



PERANCANGAN PESAWAT UAV KAMIKAZE GARUDA WISANGGENI

Gifani Anisa Nurpitriani¹, Alif Putra An'Nur²

^{1,2,3,4,5,6,7}Universitas Dirgantara Marsekal, Indonesia

ARTICLE INFO

Article history:

Received July 12, 2026

Revised August 02, 2026

Accepted October 30, 2026

Available online December 30, 2026

Kata Kunci :

UAV kamikaze, fixed-wing, loitering munition, desain konseptual, aerodinamika

Keywords:

Kamikaze UAV, fixed-wing, loitering munition, conceptual design, aerodynamics



This is an open access article under the [CC BY-SA](https://creativecommons.org/licenses/by-sa/4.0/) license.

Copyright ©2026 by Author. Published by LPPM Universitas Islam Syekh-Yusuf

ABSTRAK

Perkembangan teknologi penerbangan membuat penggunaan UAV (Unmanned Aerial Vehicle) semakin luas, terutama untuk kebutuhan yang menuntut respons cepat dan jangkauan jauh. UAV jenis fixed-wing menjadi salah satu pilihan yang banyak digunakan karena mampu terbang lebih stabil, lebih hemat energi, dan memiliki waktu jelajah yang lebih lama dibandingkan jenis multirotor. Salah satu varian yaitu UAV kamikaze atau loitering munition yang harus memiliki desain aerodinamika yang efisien, integritas struktural yang tinggi, dan keandalan operasional yang terjamin. Penelitian ini bertujuan merancang UAV kamikaze berbasis fixed-wing Garuda Wisanggeni pada tahap desain konseptual. Metode yang digunakan meliputi penetapan Design Requirement and Objective (DR&O), konfigurasi pesawat, distribusi berat dan keseimbangan (center of gravity), karakteristik aerodinamika dan performa terbang, analisis kestabilan, serta penentuan batas kemampuan terbang melalui diagram V-n. Selain itu, pemodelan desain dilakukan menggunakan perangkat lunak CAD untuk memperoleh visualisasi pesawat secara menyeluruh, dengan tetap memperhatikan kesesuaian terhadap regulasi penerbangan yang mengacu pada standar ICAO dan Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia.

ABSTRACT

Developments in aviation technology have expanded the use of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), particularly for operations requiring rapid response and long-range capabilities. Fixed-wing UAVs are a preferred choice due to their superior flight stability, energy efficiency, and longer endurance compared to multicopter types. One specific variant, the kamikaze UAV or loitering munition, requires efficient aerodynamic design, high structural integrity, and guaranteed operational reliability. This study aims to design the "Garuda Wisanggeni" fixed-wing kamikaze UAV at the conceptual design stage. The methodology includes establishing Design Requirements and Objectives (DR&O), aircraft configuration, weight distribution and center of gravity (CG) analysis, aerodynamic characteristics, flight performance, stability analysis, and determining flight envelopes through V-n diagrams. Furthermore, design modeling was conducted using CAD software to achieve a comprehensive visualization, while ensuring compliance with aviation regulations based on ICAO standards and the Ministry of Transportation of the Republic of Indonesia's regulations.

1. INTRODUCTION

Kemajuan dalam teknologi penerbangan telah menghasilkan peningkatan signifikan dalam pemanfaatan Pesawat UAV atau drone, termasuk varian khusus yang dikenal sebagai UAV kamikaze atau loitering munition. Jenis UAV ini dirancang untuk secara otonom mencari target dan melaksanakan serangan langsung. Untuk beroperasi secara efektif, UAV semacam ini harus memiliki desain aerodinamika yang efisien, integritas struktural yang tinggi, dan keandalan operasional yang terjamin. Prinsip-prinsip dasar aerodinamika dan kinerja pesawat menjadi fondasi utama dalam proses pengembangannya (Anderson, 2011).

Dalam lingkup akademis, perancangan UAV kamikaze merupakan studi interdisipliner yang sangat penting, karena menggabungkan berbagai spesialisasi dalam teknik penerbangan. Tahap awal perancangan pesawat melibatkan penentuan konfigurasi, perhitungan ukuran awal (initial sizing), pemilihan penampang sayap (airfoil), dan analisis performa terbang. Langkah-langkah ini krusial untuk memastikan UAV dapat memenuhi semua kriteria misi yang ditetapkan. Pendekatan perancangan konseptual semacam ini telah dijelaskan secara rinci dalam referensi desain pesawat modern (Raymer, 2018).

*Corresponding author.

E-mail addresses: 2510140011@students.unsurya.ac.id (Gifani Anisa Nurpitriani)

Stabilitas dan mekanisme kendali terbang memegang peranan vital dalam memastikan keberhasilan operasi UAV, terutama dalam menjaga kestabilan lintasan, baik secara longitudinal maupun lateral-direksional, hingga mencapai fase serangan. Kemampuan UAV untuk mempertahankan jalurnya.

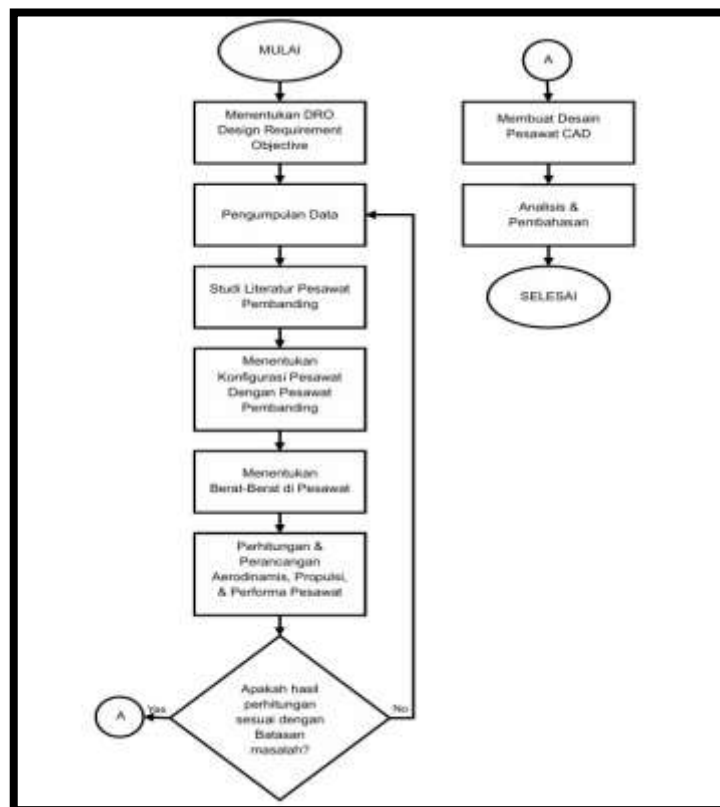
sangat ditentukan oleh analisis pada lokasi pusat gravitasi, momen-momen aerodinamika yang bekerja, efektivitas permukaan kendali, serta dinamika terbang keseluruhan. Teori-teori mendasar mengenai stabilitas dan kontrol penerbangan menyediakan pemahaman mendalam tentang prinsip-prinsip ini (Nelson, 1998).

Dari sudut pandang struktural, UAV kamikaze harus dirancang untuk menahan berbagai jenis beban, seperti beban akibat hembusan angin (gust load), beban manuver, dan beban saat peluncuran, misalnya melalui sistem katapel (catapult) atau peluncuran tabung (tube launch system). Diperlukan perhitungan beban batas (limit load) dan beban ultimate (ultimate load) untuk menjamin bahwa struktur badan pesawat (airframe) mampu bertahan di bawah kondisi beban ekstrem selama misi. Metodologi analisis struktur pesawat ini banyak dibahas dalam publikasi khusus tentang struktur kedirgantaraan (Megson, 2017).

Di samping tantangan teknis, perancangan dan operasional UAV harus mematuhi peraturan penerbangan yang berlaku. Di Indonesia, aspek operasional UAV diatur oleh Peraturan Menteri Perhubungan PM 63 Tahun 2021 tentang Sistem Pesawat Udara Kecil Tanpa Awak. Regulasi ini mencakup penetapan batas wilayah udara, syarat-syarat operasional, prosedur registrasi, dan aspek keselamatan penerbangan, yang menjadi pedoman utama dalam penetapan standar operasional UAV (Kementerian Perhubungan RI, 2021).

Perancangan UAV kamikaze adalah upaya multidisiplin yang memadukan aerodinamika, analisis struktur, sistem kendali, dan kepatuhan regulasi penerbangan. Integrasi yang harmonis dari keempat aspek ini penting untuk menciptakan wahana nirawak yang stabil, kuat, aman, dan mampu melaksanakan tugas secara efektif sesuai kebutuhan operasional. Kajian terpadu ini sejalan dengan tren pengembangan UAV kontemporer dan literatur perancangan UAV yang ada (Sadraey, 2020).

2. METHODS



Gambar 1. Flowchart

Berdasarkan diagram alir yang digunakan dalam penelitian ini, tahapan penelitian disusun secara bertahap dan saling berkaitan. Setiap tahap dilakukan secara berurutan agar proses perancangan UAV berjalan sistematis dan menghasilkan desain yang sesuai dengan tujuan penelitian

3. RESULT AND DISCUSSION

Penentuan Design Requirement and Objective (DR&O) UAV Garuda Wisanggeni Tabel

1. Design Requirement and Objective (DR&O)

No.	Kriteria	Keterangan
1.	Nama	Garuda Wisanggeni
2.	Tipe Pesawat	Fixed-Wing UAV
3.	Fungsi Utama	Loitering Munition (Kamikaze UAV)
4.	Tipe Misi	One-way mission (serangan presisi)
5.	Sistem Operasi	Manual / Semi-otonom
6.	Tipe Motor	Motor brushless AT4125 KV250
7.	Baterai	Tattu 22.2V 6S 17000mAh 5C Semi-Solid State 6S1P XT90S-F G-Tech Lipo Battery
8.	Baterai FPV	ThunderX Graphene 30C 3500mah 11.1V 3S Lipo Battery
9.	Electronic Speed Controller (ESC)	80 A
10.	Tipe Propeller	Propeller lipat (folding propeller) 18x6
11.	Tipe Kamera	Foxtech Seeker IR & Ranging 10X AI Camera
12.	Sistem Komunikasi	Military C-band – both uplink and downlink
13.	Wingspan	1,6 m
14.	Panjang Fuselage	1,1 m
15.	Root Chord (c_r)	0,25 m
16.	Tip Chord (c_t)	0,15 m
17.	Luas Sayap (S)	0,32 m ²
18.	Aspect Ratio (AR)	$\approx 8,0$
19.	Taper Ratio (λ)	0,6
20.	Mean Aerodynamic Chord	0,197 m
21.	Berat Airframe	2,1 kg (tanpa payload)
22.	Payload	1,0 kg (Warhead)
23.	MTOW	5,7 kg
24.	Kecepatan Jelajah	75 km/jam
25.	Kecepatan Maksimum Horizontal	120 km/jam
26.	Kecepatan Serang (Attack Speed)	150 km/jam
27.	Endurance	40 menit
28.	Jangkauan Operasi	50 km
29.	Ketinggian Operasi	400–600 m AGL
30.	Ketinggian Maksimum	3000 m AMSL

Berdasarkan data pada Tabel 1, UAV Garuda Wisanggeni dirancang sebagai pesawat tanpa awak tipe fixed-wing yang difokuskan untuk misi loitering munition. UAV ini memiliki kemampuan melakukan pengintaian menggunakan kamera sebelum melaksanakan serangan langsung ke target, sehingga meningkatkan akurasi dan efektivitas operasi. Konfigurasi V-tail dipilih untuk mengurangi gaya hambat serta meningkatkan kemampuan manuver saat UAV berada di area operasi.

Konfigurasi Desain UAV Wisanggeni

Tabel 2. Konfigurasi Desain UAV Garuda Wisanggeni Dan Pesawat Pembanding

Konfigurasi	Bentuk	Alasan	Pesawat Pembanding
-------------	--------	--------	--------------------

<i>Wing</i>	Straight tapered cantilever wing (<i>fixed-wing</i>)	Memberikan kestabilan terbang yang baik, efisiensi aerodinamis tinggi saat <i>loitering</i> , serta menurunkan <i>induced drag</i> melalui bentuk tapered. Cocok untuk endurance dan misi serangan presisi.	WB Group WARMATE
<i>Fuselage</i>	Silinder memanjang (<i>streamlined</i>)	Mengurangi hambatan udara (<i>parasite drag</i>) dan memudahkan integrasi sistem avionik, baterai, serta payload hulu ledak di bagian hidung. Efisiensi energi yang tinggi dan tingkat kebisingan yang rendah.	IAI Harop
<i>Engine</i>	Motor listrik brushless (<i>pusher</i>) dan propeller lipat	Penggunaan propeller lipat mengurangi hambatan aerodinamis saat meluncur (<i>glide</i>), menjaga aliran udara ke sayap tetap bersih, serta meminimalkan risiko kerusakan propeller pada fase peluncuran.	UVision Hero120
<i>Tail</i>	<i>V-Tail</i> (Butterfly Tail)	Mengurangi drag dibandingkan ekor konvensional, bobot struktur lebih ringan, serta meningkatkan manuver dan akurasi pada fase terminal attack.	WB Group WARMATE
<i>Launch System</i>	Pneumatic Catapult	Memungkinkan peluncuran dari area terbatas tanpa landasan, gaya dorong konsisten, aman untuk <i>payload</i> , dan meningkatkan repeatability peluncuran.	WB Group WARMATE
<i>Mission Concept</i>	One-way mission (<i>Loitering Munition</i>)	Dioptimalkan untuk melakukan penerbangan <i>loitering</i> di area target guna akuisisi dan verifikasi sasaran sebelum serangan presisi.	IAI Harop

Berdasarkan data pada **Tabel 2**, konfigurasi desain UAV Garuda Wisanggeni ditentukan dengan menyesuaikan kebutuhan misi *loitering munition* yang menuntut kemampuan terbang stabil, efisien, serta presisi tinggi pada saat memasuki fase serangan. Penentuan bentuk dan tata letak pesawat tidak dilakukan secara acak, melainkan mengacu pada karakteristik UAV sejenis yang telah terbukti digunakan dalam operasi nyata. Oleh karena itu, beberapa UAV pembanding digunakan sebagai referensi untuk memperkuat dasar perancangan.

Berat – Berat UAV Garuda Wisanggeni

Tabel 3. Rekapitulasi Berat UAV

No.	Berat	Nilai	Satuan
1.	Berat struktur UAV	2,1	kg
2.	Sistem propulsi, avionik dan baterai	2,6	kg
3.	Muatan/Payload	1,0	kg
	MTOW	5,7	kg

Berdasarkan data pada **Tabel 3**, berat UAV dibagi ke dalam tiga kelompok utama, yaitu berat struktur pesawat, berat sistem propulsi dan nalisa, serta berat muatan. Pembagian ini bertujuan untuk mempermudah distribusi berat nalisa dan memastikan tidak terjadi kelebihan beban yang dapat menurunkan kinerja penerbangan. Berdasarkan hasil perhitungan tersebut, UAV Garuda Wisanggeni memiliki berat lepas landas maksimum (MTOW) sebesar 5,7 kg. Seluruh komponen utama, mulai dari struktur pesawat, sistem propulsi listrik, avionik, hingga muatan peledak, telah diperhitungkan dalam total berat.

Perhitungan & Perancangan Aerodinamika

1. Luas Area (S)

Diketahui:

- $b_{root} = 25 \text{ cm (0,25 m)}$ • $b_{tip} = 15 \text{ cm (0,15 m)}$
- $span = 160 \text{ cm (1,6 m)}$

Gunakan rumus luas area (S)

$$S = \frac{(b_{root} + b_{tip})}{2} \times span$$

$$S = \frac{(0,25 + 0,15)}{2} \times 1,6$$

$$S = \frac{0,4}{2} \times 1,6$$

$$S = 0,2 \times 1,6$$

$$S = 0,32 \text{ m}^2$$

2. Aspect Ratio (AR)

Diketahui: • $b_{span} = 160 \text{ cm (1,6 m)}$

- $S = 0,32 \text{ m}^2$

Gunakan rumus Aspect Ratio (AR):

$$AR = \frac{b_{span}^2}{S}$$

$$AR = \frac{(1,6)^2}{0,32}$$

$$AR = \frac{2,56}{0,32}$$

$$AR = 8$$

3. Coefficient Lift (C_L)

Diketahui:

- $W = 5,7 \text{ kg} \times 9,8 \text{ m/s}^2$
- $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
- $V_{cruise} = 20,83 \text{ m/s}$
- $S = 0,32 \text{ m}^2$

Rumus Perhitungan:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

$$C_L = \frac{2(5,7 \times 9,8)}{1,225 \times (20,83)^2 \times 0,32}$$

$$C_L = \frac{111,72}{170,08}$$

$$C_L = 170,08$$

$$C_L = 0,66$$

4. Coefficient Drag (C_D)

Diketahui:

- $C_{D0} = 0,03$
- $C_{Df} = 0,005$
- $C_{Lmax} = 1,5$
- $e = 0,8$
- $AR = 8$

Rumus Perhitungan:

$$C_{Dmax}^2$$

$$C_D = C_{D0} + C_{Df} + \frac{C_{Lmax}^2}{\pi e AR}$$

Substitusi nilai:

$$C_D = 0,03 + 0,005 + \frac{(1,5)^2}{\pi \times 0,8 \times 8}$$

Hitung:

$$C_D = 0,03 + 0,005 + 0,112$$

$$C_D = 0,147 \rightarrow (0,15)$$

5. Taper Ratio

Diketahui:

- $C_{root} = 25 \text{ cm (0,25 m)}$
- $C_{tip} = 15 \text{ cm (0,15 m)}$

Rumus Perhitungan taper ratio (λ) :

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r}$$

Substitusi nilai:

$$\lambda = \frac{0,15}{0,25}$$

$$\lambda = 0,6$$

6. Drag cruise

Diketahui:

- $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
- $V_{cruise} = 20,83 \text{ m/s}$
- $S = 0,32 \text{ m}^2$
- $C_{D total} = 0,15$

Rumus:

$$D_{cruise} = \frac{1}{2} \rho V_{cruise}^2 S C_{D total}$$

2 Perhitungan:

$$D_{cruise} = \frac{1}{2} \times 1,225 \times (20,83)^2 \times 0,32 \times 0,15$$

$$D_{cruise} = 12,8 \text{ N}$$

7. Wing Half Span

Diketahui:

- $b_{span} = 160 \text{ cm (1,6 m)}$

Perhitungan:

b_{span}

Wing Half Span = _____

2

$$\begin{aligned} &= \frac{1,6}{2} \\ &= 0,8 \text{ m} \end{aligned}$$

8. Drag

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$$

2

Diketahui:

- $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
- $V = 33,33 \text{ m/s}$
- $S = 0,32 \text{ m}^2$
- $C_d = 0,15$

Perhitungan:

$$D = \frac{1}{2} \times 1,225 \times (33,33)^2 \times 0,32 \times 0,15$$

		$D = 32,6 \text{ N}$
Perhitungan Performa Pesawat		
1.	Power total	Rumus: $P_{total} = P_{cruising} + P_{take-off}$ Diketahui:
		• $P_{cruising} = D_{cruise} \times V_{cruise}$
		• $P_{cruising} = 12,8 \times 20,83 = 266,6 \text{ W}$
		• $P_{take-off} = 0 \text{ W (pneumatic launcher)}$
		Perhitungan: $P_{total} = 266,6 + 0$ $P_{total} = 266,6 \text{ W} \rightarrow 267 \text{ W}$
2.	Energi Total	Rumus: $E_{total} = P_{total} \times t_{endurance}$ Diketahui:
		• $P_{total} = 267 \text{ W}$

- $t_{endurance} = 40 \text{ menit} = \frac{40}{60} = 0,667 \text{ jam}$ Perhitungan:

$$E_{total} = 267 \times 0,667$$

$$E_{total} = 178,089 \text{ Wh} \rightarrow 178 \text{ Wh}$$

$$1 \text{ Wh} = 3600 \text{ J}$$

$$E_{total} = 178,089 \times 3600 = 641120 \text{ J} \approx 6,41 \times 10^5 \text{ J}$$

3. Kecepatan Maksimum (V_{max})

Rumus:

$$V_{max} = 1,2 \times V_{cruise}$$

Diketahui:

$$V_{cruise} = 20,83 \text{ m/s}$$

Perhitungan:

$$V_{max} = 1,2 \times 20,83$$

$$V_{max} = 24,996 \text{ m/s (25 m/s)}$$

4. Kecepatan Minimum (V_{min})

Rumus:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 \times (W/S)}{\rho \times C_{Lmax}}}$$

Diketahui:

- $C_{Lmax} = 1,5$
- $w = 5,7 \text{ kg} \times 9,8 \text{ m/s}^2 = 55,86 = 174,56 \text{ N/m}^2$
- $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$

Substitusi nilai:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 \times 174,56}{1,225 \times 1,5}}$$

Hitung (V_{min}):

$$V_{min} = \sqrt{\frac{349,12}{1,8375}}$$

$$V_{min} = \sqrt{189,9}$$

$$V_{min} = 13,8 \text{ m/s}$$

5. Stall Margin

Rumus:

$$\text{Stall Margin} = V_{cruise} - V_{min}$$

Diketahui:

- $V_{cruise} = 20,83 \text{ m/s}$
- $V_{min} = 13,8 \text{ m/s}$ Perhitungan:

$$\text{Stall Margin} = 20,83 - 13,8 \text{ Stall Margin} = 7,03 \text{ m/s}$$

6. Power Take-off

Rumus:

$$P_{to, launcher} = \frac{E_{kin}}{t_{to}}$$

Waktu akselerasi pneumatic launcher 0,5 detik.

Diketahui:

$$E_{kin} = \frac{1}{2} m V_{to}^2$$

$$V_{to} = 1,2 \times V_{min}$$

$$V_{to} = 1,2 \times 13,8 = 16,56 \text{ m/s}$$

$$E_{kin} = \frac{1}{2} \times 5,7 \times (16,56)^2$$

$$E_{kin} = \frac{1}{2} \times 5,7 \times 274,2$$

$$E_{kin} \approx 781 \text{ Joule}$$

Perhitungan:

$$\frac{781}{1562}$$

$$P_{to, launcher} = 0,5$$

$$P_{to, launcher} = 1562 \text{ W ((1,56 kW)}$$

Kesetimbangan Beban Pesawat Terbang

Tabel 4. Distribusi Berat dan Perhitungan Momen UAV Garuda Wisanggeni

No.	Item	Berat (kg)	Posisi / Arm (m)	Momen (kg.m)
1.	Struktur UAV (Empty Weight)	2,1	0,55	1,155
2.	Sistem propulsi (motor + Propeller)	0,39	0,95	0,371
3.	Sistem avionic and baterai	2,21	0,47	1,039
4.	Payload (hulu ledak)	1,0	0,30	0,300
	JUMLAH	5,7		2,865

Total berat seluruh komponen UAV adalah sebesar 5,7 kg, dengan total momen sebesar 2,87 kg-m. Berdasarkan data tersebut, posisi center of gravity (CG) diperoleh dari perbandingan antara momen total dan berat total, sehingga CG berada pada posisi sekitar 0,50 m dari titik referensi hidung pesawat. Posisi CG ini berada dalam rentang yang telah ditentukan berdasarkan analisis *mean aerodynamic chord* (MAC), sehingga dapat disimpulkan bahwa UAV Garuda Wisanggeni memiliki distribusi beban yang seimbang dan memenuhi persyaratan kestabilan longitudinal untuk mendukung pelaksanaan misi penerbangan yang direncanakan.

Berikut adalah perhitungan CG yang memiliki rincian sebagai berikut:

Rumus:

Total Momen

$$C_g = \frac{\text{Total Momen}}{\text{Total Berat}}$$

Diketahui:

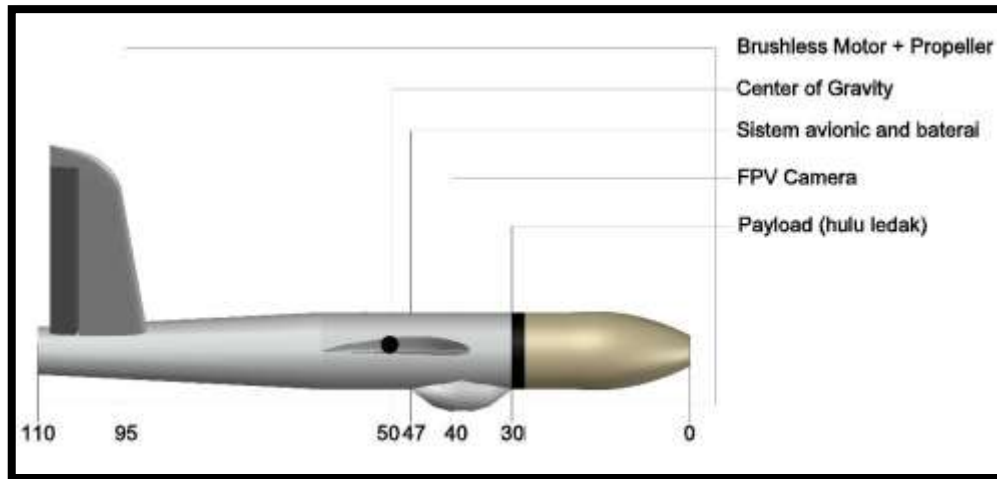
- *Total Momen* = 2,869 kg · m
- *Total Berat* = 5,7 kg Perhitungan:

$$C_g = \frac{\sum M}{\sum W}$$

$$C_g = \frac{2,869}{5,7}$$

$$C_g = 0,503 \text{ m}$$

Lokasi Center of Gravity 50 cm dari nose (hidung pesawat)



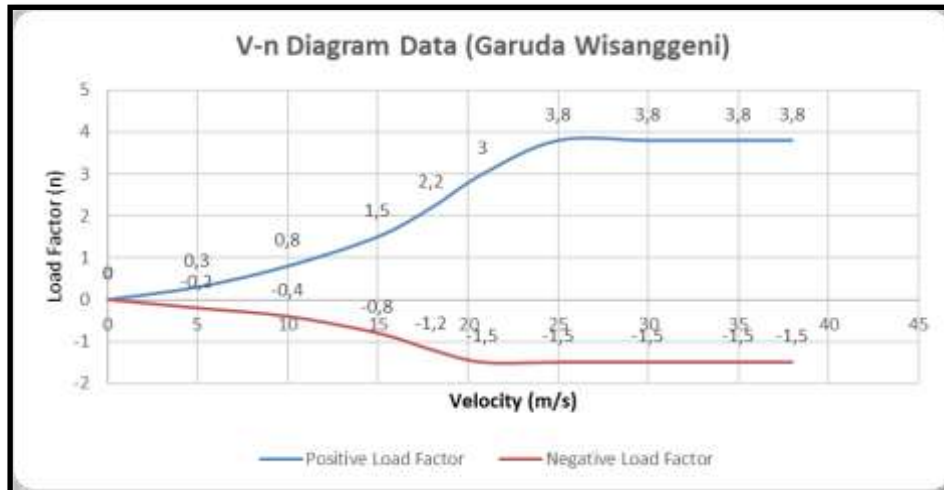
Gambar 2. Letak CG pada Pesawat

Flight Envelope

Table 5. Data Diagram VN

<i>parameters</i>	<i>symbol</i>	<i>values</i>	<i>unit</i>
MTOW	m	5,7	kg
Wing Area	S	0,32	m ²
Wing maks C_l (+)	C_{lmax} (+)	1,5	
Wing maks C_l (-)	C_{lmax} (-)	-1,2	
Zero Lift C_D	C_{d0}	0,03	
Wing aspect ratio	AR	8	/wing
Wing loading	Wl	174,56	N/m ²
AoA	α	0,105	rad
V_{stall}	V_s	13,8	m/s
V_{cruise}	V_c	20,83	m/s
V_{max}	V_{max}	33,33	m/s
gravitasi	g	9.8	m/s ²

Berdasarkan **Tabel 5**, UAV Garuda Wisanggeni dengan MTOW 5,7 kg dan *wing loading* 174,56 N/m² menunjukkan performa aerodinamika yang efisien dan stabil. Penggunaan sayap dengan *aspect ratio* 8 dan karakteristik airfoil yang memadai memungkinkan pesawat mencapai kecepatan jelajah 20,83 m/s serta kecepatan maksimum 33,33 m/s, dengan kecepatan *stall* rendah sebesar 13,8 m/s. Pada kondisi jelajah, sudut serang berada di angka 0,105 rad yang menjamin operasional tetap berada dalam rentang linier dan jauh dari kondisi *stall*. Secara keseluruhan, parameter ini memastikan UAV memiliki integritas struktural dan kestabilan yang andal untuk mendukung berbagai fase misi operasional.

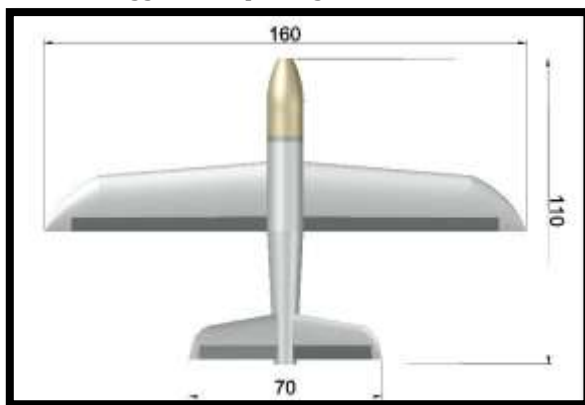


Gambar 3. Diagram V-n

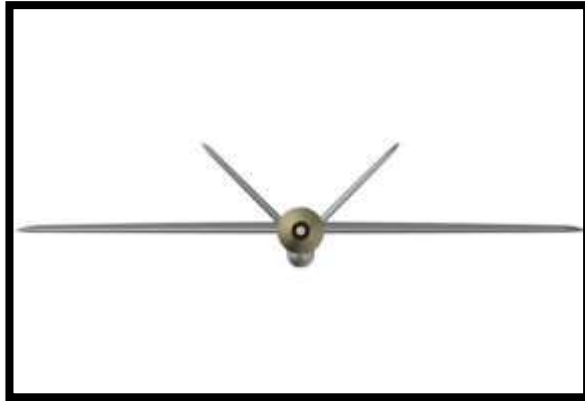
Pada Gambar 3, UAV Garuda Wisanggeni menggambarkan hubungan antara kecepatan terbang (V) dan faktor beban (n) sebagai acuan batas operasional dan kekuatan struktur pesawat. Pada kecepatan rendah hingga kecepatan *stall* (13,8 m/s), faktor beban meningkat secara nonlinier hingga mencapai batas struktural maksimum positif sebesar $n = 3,8$ dan batas negatif sebesar $n = -1,5$. Nilai-nilai ini menjadi acuan desain kekuatan struktur sayap serta *fuselage* dalam menahan beban akibat manuver ekstrem maupun gangguan aerodinamis. Secara keseluruhan, diagram ini menunjukkan bahwa UAV Garuda Wisanggeni dirancang dengan margin keselamatan struktural yang memadai untuk beroperasi secara stabil dan aman selama pelaksanaan misi.

Pembuatan Desain CAD

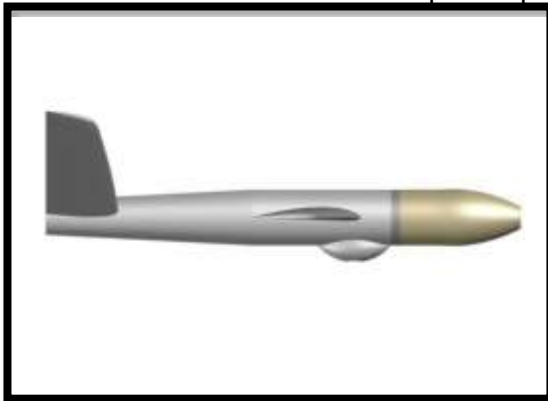
UAV Garuda Wisanggeni dirancang menggunakan perangkat lunak CAD untuk memvisualisasikan bentuk pesawat secara menyeluruh sebelum tahap pembuatan fisik. Desain ini disesuaikan dengan kebutuhan misi loitering munition. Berikut merupakan desain sayap dan pesawat UAV Garuda Wisanggeni yang telah dibuat menggunakan perangkat lunak CAD:



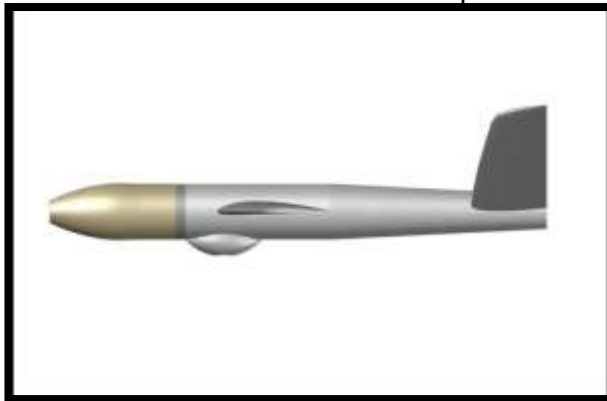
Gambar 3. Desain UAV Tampak Atas



Gambar 4 Desain UAV Tampak Depan

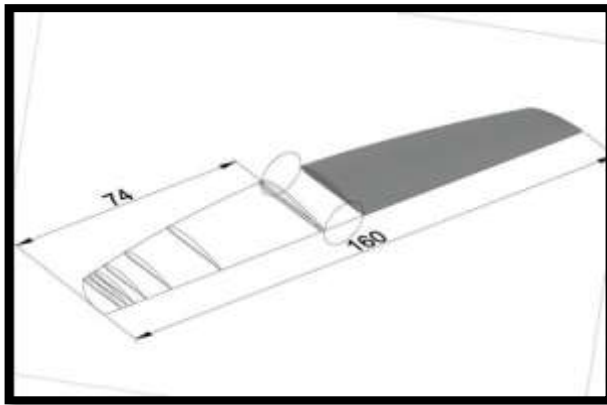


Gambar 5 Desain UAV Tampak Kanan



Gambar 6 Desain UAV Tampak Kiri



Gambar 7. Profil Airfoil Sayap dan V-Tail UAV**Gamba8.** Desain Konstruksi Wing UAV

Regulasi Dan Kelayakan Udara

Perancangan dan pengoperasian UAV Garuda Wisanggeni sebagai pesawat udara kecil tanpa awak perlu mengacu pada regulasi penerbangan yang berlaku, baik nasional maupun internasional yang berfungsi sebagai dasar dalam menjamin aspek keselamatan, pengendalian operasi, serta kelayakan udara UAV. Pada Peraturan Menteri Perhubungan PM 63 Tahun 2021 mengatur tentang Sistem Pesawat Udara Kecil Tanpa Awak. Regulasi ini mencakup ketentuan pengoperasian UAV di wilayah udara Indonesia, termasuk batas ketinggian, wilayah operasi, serta persyaratan keselamatan penerbangan.

Selain itu, pada CASR Part 107 mengatur pengoperasian pesawat udara kecil tanpa awak (small unmanned aircraft systems). Regulasi ini menjadi acuan operasional UAV terkait batasan ketinggian, kecepatan, serta ketentuan keselamatan penerbangan untuk mencegah gangguan terhadap lalu lintas udara lain. Pada CASR Part 91 mengatur aturan umum pengoperasian pesawat udara, termasuk ketentuan keselamatan penerbangan yang relevan untuk UAV. Regulasi ini digunakan sebagai dasar dalam penerapan prinsip keselamatan, navigasi, dan komunikasi penerbangan. Serta pada ICAO Circular 328 memberikan panduan internasional mengenai sistem pesawat udara tanpa awak. Dokumen ini menyatakan bahwa UAV harus memenuhi tingkat keselamatan yang setara dengan pesawat berawak serta dapat diintegrasikan ke dalam sistem ruang udara yang ada

4. CONCLUSION

Perancangan UAV kamikaze berbasis fixed-wing Garuda Wisanggeni pada tahap desain konseptual telah dilakukan melalui studi literatur, analisis pesawat pembandingan, serta perhitungan dan simulasi perancangan. Hasil kajian menunjukkan bahwa konfigurasi fixed-wing dengan sistem propulsi listrik mampu memberikan efisiensi aerodinamika, kestabilan terbang, serta kemampuan jelajah yang sesuai dengan kebutuhan misi loitering munition. Analisis distribusi berat dan keseimbangan menunjukkan posisi center of gravity berada dalam batas aman, sementara evaluasi performa terbang dan flight envelope melalui diagram V-n menunjukkan batas operasi pesawat yang layak dan aman. Selain itu, perancangan ini telah mempertimbangkan aspek keselamatan dan kepatuhan terhadap regulasi penerbangan yang mengacu pada standar ICAO dan Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia.

5. REFERENCES

- Anderson, J. D. (2011). Aircraft performance and design. McGraw-Hill Education.
- Cary, R., Leslie, D., Coyne, J., & James, M. (2016). Unmanned Aircraft Systems: Safety, regulations, and operational considerations. International Civil Aviation Organization and related aviation safety publications.
- Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control (2nd ed.). McGraw-Hill.
- Megson, T. H. G. (2017). Aircraft structures for engineering students (6th ed.). Butterworth-Heinemann.
- Kementerian Perhubungan Republik Indonesia. (2021). Peraturan Menteri Perhubungan PM 63 Tahun 2021 tentang Sistem Pesawat Udara Kecil Tanpa Awak. Jakarta: Kemenhub.
- Sadraey, M. H. (2020). Drone engineering: A comprehensive guide to design, analysis, and applications. Wiley.
- Raymer, D. P. (2012). Aircraft Design: A Conceptual Approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA).

- Anderson, J. D. (1999). Aircraft Performance and Design. McGraw-Hill.
- Nicolai, L. M., & Carichner, G. (2010). Fundamentals of Aircraft and Airship Design. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA).
- Sadraey, M. H. (2012). Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. John Wiley & Sons.
- International Civil Aviation Organization (ICAO). 2011. Circular 328 – Unmanned Aircraft Systems (UAS). Montreal: ICAO.
- Kementerian Perhubungan Republik Indonesia. 2021. Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 63 Tahun 2021 tentang Sistem Pesawat Udara Kecil Tanpa Awak. Jakarta: Kementerian Perhubungan RI.
- Direktorat Jenderal Perhubungan Udara. 2020. Civil Aviation Safety Regulations (CASR) Part 107 – Small Unmanned Aircraft Systems. Jakarta: Kementerian Perhubungan Republik Indonesia.
- Direktorat Jenderal Perhubungan Udara. Civil Aviation Safety Regulations (CASR) Part 91 – General Operating and Flight Rules. Jakarta: Kementerian Perhubungan Republik Indonesia.
- Sadraey, M. H. 2020. Unmanned Aircraft Design: A Review of Fundamentals. Chichester: John Wiley & Sons.