

Analisa kekuatan struktur dan pembuatan fuselage UAV dengan Metode *Vacuum Bagging*

Agung Prakoso^{1*}, Fauzan Amrullah²

^{1,2}Departemen Aeronautika Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto

Email Korespondensi : *prakosoagung84@gmail.com

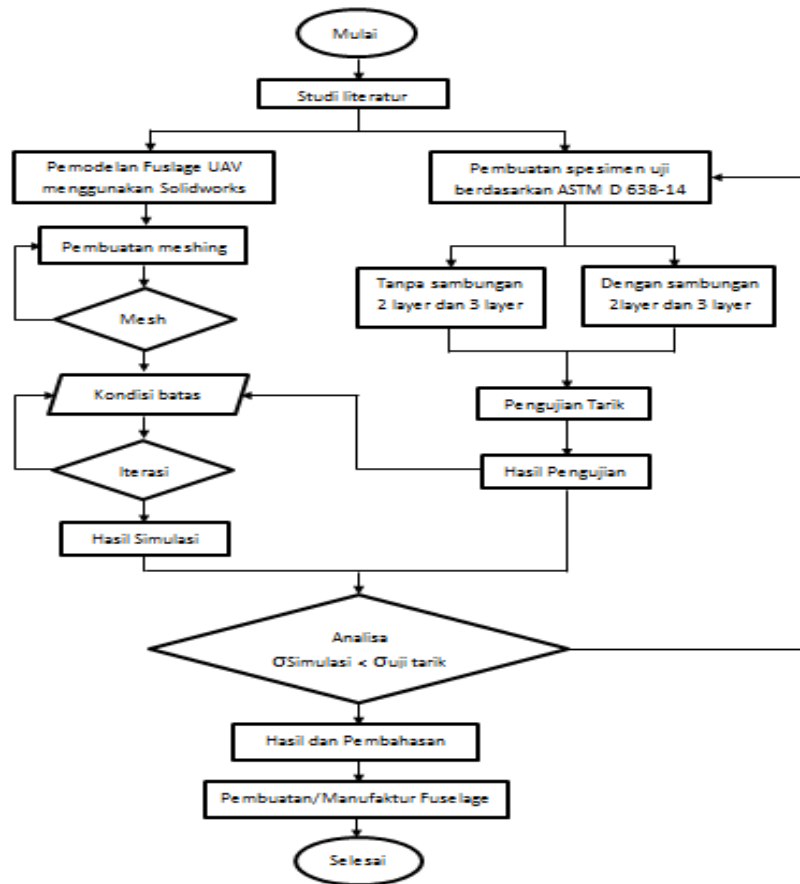
Abstract. Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui kekuatan struktur *fuselage* UAV dengan *Software Solidwork* dan membuat *fuselage* UAV dengan material komposit *woven fiberglass* seri wf 100 dengan metode *vacuum bagging*. Pengujian tarik juga dilakukan sebagai pembandingan dengan simulasi *solidwork*. *Fuselage* UAV ini menggunakan *fiberglass 2 layer* dengan ketebalan 0,5 mm, 3 layer dengan ketebalan 0,75 mm, serta menggunakan sambungan *fiber* tali yang disatukan dengan diameter 5 mm. Komposisi komposit menggunakan 80% matriks dan 20% serat dan perbandingan matriks 3 : 1. Hasil penelitian didapatkan tegangan uji tarik terbesar pada komposit 3 layer yaitu 199 N/mm² dan Tegangan uji tarik terbesar pada sambungan terdapat pada 3 layer yaitu 37,49 N/mm². Struktur *fuselage* dinyatakan aman karena hasil simulasi (tegangan simulasi) < hasil dari pengujian tarik (tegangan uji tarik). Sedangkan dalam pembuatan *fuselage* diperlukan komposit dengan volume 414,4 cm³ dan berat 583,44 gram.

Kata kunci: *Fuselage, komposit, vacuum bagging, solidwork, simulasi*

1. Pendahuluan

Pesawat terbang tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* merupakan pesawat terbang tanpa awak yang sangat pesat perkembangannya. UAV dapat digunakan untuk berbagai keperluan, misalnya militer, pemetaan, pemantauan lalu lintas, pemantauan bencana dan lain sebagainya [1]. UAV adalah wahana tanpa awak diudara yang dapat terbang tanpa pilot, dengan gaya aerodinamik untuk menghasilkan gaya angkat dan dapat terbang dengan radio kontrol atau secara *autonomous* [2]. Penggunaan material komposit dalam pembuatan UAV sekarang ini semakin berkembang seiring dengan peningkatan penggunaan bahan komposit pada komponen pesawat terbang khususnya UAV. Komposit merupakan gabungan dari dua atau lebih jenis bahan yang terdiri dari dua buah bahan penyusun yaitu *filler* (bahan pengisi) dan matriks [3]. Beberapa keunggulan komposit dibandingkan dengan material lain dalam pembuatan komponen UAV antara lain karena material komposit memiliki sifat kuat, ringan, tahan korosi, murah, dan tahan lama. Salah satu material yang digunakan dalam pembuatan *fuselage* UAV adalah *woven fibre glass* yang merupakan komposit serat yang terbentuk dari gabungan *continuous fibre* yang disusun secara diagonal, horizontal dan vertikal. Serat anyam memiliki kemudahan dalam proses pembuatan komposit yang mengutamakan luas penampang cetakan dan komposit ini tidak mudah dipengaruhi pemisahan antar lapisan karena susunan seratnya saling mengikat antar lapisan [4]. *Fuselage* merupakan komponen utama sebagai pusat dari sebuah pesawat UAV. *Fuselage* biasanya memiliki bentuk tertentu dan terbuat dari material yang kuat. *Fuselage* merupakan tempat meletakkan hampir semua komponen *avionic* agar pesawat UAV dapat beroperasi dengan baik, mulai dari sistem *avionic*, sistem propulsi, sumber tenaga, kelistrikan, dan *payload*. Fokus dari penelitian ini adalah menganalisa kekuatan struktur *fuselage* UAV dan melakukan pembuatan atau manufaktur *fuselage* UAV. Dalam analisa kekuatan struktur simulasi *solidwork* menggunakan batasan kondisi alam sekitar Gunung Merapi di Yogyakarta yaitu temperatur, kecepatan angin, dan tekanan.

2. Metodologi Penelitian

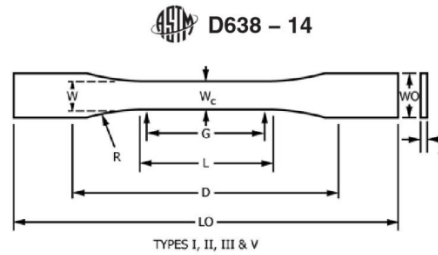


Gambar 1. Diagram alur penelitian

Jenis bentuk *fuselage* UAV yang direncanakan adalah bentuk persegi panjang yang pipih dan memiliki sambungan dibagian depan sehingga ujungnya terlihat meruncing. Analisa kekuatan stuktur *fuselage* pada penelitian ini didapatkan dengan cara membandingkan hasil simulasi dengan menggunakan *solidwork* dengan hasil uji tarik dari spesimen komposit *wofen fibre glass*. Pada simulasi dengan *solidwork* digunakan kondisi batas alam sekitar gunung merapi yogyakarta yaitu temperatur 6 °C, kecepatan angin 20 km/jam, dan tekanan udara 838,4 mbar. Pada pengujian tarik digunakan standar ASTM D 638-14 [5]. Ukuran spesimen uji yang dibuat dapat dilihat pada tabel 1.

Tabel 1. Ukuran spesimen uji tarik

Dimensions (see drawings)	7 (0.28) or under	
	Type I	Type II
W—Width of narrow section ^{E,F}	13 (0.50)	6 (0.25)
L—Length of narrow section	57 (2.25)	57 (2.25)
WO—Width overall, min ^G	19 (0.75)	19 (0.75)
WO—Width overall, min ^G
LO—Length overall, min ^H	165 (6.5)	183 (7.2)
G—Gage length ^I	50 (2.00)	50 (2.00)
G—Gage length ^I
D—Distance between grips	115 (4.5)	135 (5.3)
R—Radius of fillet	76 (3.00)	76 (3.00)
RO—Outer radius (Type IV)



Gambar 2. Spesimen uji tarik ASTM D 638-14

Metode pembuatan *fuselage* dengan material komposit adalah dengan metode *vacuum bagging*. Metode ini merupakan penyempurnaan dari metode *hand lay-up* yang bertujuan untuk menghilangkan *void* yang terperangkap saat menuangkan matrik pada *fibres*. Dengan metode ini diharapkan mendapatkan permukaan komposit yang halus. Pada metode ini menggunakan plastik tebal, alas untuk cetakan, dan pompa *vacuum* yang prosesnya membutuhkan waktu 6 jam.

3. Hasil Dan Pembahasan

3.1 Hasil Uji Tarik

Pembuatan spesimen uji tarik berdasarkan ASTM D638-14. Spesimen yang dibuat adalah tanpa sambungan 2 layer dan 3 layer dan spesimen dengan sambungan 2 layer dan 3 layer. Hasil dari pengujian tarik terlihat pada tabel 2.

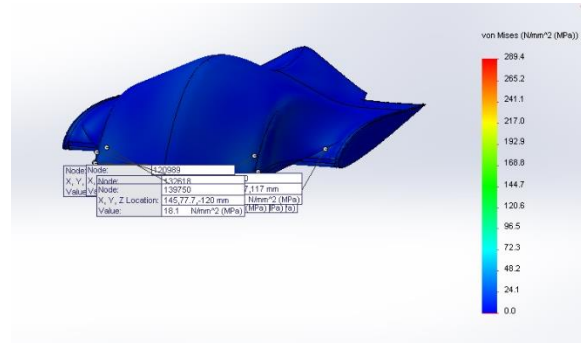
Tabel 2. Hasil pengujian tarik spesimen

VARIASI	SPESIMEN	TEBAL (mm)	Fmax (kgf)	Fmax (N)	A (mm ²)	σ max (N/mm ²)	σ yield (N/mm ²)	E (kN/m ²)
2 Layer	1	0.50	109.31	1071.26	6.50	164.81	137.87	3,669,438
	2	0.50	108.51	1063.38	6.50	163.60	134.68	3,338,583
	3	0.50	115.05	1127.44	6.50	173.45	88.63	6,253,506
Rata-rata						167.29	120.39	4420509
3 Layer	1	0.75	189.05	1852.65	9.75	190.02	174.23	3,231,354
	2	0.75	191.94	1880.96	9.75	192.92	167.50	3,344,619
	3	0.75	213.65	2093.77	9.75	214.75	209.61	3,864,677
Rata-rata						199.23	183.78	3480216.46
2 Layer Sambungan	1	0.50	55.610	544.98	6.50	83.84	67.444	3,364,191
	2	0.50	39.744	389.49	6.50	59.92	37.152	3,041,201
	3	0.50	58.787	576.11	6.50	88.63	77.949	3,599,268
Rata-rata						77.47	60.85	3334886.67
3 Layer Sambungan	1	0.75	29.983	293.83	9.75	30.14	23.1868	4,280,457
	2	0.75	38.808	380.32	9.75	39.01	39.7292	3,194,527
	3	0.75	43.097	422.35	9.75	43.32	43.5316	3,770,008
Rata-rata						37.49	35.48	3748330.67

Dari Tabel 1 didapat rata-rata tegangan maksimum dan tegangan *yield* dari masing-masing spesimen. Tegangan maksimum dari 2 layer adalah sebesar 167,29 N/mm² dan tegangan *yield* sebesar 120,39 N/mm². Tegangan maksimum dari 3 layer adalah sebesar 199,23 N/mm² dan tegangan *yield* sebesar 183,78 N/mm². Sedangkan pada sambungan 2 layer didapat tegangan maksimum sebesar 77,47 N/mm² dan tegangan *yield* 60,85 N/mm². pada sambungan 3 layer didapatkan tegangan maksimum 37,49 N/mm² dan tegangan *yield* sebesar 35,48 N/mm².

3.2 Material Simulasi Pada Fuselage

Setelah didapatkan hasil pengujian tarik maka data-data tersebut dimasukkan ke dalam simulasi dengan menggunakan *solidwork*. Hasil simulasi material dengan *solidwork* dapat dilihat pada gambar 3.

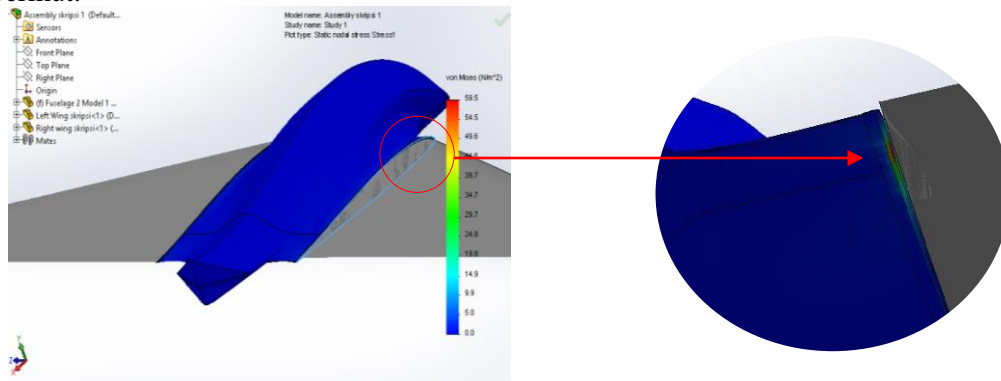


Gambar 3. Material simulation pada fuselage

Dari hasil simulasi material didapatkan tegangan terbesar terjadi pada bagian *nose* pada 2 layer tanpa sambungan yaitu sebesar $75,6 \text{ N/mm}^2$. Hasil tersebut dibandingkan dengan hasil uji tarik 2 layer tanpa sambungan masih berada di bawah nilai tegangan *yield*, sehingga struktur *fuselage* dinyatakan aman.

3.3 Wing Load Simulation

Pada *wing load simulation* dengan pemberian berat *wing* sebesar 0,33 gram didapatkan hasil seperti pada gambar berikut.



Gambar 4. Wing load simulation

Dari hasil *wing load simulation* didapatkan tegangan terbesar terdapat pada bagian depan *fuselage* kiri dan kanan yaitu sebesar $47,5 \text{ N/mm}^2$ pada 2 layer tanpa sambungan. Hasil tersebut dibandingkan dengan hasil uji tarik 2 layer tanpa sambungan masih berada di bawah nilai tegangan *yield*, sehingga struktur *fuselage* dinyatakan aman.

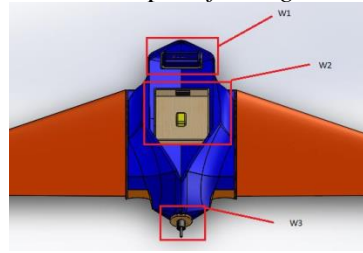
3.4 Avionic Load Simulation

Berat komponen UAV yang direncanakan dapat dilihat pada tabel 3.

Tabel 3. Berat komponen UAV

Komponen	Berat (N)
Wing Kanan	3,33
Wing Kiri	3,33
Electrical speed Control (ESC)	0,833
Battery	5,497
Reciever	0,588
Engine	2,597
Engine Mounting	1,401
Battery Seater	0,49
Avionic Box	1,587

Adapun peletakan komponen-komponen avionik pada *fuselage* UAV dapat dilihat pada gambar 5.



Gambar 5. Peletakan komponen avionik

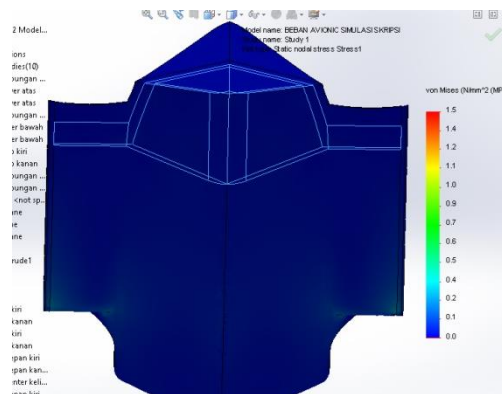
Dengan perhitungan berat:

$$W1 = \text{Battery} + \text{Battery seater} = 6 \text{ N}$$

$$W2 = \text{Avionic box} + \text{ESC} + \text{Receiver} = 3 \text{ N}$$

$$W3 = \text{Engine} + \text{Engine Mounting} = 4 \text{ N}$$

Pada *avionic load simulation* dengan pemberian berat W1, W2, dan W3 didapatkan hasil simulasi seperti pada gambar 6.



Gambar 6. Avionic load simulation

Dari *avionic load simulation* didapatkan tegangan terbesar pada *fuselage* yaitu pada bagian peletakan *engine* dan *engine mounting* (W3) yaitu sebesar $0,113 \text{ N/mm}^2$ pada 3 layer tanpa sambungan. Dari hasil tersebut struktur dinyatakan aman karena tegangan terbesar pada *fuselage* 3 layer masih berada dibawah tegangan *yieldnya*.

3.5 Pembuatan/Manufaktur *Fuselage*

Setelah didapatkan kekuatan struktur *fuselage* dinyatakan aman, langkah selanjutnya adalah pembuatan atau manufaktur *fuselage*. Proses manufaktur dilakukan dengan metode *vacuum bagging* selama 6 jam untuk bagian atas dan bawah *fuselage*. Setelah didapatkan *fuselage* bagian atas dan bawah kemudian keduanya disatukan dengan menggunakan *fibres* tali dengan total diameter 5 mm dengan penggunaan matriks yang sama tetapi ditambah aerosil.



Gambar 7. Proses manufaktur *fuselage*

Penggunaan material komposit adalah 80 % Matriks dan 20 % fiber dimana serat yang digunakan adalah Serat *E-glass* dengan ketebalan 0,2 mm dengan perhitungan kebutuhan komposit sebagai berikut:

- *Fuselage* atas = $(750 \times 400 \times 0,2) \times 2$ lapis layer = 120 cm^3
- *Fuselage* bawah = $(750 \times 400 \times 0,2) \times 2$ lapis layer = 120 cm^3
- *Fuselage* kanan = $(440 \times 250 \times 0,2) \times 2$ lapis layer = 44 cm^3
- *Fuselage* kiri = $(440 \times 250 \times 0,2) \times 2$ lapis layer = 44 cm^3

Dengan Asumsi bagian belakang akan membawa beban yang besar yaitu membawa *engine* maka untuk *fuselage* bagian belakang ditambah menjadi 3 layer, menjadi :

- *Fuselage* belakang atas = $(180 \times 400 \times 0,2) \times 3$ lapis layer = $43,2 \text{ cm}^3$
- *Fuselage* belakang bawah = $(180 \times 400 \times 0,2) \times 3$ lapis layer = $43,2 \text{ cm}^3$

Dari perhitungan didapat Volume *skin* = Volume Komposit = $414,4 \text{ cm}^3$

Perhitungan kebutuhan komposit:

- Volume serat (V_f) = $V_{skin} \times 20\% = 82,88 \text{ cm}^3$
- Massa serat (W_f) = $V_f \times \rho_f = 207 \text{ gram}$
- Volume matrik (V_m) = $V_{skin} - V_f = 330 \text{ cm}^3$
 $V_{epoxy} = \frac{3}{4} \times V_m = 247,5 \text{ cm}^3$
 $V_{hardener} = \frac{1}{4} \times V_m = 82,5 \text{ cm}^3$
- Massa matrix (W_m) = $M_{epoxy} + M_{hardener}$
 $M_{epoxy} = V_{epoxy} \times \rho_{epoxy} = 297 \text{ gram}$
 $M_{hardener} = V_{hardener} \times \rho_{hardener} = 79,44 \text{ gram}$
 Sehingga massa matrix = $376,44 \text{ gram}$

Dari perhitungan tersebut didapatkan Volume dan Massa komposit yang digunakan dalam pembuatan *fuselage*.

- $V_{komposit} = V_f + V_m = 414,4 \text{ cm}^3$
- $W_{komposit} = W_f + W_m = 583,44 \text{ gram}$

4. Kesimpulan

Dari penelitian yang telah dilakukan didapatkan kesimpulan sebagai berikut:

- 1) Perhitungan kekuatan struktur *fuselage* dinyatakan aman karena hasil dari tegangan simulasi lebih kecil dari tegangan uji tarik.
- 2) Pembuatan *fuselage* dengan metode *vacuum bagging* didapatkan permukaan *fuselage* yang halus.
- 3) Kebutuhan komposit dalam pembuatan *fuselage* adalah volume komposit sebesar $414,4 \text{ cm}^3$ dengan berat komposit $538,44 \text{ gram}$.

5. Daftar Pustaka

- [1] Darmawiguna dkk 2017 *Perancangan Prototipe Perangkat C-UAV (Courier Unmanned Aerial Vehicle) Berbasis GPS* Pendidikan Teknik Informatika FTK UNDIKSHA.
- [2] Hidayat R dan Mardiyanto R 2016 *Pengembangan Sistem Navigasi Otomatis Pada UAV (Unmanned Aerial Vehicle) dengan GPS(Global PositioningSystem) Waypoint* Jurnal Teknik ITS Vol.5, No.2, ISSN: 2337-3539.
- [3] *ples Of Composite Material Mechanics* New york.
- [4] Jean-Marie Berthelot 1998 *Composite Materials: Mechanical Behavior and Structural Analysis (Mechanical Engineering Series) 1999th Edition* Springer.
- [5] ASTM D638-14 *Standard Test Method Tensile Properties of Plastic* ASTM International.

