

Desain Konseptual UAV *Long Endurance Low Altitude* (LELA) untuk Misi Pengawasan Jarak Jauh

Syahrul Fathi^{*1}, Teuku Ariessa Sukhairi², Farid Jayadi³, Al Munawir⁴, Masykur⁵, Julia Rizki⁶

^{1,3,4,5}Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Teuku Umar

²Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Syiah Kuala

⁶Program Studi Ilmu Administrasi Negara, Fakultas Ilmu Sosial dan Ilmu Politik Universitas Teuku Umar

e-mail: ^{*1}syahrulfathi@utu.ac.id

Abstrak

Penelitian ini membahas proses perancangan konseptual *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) dengan karakteristik *Long Endurance Low Altitude* (LELA) yang ditujukan untuk misi pengawasan jarak jauh. Desain dilakukan berdasarkan pendekatan kuantitatif melalui estimasi parameter performa awal, seperti wing loading, power loading, koefisien gaya angkat (CL_{max}), dan lift to drag ratio (L/D). Data teknis diperoleh dari literatur dan hasil kalkulasi numerik awal, kemudian digunakan untuk menentukan dimensi geometri utama dan kebutuhan daya pesawat. Hasil desain menunjukkan bahwa UAV dengan berat lepas landas 15,08 kg, luas sayap 0,2317 m², dan daya jelajah 67,34 Watt mampu terbang selama 79 menit dengan rasio L/D sebesar 13,69. Letak titik center of gravity (CG) yang diperoleh berada pada 0,454 m dari hidung pesawat, menunjukkan kestabilan longitudinal yang baik. Penelitian ini memberikan kontribusi awal yang penting sebagai dasar pengembangan tahap preliminary design.

Kata kunci — UAV, Desain Konseptual, LELA, Wing Loading, Endurance

Abstract

This study discusses the conceptual design process of an *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) featuring *Long Endurance Low Altitude* (LELA) characteristics, intended for long-range surveillance missions. The design is based on a quantitative approach through the estimation of initial performance parameters such as wing loading, power loading, maximum lift coefficient (CL_{max}), and lift-to-drag ratio (L/D). Technical data were obtained from literature and preliminary numerical calculations, then used to determine the main geometric dimensions and power requirements of the aircraft. The design results show that a UAV with a take-off weight of 15.08 kg, wing area of 0.2317 m², and cruise power of 67.34 Watts is capable of flying for 79 minutes with an L/D ratio of 13.69. The center of gravity (CG) is located 0.454 m from the aircraft nose, indicating good longitudinal stability. This research provides an essential early-stage contribution as a foundation for further development in the preliminary design phase

Keywords — UAV, Conceptual Design, LELA, Wing Loading, Endurance

1. PENDAHULUAN

Desain konseptual merupakan tahap awal dalam proses pengembangan pesawat terbang, termasuk pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Pada tahap ini, dirumuskan konfigurasi umum pesawat, estimasi performa aerodinamika, distribusi massa, serta parameter operasional berdasarkan kebutuhan misi [1],[2]. Proses ini sangat krusial karena menjadi dasar dari semua tahap lanjutan, baik desain awal (*preliminary design*) maupun detail

design [1].

Kebutuhan UAV masa kini menuntut desain yang efisien, ringan, dan memiliki daya tahan terbang tinggi (*endurance*). Salah satu pendekatan yang umum digunakan dalam tahap awal desain adalah estimasi parameter performa seperti *wing loading*, *power loading*, *aspect ratio*, CL_{max} , serta konfigurasi sayap dan ekor, yang kemudian divalidasi melalui simulasi aerodinamika [3], [4].

Desain konseptual UAV harus mempertimbangkan aspek-aspek misi seperti *altitude*, *endurance*, kecepatan jelajah, dan jenis *payload*. Kombinasi parameter ini sangat memengaruhi seluruh keputusan desain, mulai dari pemilihan airfoil, dimensi sayap, hingga kebutuhan daya dan *thrust* [5], [6]. Dalam penelitian terkait loiter munition UAV, pendekatan numerik terhadap estimasi performa awal dan validasi CFD terbukti efektif untuk menghasilkan desain yang layak dikembangkan lebih lanjut [4], [7].

Selain performa, interaksi antara konfigurasi struktural dan karakteristik aerodinamika perlu dipertimbangkan secara simultan agar diperoleh UAV yang efisien dan stabil secara longitudinal maupun lateral [8]. Pendekatan sistem rekayasa (*systems engineering*) membantu mengintegrasikan kebutuhan misi, batasan teknis, dan optimasi bentuk pesawat [6], [9].

Untuk UAV dengan ukuran kecil dan ringan, pendekatan iteratif digunakan guna menyempurnakan estimasi berat, distribusi massa, dan rasio daya berdasarkan kriteria performa dan stabilitas awal [7], [10]. Dalam hal ini, perangkat bantu seperti *Open Vehicle Sketch Pad* (OpenVSP) [13] dan XFOIL [14] sangat berguna dalam membangun geometri 3D dan melakukan validasi aerodinamika awal secara efisien dan cepat.

Analisis sensitivitas dan *trade-off* antar parameter desain, seperti luas sayap vs kecepatan *stall*, atau panjang *fuselage* vs kestabilan longitudinal, juga dapat dilakukan sejak tahap konseptual [11], [12], [15]. Ini memungkinkan desainer untuk menentukan konfigurasi UAV yang optimal sesuai dengan prioritas misi dan batasan sumber daya.

Berdasarkan latar belakang tersebut, penelitian ini berfokus pada pengembangan desain konseptual UAV *Long Endurance Low Altitude* (LELA) melalui pendekatan kuantitatif. Proses desain meliputi estimasi performa awal, dimensi geometri utama, serta evaluasi efisiensi aerodinamika sebagai dasar untuk tahap desain lanjutan.

2. METODE PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dan analitik dalam proses perancangan konseptual UAV LELA. Tahapan dimulai dengan identifikasi kebutuhan misi yang meliputi tipe misi pengawasan jarak jauh, durasi terbang, ketinggian operasi, kapasitas *payload*, dan estimasi berat tinggal landas awal. Setelah itu, dilakukan studi literatur untuk memperoleh parameter desain awal seperti nilai koefisien angkat maksimum (CL_{max}), *aspect ratio*, dan data airfoil dari referensi.

Langkah selanjutnya adalah melakukan perhitungan awal desain konseptual, yang mencakup analisis *wing loading*, *power loading*, luas dan bentang sayap, *rasio lift-to-drag* (L/D), serta kebutuhan daya jelajah. Berdasarkan hasil tersebut, dilakukan estimasi berat kosong dan distribusi massa UAV secara iteratif hingga diperoleh berat total yang konvergen dan posisi titik *center of gravity* (CG) yang stabil.

Kemudian, perancangan geometri UAV dilakukan dengan menyusun dimensi utama pesawat, konfigurasi ekor, serta sketsa desain tampak atas dan samping. Akhirnya, hasil perhitungan dan desain dianalisis untuk mengevaluasi kesesuaian dengan target performa misi dan dijadikan dasar untuk tahap pengembangan lebih lanjut.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Mission Requirement

Spesifikasi Misi UAV yang dirancang dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. *Range* : 20 km
2. Ketinggian terbang : 300 m
3. *Cruise speed* : 15 m/s
4. *Loiter speed* : 10 m/s
5. *Flight time* : 79 menit

Parameter-parameter awal yang digunakan dalam proses perhitungan dapat dilihat pada Tabel 1 sebagai berikut:

Tabel 1. Asumsi karakteristik awal perhitungan

No.	Parameter Awal	Nilai
1.	ρ	1.225 kg/m ³
2.	g	9.81 m/s ²
3.	V_{stall}	20.0 m/s
4.	$C_{l_{max}}$	2.16
5.	AR	10
6.	λ	0.5
7.	e	0.9

3.2 Estimasi Berat Total (W_o)

$$W_o = (W_{WH} + W_B + W_{PR}) \cdot g \quad (1)$$

$$W_o = 122.625 \text{ N}$$

3.3 Wing Loading (W/S)

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 \cdot C_{l_{max}} \quad (2)$$

$$\frac{W}{S} = 0.5 \cdot 1.225 \cdot 20^2 \cdot 2.16 = 529.2 \text{ N/m}^2$$

3.4 Luas Sayap (S)

$$S = \frac{W_o}{W/S} \quad (3)$$

$$S = \frac{W_o}{W/S} = 0.2317 \text{ m}^2$$

3.5 Rentang Sayap dan Chord

$$b = \sqrt{AR \cdot S} = 1.521 \text{ m} \quad (4)$$

$$c = \frac{S}{b} \quad (5)$$

$$c = 0.1523 \text{ m}$$

3.6 Chord Root dan Tip

$$c_r = \frac{2s}{b(1+\lambda)} = 0.2034 \text{ m} \quad (6)$$

$$c_r = 0.2034 \text{ m}$$

$$c_t = \lambda \cdot C_r \quad (7)$$

$$c_t = 0.1017 \text{ m}$$

3.7 Mean Aerodynamic Chord (MAC)

$$\bar{c} = \frac{2}{3} C_r \cdot \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \quad (8)$$

$$\bar{c} = 0.1582 \text{ m}$$

3.8 Perkiraan Panjang Fuselage (Lf)

$$L_f = 4 \cdot \bar{c} \quad (9)$$

$$L_f = 0.6328 \text{ m}$$

3.9 Estimasi Center of gravity (CG) ($\bar{x}$)

$$\bar{x} = \frac{W_{WH} \cdot 0.6 + W_B \cdot 0.3 + W_{PR} \cdot 0.4}{W_{WH} + W_B + W_{PR}} \quad (10)$$

$$\bar{x} = 0.454 \text{ m}$$

3.10 Lift-to-Drag Ratio (L/D)

$$CD_0 = 0.03$$

$$e = 0.9$$

$$k = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR}$$

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 = 0.1096$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = 13.69 \quad (11)$$

3.11 Rate of Cimb Maksimum (PR)

Power Required:

$$P_R = W \cdot \frac{P_R}{W} \quad (12)$$

$$P_R = 67.34 \text{ Watt}$$

3.12 Thrust Required pada $V_{\max}$

$$T_{\max} = 0.0674 \cdot 122.625 = 8.26 \text{ N} \quad (13)$$

3.13 Power at Max Speed

$$P_{\max} = T_{\max} \cdot V_{\max} \quad (14)$$

$$P_{\max} = 289.1 \text{ Watt}$$

3.14 Power Loading

$$\frac{W}{P} = \frac{122.625}{289.1} = 424 \text{ N/kW} \quad (15)$$

3.15 Estimasi Desain Tail Section

Luas Horizontal Tail (S_{HT})

$$S_{HT} = \frac{V_{HT} \cdot \bar{c} \cdot S}{L_{HT}} = 0.0451 \text{ m}^2 \quad (16)$$

Luas Vertical Tail (S_{VT})

$$S_{VT} = \frac{V_{VT} \cdot b \cdot S}{L_{VT}} = 0.026 \text{ m}^2 \quad (17)$$

3.16 Weight Breakdown

Berat fuselage (W_f)

$$S_{wetted} = 2(lw + lh + wh) \quad (18)$$

$$S_{wetted} = 0.2835 \text{ m}^2$$

$$W_f = 1.4 \cdot S_{wetted} \quad (19)$$

$$W_f = 0.397 \text{ Kg}$$

Berat Sayap (W_{Wing})

$$S_{exposed} = (c_r + c_t) \cdot \frac{b - \text{fuselage width}}{2} \quad (20)$$

$$S_{exposed} = 0.2229 \text{ m}^2$$

$$W_{Wing} = 2.5 \cdot S_{exposed} \quad (21)$$

$$W_{Wing} = 0.557 \text{ Kg}$$

Berat Horizontal Tail (W_{HT})

$$W_{HT} = 2 \cdot S_{HT} = 0.0902 \text{ Kg} \quad (22)$$

Berat Vertical Tail (W_{VT})

$$W_{VT} = 2 \cdot S_{VT} = 0.052 \text{ Kg} \quad (23)$$

Berat Komponen Lain

$$W_{all \text{ else}} = 0.1 \cdot W_o \quad (24)$$

$$W_{all \text{ else}} = 1.25 \text{ Kg}$$

3.17 Iterasi Berat Kosong dan Berat Total

Iterasi 1:

$$W_{Empty,1} = (W_f + W_{Wing} + W_{HT} + W_{VT} + W_{all \text{ else}}) = 2.35 \text{ Kg}$$

$$W_{o,new,1} = (W_{WH} + W_B + W_{PR} + W_{empty,1}) = 145.8 \text{ N}$$

Iterasi 2 (Update $W_{all \text{ else}}$):

$$W_{all \text{ else},2} = 0.1 \cdot 14.85 \text{ Kg}$$

$$W_{Empty,2} = 2.58 \text{ Kg}$$

$$W_{o,new,2} = 15.08 \text{ N} ==> \text{Konvergen}$$

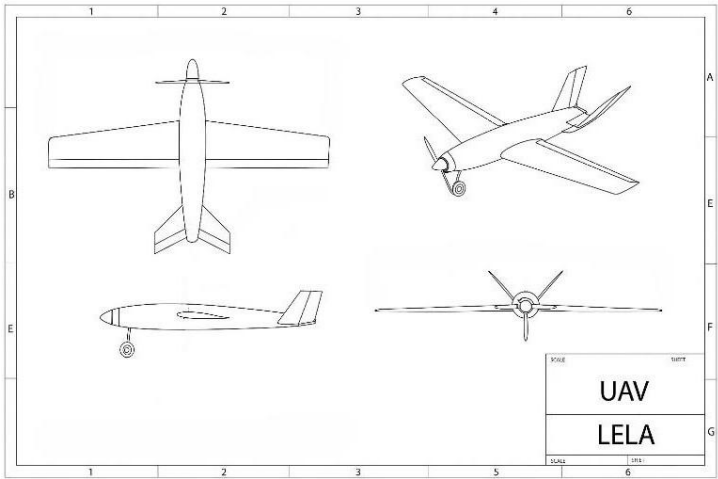
Setelah dilakukan serangkaian perhitungan desain konseptual berdasarkan parameter dan asumsi awal, diperoleh konfigurasi akhir UAV LELA yang memenuhi kebutuhan misi dan batasan performa. Nilai-nilai hasil iterasi mencakup dimensi geometris, performa aerodinamika, serta kebutuhan daya jelajah. Konfigurasi ini

menunjukkan kesesuaian antara distribusi massa, kestabilan longitudinal, dan efisiensi aerodinamika. Ringkasan dari hasil perhitungan akhir ditampilkan pada Tabel 2 berikut.

Tabel 2. Hasil akhir perancangan UAV LELA

Komponen	Nilai
Berat Total (Konvergen)	15,08 Kg
Wing Area (S)	0,2317 m ²
Wingspan (b)	1,521
Root/Tip Chord	0,2034/0,1017 m
Mean Aerodynamic Chord (MAC)	0.1582 m
Power Required (Cruise)	67,34 Watt
Power Max Speed	289,1 Watt
L/D	13,69
HT/VT	0,0451/0,026
Center of Gravity (CG)	0,454 m dari nose

3.18 Perancangan 3D Pesawat



Gambar 1. Gambar teknik UAV LELA



Gambar 2. Desain 3D UAV LELA

4. KESIMPULAN

Desain konseptual UAV LELA berhasil dikembangkan dengan konfigurasi yang efisien dan stabil untuk misi pengawasan jarak jauh. UAV memiliki berat total 15,08 kg, luas sayap 0,2317 m², dan bentang sayap 1,521 m. Dengan CL_{max} sebesar 2,16 dan rasio L/D sebesar 13,69, pesawat mampu terbang hemat energi dengan daya jelajah hanya 67,34 Watt. Posisi titik berat pada 0,454 m dari hidung menunjukkan kestabilan longitudinal yang baik. Hasil ini menunjukkan bahwa desain layak untuk dilanjutkan ke tahap *preliminary design* dan validasi lebih lanjut.

5. SARAN

Sebagai tindak lanjut dari desain konseptual UAV LELA ini, disarankan untuk melakukan validasi aerodinamika menggunakan simulasi CFD atau uji terowongan angin guna memastikan keakuratan performa yang dihitung. Analisis struktural dengan metode elemen hingga (FEM) juga perlu dilakukan untuk menjamin kekuatan dan keamanan struktur pesawat. Selain itu, optimasi sistem propulsi dan manajemen energi penting dilakukan agar efisiensi daya selama misi dapat dimaksimalkan. Pengembangan sistem kendali otomatis dan navigasi sebaiknya mulai dirancang secara paralel agar terintegrasi sejak awal desain. Tahapan berikutnya juga mencakup pembuatan prototipe dan uji terbang untuk memverifikasi performa dan kestabilan UAV di kondisi nyata.

DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Raymer, D. P. (2018). *Aircraft design: A conceptual approach* (6th ed.).
 - [2]. Spada, V. (2019). *Conceptual design of MALE UAVs (Master's thesis)*. Department of Aerospace Engineering, West Virginia University.
 - [3]. Voskuijl, M. (2021). *Performance analysis and design of loitering munitions*. *Defence Technology*, 18(3), 325–343
 - [4]. Gowda, A. R., Krishnan, M., & Sridhar, P. (2023). *Conceptual design of loiter munition UAV*. *Journal of Propulsion Technology*, 44(4), 8340–8351.
 - [5]. Landolfo, G. (2008). *Aerodynamic and structural design of a small non-planar wing UAV (Master's thesis)*. University of Dayton.
 - [6]. Sadraey, M. H. (2013). *Aircraft design: A systems engineering approach*. Wiley.
 - [7]. Roskam, J. (2000). *Airplane design parts I–VIII*. DARcorporation.
 - [8]. Garmendia, R., Salgado, R., & Pavón, I. (2017). *Design and validation of a high-endurance UAV platform*. *Aerospace*, 4(1), 1–14.
 - [9]. Anderson, J. D. (1999). *Aircraft performance and design*. McGraw-Hill.
 - [10]. Stinton, D. (2001). *The design of the aeroplane*. Blackwell Science Ltd.
 - [11]. Brandt, S., Stiles, R., Bertin, J., & Whitford, D. (2004). *Introduction to aeronautics: A design perspective (2nd ed.)*.
 - [12]. Filippone, A. (2006). *Flight performance of fixed and rotary wing aircraft*. Butterworth-Heinemann.
 - [13]. OpenVSP. (2022). *NASA Open Vehicle Sketch Pad (OpenVSP)*.
 - [14]. Drela, M. (1989). *XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils*. MIT Aero & Astro Department.
 - [15]. Whalley, M. T., & Leishman, G. J. (2003). *Aerodynamic and performance trade studies of long-endurance UAVs*.
-