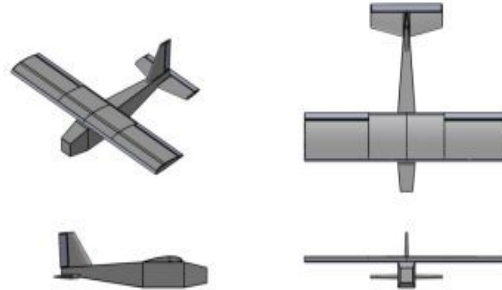
1. Latar Belakang

Transportasi udara merupakan kebutuhan yang sangat diperlukan di negara kita. Mengingat negara Indonesia terdiri dari ribuan pulau yang membentang dari sabang sampai Merauke. Dalam dunia penerbangan, selain pesawat komersial maupun pesawat militer saat ini mulai berkembangnya pesawat *Trainer* atau sering disebut pesawat latih. Pesawat ini biasa digunakan oleh *aeromodeller* yang bertujuan untuk belajar pilot menggunakan *Remote Control* [1][2][3]. Kelebihan pesawat ini adalah mudah dalam pengendaliannya serta mestabilkan diri, selain itu tidak menutup kemungkinan untuk dilakukan modifikasi. Pengembangan dan penelitian ini dilakukan pada pesawat Calmato Alpha *Trainer-40* pada bagian sayap pesawat. Pesawat dengan tujuan sebagai pesawat latih memiliki airfoil Clark Y dengan bentuk sayap rectangular. Material yang digunakan pada sayap pesawat Calmato Alpha *Trainer-40* adalah sterofoam. Pembuatan pesawat dibutuhkan material yang ringan tetapi kuat, oleh sebab itu material yang disarankan untuk pembuatan pesawat ini adalah komposit dikarenakan jika menggunakan sterofoam pesawat akan mudah patah saat dilakukan penerbangan [4][5]. Komposit merupakan suatu jenis bahan baru dari suatu rekayasa dimana pada saat penggabungan kedua material atau lebih memiliki sifat fisika maupun kimia yang berbeda. Struktur komposit dibagi menjadi 2 yaitu struktur *Laminate* dan *sandwich*. Struktur *Laminate* adalah gabungan dari dua atau lebih lamina dengan arah serat tertentu sedangkan struktur *sandwich* merupakan komposit yang tersusun dari 3 material yang berbeda yang terdiri dari *skin*, *core* dan *adhesive* sebagai pengikatnya [6][7]. Selain itu agar biaya yang dibutuhkan lebih minim kayu balsa juga digunakan dalam pembuatan pesawat sebagai *skin*. Industri komposit di luar negeri sudah banyak memakai kayu balsa sebagai bahan *skin* dari komposit *sandwich*. Namun di Indonesia kayu ini lebih terkenal sebagai bahan pembuatan *aeromodelling* dan market [8][9]. Dengan penggabungan secara makroskopis maka keunggulan dari material

yang digunakan dapat dimanfaatkan. Tujuan penggabungan material yaitu untuk mendapatkan sebuah material yang mempunyai sifat atau keunggulan yang lebih baik.

2. Metodologi Penelitian

Pada penelitian ini menggunakan metode pengumpulan data secara studi literatur, Metode Oservasi dan Studi Pustaka. Objek penelitian ini adalah bagian sayap pesawat *Trainer-5774*. Berikut adalah gambar ilustrasi dari pesawat *Trainer-5774* yang akan dilakukan untuk analisis struktur dan manufaktur.



Gambar 1. Pesawat UAV *Trainer-5774*

Adapun konfigurasi dari pesawat *Trainer-5774* adalah sebagai berikut.

Table 1. Konfigurasi Pesawat *Trainer-5774*

Komponen	Konfigurasi
Main Wing	High Wing, Rectangular
Tail Wing	Convensional
Airfoil	Wing (Clark Y) Tail (NACA 0012)

Data geometri, sistem pesawat dan data wing *Trainer-5774* keseluruhan pesawat didapatkan hasil perhitungan sebagai berikut.

Tabel 2. Data Geometri *Trainer-5774*

Parameter	Satuan
Wing	
Wing Span	1,08 m
Wing Area	0,2268 m ²
Taper Ratio	1
Wing Root Chord	0,21 m
Wing Tip Chord	0,21m
Wing Loading	3,79 Kg/ m ²
Fuselage	
Fuselage Length	0,77 m
Fuselage Area	0,00847 m ²
Fuselage Thickness	0.11 m
Vertical Stabilizer	
Vertical Tail Span	0,15m
Vertical Tail Area	0,01875 m ²
Vertical Tail Root Chord	0,17 m
Vertical Tail Tip Chord	0,08 m

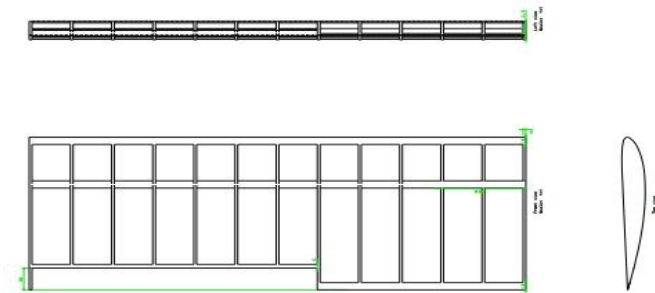
Horizontal Stabilizer	
<i>Horizontal Tail Span</i>	0,40 m
<i>Horizontal Tail Area</i>	0,048 m ²
<i>Horizontal Tail Root Chord</i>	0,14 m
<i>Horizontal Tail Tip Chord</i>	0,10 m
Rudder	
<i>Rudder Span</i>	0,15 m
<i>Rudder Area</i>	0,000675 m ²
<i>Rudder Chord</i>	0,045 m
Elevator	
<i>Elevator Span</i>	0,38 m
<i>Elevator Area</i>	0,0133 m ²
<i>Elevator Chord</i>	0,035 m
Aileron	
<i>Aileron Span</i>	0,36 m
<i>Aileron Area</i>	0,0108 m ²
<i>Aileron Chord</i>	0,03 m
W_{T0}	8,44 N

Tabel 3. Sistem Pesawat Trainer-5774

Sistem	Berat Sistem (Kg)
<i>Motor Brushless 2212 2200 kv</i>	0,0047
ESC 40A	0,043
<i>Receiver FrSky</i>	0,01
4 Servo Digital	0,048
<i>Battery 5000mAh 7.4 V</i>	0,275
<i>Propeller 11x7</i>	0,016
Total W system	0,3967

Tabel 4. Data Wing Trainer-5774

Parameter	Symbol	Nilai
Airfoil	-	Clark Y
<i>Aspect Ratio</i>	AR	5,1
<i>Wing Area</i>	Sw	0,2268 m ²
<i>Wing span</i>	Bw	1,08 m
<i>Wing chord</i>	Cw	0,21 m

Gambar 2. Design *Wing Trainer-5774*

3. Hasil dan Pembahasan

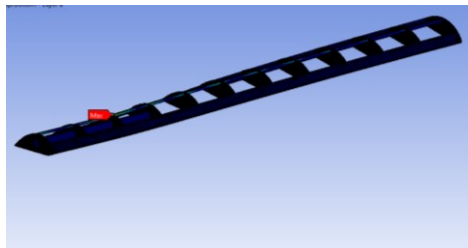
Pada bab ini akan dibahas mengenai hasil analisis struktur menggunakan software Catia V5R20 dan ANSYS R19.0 untuk menghitung kriteria kegagalan komposit (*Failure criteria*).

3.1 Kajian Pemilihan Material

Material pada sayap pesawat Calmato Alpha *Trainer-40* adalah Sterofoam. Penulis melakukan modifikasi material pada sayap pesawat menggunakan kayu balsa yang diperkuat dengan komposit serat karbon. Hal itu dikarenakan pada material pesawat sebelumnya mudah patah jika pesawat melakukan manuver. Kondisi dilapangan sangat sering terjadi pesawat yang terbuat dari sterofoam akan mudah hancur saat pesawat mengalami gagal take-off atau gagal manuver dan sangat sulit jika dilakukan perbaikan. Sehingga dilakukan modifikasi material menggunakan balsa dan serat karbon karena material tersebut lebih kuat dan ringan jika dibandingkan sterofoam [9][10][11].

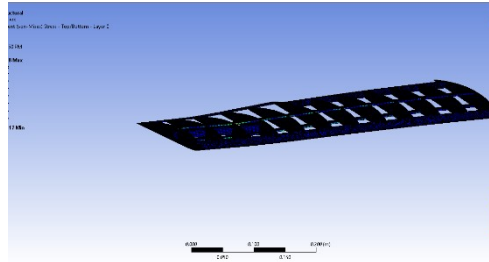
3.2 Hasil Analisis Struktur *Wing* Kondisi MTOW

Hasil analisis struktur wing pada kondisi MTOW adalah hasil dari sayap pesawat yang diberikan beban secara distribusi sebesar 4,22 N. Maksimum stress yang terjadi pada bagian sayap *Trainer-5774* adalah sebesar 58,505 MPa.

Gambar 3. Von Mises Stress Sayap Pesawat *Trainer-5774*

3.3 Hasil Analisis Struktur *Wing* Kondisi Manuver

Pada analisis ini pesawat diasumsikan terbang pada kondisi manuver. Berdasarkan regulasi pesawat UAV negara Australia (C.A.S.A. Australia Subpart C – Struktur UA25.33.7), pembebanan diterapkan pada kondisi ini. Beban yang di asumsikan sebagai *load factor* sebesar 2 yang dikalikan dengan berat MTOW *Trainer-5774*.



Gambar 4. Von Mises Stress Sayap Pesawat *Trainer-5774* dengan $n=2$

Dari hasil analisis di atas diperoleh hasil maksimum stress pada sayap pesawat *Trainer 5774* dengan diberi beban kondisi manuver sebesar 8,44 N adalah sebesar 119,27 MPa.

3.4 Failure criteria

Perhitungan *Failure criteria* dan *margin of safety* dari suatu struktur bertujuan untuk mengetahui apakah suatu struktur aman jika di berikan beban tertentu dengan menggunakan bahan tertentu. Dengan melihat apakah beban yang diberikan tidak melebihi dari batasan suatu material. Berikut adalah hasil dari *Failure criteria* dan *margin of safety* sayap pesawat *Triner-5774*:

a. Kondisi MTOW

Berikut adalah perhitungan *Failure criteria* pada saat pesawat take-off pada bagian masing-masing struktur.

$$\left(\frac{\sigma_1}{x}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{x^2} + \left(\frac{\sigma_2}{y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{s}\right)^2 \leq 1$$

$$\left(\frac{12496}{6669000}\right)^2 - \frac{12496 * 38968}{6669000^2} + \left(\frac{38968}{1549451}\right)^2 + \left(\frac{66356}{1823056,2}\right)^2 \leq 1$$

$$0,023 \leq 1$$

Perhitungan *Margin of Safety* pada material sayap pesawat *Trainer-5774* adalah sebagai berikut.

$$\begin{aligned} Ms &= \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} - 1 \\ &= \frac{6669000 MPa}{116080 MPa} - 1 \\ &= 56,451 \end{aligned}$$

Dari proses perhitungan didapatkan *Failure criteria* dan *margin of safety* dari setiap lapisan yang berbahan komposit sebagai berikut.

Tabel 5. *Failure criteria* dan *margin of safety Joiner* Kondisi MTOW

Lapisan Joiner	Margin of Safety	Failure criteria
Balsa1	56,451	-
Karbon1	-	0,3818174
Karbon2	-	0,3864264
Karbon3	-	0,3909835
Karbon4	-	0,3954123

Karbon5	-	0,4000062
Karbon6	-	0,4044383
Balsa2	56,417	-

Tabel 6. *Failure criteria* dan *margin of safety Spar* Kondisi MTOW

Lapisan Joiner	Margin of Safety	Failure criteria
Spar Atas		
Balsa	9,483	-
Karbon	-	0,0677532
Karbon2	-	0,1913341
Spar Bawah		
Balsa	9,715	-
Karbon	-	0,2033728
Karbon2	-	0,0036774

b. Kondisi Manuver

Berikut adalah perhitungan *Failure criteria* dan *margin of safety* pada saat pesawat melakukan manuver dengan $n=2$:

$$\left(\frac{\sigma_1}{x}\right)^2 - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{x^2} + \left(\frac{\sigma_2}{y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{s}\right)^2 \leq 1$$

$$\left(\frac{25474}{6669000}\right)^2 - \frac{25474 * 79442}{6669000^2} + \left(\frac{79442}{1549451}\right)^2 + \left(\frac{135280}{1823056,2}\right)^2 \leq 1$$

$$0,057 \leq 1$$

Perhitungan Margin of Safety pada material sayap pesawat Trainer-5774 adalah sebagai berikut.

$$\begin{aligned} Ms &= \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} - 1 \\ &= \frac{6669000 MPa}{236640 MPa} - 1 \\ &= 27,182 \end{aligned}$$

Dari proses perhitungan didapatkan *Failure criteria* dan *margin of safety* dari setiap part yang berbahan komposit sebagai berikut.

Tabel 7. *Failure criteria* dan *margin of safety Joiner* Kondisi Manuver

Lapisan Joiner	Margin of Safety	Failure criteria
Balsa1	27,182	-
Karbon1	-	0,7782516
Karbon2	-	0,7874841
Karbon3	-	7,9677624
Karbon4	-	0,8067021

Karbon5	-	0,8157677
Karbon6	-	0,8260421
Balsa2	27,054	

Tabel 8. *Failure criteria* dan *margin of safety Spar* Kondisi Manuver

Lapisan Joiner	Margin of Safety	Failure criteria
Spar Atas		
Balsa	4,142	-
Karbon	-	0,0677532
Karbon2	-	0,1913341
Spar Bawah		
Balsa	4,256	-
Karbon	-	0,2033728
Karbon2	-	0,0036774

4. Kesimpulan

Data yang diperoleh pada hasil analisis struktur metode berdasarkan perolehan data yang dilakukan secara konvergensi. Hasil dari analisis maksimum stress pada sayap pesawat sebesar 58,505 MPa pada kondisi MTOW dan 119,7 MPa kondisi manuver. Maksimum stress analisis struktur terbesar terletak pada bagian *Spar* yaitu sebesar 55,476 MPa pada *Spar* bawah saat diberi beban setengah MTOW 4,22 N dan 118,21 MPa pada *Spar* atas saat beban manuver dengan beban 8,44 N. Pada perhitungan *Failure criteria* didapatkan hasil *Spar* terkecil 0,04 pada bagian *Spar* atas sayap pesawat Trainer-5774 pada pemberian beban MTOW dan terbesar 0,420 pada bagian *Spar* bawah beban manuver. Sedangkan pada bagian *Joiner* terkecil yaitu 0,026 pada bagian balsa dengan beban MTOW, *Failure criteria* terbesar pada kondisi pembebanan manuver yaitu 7,967 dan terjadi kegagalan struktur atau tidak aman. Pada proses manufaktur pesawat dirancang berdasarkan geometri pemodelan. Perbedaan ukuran terjadi pada bagian panjang joiner yang tidak sesuai ukuran geometri yang menyebabkan longgarnya sayap saat disatukan. Hal tersebut dikarenakan pembuatan dilakukan secara hand made dan masih masuk pada batas toleransi ukuran. Sayap pesawat dirancang secara modular (lepas pasang) guna mempermudah dalam proses manufaktur maupun pemasangan. Selain itu jika terjadi kerusakan atau kegagalan pada bagian sayap pesawat terbang tidak sulit dalam melakukan perbaikan.

Daftar Pustaka

- [1] Astasari.2017. Pengaruh Variasi Arah Serat Dan Jumlah *Layer* Terhadap Karakteristik *Bending* Dan *Torsional Stiffness* Komposit *Sandwich* Serat Karbon Dengan Core Kayu Balsa, Institut Teknologi Sepuluh November, Surabaya.
- [2] Civil Aviation Safety Authority Australia, (2000). Design Standards: *Unmanned Aerial Vehicles – Aeroplanes*. 2000.
- [3] Gibson, Ronald F.1994. *Principle Of Composite Material Mechanics*.United States of America, Amerika.
- [4] Kurniawan. M . H, 2017. Analisis Kekuatan *Wing* Pesawat UAV MAC 01 Terhadap *Bending* Dan Torsi, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto, Yogyakarta.
- [5] Martin, J . W. 2006. *Materials For Engineering*, Boca Raton Boston New York Washington, DC.

- [6] Mohammadi, Meisam Shir dan Nairn, John A. 2014. Crack propagation and fracture toughness of solid balsa used for *cores of sandwich composites*, Oregon State University, USA.
- [7] Mokhtar, M., Rahmat, A . R., Hassan, A. 2007. *Characterization And Treatments of Pineapple Thermoplastic Composite For Construction Application*. Universitas Teknologi Malaysia, Malaysia.
- [8] Niu, Michael Chun-yung. 1998. *Airframe Structural Design*. Conmilit Press Ltd, California.
- [9] Pecas, P., Cavalho, H., Salman H., Leite, M. 2018. *Journal of Composite Science*, Portugal.
- [10] Purboningrum, S.C.2020. Modifikasi Dan Manufaktur Batang Vtol (*Vertical Take Off Landing*) Pesawat UAV V-Sky STTA, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto, Yogyakarta.
- [11] Saputra, W . E. 2019. Modifikasi UAV V-SKY 14 Dan Analisis Kekuatan Struktur Sayap, *Fuselage*, Dan Tail UAV V-SKY 14 NG Menggunakan Software MSC Patran/Nastran, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto, Yogyakarta.