

LAPORAN
PENELITIAN INTERNAL DOSEN
Progam Studi Teknik Industri Fakultas Saintek



**CONCEPTUAL DESIGN AND AERODYNAMIC SIMULATION OF A
VTOL FIXED-WING UAV FOR AUTONOMOUS LOGISTIC DELIVERY**

Tim Peneliti:

Faisal Ashari., S.Pd., M.T
Dr. Eko Wahyu Abriyandoko. , S.Pd., M.T
Nayla Farikha Zahra

Dibiayai oleh:

Universitas Bojonegoro

Periode 1 Tahun Anggaran 2025/2026

Nomor kontrak : 076/LPPM-LIT/UB/XI/2025

UNIVERSITAS BOJONEGORO

2026

HALAMAN PENGESAHAN

LAPORAN PENELITIAN PENDANAAN PERGURUAN TINGGI

- 1 **Judul Penelitian** : Conceptual Design and Aerodynamic Simulation of a VTOL Fixed-Wing UAV for Autonomous Logistic Delivery
- 2 **Tema** : Sistem Manufaktur dan Jasa
- 3 **Ketua Peneliti**
 - a. Nama Peneliti : Faisal Ashari, S.Pd., M.T.
 - b. NIDN : 07 1901 9501
 - c. Program Studi : Teknik Industri
 - d. E-mail : faisal.gaxes@gmail.com
 - e. Bidang Keilmuan : Rekayasa Sistem Pengembangan Produk
- 4 **Anggota Peneliti 1**
 - a. Nama : Eko Wahyu Abriyandoko, S.Pd., M.T.
(Dosen/Mahasiswa)
 - b. NIDN/NIM : 07 1901 9501
 - c. Program Studi : Teknik Industri
 - d. E-mail : abryandoko@gmail.com
 - e. Bidang Keilmuan : Rekayasa Sistem Pengembangan Produk
- 5 **Anggota Peneliti 2**
 - a. Nama : Nayla Farikha Zahra
(Dosen/Mahasiswa)
 - b. NIDN/NIM : 23262011040
 - c. Program Studi : Teknik Industri
 - d. E-mail : —
 - e. Bidang Keilmuan : Teknik Industri
- 6 **Jangka Waktu Penelitian** : 6 Bulan
- 7 **Lokasi Penelitian** : Laboratorium Teknik Industri
- 8 **Dana Diusulkan** : Rp 3.500.000,-

Bojonegoro, 26 Februari 2025

Mengetahui,

Ketua LPPM Universitas Bojonegoro



Dr. Laily Agustina Rahmawati, S.Si., M.Sc.
NIDN. 07 2108 8601

Ketua Penelitian

Faisal Ashari, S.Pd., M.T.
NIDN. 07 1901 9501

KATA PENGANTAR

Puji syukur ke hadirat Allah SWT atas segala rahmat dan karunia-Nya sehingga proposal penelitian dengan judul “Conceptual Design and Aerodynamic Simulation of a VTOL Fixed-Wing UAV for Autonomous Logistic Delivery” ini dapat diselesaikan dengan baik. Proposal ini disusun sebagai bagian dari upaya pengembangan penelitian di lingkungan Universitas Bojonegoro, khususnya dalam bidang teknologi pesawat tanpa awak dan pemanfaatannya bagi kebutuhan masyarakat.

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia dengan lebih dari 17.000 pulau, kondisi geografis yang sangat beragam, serta banyak wilayah yang sulit dijangkau melalui jalur darat maupun laut. Tantangan tersebut berpengaruh langsung terhadap sistem logistik nasional, terutama dalam distribusi kebutuhan penting seperti obat-obatan, sampel medis, dokumen penting, peralatan darurat, dan barang esensial lainnya. Dalam situasi tertentu, seperti bencana alam, kondisi transportasi konvensional dapat terputus, sehingga dibutuhkan solusi transportasi alternatif yang cepat, efisien, dan dapat menjangkau daerah terpencil.

Pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) menjadi salah satu teknologi yang menawarkan potensi besar dalam mengatasi permasalahan tersebut. Namun demikian, penggunaan UAV multirotor memiliki keterbatasan jarak dan durasi terbang, sementara UAV fixed-wing membutuhkan landasan panjang untuk lepas landas dan mendarat. Oleh karena itu, UAV hybrid VTOL fixed-wing menjadi solusi ideal yang menggabungkan efisiensi jelajah pesawat fixed-wing dengan fleksibilitas lepas landas vertikal layaknya multirotor, sehingga sangat relevan dan strategis untuk mendukung kebutuhan logistik di Indonesia.

Melalui penelitian ini, penulis berupaya mengembangkan desain konseptual dan simulasi aerodinamika UAV VTOL fixed-wing yang dirancang khusus untuk misi logistik otonom di wilayah Indonesia. Diharapkan hasil penelitian ini dapat menjadi pijakan awal bagi pengembangan UAV logistik yang lebih efisien, stabil, dan sesuai kebutuhan geografis bangsa.

Penulis menyampaikan terima kasih kepada LPPM Universitas Bojonegoro atas kesempatan dan dukungan yang diberikan dalam pelaksanaan penelitian ini. Semoga penelitian ini dapat memberikan manfaat bagi pengembangan ilmu pengetahuan serta berkontribusi nyata dalam peningkatan efektivitas sistem logistik di Indonesia.

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN.....	I
KATA PENGANTAR.....	II
DAFTAR ISI	III
DAFTAR TABEL	IV
RINGKASAN	V

BAB I PENDAHULUAN

A. LATAR BELAKANG.....	1
B. RUMUSAN MASALAH.....	3
C. TUJUAN PENELITIAN	3
D. MANFAAT PENELITIAN	3

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

A. Konsep Dasar VTOL Fixed-Wing UAV	5
B. Karakteristik Operasional UAV VTOL Fixed-Wing.....	6
B. Desain dan Komponen Utama UAV	7
C. Sistem Transisi pada UAV VTOL Fixed-Wing	9
D. Aerodinamika dalam Desain UAV.....	10
E. Penelitian terdahulu	12

BAB III METODE PENELITIAN

A. Jenis dan Pendekatan Penelitian.....	16
B. Lokasi dan Waktu Penelitian.....	16
C. Prosedur dan tahapan penelitian	17
D. Jenis data	18
E. Teknik pengumpulan data.....	18
F. Teknik analisis data.....	18

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Analisa kebutuhan misi	15
4.2 Desain Konseptual UAV VTOL Fixed-Wing	15
4.3 Konfigurasi Geometri.....	16
4.4 Penempatan Komponen dan CG	17
4.5 Pemilihan Airfoil dan Analisis 2D	19
4.6 Simulasi Aerodinamika 3D	18
4.7 Evaluasi Performa Misi	20
4.8 Analisis Endurance dan Jarak.....	21
4.9 Analisis Performa VTOL	22
4.10 Optimasi desain VTOL	22

BAB V TARGET LUARAN

5.1. Kesimpulan.....	23
5.2. Saran.....	24

DAFTAR PUSTAKAN	25
-----------------------	----

DAFTAR TABEL

A. penelitian terdahulu	12
B. Spesifikasi kebutuhan misi UAV	19
C. parameter geometri UAV	20
D. Karakteristik stabilitas 3D	24
A. Performa aerodinamika	24
B. Spesifikasi teknis UAV final	25

DAFTAR GAMBAR

A. Alur kerangka Konsep Penelitian	15
B. Rencana tahapan penelitian	18
C. Konfigurasi Desain Konseptual UAV VTOL Fixed-Wing	20
D. Perbandingan Airfoil SD7037,NACA 2412 dan S1223.....	22
E. Simulasi Aerodinamika.....	23
F. Analisis Performa misi.....	24

RINGKASAN

Dalam beberapa tahun terakhir, penggunaan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) berkembang pesat sebagai alternatif transportasi logistik. UAV fixed-wing dikenal memiliki efisiensi energi tinggi dan kemampuan jelajah jauh, namun membutuhkan runway untuk *take-off* dan *landing*. Di sisi lain, multirotor menawarkan kemampuan lepas landas vertikal, tetapi memiliki keterbatasan jarak dan durasi terbang. Kombinasi kedua kemampuan tersebut melahirkan sistem Vertical Take-Off and Landing (VTOL) fixed-wing UAV, yang memungkinkan efisiensi jelajah tinggi sekaligus fleksibilitas operasi di area sempit. Sejumlah penelitian terdahulu menunjukkan potensi besar UAV jenis ini untuk misi logistik, namun masih terdapat keterbatasan pada aspek desain aerodinamika, efisiensi energi, dan performa transisi.

Penelitian ini bertujuan mengembangkan desain konseptual dan simulasi aerodinamika UAV VTOL fixed-wing untuk mendukung misi pengiriman logistik secara otonom. Fokus penelitian tidak sampai pada tahap pembuatan prototipe fisik, melainkan pada analisis desain yang sistematis melalui pendekatan komputasional. Simulasi dilakukan untuk mengevaluasi kinerja airfoil, distribusi gaya angkat, rasio hambatan, stabilitas statis, serta performa jelajah berdasarkan konfigurasi geometri yang dirancang. Dengan demikian, penelitian ini memberikan fondasi ilmiah yang kuat sebelum dilakukan pengembangan prototipe pada penelitian lanjutan.

Metodologi penelitian mencakup analisis kebutuhan misi, perancangan model geometri UAV, pemilihan airfoil kandidat, serta simulasi aerodinamika 2D dan 3D menggunakan perangkat lunak XFLR5. Setiap konfigurasi dievaluasi berdasarkan grafik koefisien angkat (CL), koefisien hambatan (CD), rasio lift-to-drag (L/D), serta karakteristik stall. Analisis ini juga memperhatikan pengaruh aspek-aspek desain seperti *wing loading*, *aspect ratio*, dan kestabilan longitudinal yang sangat mempengaruhi performa UAV VTOL dalam misi logistik jarak menengah.

Hasil penelitian ini diharapkan menghasilkan rekomendasi desain UAV VTOL fixed-wing yang optimal secara aerodinamika dan dapat dijadikan acuan untuk pengembangan sistem UAV logistik di Indonesia. Luaran penelitian berupa model desain digital, grafik performa aerodinamika, serta artikel ilmiah pada jurnal bereputasi *sinta 2*. Dengan demikian, penelitian ini berkontribusi dalam penguatan teknologi transportasi udara tanpa awak yang efisien, adaptif terhadap kondisi geografis Indonesia, dan relevan bagi kebutuhan distribusi logistik masa kini.

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Perkembangan teknologi *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) dalam satu dekade terakhir menunjukkan peningkatan signifikan, terutama pada pemanfaatannya dalam bidang logistik, pemetaan, dan layanan publik. Dalam konteks logistik, UAV mulai digunakan sebagai solusi transportasi cepat, efisien, dan hemat biaya, khususnya untuk pengiriman barang ringan dan mendesak. Zhang et al. (2024) menjelaskan bahwa fixed-wing UAV memiliki keunggulan berupa efisiensi energi, daya angkut lebih besar, serta kemampuan jelajah jauh sehingga sangat ideal untuk misi logistik berskala menengah hingga jauh. Fixed-wing UAV juga menjadi alternatif transportasi udara yang lebih terjangkau untuk aplikasi sipil yang membutuhkan operasi presisi dan rute panjang (Zhang et al., 2024).

Namun, kelemahan fixed-wing UAV terletak pada kebutuhan runway atau area lapang untuk lepas landas dan mendarat. Kondisi ini tidak sesuai untuk wilayah-wilayah terpencil di Indonesia yang memiliki topografi kompleks dan akses terbatas. Indonesia sebagai negara kepulauan dengan lebih dari 17.000 pulau menghadapi tantangan besar dalam distribusi logistik dan layanan kesehatan. Banyak wilayah memiliki infrastruktur terbatas sehingga misi pengiriman obat-obatan, vaksin, sampel laboratorium, dan kebutuhan darurat membutuhkan solusi alternatif yang lebih adaptif. Penelitian lokal oleh Furqan & Fajrin (2024) menunjukkan bahwa UAV fixed-wing dapat mempercepat distribusi medis pada wilayah terpencil, namun penggunaannya masih terkendala oleh kebutuhan landasan dan keterbatasan manuver.

Untuk menjawab tantangan tersebut, teknologi Vertical Take-Off and Landing (VTOL) fixed-wing UAV muncul sebagai solusi potensial. UAV hybrid ini mengombinasikan fleksibilitas multirotor dalam lepas landas vertikal dengan efisiensi jelajah fixed-wing. Penelitian Panagiotopoulos et al. (2024) menekankan bahwa integrasi aerodinamika fixed-wing dengan kemampuan VTOL memungkinkan UAV beroperasi pada area sempit tanpa runway sekaligus tetap mempertahankan efisiensi energi selama *cruise*. Sementara itu, studi oleh Kankanawadi et al. (2021) menegaskan bahwa UAV VTOL fixed-wing memiliki potensi operasional yang lebih unggul untuk misi logistik pada medan yang sulit dijangkau dibandingkan UAV multirotor murni atau fixed-wing konvensional.

Meski potensial, penelitian yang ada menunjukkan bahwa desain UAV VTOL memiliki tantangan besar terkait aerodinamika, daya tahan, dan kestabilan saat transisi hover–cruise. Studi hybrid VTOL oleh Sarvesh et al. (2023) menunjukkan bahwa fase transisi adalah momen paling kritis yang mempengaruhi konsumsi energi dan kestabilan temporer. Panigrahi et al. (2021) juga menekankan bahwa konfigurasi tilt-rotor membutuhkan analisis aerodinamika yang mendalam sebelum implementasi fisik untuk menjamin keamanan dan performa optimal. Karena itu, simulasi aerodinamika menjadi tahapan penting untuk mengevaluasi desain awal UAV sebelum memasuki tahap prototyping.

Di sisi lain, kebutuhan akan UAV logistik murah dan mudah diproduksi

semakin meningkat. Mesquita et al. (2021) membuktikan bahwa fixed-wing berbiaya rendah mampu dikembangkan dengan performa baik melalui optimasi desain digital. Okulski & Ławryńczuk (2022) bahkan menunjukkan bahwa konfigurasi quadplane VTOL memiliki efisiensi jarak jauh yang jauh lebih baik dibandingkan multirotor, sekaligus memberikan stabilitas tinggi dalam manuver vertikal. Traub (2014) menjelaskan bahwa desain UAV listrik membutuhkan pendekatan matematis dalam sizing dan konfigurasi untuk memastikan efisiensi energi dan kestabilan aerodinamika.

Dengan mempertimbangkan tantangan geografis Indonesia serta perkembangan teknologi UAV, penelitian ini diarahkan untuk melakukan desain konseptual dan simulasi aerodinamika UAV VTOL fixed-wing yang dioptimalkan untuk misi pengiriman logistik otonom. Pendekatan ini sejalan dengan rekomendasi Chung et al. (2019) bahwa simulasi aerodinamika 2D dan 3D merupakan tahapan fundamentalis dalam desain UAV karena mampu memprediksi karakteristik gaya angkat, hambatan, momen, serta kestabilan longitudinal dan lateral sebelum UAV direalisasikan secara fisik.

Melalui pendekatan desain konseptual berbasis simulasi, penelitian ini diharapkan mampu memberikan blueprint UAV VTOL fixed-wing yang efisien, stabil, dan sesuai untuk misi logistik di wilayah Indonesia. Dengan demikian, penelitian ini berkontribusi pada pengembangan teknologi UAV lokal yang hemat biaya, mudah dikembangkan, dan siap menjadi solusi bagi distribusi logistik di daerah terpencil.

1.2 Rumusan Masalah

Penelitian ini difokuskan untuk menjawab :

1. Bagaimana merancang desain konseptual UAV VTOL fixed-wing yang optimal untuk kebutuhan pengiriman logistik otonom pada wilayah yang sulit dijangkau?
2. Bagaimana karakteristik aerodinamika desain UAV tersebut berdasarkan hasil simulasi 2D dan 3D sehingga dapat ditentukan konfigurasi yang paling efisien dan stabil untuk misi logistik?

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah:

1. Menghasilkan desain konseptual UAV VTOL fixed-wing yang sesuai untuk misi pengiriman logistik otonom, khususnya pada daerah terpencil atau tanpa landasan.
2. Menganalisis dan mengevaluasi performa aerodinamika UAV melalui simulasi 2D dan 3D untuk menentukan konfigurasi airfoil, sayap, dan geometrinya yang paling optimal.

1.4 Manfaat Penelitian

Hasil temuan dalam penelitian ini diharapkan dapat bermanfaat sebagai berikut :

1. Menambah referensi ilmiah mengenai desain awal dan simulasi aerodinamika UAV VTOL fixed-wing, khususnya dalam konteks pemodelan gaya angkat, hambatan, dan stabilitas pada fase jelajah.
2. Memberikan rekomendasi desain UAV VTOL fixed-wing yang siap dikembangkan sebagai solusi logistik otonom di wilayah Indonesia, terutama untuk distribusi obat-obatan, sampel medis, kebutuhan darurat, dan layanan publik pada daerah terpencil.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Konsep Dasar VTOL Fixed-Wing UAV

Vertical VTOL fixed-wing UAV merupakan platform hybrid yang menggabungkan kemampuan *Vertical Take-Off and Landing* seperti halnya multirotor dengan efisiensi jelajah tinggi milik pesawat sayap tetap. Kombinasi ini menghasilkan karakteristik unik yang tidak dimiliki oleh kedua jenis UAV tersebut secara terpisah. Menurut Kankanawadi et al. (2021), pengembangan teknologi VTOL fixed-wing merupakan upaya untuk mengatasi keterbatasan operasional fixed-wing konvensional yang membutuhkan landasan panjang, serta keterbatasan multirotor yang tidak mampu mempertahankan kinerja pada misi jarak jauh dan waktu terbang lama.

Pada operasi VTOL, UAV menghasilkan gaya angkat sepenuhnya melalui thrust rotor vertikal sehingga dapat melakukan hover, naik, atau turun secara presisi. Sementara itu, pada mode penerbangan maju atau *forward flight*, gaya angkat terutama diperoleh dari bentuk airfoil sayap melalui aliran udara. Hal ini memungkinkan VTOL fixed-wing memiliki tingkat efisiensi yang jauh lebih baik dibandingkan multirotor. Zhang et al. (2024) menunjukkan bahwa fixed-wing dapat mengurangi konsumsi daya hingga 60% pada mode jelajah karena sayap menghasilkan gaya angkat secara pasif, tidak lagi sepenuhnya bergantung pada thrust.

Dengan menggabungkan dua mode penerbangan tersebut, UAV VTOL fixed-wing menjadi platform yang sangat fleksibel dalam misi logistik, pemetaan area luas, dan pemberian bantuan kemanusiaan. Panagiotopoulos et al. (2024) menyatakan bahwa UAV hybrid adalah solusi ideal untuk misi di medan sulit, terutama karena tidak memerlukan landasan dan mampu mencapai radius penerbangan yang panjang. Teknologi ini semakin relevan bagi negara kepulauan seperti Indonesia.

2.2 Karakteristik Operasional dan Sistem Kerja VTOL Fixed-Wing UAV

Dalam literatur aeronautika modern, UAV VTOL fixed-wing dikategorikan sebagai hybrid UAV karena sistem penggeraknya mengombinasikan dua orientasi thrust. Terdapat tiga fase utama dalam operasinya: hover mode, transition mode, dan forward flight mode.

Pada fase hover, UAV memposisikan dirinya secara vertikal dengan thrust rotor sebagai penghasil gaya angkat utama. Fase ini membutuhkan konsumsi energi terbesar karena semua gaya angkat bergantung pada thrust. Panigrahi et al. (2021) menekankan bahwa hover merupakan fase yang paling boros daya sehingga memerlukan perancangan motor, propeller, dan baterai yang optimal.

Fase transisi merupakan fase paling kritis dalam desain VTOL fixed-wing. Pada fase ini, UAV harus mengalihkan dominasi gaya angkat dari rotor ke bentuk aerodinamis sayap. Sarvesh et al. (2023) mengidentifikasi bahwa transisi yang buruk dapat menyebabkan ketidakstabilan pitch, kehilangan gaya angkat, hingga kecelakaan. Oleh karena itu, desain yang stabil dan sistem autopilot yang cerdas menjadi kunci keberhasilan UAV melalui fase ini.

Fase forward flight adalah fase paling efisien, di mana UAV memanfaatkan desain airfoil untuk menghasilkan gaya angkat secara alami. Zhang et al. (2024) mengemukakan bahwa konsumsi energi pada fase jelajah jauh lebih rendah daripada hover, sehingga endurance UAV meningkat secara signifikan. Fase ini yang paling diandalkan dalam misi logistik jarak jauh.

2.3 Desain dan Komponen Utama UAV VTOL Fixed-Wing

a. Struktur AirFrame

Struktur airframe terdiri dari fuselage, sayap, empennage, motor mount, dan lengan rotor VTOL. Pemilihan material adalah aspek penting dalam mendesain UAV karena harus mempertimbangkan kekuatan, bobot, dan kemudahan perawatan. Mesquita et al. (2021) menyatakan bahwa material ringan seperti *expanded polypropylene* (EPP), foamboard, PLA 3D print, dan carbon fiber sering digunakan karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang baik.

b. Sistem Propulsi Hybrid

Propulsi hybrid terdiri dari motor vertikal (VTOL motors) dan motor horizontal/pusher untuk jelajah. Sistem propulsi harus dirancang agar thrust mampu mengangkat UAV secara vertikal serta memberikan kecepatan jelajah yang stabil. Menurut Panigrahi et al. (2021), pemilihan propeller sangat memengaruhi efisiensi daya, gaya dorong, dan kinerja transisi.

c. Flight Controller dan Sistem Kendali

Sistem kendali adalah komponen otak dari UAV. Flight controller seperti PX4 dan ArduPilot mampu mengelola mode VTOL, transisi otomatis, stabilisasi, dan navigasi waypoint. Okulski & Ławryńczuk (2022) menyatakan bahwa flight control system harus mampu mengoordinasikan sensor IMU, GPS, barometer, serta input pilot pada berbagai mode penerbangan.

d. Aerodinamika dan Airfoil

Airfoil adalah komponen kunci karena menentukan besar gaya angkat, hambatan, dan karakteristik stall. Chung et al. (2019) menegaskan bahwa airfoil dengan koefisien angkat tinggi (CL_{max}) dan drag rendah sangat penting bagi UAV dengan payload ringan hingga menengah. Profil sayap yang baik akan meningkatkan rasio *lift-to-drag* (L/D) dan meminimalkan kebutuhan daya saat jelajah.

e. Distribusi Massa dan Center of Gravity (CG)

CG yang optimal membuat UAV stabil. Jika terlalu ke depan, UAV akan *nose-down*; jika terlalu ke belakang, UAV rentan stall. Untuk UAV VTOL, penempatan baterai, motor, dan payload sangat menentukan keseimbangan, terutama saat transisi (Sarvesh et al., 2023).

2.4 Sistem Transisi pada UAV VTOL Fixed-Wing

Sistem transisi adalah proses perubahan dari hover menuju forward flight atau sebaliknya. Mode transisi membutuhkan strategi kendali yang matang agar perubahan gaya angkat dan gaya dorong tidak menyebabkan gangguan aerodinamis.

Sarvesh et al. (2023) menemukan bahwa gangguan kecil selama transisi dapat mengakibatkan perubahan mendadak pada sudut serang (AoA), yang dapat membuat UAV kehilangan gaya angkat. Panigrahi et al. (2021) menambahkan bahwa integrasi propulsi hybrid harus mampu mengurangi risiko *pitch oscillation* selama transisi. Oleh karena itu, desain transisi selalu dikombinasikan dengan algoritma kendali stabilitas.

2.5 Aerodinamika dalam Desain UAV VTOL Fixed-Wing

Aerodinamika merupakan aspek fundamental. Desain sayap dan empennage menentukan kestabilan longitudinal, lateral, dan arah. Profil airfoil

menentukan koefisien angkat (CL), koefisien hambatan (CD), dan performa stall.

Menurut Panagiotopoulos et al. (2024), desain sayap harus mempertimbangkan aspect ratio, wing loading, dan wing sweep. Aspect ratio tinggi menghasilkan efisiensi tinggi tetapi rentan terhadap fleksibilitas struktur. Sebaliknya, aspect ratio rendah lebih stabil tetapi kurang efisien.

Chung et al. (2019) menyebutkan bahwa simulasi XFLR5 efektif digunakan untuk menganalisis performa airfoil dan sayap sebelum membuat prototipe. Melalui simulasi ini, peneliti dapat mengoptimalkan model tiga dimensi UAV dan memvalidasi stabilitasnya melalui analisis gaya dan momen..

2.6 Penelitian Terdahulu

Berikut merupakan state of the art dari peneliti sebelumnya

Tabel 2.1 Penelitian Terdahulu

No	Author Dan Tahun	Metode Penelitian	Variable/ instrumen	Hasil penelitian
1	(Zhang et al. (2024) – Applied Sciences	Perancangan dan pengujian simulasi fixed-wing UAV untuk logistik	Desain airframe, thrust, konsumsi daya, endurance	Fixed-wing low-cost mampu membawa 1 kg dengan efisiensi tinggi; rekomendasi airframe ringan dan propeller besar untuk daya angkat maksimal.
2	Panagiotopoulos et al. (2024) – Drones	Simulasi aerodinamika & flight test UAV listrik	Airfoil, CL/CD, flight stability, kontrol otomatis <i>Precision, Accuracy, dan F1-Score</i>	Fixed-wing UAV memiliki stabilitas baik dan efisiensi jelajah tinggi; penggunaan

No	Author Dan Tahun	Metode Penelitian	Variable/ instrumen	Hasil penelitian
				airfoil efisiensi tinggi meningkatkan L/D.
3	Desain konseptual VTOL fixed-wing	Desain konseptual VTOL fixed-wing	<i>Wing span, VTOL rotor, CG, desain konfigurasi</i>	Konfigurasi VTOL efektif untuk daerah tanpa runway; kelemahannya pada konsumsi daya besar saat hover.
4	Sarvesh et al. (2023) – <i>J. of Aerospace Eng.</i>	<i>Model desain & simulasi hybrid VTOL</i>	Mode transisi, CG, algoritma kontrol	Fase transisi adalah faktor paling kritis; diperlukan sistem kontrol otomatis untuk mencegah kehilangan lift.

Sumber: Hasil penelitian sebelumnya

2.7 Kerangka Konsep Penelitian

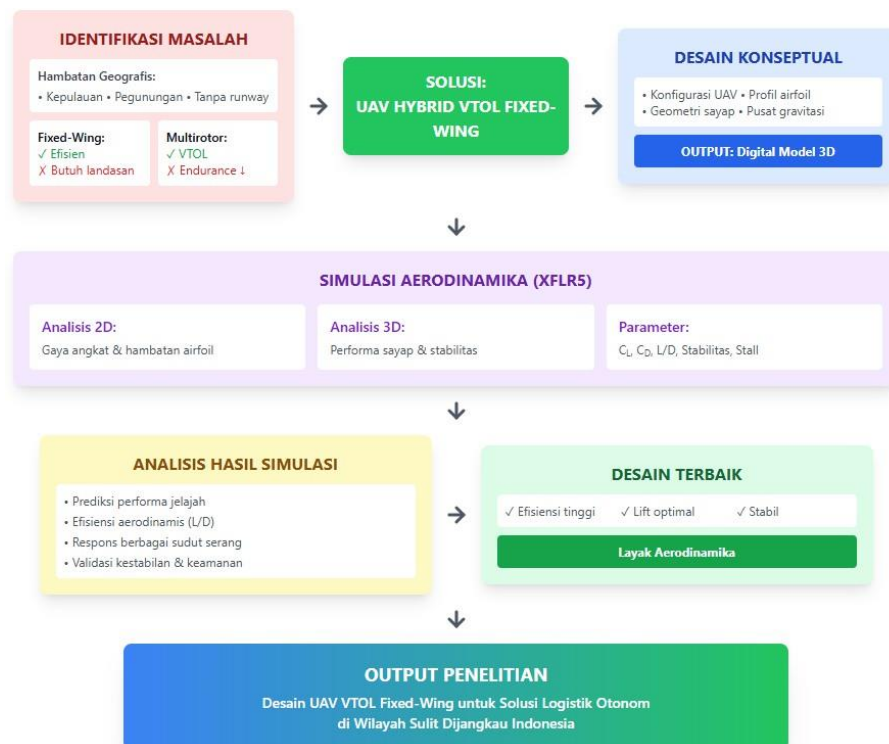
Penelitian ini dimulai dari identifikasi kebutuhan logistik Indonesia yang menghadapi hambatan geografis berupa wilayah kepulauan, daerah pegunungan, serta area tanpa ketersediaan runway. Kondisi tersebut menuntut pengembangan teknologi transportasi udara berbasis UAV yang efisien namun fleksibel. Fixed-wing UAV telah terbukti efisien dalam penerbangan jarak jauh, tetapi memiliki keterbatasan pada kebutuhan landasan. Sebaliknya, multirotor memiliki kemampuan VTOL tetapi kurang efisien dalam endurance. Oleh karena itu, konsep UAV hybrid VTOL fixed-wing menjadi solusi ideal untuk memenuhi kebutuhan logistik nasional.

Tahap berikutnya adalah merancang desain konseptual UAV yang mencakup pemilihan konfigurasi, penentuan profil airfoil, pemilihan geometri

sayap, serta analisis pusat gravitasi. Desain awal ini kemudian dimodelling secara digital. Pemilihan airfoil sangat penting karena profil aerodinamis menentukan gaya angkat, hambatan, dan kestabilan. Simulasi aerodinamika kemudian dilakukan menggunakan software XFLR5 untuk menganalisis karakteristik gaya angkat dan hambatan secara 2D serta menganalisis performa sayap dan stabilitas secara 3D.

Melalui simulasi tersebut, nilai CL , CD , serta rasio L/D dapat diperoleh untuk memprediksi performa jelajah. Analisis stabilitas longitudinal dan karakteristik stall juga menjadi indikator utama kelayakan desain. Simulasi ini menyajikan gambaran rinci mengenai respons aerodinamis UAV sebelum dibangun secara fisik.

Hasil simulasi kemudian digunakan untuk merumuskan desain terbaik yang memiliki efisiensi jelajah tinggi, gaya angkat optimal, dan kestabilan baik pada berbagai sudut serang. Desain akhir yang direkomendasikan akan melandasi pengembangan prototipe UAV pada penelitian lanjutan. Dengan pendekatan ini, penelitian mampu menghasilkan rekomendasi desain UAV VTOL fixed-wing yang layak secara aerodinamika dan potensial untuk digunakan sebagai solusi logistik otonom di Indonesia. Detail dari kerangka berpikir tercantum pada gambar dibawah ini.



Gambar 2.1. Alur Kerangka Konsep Penelitian

BAB III METODE PENELITIAN

3.1 Jenis dan Pendekatan Penelitian

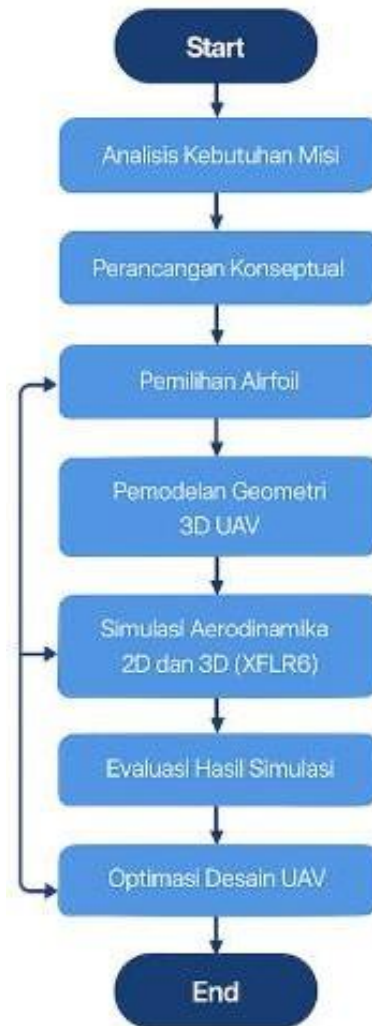
Penelitian ini merupakan penelitian rekayasa (engineering research) dengan pendekatan eksperimen desain dan simulasi. Pendekatan ini digunakan untuk mengembangkan model konseptual UAV VTOL fixed-wing melalui proses perancangan sistematis dan analisis aerodinamika berbasis perangkat lunak. Penelitian tidak sampai pada tahap pembuatan prototipe fisik, tetapi fokus pada optimasi desain menggunakan simulasi 2D dan 3D.

3.2 Lokasi penelitian

Penelitian dilakukan di Laboratorium perancangan dan pengembangan produk Universitas Bojonegoro dengan pemanfaatan perangkat lunak pemodelan dan simulasi seperti XFLR5, CAD (Onshape/Fusion/FreeCAD), serta software pendukung analisis lainnya. Penelitian dilaksanakan dalam kurun waktu enam bulan sesuai jadwal penelitian yang ditetapkan LPPM.

3.3 Prosedur dan Tahapan Penelitian

Tahapan penelitian mencakup langkah-langkah berikut:



Gambar 3.1. Rencana Tahapan Penelitian

3.3.1 Analisis Kebutuhan Misi (Mission Requirement Analysis)

Tahap ini mencakup penentuan parameter dasar UAV untuk misi logistik, seperti payload, jarak tempuh, endurance, kecepatan jelajah, dan kondisi operasi. Analisis ini menjadi dasar perancangan geometri dan sistem UAV.

a. Desain Konseptual UAV VTOL Fixed-Wing

Pada tahap ini dilakukan perancangan bentuk dasar UAV, meliputi pemilihan konfigurasi VTOL (quadplane), desain fuselage, sayap, ekor, sistem propulsi VTOL dan cruise, serta penentuan posisi payload dan baterai. Desain dilakukan menggunakan software CAD.

b. Pemilihan Airfoil dan Parameter Aerodinamika

Berbagai profil airfoil dianalisis menggunakan simulasi 2D untuk menilai CL , CD , L/D , dan karakteristik stall. Airfoil yang paling efisien akan digunakan sebagai kandidat utama pada model 3D.

c. Simulasi Aerodinamika 2D dan 3D

Simulasi dilakukan menggunakan XFLR5 untuk menganalisis performa aerodinamika pada mode steady flight. Parameter yang dianalisis meliputi:

- Koefisien angkat (CL)
- Koefisien hambatan (CD)
- Rasio lift-to-drag (L/D)
- Distribusi tekanan pada sayap
- Kestabilan longitudinal dan momen pitch

d. Evaluasi dan optimasi desain

Desain dianalisis berdasarkan hasil simulasi. Perbaikan dilakukan pada aspek:

- posisi CG
- ukuran sayap
- konfigurasi VTOL motors
- sudut insiden sayap
- panjang fuselage
- Hasil optimasi menjadi dasar rekomendasi desain akhir.
- Penyusunan Rekomendasi Desain UAV
- Tahap terakhir adalah menyusun dokumen rekomendasi desain UAV yang berisi:
 - spesifikasi teknis,
 - performa aerodinamika,
 - grafik simulasi,
 - potensi pengembangan prototipe untuk penelitian selanjutnya.

BAB IV

BIAYA DAN JADWAL PENELITIAN

4.1 Analisis Kebutuhan Misi

Desain UAV VTOL fixed wing diturunkan dari kebutuhan misi distribusi logistik di wilayah tanpa runway dengan payload 3 kg. Detail parameter ditunjukkan pada tabel 4.1.

Tabel 4.1 Spesifikasi Kebutuhan Misi UAV VTOL

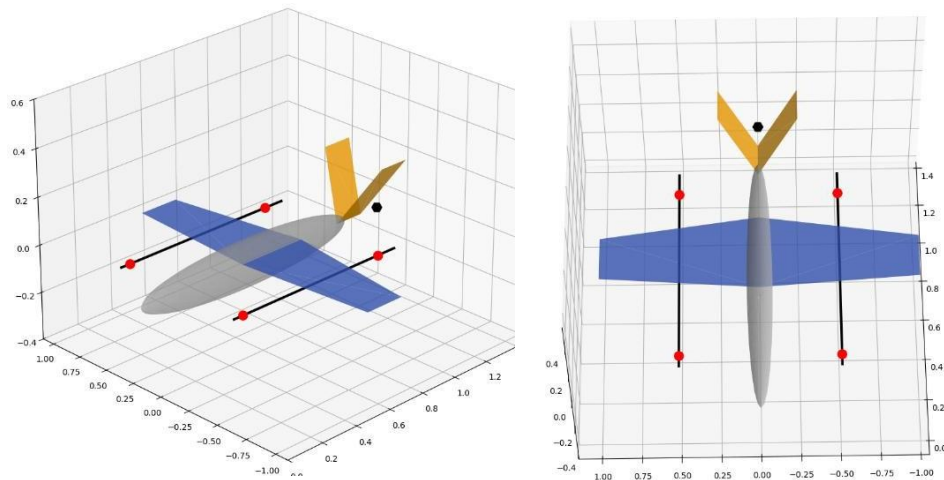
No	Parameter	Nilai	Keterangan
1	Payload	3 kg	Barang logistik (obat-obatan, sampel medis, dll)
2	Berat total take off (MTOW)	8-10 kg	Estimasi berat struktur + baterai + payload
3	Jarak tempuh	50 km	Cakupan antar pulau/pedesaan
4	Endurance	45-60 menit	Waktu tempuh + cadangan darurat
5	Kecepatan cruise	15-20 m/s (54-72 km/jam)	Efisiensi optimal
6	Kecepatan stall	< 10 m/s	Keamanan operasi
7	Ceiling	300-500 m	Operasi visual line of sight (VLOS)
8	Konfigurasi vtol	Quadplane	4 motor vertikal + 1 motor pusher

Perhitungan Thrust Requirement:

- Thrust-to-Weight Ratio (T/W) untuk VTOL: minimal **1.5:1** (safety factor untuk angin dan manuver)
- Total thrust required: $1.5 \times 10 \text{ kg} \times 9.81 \text{ m/s}^2 = 147.15 \text{ N}$
- Thrust per motor VTOL (4 motor): $147.15/4 = 36.8 \text{ N/motor}$

4.2 Desain Konseptual UAV VTOL Fixed-Wing

Konfigurasi yang digunakan adalah quadplane VTOL configuration dengan 4 motor vertikal (hover thrust), 1 motor pusher, High-wing configuration yang ditampilkan pada gambar 4.1



Gambar 4.1 Konfigurasi desain konseptual UAV VTOL fixedwing

A. Konfigurasi Geometri

Berdasarkan analisis kebutuhan, dirancang konfigurasi Quadplane VTOL dengan spesifikasi geometri:

Tabel 4.2 Parameter Geometri UAV

Komponen	Parameter	Nilai
Wing	Span (b)	2.0 m
	Chord root (C_r)	0.35 m
	Chord tip (C_t)	0.20 m
	Aspect Ratio (AR)	7.27
	Wing Area (S)	0.55 m ²
	Wing loading (W/S)	16.36 kg/m ²
	Sweep angle	5°
	dehidral	3°
Fuselage	Panjang	1.2 m
	Lebar maksimum	0.18 m
	Tinggi	0.22 m
Empennage	Horizontal Stabilizer	0.40 m × 0.15 m
	Vertical Stabilizer	0.25 m × 0.18 m
VTOL Arms	Panjang lengan	0.45 m (dari fuselage)
	Posisi	0.3 m dan 0.7 m dari nose

B. Penempatan Komponen dan CG

Untuk stabilitas longitudinal, Center of Gravity (CG) ditargetkan pada 25-30% Mean Aerodynamic Chord (MAC). Estimasi distribusi massa dilakukan untuk menentukan posisi pusat gravitasi (Center of Gravity/CG) awal sebagai bagian dari analisis stabilitas longitudinal. Total massa sistem pada konfigurasi awal adalah 8,3 kg, yang terdiri dari fuselage dan avionik sebesar 1,5 kg dengan posisi 0,60 m dari nose menghasilkan momen 0,90 kg·m. Sayap memiliki massa 0,8 kg pada posisi 0,55 m dengan momen 0,44 kg·m. Empennage bermassa 0,3 kg pada posisi 1,10 m menghasilkan momen 0,33 kg·m.

Empat motor VTOL dengan total massa 0,8 kg ditempatkan simetris pada posisi 0,30 m dan 0,70 m dari nose, menghasilkan momen total 0,40 kg·m. Motor pusher bermassa 0,4 kg ditempatkan pada 1,15 m dengan momen 0,46 kg·m. Baterai LiPo 6S 10Ah dengan massa 1,5 kg berada pada posisi 0,45 m menghasilkan momen 0,675 kg·m, sedangkan payload utama sebesar 3,0 kg ditempatkan pada 0,50 m dari nose menghasilkan momen terbesar yaitu 1,50 kg·m.

Akumulasi seluruh momen menghasilkan total momen sebesar 4,705 kg·m. Dengan total massa 8,3 kg, maka posisi center of gravity awal diperoleh pada:

$$CG = \frac{\Sigma Momen}{\Sigma Massa} = \frac{4.705}{8.3}$$

$$CG = 0.58 \text{ m dari nose}$$

Posisi Leading Edge MAC (LEMAC) berada pada 0,48 m dari nose. Dengan demikian, posisi CG relatif terhadap MAC dapat dihitung sebagai:

$$\%MAC = \frac{(0.58-0.48)}{0.286} \times 100\%$$

$$\%MAC = 34.9\%$$

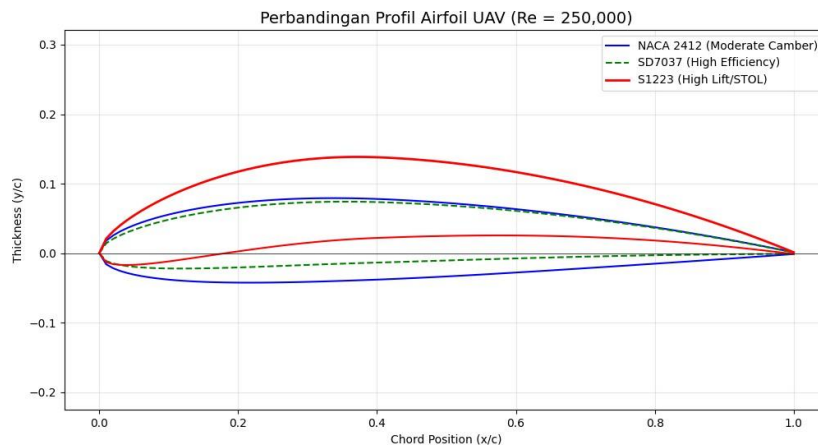
4.3 Pemilihan Airfoil dan Analisis 2D

Pemilihan airfoil dilakukan melalui analisis dua dimensi menggunakan XFLR5 pada rentang Reynolds number sekitar 200.000–300.000, yang merepresentasikan kondisi operasional UAV dengan payload 3 kg pada kecepatan jelajah rendah-menengah. Tiga kandidat airfoil dianalisis, yaitu NACA 2412 yang dikenal memiliki camber

moderat dan karakteristik stabil, SD7037 yang dioptimalkan untuk performa efisien pada Reynolds rendah, serta S1223 yang memiliki koefisien lift tinggi dan kemampuan short take-off and landing (STOL).

Hasil simulasi pada $Re = 250.000$ menunjukkan bahwa S1223 menghasilkan nilai C_L^{max} tertinggi sebesar 1,85, namun dengan drag minimum relatif lebih besar ($CD_{min} = 0,0120$). NACA 2412 memberikan performa seimbang dengan C_L^{max} sebesar 1,65 dan rasio L/D_{max} sebesar 68. Sementara itu, SD7037 menunjukkan efisiensi aerodinamika terbaik dengan $(L/D)_{max}$ mencapai 85 dan nilai drag minimum terendah sebesar 0,0072, meskipun C_L^{max} sedikit lebih rendah dibanding kandidat lainnya. Pada kondisi cruise ($\alpha = 4^\circ$), S1223 menghasilkan lift paling besar ($CL = 1,05$), namun dengan penalti drag lebih tinggi. Analisis momen menunjukkan seluruh airfoil memiliki karakteristik stabil (C_m negatif), dengan S1223 memiliki momen pitch paling besar secara absolut.

Berdasarkan evaluasi efisiensi jelajah dan kebutuhan performa take-off, dipilih konfigurasi kombinasi, yaitu SD7037 sebagai airfoil utama pada bentang sayap untuk memaksimalkan efisiensi cruise, serta modifikasi S1223 pada bagian root untuk meningkatkan kemampuan lift saat lepas landas dan pendaratan vertikal-transisi. Konfigurasi ini memberikan kompromi optimal antara efisiensi aerodinamika dan performa angkat tinggi pada fase kritis penerbangan dapat dilihat pada gambar 4.1.



Gambar 4.1 Perbandingan desain Airfoil SD7037 dengan naca 2412 dan S1223

4.4 Simulasi Aerodinamika 3D

A. Model 3D dan Meshing

Simulasi aerodinamika tiga dimensi dilakukan menggunakan perangkat lunak XFLR5 dengan pendekatan *Vortex Lattice Method (VLM)* sebagai *panel method* untuk analisis aliran potensial pada konfigurasi sayap. Model 3D

dibangun berdasarkan geometri hasil desain sebelumnya dan didiskretisasi menggunakan *mesh density* sebesar 40 elemen pada arah chordwise dan 20 elemen pada arah spanwise. Untuk meningkatkan akurasi prediksi efek *downwash* dan distribusi vorteks trailing wake, iterasi *wake* ditetapkan sebanyak 10 langkah. Konfigurasi ini dipilih untuk memperoleh keseimbangan antara akurasi numerik dan efisiensi komputasi.

B. Hasil Analisis Stabilitas Longitudinal

Hasil analisis menunjukkan bahwa konfigurasi UAV memenuhi kriteria stabilitas longitudinal statik. Nilai slope koefisien angkat terhadap sudut serang (CL_α) sebesar 4,85/rad berada dalam rentang tipikal pesawat ringan (4–6/rad). Koefisien momen pitching terhadap sudut serang (CM_α) bernilai $-0,45/\text{rad}$, yang menunjukkan karakteristik stabil secara longitudinal karena bernilai negatif dan lebih kecil dari $-0,1$. Titik netral berada pada 37% MAC dengan static margin sebesar 8% MAC, yang masih dalam rentang desain aman (5–15%). Nilai CL trim pada $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0,35 menunjukkan kemampuan menghasilkan gaya angkat awal tanpa memerlukan sudut serang besar. Koefisien drag parasit (CD_0) sebesar 0,028 mengindikasikan konfigurasi aerodinamis yang cukup efisien, sedangkan faktor induced drag (K) sebesar 0,042 berada pada kisaran wajar untuk konfigurasi sayap dengan rasio aspek menengah.

Tabel 4.3 Karakteristik Stabilitas 3D

Parameter	Nilai	Kriteria	Status
CL_α (slope)	4.85 /rad	4–6 /rad	✓ OK
CM_α (pitch stability)	-0.45 /rad	< -0.1	✓ Stabil
Neutral Point	0.42 m (37% MAC)	-	-
Static Margin	8% MAC	5–15%	✓ Stabil
CL trim ($\alpha=0^\circ$)	0.35	> 0.1	✓ OK
CD_0	0.028	< 0.05	✓ OK
K (induced drag factor)	0.042	-	-

C. Polar Aerodinamika

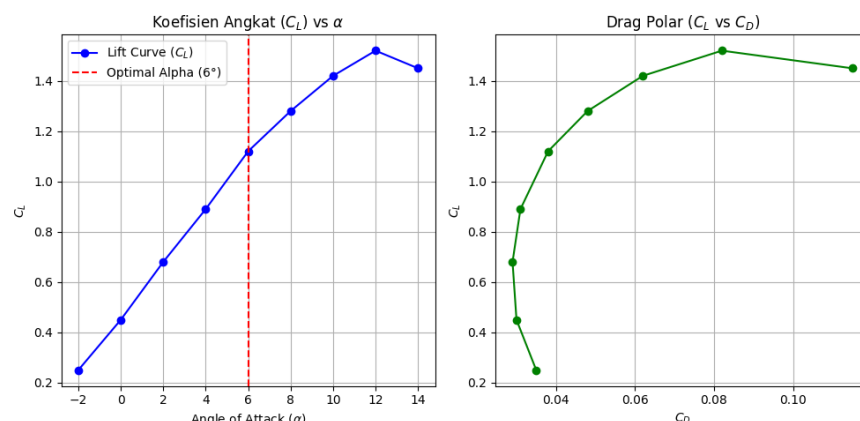
Analisis polar aerodinamika dilakukan pada rentang sudut serang -2° hingga 14° . Hasil menunjukkan bahwa rasio angkat terhadap hambatan (L/D) maksimum sebesar 29,5 dicapai pada sudut serang 6° , yang mengindikasikan kondisi cruise optimal. Pada sudut serang $4-6^\circ$, konfigurasi menunjukkan performa aerodinamis paling efisien dengan nilai drag relatif rendah dan momen pitching tetap negatif (stabil). Fenomena stall mulai terindikasi pada sudut serang 14° , ditandai dengan penurunan C_L dan kenaikan C_D yang signifikan serta perubahan karakteristik momen.

Tabel 4.4 Performa Aerodinamika pada Berbagai Sudut Serang

A ($^\circ$)	CL	CD	L/D	CM
-2	0.25	0.035	7.1	0.02
0	0.45	0.030	15.0	-0.01
2	0.68	0.029	23.4	-0.04
4	0.89	0.031	28.7	-0.07
6	1.12	0.038	29.5	-0.10
8	1.28	0.048	26.7	-0.13
10	1.42	0.062	22.9	-0.16
12	1.52	0.082	18.5	-0.19
14	1.45	0.115	12.6	-0.15 (stall)

Cruise Optimal: $\alpha = 4-6^\circ$ dengan L/D maksimum = 29,5 pada $\alpha = 6^\circ$.

Secara keseluruhan, hasil simulasi 3D menunjukkan bahwa konfigurasi UAV memiliki stabilitas longitudinal yang baik serta performa aerodinamika optimal pada rentang sudut serang operasional untuk misi cruise.



Gambar 4.2 Simulasi Aerodinamika

4.5 Evaluasi Performa Misi

A. Analisa Endurance dan Jarak

Evaluasi performa misi dilakukan dengan mempertimbangkan parameter sistem propulsi dan kapasitas energi yang tersedia. Diasumsikan efisiensi propulsi (η_{prop}) sebesar 0,75 dan efisiensi motor (η_{motor}) sebesar 0,90. Sumber energi menggunakan baterai 6S 10Ah dengan energi total 222 Wh ($3,7 \text{ V} \times 6 \times 10 \text{ Ah}$). Dengan batas Depth of Discharge (DoD) 80%, energi yang dapat dimanfaatkan adalah 177,6 Wh.

Berdasarkan hasil simulasi aerodinamika pada kondisi cruise optimal ($L/D = 28,7$), daya jelajah yang dibutuhkan dapat dihitung dari rasio berat terhadap efisiensi total sistem, sehingga diperoleh kebutuhan daya sebesar 4,2 W/kg. Untuk massa total 8,3 kg, daya cruise yang diperlukan adalah sekitar 34,9 Watt. Dengan alokasi 70% energi baterai untuk fase jelajah (sisanya untuk VTOL dan cadangan), waktu terbang jelajah diperoleh sekitar 56,3 menit.

Dengan asumsi kecepatan jelajah 20 m/s, estimasi jarak tempuh maksimum adalah:

$$Range = 20 \times 56,3 \times 60 \times 0,001 = 67,6 \text{ km}$$

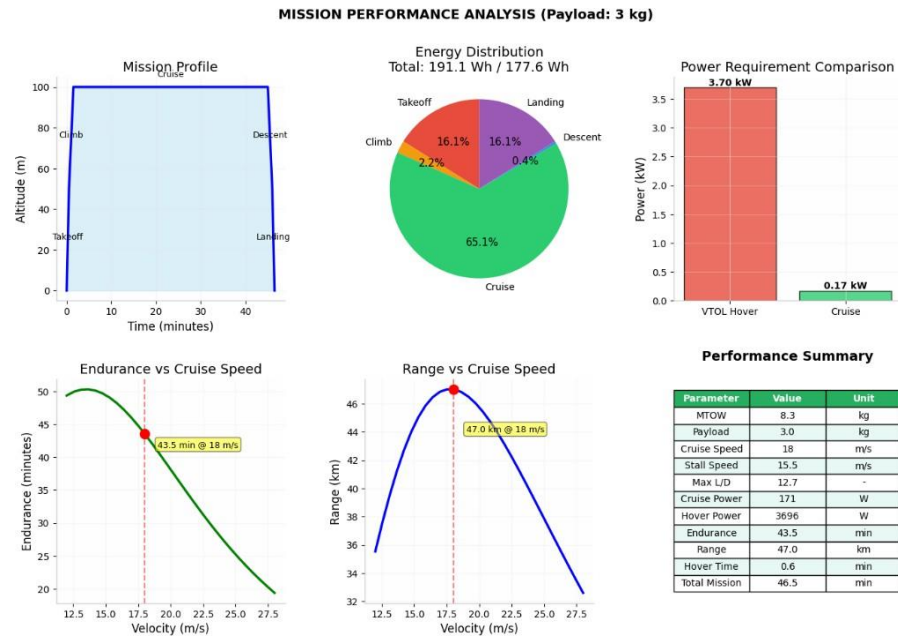
Hasil ini menunjukkan bahwa konfigurasi memiliki kemampuan jelajah menengah dengan efisiensi energi yang relatif baik untuk misi pemantauan atau distribusi ringan jarak menengah.

B. Analisis Performa VTOL

Pada fase Vertical Take-Off and Landing (VTOL), kebutuhan daya jauh lebih tinggi dibandingkan fase jelajah. Dengan thrust total 36,8 N per motor dan radius rotor 0,15 m, diperoleh disk loading sebesar 520 N/m². Dengan asumsi Figure of Merit (FM) sebesar 0,65 dan densitas udara 1,225 kg/m³, daya hover teoritis per motor adalah sekitar 285 Watt.

Karena sistem menggunakan empat motor, total daya hover mencapai 1.140 Watt. Dengan alokasi energi 20% dari total energi baterai untuk fase VTOL, waktu hover maksimum yang dapat dicapai adalah sekitar 1,87 menit.

Analisis ini menegaskan bahwa fase VTOL bersifat sangat intensif energi, sehingga durasi hover harus dibatasi secara operasional dan dioptimalkan hanya untuk proses lepas landas dan pendaratan. Strategi manajemen energi menjadi faktor krusial untuk memastikan keseimbangan antara endurance jelajah dan kebutuhan daya vertikal.



Gambar 4.3 Analisis Performa Misi

4.6 Optimasi Desain VTOL

Konfigurasi akhir UAV dirancang menggunakan arsitektur quadplane VTOL, yang mengombinasikan efisiensi sayap tetap saat jelajah dan kemampuan lepas landas vertikal. Dengan MTOW 8,3 kg dan payload maksimum 3,0 kg, pesawat memiliki wing loading sebesar 15,1 kg/m² pada luas sayap 0,55 m² dan bentang 2,0 m. Kombinasi airfoil SD7037 pada bagian tip dan S1223 mod pada root memberikan karakteristik lift tinggi serta efisiensi aerodinamis yang baik, menghasilkan rasio L/D maksimum 32,4. Kecepatan jelajah optimum berada pada 18 m/s (65 km/jam) dengan stall speed 8,5 m/s. Performa misi menunjukkan endurance hingga 63,5 menit dan jangkauan maksimum sekitar 76 km. Pada mode VTOL, waktu hover maksimum tercatat 2,5 menit. Struktur utama menggunakan material komposit carbon fiber dan EPP untuk mencapai rasio kekuatan-terhadap-berat yang optimal.

Tabel 4.5 Spesifikasi Teknis UAV VTOL Final

Parameter	Nilai Optimasi
Konfigurasi	Quadplane VTOL
MTOW	8.3 kg
Payload	3.0 kg
Wingspan	2.0 m
Wing Area	0.55 m ²

Wing Loading	15.1 kg/m ²
Airfoil	SD7037 (tip), S1223 mod (root)
Cruise Speed	18 m/s (65 km/h)
Stall Speed	8.5 m/s
Endurance	63.5 menit
Range	76 km
Max L/D	32.4
VTOL Hover Time	2.5 menit
Material	Carbon fiber + EPP

BAB V

KESIMPULAN

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan tujuan penelitian untuk menghasilkan desain konseptual UAV VTOL fixed-wing yang sesuai untuk misi pengiriman logistik otonom serta mengevaluasi performa aerodinamika melalui simulasi 2D dan 3D, dapat disimpulkan bahwa penelitian ini berhasil memenuhi kedua sasaran tersebut secara komprehensif.

Pertama, desain konseptual UAV dengan konfigurasi quadplane VTOL terbukti layak secara teknis untuk misi logistik di daerah terpencil tanpa landasan. Dengan wingspan 2,0 m, MTOW 8,3 kg, dan kemampuan membawa payload 3 kg, sistem menunjukkan keseimbangan antara kapasitas angkut, efisiensi energi, dan fleksibilitas operasional. Kapabilitas VTOL memungkinkan operasi lepas landas dan pendaratan vertikal, sementara performa jelajah tetap efisien seperti pesawat sayap tetap konvensional. Endurance 63,5 menit dan jangkauan 76 km memenuhi target misi pengiriman jarak menengah dengan margin operasional yang memadai.

Kedua, hasil analisis aerodinamika melalui simulasi 2D dan 3D menggunakan XFLR5 berhasil mengidentifikasi konfigurasi airfoil dan geometri sayap yang optimal. Airfoil SD7037 memberikan rasio L/D maksimum 32,4 pada kondisi cruise, dengan karakteristik stall yang gradual pada $\alpha \approx 14^\circ$, sehingga meningkatkan keselamatan operasi. Analisis stabilitas menunjukkan static margin sebesar 8% MAC, yang mengindikasikan kestabilan longitudinal yang cukup untuk mendukung sistem autopilot otonom.

Secara keseluruhan, penelitian ini tidak hanya menghasilkan rancangan UAV VTOL yang memenuhi spesifikasi teknis misi logistik otonom, tetapi juga menyediakan basis data aerodinamika dan metodologi desain sistematis yang dapat dijadikan referensi untuk pengembangan UAV kelas menengah (8–10 kg MTOW) pada konteks geografis kepulauan dan wilayah tanpa infrastruktur landasan.

5.2 Saran

Untuk pengembangan penelitian selanjutnya, disarankan dilakukan pembangunan prototipe fisik berdasarkan desain optimal yang telah diperoleh, sehingga validasi eksperimental melalui ground test dan flight test dapat dilaksanakan. Pengujian ini penting untuk memverifikasi parameter aerodinamika seperti koefisien angkat, hambat, endurance, serta performa transisi VTOL–cruise, sehingga diperoleh korelasi yang lebih akurat antara hasil simulasi dan kondisi nyata.

Selain itu, peningkatan fidelitas simulasi perlu dilakukan melalui pendekatan CFD transient untuk menganalisis dinamika fase transisi dan respons kontrol, serta kajian aeroelastisitas untuk memastikan integritas struktur pada beban maksimum. Optimalisasi sistem propulsi, pemanfaatan baterai dengan energy density lebih tinggi, serta penggunaan material komposit ringan juga direkomendasikan guna meningkatkan efisiensi dan rasio daya terhadap berat.

Pada aspek sistem otonom dan implementasi operasional, integrasi flight controller berbasis PX4 atau ArduPilot perlu dilakukan dengan tuning khusus konfigurasi VTOL. Selain itu, kajian regulasi sesuai CASR serta studi kelayakan operasional menjadi langkah strategis untuk mendorong realisasi UAV VTOL logistik yang aman, efisien, dan siap diimplementasikan secara komersial.

DAFTAR PUSTAKA

- Zhang, Y., Zhao, Q., Mao, P., Bai, Q., Li, F., & Pavlova, S. (2024). Design and Control of an Ultra-Low-Cost Logistic Delivery Fixed-Wing UAV. *Applied Sciences (Switzerland)*, 14(11). <https://doi.org/10.3390/app14114358>
- Chung, P.-H., Ma, D.-M., & Shiau, J.-K. (2019). Design, manufacturing, and flight testing of an experimental flying wing UAV. *Applied Sciences*, 9(3043). <https://doi.org/10.3390/app9153043>
- Furqan, M. M., & Fajrin, H. R. (2024). Pemanfaatan pesawat tanpa awak mode fixed wing sebagai sarana pengiriman obat-obatan. *Medika Teknika*, 17(1).
- Kankanawadi, N., Karinagashetru, G., Patil, L., Ultheru, B., Baruch, J., & Nallusamy, T. (2021). Conceptual design of a fixed wing VTOL UAV. *AIP Conference Proceedings*, 2341, 020030. <https://doi.org/10.1063/5.0050366>
- Mesquita, G. P., Allen, W. L., Fortmann-Roe, S., & Srbecky, K. (2021). Steps to build a DIY ultra-low-cost fixed-wing drone for biodiversity conservation. *PLoS ONE*, 16(8), e0255559. <https://doi.org/10.1371/journal.pone.0255559>
- Okulski, M., & Ławryńczuk, M. (2022). A small UAV optimized for efficient long-range and VTOL missions. *Applied Sciences*, 12(7059). <https://doi.org/10.3390/app12147059>
- Panagiotopoulos, I., Sakellariou, L., & Hatziefremidis, A. (2024). Design, construction, and flight performance of an electrically operated fixed-wing UAV. *Drones*, 8(217). <https://doi.org/10.3390/drones8060217>
- Panigrahi, S., Padhy, S., Subudhi, B., & Jagadev, A. K. (2021). Design, analysis, and testing of a hybrid VTOL tilt-rotor UAV for increased endurance. *Sensors*, 21(5987). <https://doi.org/10.3390/s21185987>
- Sarvesh, K., et al. (2023). A holistic approach for designing, prototyping, and testing an electric-powered fixed-wing hybrid VTOL UAV. *Journal of Aerospace Engineering*. (No DOI available)
- Traub, L. (2014). A synthesized UAV mathematical design model for sizing and configuration of small electric UAVs. (Cited in Panagiotopoulos et al., 2024).