



LEMBAGA PENELITIAN DAN PENGABDIAN MASYARAKAT (LPPM) UNIVERSITAS BOJONEGORO

Sekretariat Panitia : Kantor Pusat UNIGORO, Jl. Lettu Suyitno No. 2 Telp (0353) 881984 – 885444 BOJONEGORO

SURAT PERJANJIAN KONTRAK PENELITIAN NOMOR : 072 / LPPM-LIT / UB / XI / 2025

Pada Hari Ini Senin Tanggal Tiga Bulan November Tahun Dua Ribu Dua Puluh Lima, yang bertanda tangan dibawah ini :

1. **Dr. LAILY AGUSTINA RAHMAWATI, S.Si., M.Sc.** selaku Ketua Lembaga Penelitian dan Pengabdian Masyarakat (LPPM) Universitas Bojonegoro, selanjutnya disebut **PIHAK PERTAMA**.
2. **EKO WAHYU ABRYANDOKO, S.Pd., M.T.** selaku Dosen Fakultas Sains dan Teknik Universitas Bojonegoro selaku Peneliti, selanjutnya disebut **PIHAK KEDUA**.

Kedua belah pihak menyatakan bersepakat untuk membuat perjanjian kontrak penelitian sebagai berikut :

Pasal 1 **Judul Penelitian**

PIHAK PERTAMA dalam jabatannya tersebut di atas, memberikan tugas kepada PIHAK KEDUA untuk melaksanakan penelitian yang berjudul:

"DESAIN DAN SIMULASI SISTEM PROPULSI FW-VTOL UAV DENGAN PROPELLER VARIABLE PITCH UNTUK EFISIENSI DAYA ANGKUT PADA SISTEM LOGISTIK"

Pasal 2 **Waktu dan Biaya Penelitian**

- (1) Waktu penelitian adalah 4 bulan, dari **3 November 2025 sampai dengan 27 Februari 2026**.
- (2) Biaya pelaksanaan penelitian ini dibebankan pada Anggaran Universitas Bojonegoro Tahun 2025/2026 dengan **nilai kontrak sebesar Rp.5.000.000,- (Lima Juta Rupiah)**

Pasal 3 **Cara Pembayaran**

Pembayaran biaya penelitian diberikan sesuai dengan aturan dan tata cara yang telah ditetapkan dalam Pedoman Penelitian Universitas Bojonegoro, yaitu:

- (1) Tahap I sebesar 60% dari nilai kontrak yang diterimakan paling cepat dua minggu setelah surat perjanjian kontrak penelitian ini ditandatangani oleh kedua pihak melalui Bendahara Lembaga Penelitian dan Pengabdian Masyarakat (LPPM) Universitas Bojonegoro dengan bukti pencairan Tahap I berupa Proposal yang telah disetujui oleh LPPM dan Surat Keputusan Penerima Hibah Internal.
- (2) Tahap II sebesar 40% dari nilai kontrak yang diterimakan setelah PIHAK KEDUA menyelesaikan seluruh kewajiban pekerjaan penelitian yang dibuktikan dengan dokumen laporan penelitian dan bukti submit jurnal minimal **terakreditasi Sinta**.

Pasal 4

Keaslian Penelitian dan bebas dari ikatan dengan Pihak Lain

- (1) PIHAK KEDUA bertanggungjawab atas keaslian judul penelitian sebagaimana disebutkan dalam pasal 1 Surat Perjanjian Kontrak Penelitian ini (bukan duplikat/jiplakan/plagiat) dari penelitian orang lain.
- (2) PIHAK KEDUA menjamin bahwa judul penelitian tersebut bebas dari ikatan dengan pihak lain atau tidak sedang didanai oleh pihak lain.
- (3) Apabila di kemudian hari diketahui ketidakbenaran pernyataan ini, maka kontrak penelitian dinyatakan batal, dan PIHAK KEDUA wajib mengembalikan dana yang telah diterima.

Pasal 5

Monitoring Penelitian

- (1) PIHAK PERTAMA berhak untuk:
 - a. Melakukan pengawasan administrasi, monitoring, dan evaluasi terhadap pelaksanaan penelitian
 - b. Memberikan sanksi jika dalam pelaksanaan penelitian terjadi pelanggaran terhadap isi perjanjian oleh peneliti
 - c. Bentuk sanksi disesuaikan dengan tingkat pelanggaran yang dilakukan
- (2) Pemantauan kemajuan penelitian dilakukan oleh PIHAK PERTAMA.

Pasal 6

Laporan Kemajuan dan Laporan Akhir Penelitian

- (1) PIHAK KEDUA wajib menyerahkan Laporan Kemajuan kepada PIHAK PERTAMA **paling lambat tanggal 2 Januari 2026 atau tiga bulan setelah tanggal penandatanganan kontrak**.

- (2) Setelah Laporan Kemajuan disetujui oleh LPPM, PIHAK KEDUA wajib menyerahkan **Laporan Akhir dan bukti submit Jurnal minimal terakreditasi sinta paling lambat tanggal 27 Februari 2026.**
- (3) Berkas-berkas Laporan Akhir meliputi:
- Laporan lengkap penelitian sebanyak 3 (tiga) eksemplar dengan cover merah muda.
 - Salinan tautan jurnal, atau tangkapan gambar layar proses submit jurnal dan diletakkan di halaman paling belakang laporan.
- (4) Format laporan hasil penelitian sesuai dengan aturan-aturan yang telah ditetapkan pada surat Nomor: 007/LPPM/UB/III/2023 yang beralamatkan <https://www.unigoro.ac.id/lppm-lit-pkm/>.

Pasal 7 Sanksi

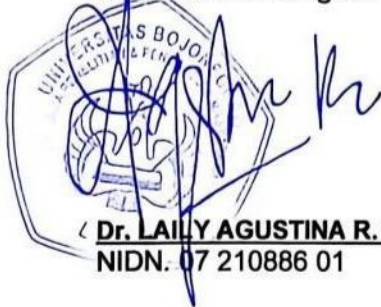
Segala kelalaian baik disengaja maupun tidak, sehingga menyebabkan keterlambatan menyerahkan laporan hasil akhir penelitian dengan batas waktu dalam pasal 2 yang telah ditentukan akan mendapatkan sanksi sebagai berikut.

- Apabila PIHAK KEDUA menyerahkan Laporan Kemajuan tetapi tidak menyerahkan Laporan Akhir dan bukti submit jurnal maka PIHAK KEDUA wajib mengembalikan 60% dana penelitian yang telah diterima.
- Apabila PIHAK KEDUA tidak menyerahkan Laporan Kemajuan dan tidak menyerahkan Laporan Akhir serta bukti submit jurnal maka PIHAK KEDUA akan diberikan sanksi denda sebesar nilai kontrak sebagaimana tercantum pada Pasal 2 Ayat 2.

Pasal 8 Penutup

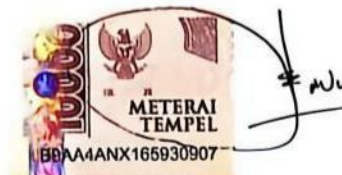
Perjanjian ini berlaku sejak ditandatangani dan disetujui oleh PIHAK PERTAMA dan PIHAK KEDUA.

PIHAK PERTAMA
Ketua LPPM Unigoro



Dr. LAILIY AGUSTINA R. S.Si., M.Sc.
NIDN. 07 210886 01

PIHAK KEDUA
Peneliti



EKO WAHYU ABRYANDOKO, S.Pd., M.T.
NIDN. 0710119102

LAPORAN
PENELITIAN INTERNAL DOSEN
Progam Studi Teknik Industri Fakultas Sains dan Teknik



**DESAIN DAN SIMULASI SISTEM PROPULSI FW-VTOL UAV DENGAN
PROPELLER VARIABLE PITCH UNTUK EFISIENSI DAYA ANGKUT PADA
SISTEM LOGISTIK**

Tim Peneliti:

Eko Wahyu Abryandoko.,S.Pd.,MT

Faisal Ashari., S.Pd., MT

Lilik Setiawan

Dibiayai oleh:

Universitas Bojonegoro

Periode 1 Tahun Anggaran 2025/2026

No.Kontrak: 072/LPM-LIT/UB/XI/2025

UNIVERSITAS BOJONEGORO

2026

HALAMAN PENGESAHAN
LAPORAN PENELITIAN MANDIRI

- 1. Judul Penelitian** : Desain dan Simulasi Sistem Propulsi UAV VTOL Hybrid Fixed-Wing dengan Propeller Variable Pitch untuk Efisiensi Daya Angkut pada Sistem Logistik
- 2. Tema** : Sistem Manufacture dan Jasa
- 3. Ketua Peneliti**
- a. Nama Peneliti : Eko Wahyu Abryandoko., S.Pd.,MT
 - b. NIDN : 07 1011 9102
 - c. Program Studi : Teknik Industri
 - d. E-mail : abryandoko@gmail.com
 - e. Bidang Keilmuan : Rekayasa Sistem Pengembangan Produk
- 4. Anggota Peneliti 1**
- a. Nama (Dosen) : Faisal Ashari., S.Pd.,M.T
 - b. NIDN : 0719019501
 - c. Program Studi : Teknik Industri
 - d. E-mail : Faisal.gaxes@gmail.com
 - e. Bidang Keilmuan : Rekayasa Sistem Pengembangan Produk
- 5. Anggota Peneliti 2**
- a. Nama (Mahasiswa) : Lilik Setiawan
 - b. NIM : 23262011024
 - c. Program Studi : Teknik Industri
 - d. E-mail :
 - e. Bidang Keilmuan : Teknik Industri
- 6. Jangka Waktu Penelitian** : 6 Bulan
- 7. Lokasi Penelitian** : Kecamatan Bojonegoro Kabupaten Bojonegoro
- 8. Dana Diusulkan** : 5.000.000,-

Mengetahui,

Ketua LPPM Universitas Bojonegoro



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

Bojonegoro, 19 Februari 2026

Pengusul,

Eko Wahyu Abryandoko., S.Pd., M.T.
NIDN: 0710119102

KATA PENGANTAR

Syukur Alhamdulillah ke hadirat Allah SWT atas segala limpahan rahmat dan hidayahnya maka laporan penelitian yang berjudul: mechanical design dan motion control robot eksoskeleton untuk rehabilitasi sendi pergelangan kaki pada pasien pasca-stroke telah dapat diselesaikan.

Penelitian ini diharapkan dapat menjadi salah satu sumbangsih bagi Lembaga Penelitian dan Pengabdian Masyarakat Universitas Bojonegoro. Atas selesainya penulisan penelitian ini, penulis menyampaikan ucapan terima kasih yang tak terhingga kepada: Yang terhormat Bapak Dekan Fakultas Sains dan Teknik yang telah memberikan ijin dan dukungan dalam penyelesaian proposal penelitian ini.

Pihak-pihak yang tidak dapat disebutkan satu persatu yang telah membantu penulis menyelesaikan proposal penelitian ini. Akhirnya, penulis akui hanya dengan kebesaran ALLAH SWT, penulis dapat menyelesaikan proposal penelitian ini. Semoga ALLAH SWT berkenan memberikan balasan atas semua jasa, budi mulia serta amal perbuatan yang telah dicurahkan tersebut sebagai amalan sholeh fiddini wal akhirah, Amin.

Bojonegoro, 11 November 2025

Eko Wahyu Abryandoko

ABSTRAK

Perkembangan Unmanned Aerial Vehicle (UAV) tipe VTOL hybrid fixed-wing membuka peluang besar dalam sistem logistik udara berbiaya rendah dan efisien. Namun, permasalahan utama yang dihadapi terletak pada tingginya konsumsi energi dan keterbatasan daya angkut, yang sebagian besar disebabkan oleh desain propeller konvensional yang belum mampu beradaptasi terhadap perubahan kondisi aerodinamis antara fase hover, transition, dan cruise. Penelitian ini bertujuan untuk merancang dan mensimulasikan sistem propulsi UAV elektrik menggunakan propeller variable pitch, dengan fokus pada peningkatan efisiensi energi dan daya angkut dalam operasi logistik. Pendekatan yang digunakan meliputi pemodelan geometri propeller berbasis metode Class-Shape Transformation (CST) serta analisis aerodinamika menggunakan Blade Element Momentum Theory (BEMT) dan Computational Fluid Dynamics (CFD). Proses optimasi parameter desain dilakukan dengan algoritma numerik berbasis Genetic Algorithm (GA) untuk menentukan kombinasi distribusi chord, sudut twist, dan sudut pitch yang menghasilkan efisiensi maksimum. Melalui pendekatan simulasi numerik ini, diharapkan diperoleh rancangan propeller variable pitch yang mampu menyesuaikan sudut bilah terhadap perubahan beban dan kecepatan udara secara adaptif, sehingga meningkatkan efisiensi daya angkut UAV VTOL hybrid fixed-wing. Hasil penelitian ini diharapkan dapat menjadi dasar pengembangan sistem propulsi UAV elektrik yang efisien, modular, dan berkelanjutan untuk mendukung distribusi logistik di wilayah terpencil. Penelitian ini ditargetkan menghasilkan publikasi ilmiah pada JEMIS (Journal of Engineering & Management in Industrial System) (**Sinta 2**) sebagai bentuk kontribusi akademik dan dokumentasi ilmiah dari hasil pendampingan.

Kata Kunci: UAV VTOL hybrid, propeller variable pitch, sistem propulsi elektrik

DAFTAR ISI

HALAMAN PENGESAHAN LAPORAN PENELITIAN MANDIRI	II
KATA PENGANTAR	III
ABSTRAK.....	IV
DAFTAR ISI	V
BAB I PENDAHULUAN	1
A. Latar Belakang.....	1
B. Rumusan Masalah.....	2
C. Tujuan Penelitian.....	3
D. Manfaat Penelitian	3
E. Urgensi Penelitian	3
BAB II LANDASAN TEORI.....	4
A. Kajian Induktif	4
B. Daya Angkut pada Sistem Logistik UAV.....	5
C. Parameterisasi bentuk bilah	7
D. Validasi Metode BEMT dan CFD	10
BAB III METODE PENELITIAN	13
A. Tempat dan Waktu Penelitian.....	13
B. Pendekatan Penelitian.....	13
C. Desain Penelitian.....	13
D. Prosedur Penelitian.....	14
E. Alat dan Bahan.....	15
F. Teknik Analisis Data.....	16
G. Identifikasi dan klasifikasi variabel	17
H. Alur Penelitian	19
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN.....	20
A. UAV Configuration and Propeller Geometry	20
B. Domain Dinamika Fluida Komputasional	21
C. Mathematical Formulation	22
D. Energy Efficiency Criterion.....	24
E. Karakteristik Aerodinamika Propeller	24
F. Performa Hover Skema RPM-Trim.....	25
G. Analisis Efisiensi Energi dan Kebutuhan RPM terhadap Sudut Pitch.....	28
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	30
A. Kesimpulan.....	30
B. Saran.....	30
DAFTAR PUSTKA.....	31

BAB I

PENDAHULUAN

A. Latar Belakang

Keterbatasan efisiensi energi menjadi salah satu permasalahan utama dalam pengembangan Unmanned Aerial Vehicle (UAV) elektrik untuk sistem logistik udara. Kapasitas baterai yang terbatas menyebabkan jangkauan terbang dan waktu operasi menjadi relatif singkat, sedangkan peningkatan kapasitas baterai sering kali berdampak langsung terhadap kenaikan massa total UAV yang justru menurunkan efisiensi terbang. Masalah ini menuntut pengembangan sistem propulsi yang mampu menghasilkan gaya dorong tinggi dengan konsumsi daya rendah agar rasio antara daya angkut dan energi yang digunakan dapat dioptimalkan. Sistem propulsi dengan propeller fixed pitch hanya bekerja optimal pada satu kondisi penerbangan, sehingga tidak mampu beradaptasi terhadap perubahan kebutuhan thrust pada setiap fase penerbangan seperti hover, transition, dan cruise. Kondisi ini mengakibatkan peningkatan konsumsi energi dan penurunan efisiensi operasional UAV elektrik secara keseluruhan.

UAV dengan konfigurasi Vertical Take-Off and Landing (VTOL) hybrid fixed-wing menjadi solusi potensial untuk aplikasi logistik karena mampu menggabungkan kemampuan lepas landas dan mendarat secara vertikal seperti multirotor dengan efisiensi aerodinamika tinggi pada penerbangan mendarat seperti pesawat sayap tetap. Konfigurasi ini memungkinkan UAV beroperasi di area tanpa landasan serta memiliki jangkauan yang lebih luas dibandingkan UAV konvensional. Walaupun demikian, perbedaan besar antara kebutuhan gaya angkat vertikal pada mode VTOL dan gaya dorong pada mode cruise menyebabkan sistem propulsi jenis ini memerlukan mekanisme adaptif agar efisiensinya tetap tinggi di setiap fase penerbangan. Propeller dengan kemampuan variable pitch menawarkan solusi melalui penyesuaian sudut bilah terhadap kondisi operasi, sehingga gaya dorong dapat dihasilkan secara efisien tanpa meningkatkan konsumsi daya secara signifikan.

Berbagai penelitian sebelumnya telah dilakukan untuk meningkatkan efisiensi sistem propulsi UAV elektrik melalui optimasi motor, konfigurasi propeller, dan pemilihan sumber energi. Hasil-hasil tersebut menunjukkan peningkatan efisiensi hingga 15–20% dibandingkan sistem konvensional, namun sebagian besar masih berfokus pada propeller dengan pitch tetap dan mode operasi tunggal. Kajian yang secara spesifik meneliti propeller variable pitch pada UAV VTOL hybrid fixed-wing dalam konteks efisiensi daya angkut untuk misi logistik masih terbatas. Padahal, sistem logistik udara menuntut UAV mampu membawa beban bervariasi

dengan jarak tempuh menengah hingga jauh, sehingga desain propulsi yang adaptif dan hemat energi menjadi kebutuhan utama.

Penelitian ini mengusulkan desain dan simulasi sistem propulsi UAV VTOL hybrid fixed-wing berbasis propeller variable pitch untuk meningkatkan efisiensi daya angkut pada misi logistik udara. Desain propeller dikembangkan menggunakan metode parameterisasi berbasis Computer-Aided Design (CAD) dengan pendekatan geometri Class-Shape Transformation (CST), yang memungkinkan variasi bentuk bilah secara terkontrol. Analisis aerodinamika dilakukan melalui kombinasi metode Blade Element Momentum (BEM) untuk pemodelan cepat dan Computational Fluid Dynamics (CFD) untuk verifikasi hasil simulasi tiga dimensi. Pendekatan ini digunakan untuk menentukan hubungan antara sudut pitch, kecepatan rotasi, dan konsumsi daya pada setiap fase penerbangan UAV. Integrasi hasil simulasi digunakan untuk menyusun strategi pengaturan pitch dan kecepatan rotasi (pitch and RPM schedule) yang meminimalkan energi per satuan jarak dan per satuan muatan (energy per km per kg). Evaluasi dilakukan pada skenario misi logistik yang merepresentasikan kondisi operasi nyata UAV, seperti lepas landas vertikal, fase transisi, dan penerbangan mendarat. Melalui pendekatan ini, diharapkan penelitian dapat menghasilkan model sistem propulsi yang efisien, ringan, dan adaptif terhadap variasi beban serta kondisi penerbangan. Hasil penelitian ini diharapkan memberikan kontribusi terhadap pengembangan UAV logistik elektrik yang berdaya guna tinggi, efisien secara energi, dan mendukung konsep transportasi udara berkelanjutan di masa depan..

B. Rumusan Masalah

Permasalahan yang akan di bahas dalam penelitian ini adalah:

1. Bagaimana pengaruh konfigurasi geometri propeller dan variasi sudut pitch terhadap energi yang dibutuhkan per kilometer per kilogram muatan pada UAV VTOL hybrid fixed-wing selama profil misi logistik (hover → transition → cruise → descent)?
2. Bagaimana merancang strategi pitch/RPM (pitch schedule) dan parameter desain propeller yang meminimalkan nilai energy per km per kg dengan memenuhi batasan motor, struktur, dan kinerja terbang?

C. Tujuan Penelitian

1. Menganalisis pengaruh variasi sudut pitch dan parameter geometri propeller terhadap performa aerodinamika dan konsumsi daya pada UAV VTOL hybrid fixed-wing menggunakan CAD–BEM–CFD.
2. Menemukan desain propeller variable-pitch dan strategi operasi (pitch schedule & RPM setpoints) yang meminimalkan energy per km per kg untuk misi logistik tertentu.

D. Manfaat Penelitian

Penelitian ini diharapkan memberikan manfaat dalam berbagai aspek. Dari sisi akademik, penelitian ini memperkaya literatur ilmiah di bidang desain dan rekayasa sistem propulsi UAV elektrik dengan menghadirkan pendekatan integratif berbasis CAD–CFD–BEM dalam analisis efisiensi energi propeller variable pitch. Pendekatan ini dapat menjadi dasar bagi penelitian lanjutan terkait optimasi aerodinamika dan penghematan energi pada sistem propulsi listrik berskala kecil. Secara praktis, hasil penelitian ini memberikan acuan bagi pengembang dan industri UAV dalam merancang propeller yang lebih efisien, ringan, serta hemat daya tanpa mengorbankan performa dorong, sehingga mendukung peningkatan endurance dan keberlanjutan operasional UAV elektrik..

E. Urgensi Penelitian

Urgensi penelitian ini terletak pada kebutuhan mendesak akan sistem propulsi UAV elektrik yang lebih efisien, adaptif, dan hemat energi di tengah meningkatnya penggunaan UAV untuk berbagai aplikasi industri, logistik, dan pemantauan lingkungan. Keterbatasan efisiensi energi akibat penggunaan propeller dengan pitch tetap menjadi faktor pembatas utama durasi terbang dan kapasitas muatan UAV. Desain propeller yang optimal menuntut pemahaman mendalam mengenai interaksi antara geometri bilah, sudut pitch, kecepatan rotasi, dan konsumsi daya, yang sulit dicapai hanya melalui pendekatan eksperimental karena biaya dan kompleksitas pengujian yang tinggi. Dengan mengintegrasikan desain berbasis CAD, simulasi aerodinamika (CFD), dan analisis Blade Element Momentum (BEM), penelitian ini menawarkan pendekatan prediktif yang mampu mengevaluasi performa propeller secara akurat sejak tahap perancangan. Pendekatan ini penting untuk mempercepat proses pengembangan desain propulsi yang efisien, mengurangi iterasi prototipe fisik yang mahal, serta mendukung inovasi teknologi UAV yang berorientasi pada efisiensi energi dan keberlanjutan.

BAB II

LANDASAN TEORI

A. Kajian Induktif

Kajian induktif merupakan ilmu pengetahuan yang didapatkan dari hasil penelitian penelitian sebelumnya. Dalam penelitian ini menggali informasi dari penelitian terdahulu sebagai bahan perbandingan dan potensi kebaruan yang berkaitan dengan kajian pada bidang modeling simulasi yang berfokus pada ergodesain produk guna mendapatkan informasi yang mendukung. Ada beberapa penelitian terdahulu yang hampir serupa dengan penelitian yang dijelaskan pada table 2.1.

Tabel 2.1 Ringkasan Penelitian Terdahulu

No	Peneliti & Tahun	Fokus Penelitian	Metode yang Digunakan	Hasil Utama	Keterbatasan / Celah Penelitian	Relevansi terhadap Penelitian Ini
1	Liu et al. (2020) <i>Energies</i> 13(20):5264	Optimasi sistem propulsi UAV elektrik (motor, ESC, baterai, propeller)	Blade Element Theory (BET), Particle Swarm Optimization (PSO)	Peningkatan efisiensi energi hingga 20% dibanding sistem konvensional	Tidak membahas variasi sudut pitch dan efek aerodinamiknya secara detail	Menjadi dasar perhitungan efisiensi energi dan parameter propulsi UAV elektrik
2	Cong et al. (2023) <i>Aerospace Science and Technology</i> 139	Desain passive variable-pitch propeller (PVPP) untuk UAV VTOL	CFD 3D, BEMT, Genetic Algorithm (GA)	Peningkatan efisiensi 7–10% dibanding propeller pitch tetap	Terbatas pada pitch pasif; tidak mengkaji pitch aktif atau desain CAD terintegrasi	Menginspirasi penerapan variable pitch untuk efisiensi sistem propulsi UAV elektrik
3	Li et al. (2022) <i>Renewable Energy</i> 193	Optimasi desain propeller–motor untuk multi-rotor UAV	Multi-objective optimization, parameter coupling	Kombinasi motor–propeller efisien menurunkan konsumsi daya 15%	Tidak membahas karakteristik aerodinamis propeller secara mendalam	Mendukung integrasi desain propeller dalam optimasi sistem propulsi
4	Zhou et al. (2022) <i>Energy Reports</i> 8	Analisis performa propeller UAV kecil	CFD + BEMT	Hubungan nonlinier antara pitch, RPM, dan	Tidak membahas aspek efisiensi energi UAV	Menjadi dasar metode simulasi CFD–BEM

				thrust ditemukan	secara menyeluruh	untuk penelitian ini
5	Zhang et al. (2021) <i>Applied Energy</i> 301	Studi efisiensi sistem propulsi UAV elektrik	Model energi & simulasi daya listrik	Efisiensi meningkat melalui pengaturan torsi & RPM	Tidak meninjau desain geometri propeller	Menguatkan pentingnya pendekatan energi dalam desain propulsi
6	Sun et al. (2021) <i>Aerospace</i> 8(9):244	Optimasi bentuk bilah propeller menggunakan CST & BEMT	CAD modeling + BEMT + CST method	Desain menghasilkan distribusi tekanan yang stabil dan efisien	Tidak mengaitkan hasil aerodinamika dengan konsumsi energi sistem	Relevan dalam tahap desain CAD dan analisis aerodinamika propeller
7	Penelitian ini (2025)	Desain dan simulasi propeller variable pitch untuk efisiensi energi UAV elektrik	CAD, CFD, BEM integratif	Menentukan sudut pitch optimum untuk efisiensi energi maksimum	—	Menutup celah penelitian dengan integrasi desain–simulasi–analisis energi UAV elektrik

B. Daya Angkut pada Sistem Logistik UAV

Daya angkut (*payload capacity*) merupakan kemampuan UAV untuk membawa beban tambahan selain berat strukturnya sendiri, termasuk sistem propulsi, baterai, avionik, dan sensor. Dalam konteks logistik udara, daya angkut menjadi parameter kunci karena menentukan kapasitas pengiriman, efisiensi operasional, serta biaya energi per satuan muatan yang diangkut. UAV dengan efisiensi daya angkut yang tinggi mampu mengirimkan beban lebih besar dengan konsumsi energi yang lebih rendah, sehingga meningkatkan efektivitas distribusi logistik di wilayah dengan keterbatasan infrastruktur transportasi konvensional. Kemampuan daya angkut UAV ditentukan oleh kesetimbangan antara gaya dorong total yang dihasilkan oleh sistem propulsi dan berat total UAV. Dalam kondisi *hover*, gaya dorong total harus sama dengan atau lebih besar dari berat total UAV untuk menjaga kestabilan penerbangan. Hubungan dasar antara gaya dorong dan berat UAV dapat dinyatakan sebagai:

$$T_{\text{total}} = m_{\text{total}} \cdot g = (m_{\text{struktur}} + m_{\text{baterai}} + m_{\text{mpayload}}) \cdot g$$

di mana T_{total} adalah gaya dorong total yang dihasilkan oleh propeller, $m_{payload}$ adalah massa muatan logistik, dan g adalah percepatan gravitasi. Untuk menjaga margin keselamatan penerbangan, sistem propulsi biasanya dirancang agar gaya dorong maksimum mencapai 1,2 hingga 1,5 kali berat total UAV. Pada UAV tipe *Vertical Take-Off and Landing (VTOL) hybrid fixed-wing*, karakteristik daya angkut menjadi lebih kompleks karena sistem ini beroperasi dalam beberapa mode penerbangan. Pada fase hover, seluruh gaya angkat dihasilkan oleh propeller vertikal, sedangkan pada fase cruise, gaya angkat sebagian besar dihasilkan oleh sayap tetap. Kondisi tersebut menuntut sistem propulsi yang mampu beradaptasi terhadap perubahan kebutuhan gaya dorong secara dinamis agar konsumsi daya tetap efisien di setiap fase penerbangan. Propeller dengan mekanisme variable pitch memungkinkan penyesuaian sudut bilah terhadap kebutuhan thrust aktual, sehingga efisiensi energi dapat dipertahankan tanpa menurunkan kemampuan daya angkut. Efisiensi daya angkut pada sistem logistik udara dapat dievaluasi melalui metrik energi spesifik logistik, yaitu rasio antara energi yang dikonsumsi selama misi penerbangan terhadap jarak tempuh dan massa muatan yang diangkut. Hubungan ini dapat dinyatakan sebagai:

$$\eta_{logistik} = \frac{E_{mission}}{d \cdot m_{mpayload}}$$

di mana $\eta_{logistik}$ memiliki satuan $Wh \cdot km^{-1} \cdot kg^{-1}$ dan menunjukkan besarnya energi yang dibutuhkan untuk mengangkut satu kilogram muatan sejauh satu kilometer. Nilai $\eta_{logistik}$ yang rendah menandakan sistem propulsi bekerja secara efisien, karena energi yang digunakan per satuan muatan dan jarak semakin kecil. Parameter ini digunakan secara luas untuk menilai efisiensi sistem UAV logistik, baik dalam simulasi maupun pengujian lapangan. Faktor-faktor yang memengaruhi daya angkut UAV meliputi:

1. Kinerja aerodinamika propeller, yang mencakup koefisien gaya dorong (C_t), koefisien daya (C_p), dan efisiensi propulsi (η_p).
2. Kinerja motor listrik dan sistem kelistrikan, yang menentukan hubungan antara torsi, kecepatan putar, dan konsumsi daya.
3. Distribusi massa dan konfigurasi UAV, termasuk aspek pusat gravitasi, luas sayap, serta kontribusi gaya angkat pada fase cruise.
4. Mekanisme pengaturan pitch propeller, yang memungkinkan adaptasi terhadap variasi beban dan kecepatan udara.

Dalam konteks sistem logistik, daya angkut yang efisien tidak hanya bergantung pada kemampuan propulsi menghasilkan thrust maksimum, tetapi juga pada kestabilan efisiensi energi di seluruh fase penerbangan. Penerapan propeller variable pitch memberikan keuntungan signifikan karena dapat menjaga nilai thrust-to-power ratio tetap tinggi pada berbagai kondisi terbang. Dengan mengoptimalkan sudut pitch bilah sesuai kebutuhan, UAV dapat mempertahankan performa propulsi yang efisien tanpa peningkatan konsumsi daya yang signifikan, sehingga meningkatkan jarak tempuh efektif dan kapasitas pengiriman per misi. Penelitian ini menempatkan daya angkut sebagai indikator utama kinerja sistem propulsi UAV dalam konteks logistik udara. Analisis dilakukan untuk mengevaluasi hubungan antara variasi sudut pitch, konsumsi daya, dan efisiensi daya angkut pada berbagai fase penerbangan UAV VTOL hybrid fixed-wing. Hasil dari kajian ini diharapkan dapat memberikan dasar ilmiah bagi perancangan sistem propulsi adaptif yang mampu memaksimalkan efisiensi energi serta kapasitas pengiriman UAV elektrik di masa mendatang.

C. Parameterisasi bentuk bilah

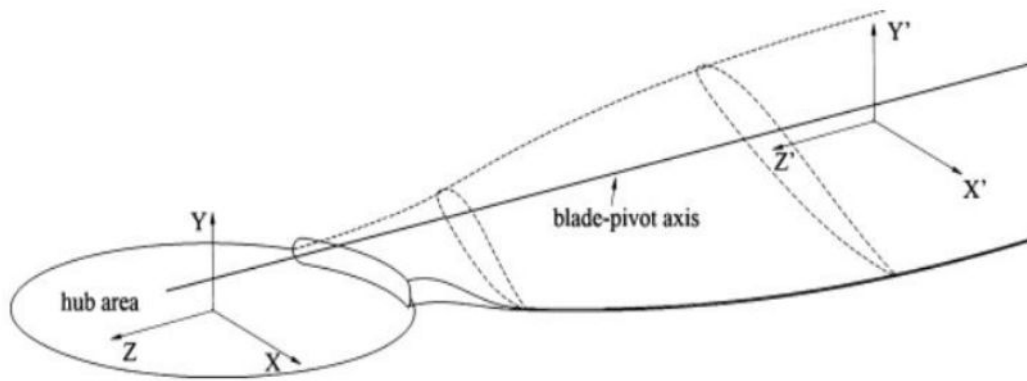
Karakteristik geometrik bilah propeller meliputi distribusi panjang chord, sudut sapuan (sweep angle), dan sudut anedral yang menentukan performa aerodinamis keseluruhan. Pemodelan bentuk bilah pada penelitian ini menggunakan metode parameterisasi Class-Shape Transformation (CST) karena mampu merepresentasikan permukaan airfoil secara halus dan kontinu melalui kombinasi fungsi kelas (class function) serta fungsi bentuk (shape function). Metode CST banyak diterapkan dalam proses reverse design airfoil untuk menghasilkan bentuk yang presisi dan fleksibel dalam modifikasi geometri. Parameter distribusi bilah yang dirancang menggunakan CST memiliki leading edge berbentuk bulat dan trailing edge yang runcing, menyerupai karakteristik airfoil simetris tipe NACA, sehingga fungsi kelas yang diterapkan mengikuti bentuk tersebut. Fungsi bentuk setiap parameter terdiri atas polinomial Bernstein dengan orde berbeda yang digunakan untuk menggambarkan variasi kontur bilah sepanjang radius. Persamaan umum CST yang menggambarkan distribusi radial panjang chord dituliskan sebagai:

$$c(r) = r^{0.5}(1-r)^{1.0} \sum_{i=0}^{N_1} \left[A_U(i) \frac{N_1!}{i!(N_1-i)!} r^i (1-r)^{N_1-i} \right] + (C_{root} - C_{tip})(1-r) + C_{tip}$$

Fungsi tersebut menggambarkan perubahan panjang chord $c(r)$ terhadap posisi radial

rpada bilah propeller. Parameter $A_U(i)$ merupakan koefisien bentuk yang dikontrol oleh polinomial Bernstein berorde N_1 . Faktor $r^{0.5}(1-r)^{1.0}$ berfungsi sebagai fungsi kelas (class function) yang menentukan bentuk umum geometri, memastikan bagian pangkal bilah (*root*) lebih tebal dan bagian ujung (*tip*) meruncing secara halus. Komponen terakhir $(c_{root} - c_{tip})(1-r) + c_{tip}$ mendefinisikan transisi linear antara panjang chord di pangkal dan di ujung bilah. Seluruh nilai dinormalisasi terhadap radius total propeller R , sehingga fungsi $c(r)$ bersifat nondimensional dan dapat diterapkan pada berbagai ukuran propeller dengan karakteristik geometri serupa. Pendekatan ini memungkinkan fleksibilitas tinggi dalam perancangan bentuk bilah karena setiap koefisien $A_U(i)$ dapat dimodifikasi untuk mengatur distribusi chord yang diinginkan sesuai dengan target aerodinamika dan efisiensi energi.

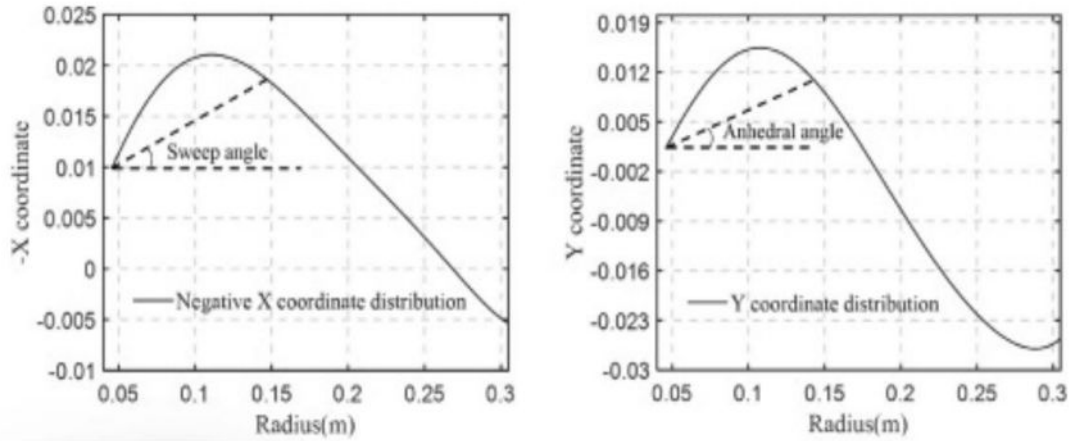
Parameter sudut sapuan (*sweep angle*) dan sudut anedral didefinisikan berdasarkan dua sistem koordinat yang digunakan dalam proses pemodelan bilah propeller. Sistem pertama adalah koordinat CG (*Center of Gravity frame*) dengan titik asal terletak di pusat massa bilah, sedangkan sistem kedua adalah koordinat inersia XYZ (*Inertial frame*) yang memiliki titik asal di pusat hub propeller. Gambar 2 memperlihatkan skema sistem koordinat tersebut.



Gambar 2.1. Rangka inersia dan rangka CG.

Metode penentuan sudut sapuan (*sweep angle*) dan sudut anedral (*anhedral angle*) didasarkan pada analisis koordinat garis seperempat chord (*1/4 chord line*) dari bilah propeller. Gambar 3 menunjukkan prinsip geometrik metode ini. Posisi radial tertentu pada bilah dihubungkan dengan titik akar bilah melalui garis distribusi koordinat X negatif dari garis seperempat chord. Sudut antara garis tersebut dengan arah negatif sumbu Z didefinisikan sebagai sudut sapuan pada posisi radial yang bersangkutan. Penentuan sudut anedral dilakukan dengan cara serupa, menggunakan kurva distribusi koordinat Y dari garis seperempat chord. Nilai sudut anedral pada setiap posisi radial

diperoleh dari kemiringan garis terhadap bidang horizontal sistem koordinat. Distribusi koordinat X dan Y dari setiap titik pada garis seperempat chord secara keseluruhan menentukan profil distribusi sudut sapuan dan sudut anedral sepanjang radius bilah.



Gambar 2.2. Diagram Definisi Sudut

Distribusi koordinat sepanjang garis seperempat kord (*quarter-chord line*) direpresentasikan menggunakan metode Class-Shape Transformation (CST) dengan pendekatan yang konsisten terhadap formulasi distribusi radial koefisien panjang kord pada Persamaan (1). Metode CST digunakan untuk mengekspresikan koordinat relatif $X(r)$ dan $Y(r)$ pada arah negatif sumbu X dan Y dari garis seperempat kord, sebagaimana didefinisikan pada Persamaan (2) hingga (3). Kedua fungsi tersebut menggambarkan variasi geometrik lokal bilah terhadap radius propeller, di mana $X(r)$ dan $Y(r)$ masing-masing menunjukkan koefisien relatif dari posisi titik pada arah longitudinal dan lateral bilah propeller.

$$X(r) = r^{0,5}(1-r)^{1,0} \sum_{i=0}^{N_1} \left[B_U(i) \frac{N_2!}{i!(N_2-i)!} r^i (1-r)^{N_2-i} \right] + (X_{root} - X_{tip})(1-r) + X_{tip}$$

$$Y(r) = r^{0,5}(1-r)^{1,0} \sum_{i=0}^{N_1} \left[C_U(i) \frac{N_3!}{i!(N_3-i)!} r^i (1-r)^{N_3-i} \right] + (Y_{root} - Y_{tip})(1-r) + Y_{tip}$$

Distribusi radial sudut putar bilah propeller diparameterisasi menggunakan fungsi polinomial sebagaimana ditunjukkan pada Persamaan (4). Fungsi ini menggambarkan variasi sudut bilah terhadap radius propeller, yang menentukan perubahan orientasi elemen bilah dari pangkal hingga ujung. Parameterisasi tersebut diperlukan untuk memperoleh distribusi *twist* yang mampu menjaga sudut serang optimal sepanjang

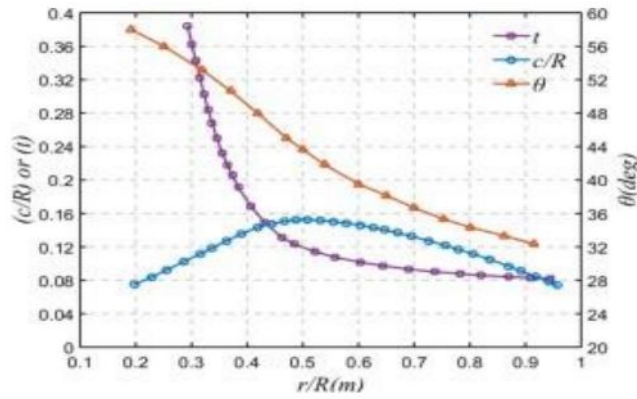
bentang bilah, sehingga efisiensi gaya dorong dapat dipertahankan pada berbagai kondisi operasi.

$$\theta(r) = \sum_{i=0}^4 P_i r^i$$

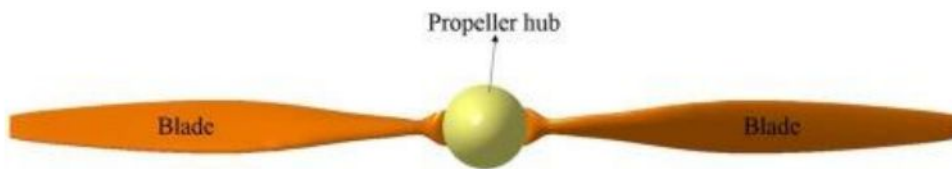
Distribusi radial ketebalan relatif airfoil propeller pada penelitian ini ditentukan melalui proses penyesuaian terhadap data geometri profil propeller eksisting [34]. Penyesuaian dilakukan agar ketebalan bilah memenuhi persyaratan kekuatan struktural, terutama terhadap beban sentrifugal dan gaya lentur yang timbul selama rotasi. Pendekatan ini memastikan keseimbangan antara efisiensi aerodinamika dan kekuatan mekanik bilah, sehingga desain propeller dapat diimplementasikan secara realistis tanpa mengorbankan keselamatan struktur.

D. Validasi Metode BEMT dan CFD

Metode analisis aerodinamika yang digunakan dalam penelitian ini meliputi *Blade Element Momentum Theory* (BEMT) dan *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Kedua pendekatan tersebut memiliki karakteristik yang saling melengkapi. BEMT digunakan untuk perhitungan cepat distribusi gaya dorong dan torsi sepanjang bilah propeller dengan asumsi aliran sumbu simetri dan tanpa efek interferensi antar elemen. CFD digunakan untuk analisis tiga dimensi yang lebih rinci, termasuk efek viskositas, interaksi aliran antar bilah, dan fenomena kehilangan (*losses*) akibat ujung bilah (*tip losses*). Validasi terhadap kedua metode dilakukan menggunakan data hasil uji terowongan angin untuk memastikan tingkat akurasi perhitungan aerodinamika. Referensi eksperimen yang digunakan adalah hasil uji terowongan angin oleh Hartman et al. (1938) [34], yang menginvestigasi karakteristik aerodinamis propeller dengan berbagai konfigurasi airfoil, termasuk *Clark Y* dan *RAF6*. Dalam penelitian ini, data eksperimen dari propeller NACA 5868-9 digunakan sebagai acuan utama untuk proses verifikasi. Propeller tersebut memiliki dua bilah dengan profil *Clark Y*, rasio ketebalan 9%, dan sudut pitch tertentu pada radius 0,75R. Distribusi parameter bentuk bilah hasil eksperimen Hartman menjadi dasar dalam membangun model geometri propeller referensi. Gambar 4 menampilkan distribusi parameter bentuk yang digunakan untuk merekonstruksi propeller uji. Berdasarkan kombinasi data geometri tersebut dengan profil airfoil *Clark Y*, model propeller digital direkonstruksi dalam perangkat CAD seperti diperlihatkan pada Gambar 3.3.

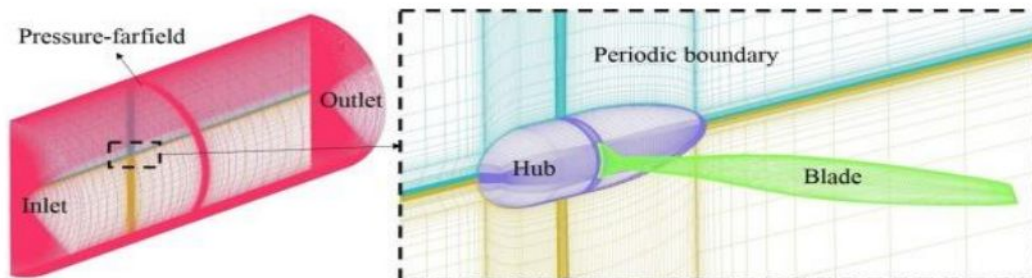


Gambar 2.3. Distribusi panjang tali busur, ketebalan relatif, dan sudut puntir baling-baling 2 bilah NACA 5868-9.



Gambar 2.4. Geometri baling-baling 2 bilah NACA 5868-9.

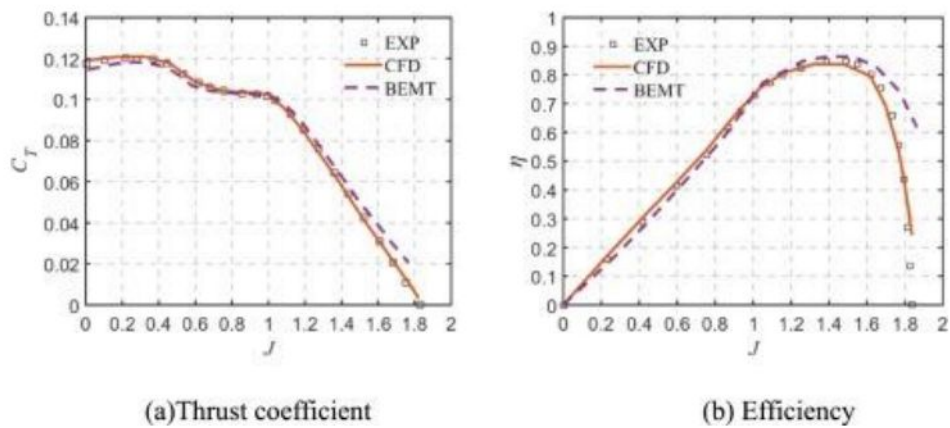
Model baling-baling NACA 5868-9 dengan dua bilah dibagi menjadi kisi struktural tiga dimensi seperti diperlihatkan pada Gambar 2.4. Jumlah total elemen kisi mencapai 5,15 juta, mencakup seluruh domain fluida di sekitar propeller. Simulasi CFD dilakukan dengan menggunakan model turbulensi Spalart–Allmaras (SA), yang sesuai untuk analisis aliran eksternal pada permukaan aerodinamik. Sistem koordinat berputar diterapkan untuk merepresentasikan rotasi bilah propeller terhadap medan aliran. Proses perhitungan mempertimbangkan efek kompresibilitas udara, khususnya pada area ujung bilah yang mengalami kecepatan relatif tinggi selama rotasi.



Gambar 2.5 Kisi -kisi struktural medan aliran dan baling-baling NACA 5868-9 (2 bilah).

Gambar 2.6 memperlihatkan bahwa nilai koefisien gaya dorong dan efisiensi propulsi yang diperoleh melalui simulasi CFD menunjukkan kesesuaian yang baik

dengan data hasil eksperimen untuk propeller NACA 5868-9. Deviasi hasil perhitungan menggunakan metode BEMT berada pada kisaran sekitar 5% pada rasio kecepatan maju rendah (J), sehingga metode ini dinilai layak digunakan untuk perancangan distribusi panjang kord dan sudut puntir bilah pada kondisi operasi rasio maju rendah. Peningkatan kesalahan perhitungan BEMT pada rasio maju tinggi disebabkan oleh keterbatasan basis data interpolasi koefisien aerodinamika serta pengaruh efek aliran tiga dimensi di sekitar bilah propeller. Secara keseluruhan, tingkat akurasi hasil BEMT dan CFD dianggap memadai untuk digunakan sebagai dasar analisis aerodinamika dalam penelitian ini.



Gambar 2.6. Perbandingan antara percobaan BEMT , CFD dan terowongan angin pada propeller 2-blade NACA 5868-9.

BAB III

METODE PENELITIAN

A. Tempat dan Waktu Penelitian

Penelitian ini dirancang secara eksperimental di Laboratorium Perencanaan dan Perancangan Produk, Program Studi Teknik Industri, Universitas Bojonegoro. Kegiatan penelitian difokuskan pada perancangan dan simulasi sistem propulsi UAV VTOL hybrid fixed-wing menggunakan propeller variable pitch untuk meningkatkan efisiensi daya angkut pada sistem logistik udara. Pelaksanaan penelitian dijadwalkan mulai bulan April 2024 hingga selesai, mencakup tahap pemodelan geometri propeller, analisis aerodinamika menggunakan metode BEMT dan CFD, serta evaluasi efisiensi sistem propulsi terhadap kebutuhan energi dan performa daya angkut UAV.

B. Pendekatan Penelitian

Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dengan metode simulasi numerik dan pemodelan digital untuk mengevaluasi dan mengoptimalkan desain eksoskeleton rehabilitasi pergelangan kaki. Penggunaan model multibodi digital human memungkinkan representasi kinematik dan dinamika tubuh manusia secara realistis. Proses optimasi dilakukan dengan algoritma numerik berbasis MATLAB/Simulink atau perangkat sejenis untuk menyesuaikan parameter desain terhadap kebutuhan fisiologis dan biomekanis pengguna.

C. Desain Penelitian

Penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dengan metode simulasi numerik dan pemodelan digital untuk mengevaluasi serta mengoptimalkan desain sistem propulsi UAV VTOL hybrid fixed-wing. Pendekatan pemodelan dilakukan melalui representasi geometri propeller secara parametrik berbasis Class-Shape Transformation (CST) untuk menggambarkan distribusi chord, twist, dan pitch bilah secara akurat. Analisis aerodinamika dilaksanakan menggunakan metode Blade Element Momentum Theory (BEMT) dan divalidasi dengan Computational Fluid Dynamics (CFD) guna memperoleh karakteristik gaya dorong, torsi, dan efisiensi propulsi yang representatif. Proses optimasi dilakukan dengan bantuan perangkat lunak seperti MATLAB, QBlade, dan Ansys Fluent untuk menyesuaikan parameter desain propeller terhadap kebutuhan efisiensi energi dan daya angkut UAV pada sistem logistik udara.

D. Prosedur Penelitian

Tahapan penelitian dirancang untuk memperoleh desain sistem propulsi UAV VTOL *hybrid fixed-wing* yang efisien secara aerodinamika dan hemat energi, dengan penerapan propeller *variable pitch* sebagai fokus utama. Prosedur penelitian ini terdiri atas beberapa tahap berikut:

1. Studi Literatur dan Identifikasi Permasalahan

Pengumpulan referensi dilakukan terkait sistem propulsi UAV elektrik, karakteristik aerodinamika propeller, mekanisme *variable pitch*, serta metode simulasi numerik menggunakan *Blade Element Momentum Theory* (BEMT) dan *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Hasil studi literatur digunakan untuk merumuskan permasalahan utama dan menentukan parameter desain yang akan dioptimalkan.

2. Perancangan Konseptual Sistem Propulsi UAV

Menentukan konfigurasi sistem propulsi UAV VTOL *hybrid fixed-wing* yang sesuai dengan kebutuhan misi logistik. Tahap ini mencakup estimasi berat total UAV, kapasitas muatan (*payload*), spesifikasi motor listrik, dan kebutuhan gaya dorong pada setiap fase penerbangan (*hover*, *transisi*, dan *cruise*).

3. Pemodelan Geometri Propeller Variable Pitch

Membuat model propeller tiga dimensi menggunakan metode Class–Shape Transformation (CST) untuk mendefinisikan distribusi panjang chord, sudut puntir (*twist*), dan sudut pitch. Pemodelan dilakukan dengan perangkat lunak SolidWorks, kemudian hasilnya diekspor untuk analisis aerodinamika numerik.

4. Simulasi Aerodinamika Menggunakan BEMT dan CFD

Melakukan simulasi aerodinamika propeller dengan dua pendekatan:

1. BEMT, untuk menghitung distribusi gaya dorong, torsi, dan efisiensi propulsi dengan variasi sudut pitch dan kecepatan rotasi.
2. CFD, untuk menganalisis pola aliran tiga dimensi dan efek turbulensi menggunakan model Spalart–Allmaras (SA) serta sistem koordinat berputar (*rotating reference frame*). Tahap ini bertujuan memverifikasi hasil BEMT terhadap fenomena aliran sebenarnya.

5. Optimasi Parameter Desain Propeller

Menjalankan proses optimasi geometri dan sudut pitch propeller dengan algoritma numerik, seperti **Genetic Algorithm (GA)** atau **Particle Swarm Optimization (PSO)**,

untuk memperoleh kombinasi desain yang menghasilkan rasio gaya dorong terhadap daya maksimum dan efisiensi daya angkut tertinggi.

6. Analisis Efisiensi Energi dan Kinerja Daya Angkut

Menghitung konsumsi energi propulsi per kilometer per kilogram muatan ($\text{Wh}\cdot\text{km}^{-1}\cdot\text{kg}^{-1}$) dan membandingkan hasil antara konfigurasi *fixed pitch* dan *variable pitch*. Analisis ini dilakukan untuk menilai peningkatan efisiensi energi sistem propulsi UAV dalam konteks operasi logistik udara.

7. Validasi dan Evaluasi Hasil Simulasi

Melakukan validasi terhadap hasil perhitungan numerik menggunakan data eksperimen propeller referensi NACA 5868-9 dari uji terowongan angin. Evaluasi dilakukan dengan membandingkan nilai koefisien gaya dorong (C_T), torsi (C_Q), dan efisiensi propulsi (η_p) antara hasil simulasi dan data referensi.

E. Alat dan Bahan

Penelitian ini menggunakan beberapa perangkat lunak, data pendukung, serta komponen desain untuk mendukung proses pemodelan, simulasi, dan analisis sistem propulsi UAV VTOL *hybrid fixed-wing* dengan propeller *variable pitch*. Alat dan bahan yang digunakan dijabarkan sebagai berikut:

1. Perangkat Lunak

a. SolidWorks

Digunakan untuk membuat model tiga dimensi propeller dan sistem penggerak berbasis metode *Class-Shape Transformation (CST)*.

b. MATLAB / Simulink

Berfungsi untuk melakukan perhitungan numerik, optimasi parameter desain, serta analisis efisiensi energi propulsi.

c. QBlade (BEMT Tool)

Digunakan untuk simulasi aerodinamika propeller berbasis metode *Blade Element Momentum Theory (BEMT)*.

d. ANSYS Fluent / SimScale (CFD Solver)

Digunakan untuk melakukan simulasi aliran fluida tiga dimensi guna memperoleh distribusi tekanan, gaya dorong, dan efisiensi propulsi dengan model turbulensi *Spalart-Allmaras*.

2. Data dan Parameter Simulasi

- a) Data referensi propeller standar NACA 5868-9 untuk validasi hasil simulasi BEMT dan CFD.
- b) Data karakteristik udara standar (ISA conditions) seperti kerapatan udara, viskositas, dan kecepatan suara untuk kondisi ketinggian 0–1000 meter.
- c) Spesifikasi motor listrik dan sistem propulsi UAV elektrik (tegangan kerja, daya maksimum, efisiensi motor, serta RPM nominal).

3. Komponen Desain dan Variabel Penelitian

- a) Parameter geometri propeller, meliputi panjang chord, distribusi twist, dan sudut pitch variabel.
- b) Konfigurasi UAV VTOL hybrid fixed-wing, termasuk massa total, luas sayap, dan kapasitas daya angkut.
- c) Batas operasional sistem propulsi, seperti batas daya maksimum motor, kecepatan ujung bilah (*tip speed*), serta sudut pitch maksimum dan minimum yang diizinkan.

4. Data Validasi Eksperimental

- a) Data hasil uji terowongan angin propeller NACA 5868-9 dari penelitian Hartman et al. (1938) digunakan untuk membandingkan hasil simulasi numerik.
- b) Data empiris UAV listrik sekelas (literatur atau database terbuka) sebagai pembanding performa daya angkut dan efisiensi energi.

F. Teknik Analisis Data

Data hasil simulasi dianalisis secara kuantitatif untuk menilai performa aerodinamika propeller, efisiensi energi sistem propulsi, dan peningkatan daya angkut UAV. Analisis dilakukan melalui beberapa tahap sebagai berikut:

1. Perhitungan Deviasi dan Validasi Hasil Simulasi

Menghitung selisih relatif antara hasil simulasi *Blade Element Momentum Theory* (BEMT) dan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) terhadap data eksperimen propeller referensi NACA 5868-9. Validasi dilakukan dengan menghitung persentase error atau *Root Mean Square Error* (RMSE) untuk parameter gaya dorong (C_T), torsi (C_Q), dan efisiensi propulsi (η_p).

2. Evaluasi Kinerja Aerodinamika Propeller

Menganalisis hasil simulasi berupa gaya dorong (thrust), torsi, dan daya untuk setiap variasi sudut pitch dan kecepatan rotasi. Hasil ini digunakan untuk menentukan

hubungan antara parameter desain propeller dengan performa aerodinamika, serta mengidentifikasi kondisi operasi dengan efisiensi tertinggi.

3. Analisis Efisiensi Energi dan Daya Angkut

Menghitung efisiensi daya angkut sistem propulsi berdasarkan rasio energi terhadap jarak tempuh dan massa muatan menggunakan rumus:

$$\eta_{\text{logistik}} = \frac{E_{\text{mission}}}{d \cdot m_{\text{payload}}}$$

Nilai η_{logistik} yang lebih rendah menunjukkan sistem propulsi yang lebih efisien dalam konteks operasi logistik udara.

4. Analisis Sensitivitas terhadap Parameter Desain

Melakukan analisis sensitivitas terhadap parameter geometri seperti panjang chord, distribusi twist, dan sudut pitch untuk menilai pengaruh setiap variabel terhadap gaya dorong dan efisiensi energi. Analisis ini membantu menentukan parameter yang paling berpengaruh terhadap performa sistem propulsi.

5. Perbandingan Hasil Simulasi Sebelum dan Sesudah Optimasi

Membandingkan hasil simulasi propeller sebelum dan sesudah proses optimasi numerik untuk menilai efektivitas metode optimasi yang digunakan (misalnya *Genetic Algorithm* atau *Particle Swarm Optimization*). Perbandingan difokuskan pada peningkatan efisiensi propulsi, penurunan konsumsi daya, serta peningkatan efisiensi daya angkut UAV.

G. Identifikasi dan klasifikasi variabel

Klasifikasi variabel dalam penelitian ini bertujuan untuk menjelaskan hubungan antarparameter yang berpengaruh terhadap efisiensi sistem propulsi UAV. Variabel dibedakan menjadi tiga kelompok utama, yaitu variabel dependen, variabel independen, dan variabel kontrol, yang saling berinteraksi dalam proses simulasi dan optimasi desain propeller *variable pitch*.

a. Variabel Independen (Variabel Bebas)

Variabel ini merupakan parameter desain yang dimanipulasi selama proses simulasi dan optimasi untuk melihat pengaruhnya terhadap performa sistem propulsi. Variabel-variabel tersebut meliputi:

- 1) Panjang chord bilah propeller ($c(r)$)
- 2) Distribusi sudut puntir atau *twist angle* ($\beta(r)$)

- 3) Sudut pitch propeller (θ_p)
- 4) Kecepatan rotasi propeller (RPM)
- 5) Diameter propeller (D)
- 6) Jenis airfoil atau profil bilah yang digunakan

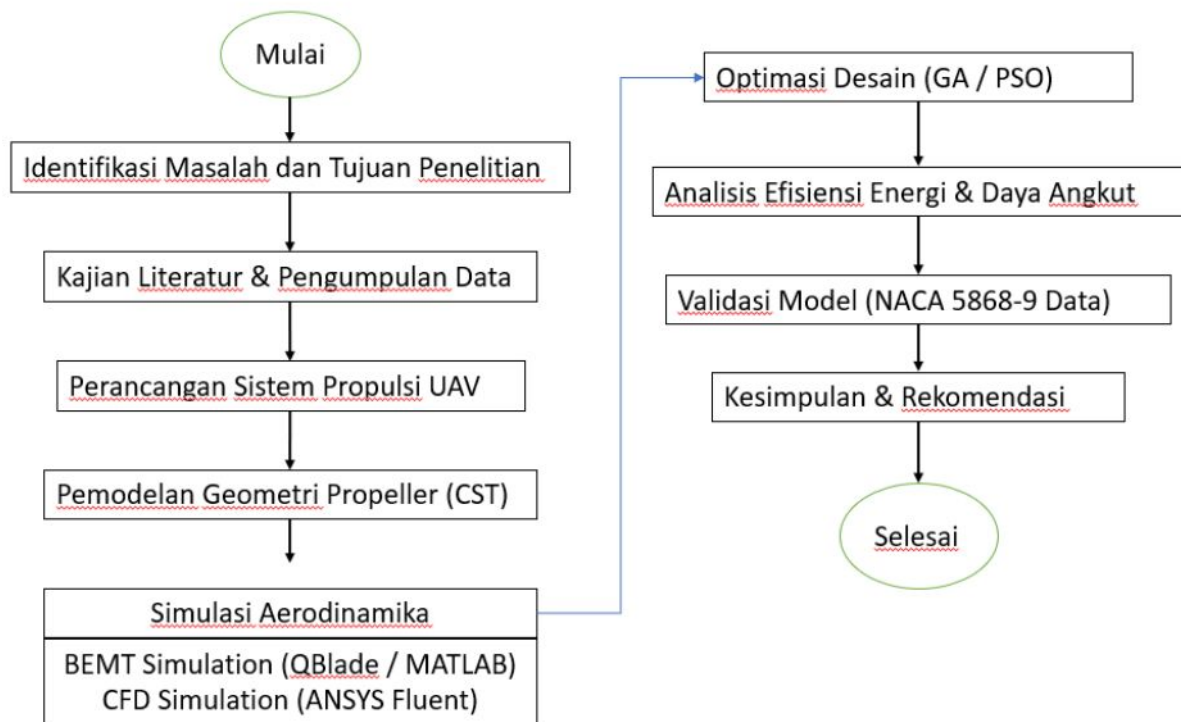
b. Variabel Dependen (Variabel Terikat)

- 1) Variabel ini merupakan hasil keluaran simulasi yang dipengaruhi oleh perubahan variabel independen. Parameter ini digunakan untuk menilai performa aerodinamika dan efisiensi energi sistem propulsi, yang meliputi:
 - 2) Gaya dorong total (Thrust, T)
 - 3) Torsi (Torque, Q)
 - 4) Daya aerodinamika dan konsumsi daya listrik (P)
 - 5) Koefisien gaya dorong (C_T) dan koefisien torsi (C_Q)
 - 6) Efisiensi propulsi (η_p)
 - 7) Efisiensi daya angkut logistik (η_{logistik})
 - 8) Deviasi hasil simulasi terhadap data eksperimen (Error, RMSE)

c. Variabel Kontrol

- 1) Variabel ini dijaga tetap konstan selama simulasi agar hasil perhitungan tidak dipengaruhi oleh faktor eksternal yang tidak dianalisis. Variabel kontrol pada penelitian ini meliputi:
 - 2) Kondisi lingkungan udara (tekanan, suhu, dan kerapatan udara sesuai standar atmosfer ISA)
 - 3) Kondisi batas simulasi CFD (velocity inlet, pressure outlet, dan no-slip wall)
 - 4) Jenis model turbulensi yang digunakan (Spalart–Allmaras)
 - 5) Konfigurasi UAV (massa total, luas sayap, dan distribusi berat tetap)
 - 6) Kecepatan udara bebas pada setiap skenario uji (*freestream velocity*)

H. Alur Penelitian

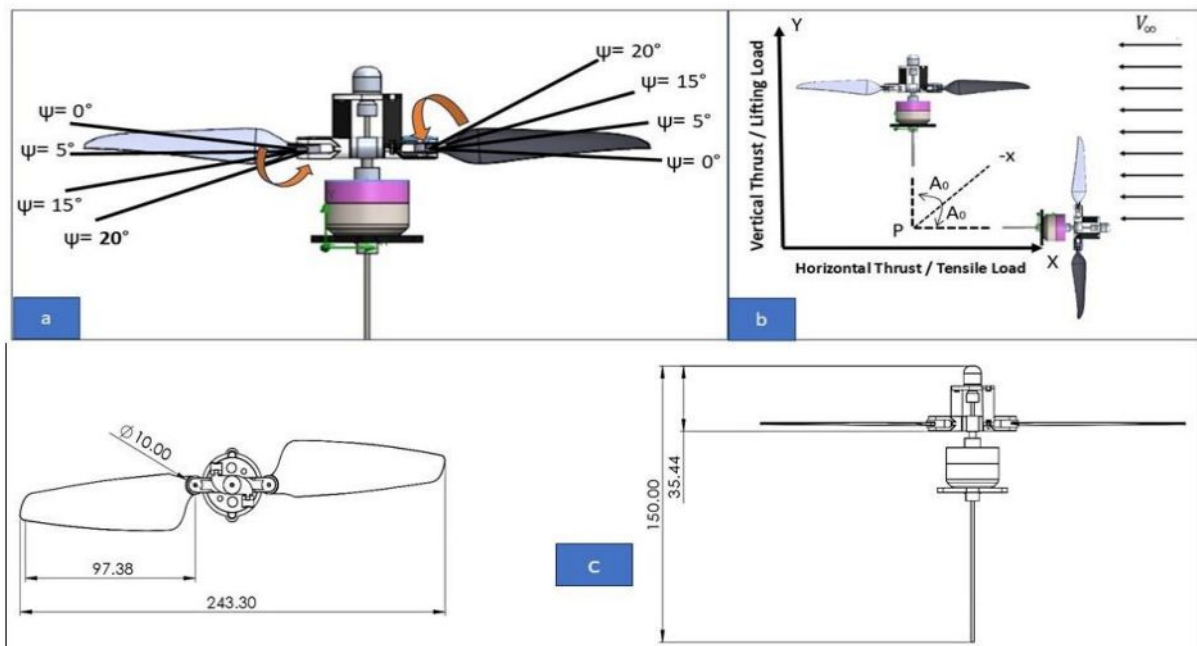


Gambar 3.6 Alur Penelitian

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

A. UAV Configuration and Propeller Geometry

Penelitian ini menggunakan konfigurasi propeller variable pitch pada UAV VTOL hybrid fixed-wing yang berfungsi sebagai sistem pengangkat utama pada fase hover dan vertical climb. Geometri propeller dimodelkan menggunakan perangkat lunak CAD berdasarkan spesifikasi desain UAV, meliputi radius propeller, jumlah bilah, distribusi chord, dan distribusi twist sepanjang bentang bilah, ditunjukkan pada gambar 4.1.

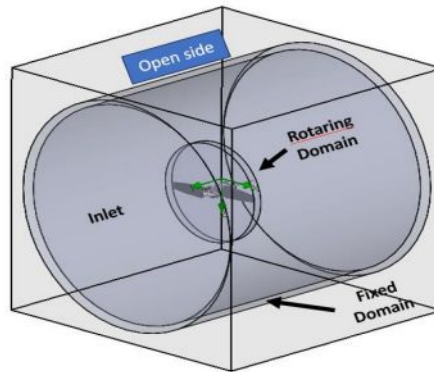


Gambar 4.1 Konfigurasi simulasi propeller variable pitch pada UAV VTOL hybrid fixed-wing (a) Variasi sudut pitch bilah propeller. (b) Orientasi simulasi propeller untuk analisis vertical thrust/lifting load dan horizontal thrust/tensile load. (c) Dimensi geometrik dan konfigurasi mekanik propeller

Model CAD propeller digunakan sebagai dasar untuk seluruh tahapan analisis numerik. Parameter geometrik utama yang digunakan dalam penelitian ini mencakup diameter propeller, jumlah bilah, sudut pitch awal, serta variasi sudut pitch bilah yang diterapkan secara seragam sepanjang radius propeller. Variasi sudut pitch dipilih untuk merepresentasikan kondisi operasi yang umum digunakan pada UAV VTOL, yaitu 0° , 5° , 10° , 15° , dan 20° [12].

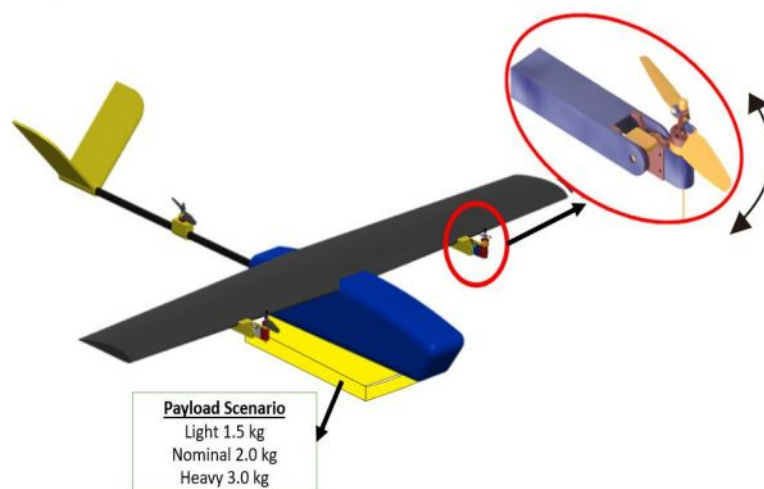
B. Domain Dinamika Fluida Komputasional

Simulasi CFD dilakukan untuk menganalisis karakteristik aliran dan gaya aerodinamik propeller variable pitch. Geometri propeller hasil pemodelan CAD digunakan untuk membangun domain fluida tiga dimensi yang terdiri atas rotating domain dan stationary domain, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 2.



Gambar 4.2 Computational Fluid Dynamics domain configuration showing the rotating domain around the propeller and the fixed external flow domain with inlet and open boundary conditions.

Gambar 4.2 menjelaskan permukaan inlet didesain pada sisi hulu domain, dan open boundary didesain di permukaan lain memungkinkan aliran keluar tanpa refleksi. metode sliding mesh digunakan untuk menghubungkan antarmuka antara rotating domain dan fixed domain. Konfigurasi domain memungkinkan simulasi interaksi aliran akibat rotasi propeller dilakukan secara akurat. Analisis performa propeller dilakukan pada tiga skenario payload untuk merepresentasikan kondisi operasi VTOL hybrid fixed-wing logistik, yaitu payload ringan (1.5 kg), payload nominal (2.0 kg), dan payload berat (3.0 kg). Massa payload dikombinasikan dengan massa struktur UAV untuk memperoleh massa total sistem.



Gambar 4.3 Konfigurasi UAV VTOL hybrid fixed-wing dengan modul propeller variable pitch

Dua kondisi pembebanan dianalisis pada setiap skenario payload, meliputi kondisi hover dan kondisi vertical climb. Beban hover dihitung dari gaya berat total sistem, sedangkan beban vertical climb diperoleh dengan menambahkan komponen percepatan vertikal pada perhitungan gaya angkat. Pendekatan ini memastikan bahwa kebutuhan gaya dorong propeller mencerminkan kondisi operasi aktual UAV selama misi logistik.

C. Mathematical Formulation

a. Thrust Requirement

Kebutuhan gaya dorong total UAV dihitung berdasarkan massa total sistem dan kondisi operasi vertikal. Massa total UAV didefinisikan sebagai:

$$m_{tot} = m_{UAV} + m_{payload}$$

Gaya dorong minimum yang diperlukan pada kondisi hover dinyatakan sebagai:

$$T_{hover} = SF \cdot m_{tot} \cdot g$$

Gaya dorong pada kondisi vertical climb dihitung dengan menambahkan percepatan vertikal:

$$T_{climb} = SF \cdot m_{tot} \cdot (g + a_c)$$

dengan SF merupakan faktor keamanan, g percepatan gravitasi, dan a_c percepatan vertikal saat climb.

b. Induced Velocity

Kecepatan induksi aksial pada kondisi hover dihitung menggunakan teori momentum:

$$V_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}}$$

dengan ρ merupakan densitas udara dan $A = \pi R^2$ adalah luas cakram propeller.

c. Relative Velocity and Flow Angle

Kecepatan tangensial bilah pada radius r dinyatakan sebagai:

$$V_t = \omega r$$

Kecepatan relatif aliran pada elemen bilah dihitung sebagai:

$$V_{rel} = \sqrt{V_t^2 + V_i^2}$$

Sudut aliran masuk terhadap bidang rotasi didefinisikan sebagai:

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{V_i}{V_t} \right)$$

d. Angle of Attack

Sudut serang pada setiap elemen bilah dihitung dari kombinasi sudut pitch dan sudut twist bilah:

$$\alpha = \theta_p + \theta_{twist}(r) - \phi$$

dengan θ_p merupakan sudut pitch propeller.

e. Aerodynamic Coefficients

Koefisien angkat airfoil dimodelkan secara linear terhadap sudut serang:

$$C_l = C_{l_\alpha} \cdot \alpha$$

Koefisien hambat dimodelkan menggunakan pendekatan parabolik:

$$C_d = C_{d0} + kC_l^2$$

f. Differential Lift and Drag Forces

Gaya angkat dan gaya hambat pada setiap elemen bilah dengan panjang diferensial dr dihitung sebagai:

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c(r) C_l dr$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c(r) C_d dr$$

dengan $c(r)$ merupakan distribusi chord bilah.

g. Thrust and Torque Calculation

Komponen gaya dorong diferensial yang dihasilkan oleh setiap elemen bilah dinyatakan sebagai:

$$dT = B(dL \cos \phi - dD \sin \phi)$$

Torsi diferensial yang dihasilkan pada radius r dihitung sebagai:

$$dQ = B(dL \sin \phi + dD \cos \phi)r$$

Gaya dorong total dan torsi total propeller diperoleh dengan integrasi sepanjang bentang bilah:

$$T = \int_{r_{root}}^R dT$$

$$Q = \int_{r_{root}}^R dQ$$

h. Power Consumption

Daya propeller dihitung dari hasil perkalian torsi total dan kecepatan sudut:

$$P = Q \cdot \omega$$

D. Energy Efficiency Criterion

Efisiensi energi propeller didefinisikan sebagai rasio antara gaya dorong yang dihasilkan dan daya yang dikonsumsi:

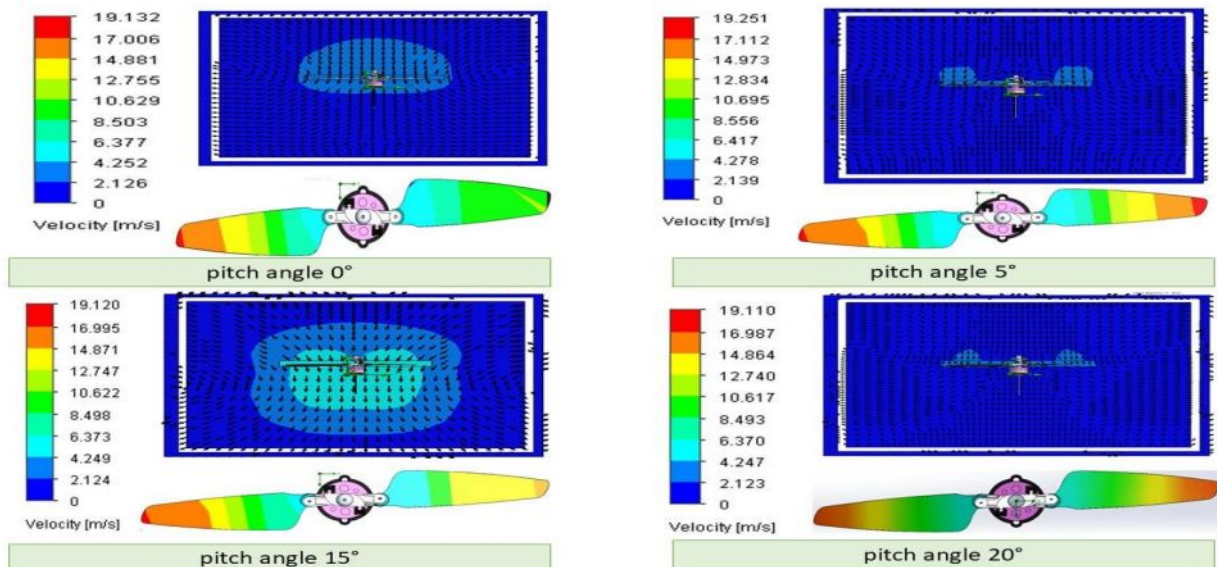
$$\eta_E = \frac{T}{P}$$

Sudut pitch optimal ditentukan sebagai sudut pitch yang menghasilkan nilai efisiensi energi maksimum dengan tetap memenuhi kebutuhan gaya dorong minimum:

$$\theta_{p,opt} = \arg \max(\eta_E), T \geq T_{req}$$

E. Karakteristik Aerodinamika Propeller

Evaluasi karakteristik aerodinamika propeller dilakukan melalui Simulasi CFD dalam kondisi tanpa beban. kecepatan putaran simulasi ditentukan 1500 rpm, didapatkan perilaku aliran, distribusi kecepatan, dan pengaruh variasi sudut pitch tanpa mempertimbangkan kebutuhan daya dorong untuk melayang dengan beban. Gambar 5 menunjukkan kontur kecepatan aliran dan vektor aliran di sekitar propeller untuk variasi sudut pitch 0°, 5°, 15°, dan 20° dalam kondisi tanpa beban.



Gambar 4.4 Kontur kecepatan aliran pada sudut pitch 0°, 5°, 15°, 20° (1500 RPM, tanpa beban)

Gambar 4.4 menunjukkan peningkatan sudut pitch secara signifikan mempengaruhi pola aliran di sekitar blade. Sudut pitch rendah (0° – 5°), dengan aliran di sekitar blade terlihat relatif halus dengan intensitas wake yang lemah dan distribusi kecepatan yang masih terbatas di sekitar disk baling-baling. menurut ...kondisi ini menunjukkan sudut serang blade rendah sehingga gaya dorong yang dihasilkan masih relatif kecil. Peningkatan terjadi pada sudut pitch menengah (15°), sepanjang radius baling-baling terlihat distribusi kecepatan lebih seragam dan lebih terstruktur. Pola aliran ini mengindikasikan sudut serang blade yang mendekati kondisi aerodinamika optimal sehingga menghasilkan aliran yang lebih efisien dan stabil. Sudut pitch tinggi (20°) menghasilkan kecepatan aliran maksimum yang lebih besar, namun pola wake menjadi lebih menyebar dan tidak seragam. aerodinamika pada sudut 20° memungkinkan menghasilkan kerugian karena bertambahnya gaya hambat dan terjadinya stall lokal pada beberapa bagian blade. kondisi ini terlihat pada gradien kecepatan yang tajam dan gangguan aliran sekitar ujung blade. simulasi CFD memvalidasi pengaruh sudut pitch terhadap karakteristik aerodinamika baling-baling sehingga dapat menjadi dasar fisik untuk analisis performa hover menggunakan metode BEM.

F. Performa Hover Skema RPM-Trim

Analisis performa baling-baling pada kondisi hover berbeban dilakukan menggunakan metode Blade Element Momentum (BEM) dengan pendekatan RPM-trim, yaitu kecepatan rotasi disesuaikan hingga gaya dorong yang dihasilkan mendekati atau memenuhi kebutuhan gaya dorong hover (T_{req}) untuk setiap variasi sudut pitch. Pendekatan ini merepresentasikan kondisi operasi realistis UAV VTOL, di mana sistem propulsi menyesuaikan RPM untuk mempertahankan kondisi melayang. Kebutuhan gaya dorong hover dihitung berdasarkan total massa UAV dan faktor keamanan, sebagaimana dirangkum pada Tabel 4.1.

Tabel 4.1 Kebutuhan Gaya Dorong Hover UAV VTOL

Payload (kg)	Massa Total (kg)	$T_{req}(N)$
1.5	7.5	88.29
2.0	8.0	94.18
3.0	9.0	105.95

1. Performa Hover pada Payload 1.5 kg

Kebutuhan gaya dorong hover sebesar 88,29 N diperoleh pada kondisi payload 1.5 kg. Hasil analisis RPM-trim menunjukkan bahwa kondisi hover dapat dicapai pada sudut pitch 5° hingga 20°. Pada sudut pitch 0°, gaya dorong yang dihasilkan belum memenuhi kebutuhan hover meskipun RPM telah dinaikkan hingga batas maksimum. Hasil RPM-trim untuk payload 1.5 kg disajikan pada Tabel 4.2.

Tabel 4.2 Hasil RPM-Trim untuk Payload 1.5 kg

Pitch (°)	RPM	Thrust (N)	Power (W)	Efisiensi (N/W)	Trim
0	8000	79.1	1343.9	0.0588	Tidak
5	6339	88.3	1424.3	0.0620	Ya
10	5223	88.3	1387.6	0.0636	Ya
15	4500	87.7	1366.5	0.0641	Ya
20	4021	88.3	1385.5	0.0637	Ya

Penurunan RPM trim terjadi seiring bertambahnya sudut pitch. Konsumsi daya terendah tercapai pada sudut pitch 15°, yaitu sebesar 1366,5 W. Efisiensi energi tertinggi sebesar 0,0641 N/W juga diperoleh pada sudut pitch tersebut. Kondisi ini menunjukkan bahwa sudut pitch 15° merupakan konfigurasi operasi yang paling efisien untuk payload 1.5 kg.

2. Performa Hover pada Payload 2.0 kg

Kebutuhan gaya dorong hover meningkat menjadi 94,18 N pada payload 2.0 kg. Hasil simulasi menunjukkan bahwa gaya dorong maksimum yang dihasilkan masih berada di bawah kebutuhan hover untuk seluruh variasi sudut pitch yang dianalisis, meskipun RPM telah mencapai batas maksimum. Hasil RPM-trim untuk payload 2.0 kg ditunjukkan pada Tabel 4.3.

Tabel 4.3 merupakan hasil RPM-Trim untuk Payload 2.0 kg

Pitch (°)	RPM	Thrust (N)	Power (W)	Efisiensi (N/W)	Trim
0	8000	62.0	38909.3	0.0016	Tidak

5	8000	80.7	134000.3	0.0006	Tidak
10	8000	71.2	330559.0	0.0002	Tidak
15	8000	52.5	637351.1	0.0001	Tidak
20	8000	37.7	1041017.6	0.0000	Tidak

Kenaikan RPM menyebabkan lonjakan konsumsi daya yang sangat besar, mencapai ratusan kilowatt pada sudut pitch menengah hingga tinggi. Kondisi ini menunjukkan bahwa sistem propulsi beroperasi jauh dari daerah efisien dan tidak layak diaplikasikan pada UAV VTOL berbasis baterai.

3. Performa Hover pada Payload 3.0 kg

Kebutuhan gaya dorong hover meningkat menjadi 105,95 N pada payload 3.0 kg. Pola hasil yang diperoleh menunjukkan bahwa gaya dorong maksimum yang dihasilkan tidak mampu memenuhi kebutuhan hover untuk seluruh variasi sudut pitch.

Hasil RPM-trim untuk payload 3.0 kg disajikan pada Tabel 4.4.

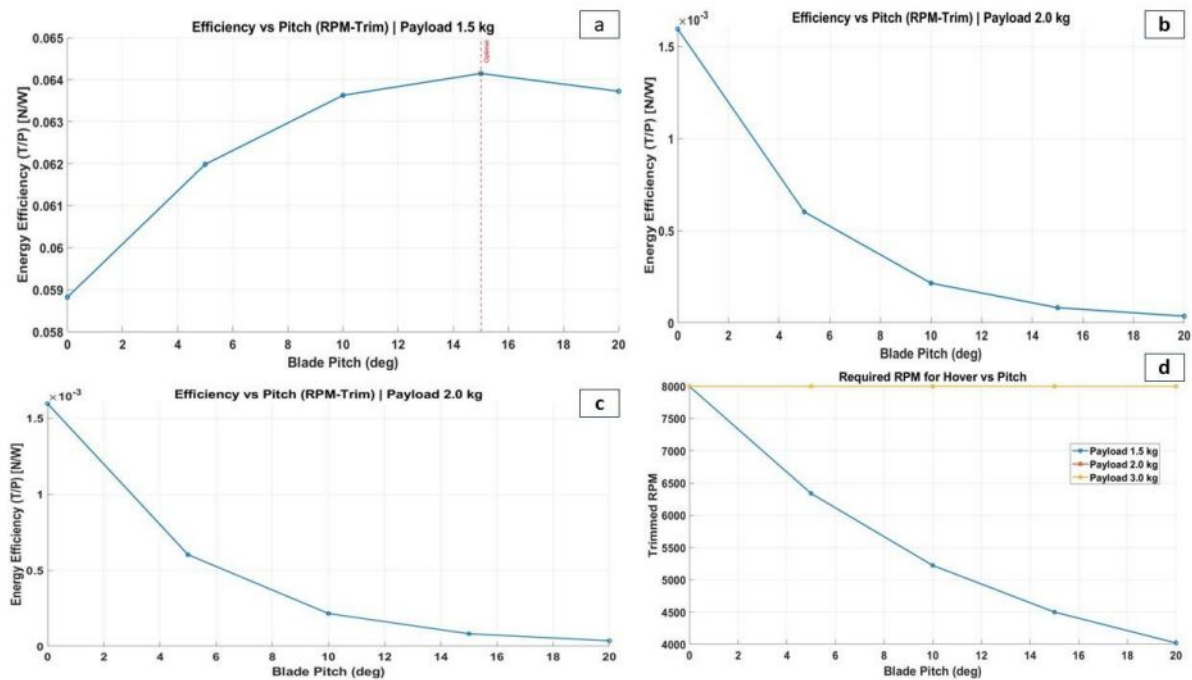
Tabel 4.4 Hasil RPM-Trim untuk Payload 3.0 kg

Pitch (°)	RPM	Thrust (N)	Power (W)	Efisiensi (N/W)	Trim
0	8000	62.0	38909.3	0.0016	Tidak
5	8000	80.7	134000.3	0.0006	Tidak
10	8000	71.2	330559.0	0.0002	Tidak
15	8000	52.5	637351.1	0.0001	Tidak
20	8000	37.7	1041017.6	0.0000	Tidak

Efisiensi energi yang dihasilkan berada pada tingkat yang sangat rendah dan konsumsi daya meningkat secara drastis dengan kenaikan RPM. Hasil ini menegaskan bahwa konfigurasi baling-baling yang dianalisis memiliki keterbatasan daya angkut dan tidak dirancang untuk mengangkat payload di atas 1.5 kg pada kondisi hover.

G. Analisis Efisiensi Energi dan Kebutuhan RPM terhadap Sudut Pitch

Analisis lanjutan dilakukan dengan memvisualisasikan hubungan antara sudut pitch, efisiensi energi, dan kebutuhan RPM trim dalam satu tampilan grafik terpadu. Pendekatan ini digunakan untuk memperjelas tren performa propulsi yang telah diperoleh dari hasil numerik BEM pada berbagai kondisi payload. Gambar 4.5 menampilkan hasil analisis dalam empat subpanel.



Gambar 4.5 hasil analisis dalam empat subpanel (a) efisiensi energi terhadap sudut pitch untuk payload 1.5 kg, (b) efisiensi energi terhadap sudut pitch untuk payload 2.0 kg, (c) efisiensi energi terhadap sudut pitch untuk payload 3.0 kg, (d) kebutuhan RPM trim terhadap sudut pitch untuk seluruh variasi payload.

Analisis dalam empat subpanel pada Gambar 4.5 menunjukkan bahwa efisiensi energi pada payload 1.5 kg (Gambar 4.5 (a)) meningkat dengan bertambahnya sudut pitch dan mencapai nilai maksimum sebesar 0,0641 N/W pada sudut pitch 15° , sedangkan penurunan efisiensi pada sudut pitch yang lebih tinggi mengindikasikan meningkatnya kerugian aerodinamika meskipun kondisi hover masih dapat dipertahankan. Gambar 4.5 (b) dan Gambar 4.5 (c) memperlihatkan bahwa efisiensi energi pada payload 2.0 kg dan 3.0 kg berada pada tingkat yang sangat rendah untuk seluruh variasi sudut pitch, dengan tren penurunan efisiensi yang menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang blade tidak diikuti oleh peningkatan gaya dorong yang memadai. Gambar 4.5(d) menunjukkan bahwa kebutuhan RPM trim pada payload 1.5 kg menurun secara signifikan dari sekitar 8000 RPM pada sudut pitch 0° menjadi sekitar

4000 RPM pada sudut pitch 20° , yang menandakan peningkatan kontribusi gaya dorong per putaran baling-baling pada sudut pitch yang lebih besar, sementara pada payload 2.0 kg dan 3.0 kg RPM trim mencapai batas maksimum tanpa mampu memenuhi kebutuhan gaya dorong hover, sehingga menegaskan keterbatasan desain baling-baling dalam mendukung payload yang lebih besar

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

A. Kesimpulan

1. Penelitian ini membuktikan bahwa variasi sudut pitch pada baling-baling variable pitch secara signifikan memengaruhi performa aerodinamika, kebutuhan RPM, konsumsi daya, dan efisiensi energi UAV VTOL saat hover. Sudut pitch 15° pada payload 1,5 kg merupakan kondisi paling optimal karena menghasilkan kebutuhan daya terendah dan efisiensi energi tertinggi sebesar 0,0641 N/W.
2. Meskipun baling-baling variable pitch efektif meningkatkan efisiensi energi pada batas payload tertentu, sistem belum mampu memenuhi kebutuhan hover pada payload 2,0 kg dan 3,0 kg karena keterbatasan daya dan lonjakan konsumsi energi. Oleh karena itu, diperlukan pengembangan desain lebih lanjut untuk meningkatkan kapasitas angkut dan kinerja sistem propulsi UAV VTOL.

B. Saran

1. Perlu dilakukan pengembangan desain sistem propulsi, seperti optimasi geometri baling-baling, peningkatan efisiensi motor dan ESC, serta pemilihan baterai dengan densitas energi lebih tinggi agar UAV mampu membawa payload di atas 1,5 kg tanpa mengalami lonjakan konsumsi daya yang signifikan.
2. Penelitian selanjutnya disarankan melakukan validasi eksperimental melalui uji statis dan uji terbang (flight test) untuk membandingkan hasil simulasi CAD–BEM–CFD dengan kondisi nyata, serta mengevaluasi performa sistem pada berbagai profil misi guna memperoleh model perancangan yang lebih komprehensif dan aplikatif.

DAFTAR PUSTKA

- [1] W. Yao, C. Liu, Y. Liu, Q. Zheng, J. Wang, H. Yu, C. Chen, S. Guo, Unmanned aerial vehicle payload technology applications in agriculture and other low-altitude scenarios: a review, *Front. Plant Sci.* 16 (2025). <https://doi.org/10.3389/fpls.2025.1721484>.
- [2] T. Zhao, Y. Zhang, M. Wang, W. Feng, S. Cao, G. Wang, A Critical Review on the Battery System Reliability of Drone Systems, *Drones* 9 (2025). <https://doi.org/10.3390/drones9080539>.
- [3] A. Townsend, I.N. Jiya, C. Martinson, D. Bessarabov, R. Gouws, A comprehensive review of energy sources for unmanned aerial vehicles, their shortfalls and opportunities for improvements, *Heliyon* 6 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2020.e05285>.
- [4] J. Feldens Ferrari, M. Chen, A mathematical model for tactical aerial search and rescue fleet and operation planning, *International Journal of Disaster Risk Reduction* 50 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.ijdr.2020.101680>.
- [5] N.H. Quttineh, T. Larsson, K. Lundberg, K. Holmberg, Military aircraft mission planning: a generalized vehicle routing model with synchronization and precedence, *EURO Journal on Transportation and Logistics* 2 (2013) 109–127. <https://doi.org/10.1007/s13676-013-0023-3>.
- [6] A. Jazairy, E. Persson, M. Brho, R. von Haartman, P. Hilletoft, Drones in last-mile delivery: a systematic literature review from a logistics management perspective, *International Journal of Logistics Management* 36 (2023) 1–62. <https://doi.org/10.1108/IJLM-04-2023-0149>.
- [7] E. Yakıcı, M. Karatas, L. Eriskin, E. Cicek, Location and routing of armed Unmanned Aerial Vehicles and carrier platforms against mobile targets, *Comput. Oper. Res.* 169 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.cor.2024.106727>.
- [8] H.A. Campbell, V. Bosicic, A. Hvala, M. Brady, M.A. Campbell, K. Skelton, O.J. Luiz, Emerging Research Topics in Drone Healthcare Delivery, *Drones* 8 (2024). <https://doi.org/10.3390/drones8060258>.
- [9] A. Rejeb, K. Rejeb, S. Simske, H. Treiblmaier, Humanitarian Drones: A Review and Research Agenda, *Internet of Things (Netherlands)* 16 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.iot.2021.100434>.
- [10] Y. Li, H. Li, G. Xie, Z. Tao, Configuration Trade-Off and Co-Design Optimization of Hybrid-Electric VTOL Propulsion Systems, *Drones* 9 (2025). <https://doi.org/10.3390/drones9110800>.

- [11] M. Osman, Y. Xia, M. Mahdi, A. Ahmed, Hybrid VTOL UAV technologies: Efficiency, customization, and sector-specific applications, *Alexandria Engineering Journal* 120 (2025) 13–49. <https://doi.org/10.1016/j.aej.2024.12.087>.
- [12] M. Baigang, Aerodynamics evaluation and flight test of a vertical take-off and landing fixed-wing UAV with joined-wing configuration in transition flight state, *Aerosp. Sci. Technol.* 155 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109759>.
- [13] G. Nugroho, Y.D. Hutagaol, G. Zuliardiansyah, Aerodynamic Performance Analysis of VTOL Arm Configurations of a VTOL Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation, *Drones* 6 (2022). <https://doi.org/10.3390/drones6120392>.
- [14] W. Yao, C. Liu, Y. Liu, Q. Zheng, J. Wang, H. Yu, C. Chen, S. Guo, Unmanned aerial vehicle payload technology applications in agriculture and other low-altitude scenarios: a review, *Front. Plant Sci.* 16 (2025). <https://doi.org/10.3389/fpls.2025.1721484>.
- [15] M.Y. Arafat, S. Pan, Urban Air Mobility Communications and Networking: Recent Advances, Techniques, and Challenges, *Drones* 8 (2024). <https://doi.org/10.3390/drones8120702>.
- [16] G.P. Badea, T.F. Frigioescu, M. Dombrovski, G. Cican, M. Dima, V. Anghel, D.E. Crunteanu, Innovative Hybrid UAV Design, Development, and Manufacture for Forest Preservation and Acoustic Surveillance, *Inventions* 9 (2024). <https://doi.org/10.3390/inventions9020039>.
- [17] S. An, G. Cai, X. Peng, M. Dai, G. Yang, The Design of Improved Series Hybrid Power System Based on Compound-Wing VTOL, *Drones* 8 (2024). <https://doi.org/10.3390/drones8110634>.
- [18] J. Zong, B. Zhu, Z. Hou, X. Yang, J. Zhai, Evaluation and comparison of hybrid wing vtol uav with four different electric propulsion systems, *Aerospace* 8 (2021). <https://doi.org/10.3390/aerospace8090256>.
- [19] H. Jahani, Y. Khosravi, B. Kargar, K.L. Ong, S. Arisian, Exploring the role of drones and UAVs in logistics and supply chain management: a novel text-based literature review, *Int. J. Prod. Res.* 63 (2025) 1873–1897. <https://doi.org/10.1080/00207543.2024.2373425>.
- [20] H. Qi, S. Hu, J. Zhang, G. Wu, Review of Hybrid Aerial Underwater Vehicle: Potential Applications in the Field of Underwater Marine Optics, *Drones* 9 (2025). <https://doi.org/10.3390/drones9100667>.

- [21] E. Riccio, F. Alifano, V.R. Baraniello, D. Coiro, A Comprehensive Review of Propeller Design and Propulsion Systems for High-Altitude Pseudo-Satellites, *Applied Sciences (Switzerland)* 15 (2025). <https://doi.org/10.3390/app15148013>.
- [22] X. Liu, H. Zhao, Z. Li, H. Ai, Z. Chen, Y. Dai, Research on Variable Pitch Propeller Control Technology of eVTOL Based on ADRC, *Electronics (Switzerland)* 14 (2025). <https://doi.org/10.3390/electronics14183627>.
- [23] S. Goli, D.F. Kurtuluş, L.M. Alhems, A.M. Memon, I.H. Imran, Experimental study on efficient propulsion system for multicopter UAV design applications, *Results in Engineering* 20 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2023.101555>.
- [24] R. Gadekar, Abhishek, M. Kothari, Performance based systematic design methodology for development and flight testing of fuel engine powered quadrotor Unmanned Aerial System for industrial applications, *Mechatronics* 82 (2022). <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2021.102722>.
- [25] N. Ismail, N.L. Mohd Kamal, N. Norhashim, S. Abdul Hamid, Z. Sahwee, S. Ahmad Shah, Electric Propulsion and Hybrid Energy Systems for Solar-Powered UAVs: Recent Advances and Challenges, *Drones* 9 (2025). <https://doi.org/10.3390/drones9120846>.
- [26] G. Nugroho, G. Zuliardiansyah, A.A. Rasyiddin, Performance Analysis of Empennage Configurations on a Surveillance and Monitoring Mission of a VTOL-Plane UAV Using a Computational Fluid Dynamics Simulation, *Aerospace* 9 (2022). <https://doi.org/10.3390/aerospace9040208>.
- [27] A. Čalić, Z. Jurić, M. Katalinić, Impact of Wind-Assisted Propulsion on Fuel Savings and Propeller Efficiency: A Case Study, *J. Mar. Sci. Eng.* 12 (2024). <https://doi.org/10.3390/jmse12112100>.
- [28] H. ZHI, S. DENG, T. XIAO, N. QIN, J. GUO, Trade-off between propeller aerodynamics and aeroacoustics using unsteady adjoint-based design optimization, *Chinese Journal of Aeronautics* 38 (2025). <https://doi.org/10.1016/j.cja.2025.103481>.
- [29] K. Osmani, D. Schulz, Comprehensive Investigation of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): An In-Depth Analysis of Avionics Systems, *Sensors* 24 (2024). <https://doi.org/10.3390/s24103064>.
- [30] Y. Liao, K. Cheng, W. Sun, Y. Zhao, X. Jia, W. Qi, Computational fluid dynamics analysis of aerodynamic characteristics in long-endurance unmanned aerial vehicles, *Heliyon* 10 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e38804>.

- [31] M.N. Aldosari, E. Feron, Acceleration Flight Control for Reduced Gravity Flight in Large Fixed-Wing Aircraft, *Microgravity Sci. Technol.* 37 (2025). <https://doi.org/10.1007/s12217-025-10182-8>.
- [32] R. Bontempo, M. Manna, Verification of the axial momentum theory for propellers with a uniform load distribution, *International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power* 4 (2019). <https://doi.org/10.3390/ijtpp4020008>.
- [33] D.H. Wood, N. Golmirzaee, A revision of blade element/momentum theory for wind turbines in their high-thrust region, *Front. Energy Res.* 11 (2023). <https://doi.org/10.3389/fenrg.2023.1256308>.
- [34] J. Wu, Z. Sun, W. Zhu, S. Fu, C. Xu, W. Shen, A New Modified Blade Element Momentum Method for Calculating the Aerodynamic Performance of a Wind Turbine in Yaw, *Energies (Basel)*. 18 (2025). <https://doi.org/10.3390/en18051063>.
- [35] S. Fang, S. Zhang, J. Zhou, W. Yang, A High-Efficient Modeling Method for Aerodynamic Loads of an Airfoil with Active Leading Edge Based on RFA and CFD, *Aerospace* 12 (2025). <https://doi.org/10.3390/aerospace12070632>.
- [36] C. Jiang, X. Shu, J. Chen, L. Bao, Y. Xu, Research on blade design of lift–drag-composite tidal-energy turbine at low flow velocity, *Energies (Basel)*. 14 (2021). <https://doi.org/10.3390/en14144258>.
- [37] M. Tai, W. Lee, D. Kim, D. Park, Improvements in Robustness and Versatility of Blade Element Momentum Theory for UAM/AAM Applications, *Aerospace* 12 (2025). <https://doi.org/10.3390/aerospace12080728>.
- [38] T. Dai, J. Zhang, Y. Ma, Y. Xing, Energy efficient design of an SST-flowline system using a coupled dynamic analysis approach, *Ocean Engineering* 294 (2024). <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2024.116836>.
- [39] W. Chen, R. Li, J. Huang, H. Dong, Q. Qiu, Q. Chen, Numerical Investigation of Coupled Oblique Flow and Steering Effects on Hydrodynamic Performance of Rudder Behind Propeller, *J. Mar. Sci. Eng.* 13 (2025). <https://doi.org/10.3390/jmse13112140>.

LAMPIRAN

SUBMIT Q1 <https://www.sciencedirect.com/journal/alexandria-engineering-journal>

editorialmanager.com/aej/default2.aspx

Alexandria Engineering Journal

Home Main Menu Submit a Manuscript About Help

← Submissions Being Processed for Author

Page 1 of 1 (1 total submissions) Results per page: 10

Action	Manuscript Number	Title	Initial Date Submitted	Status Date	Current Status
Action Links	AEJ-D-26-00499	Aerodynamic Performance and Sensitivity Analysis of Hybrid VTOL UAV Propulsion Systems for Military Logistics Applications	Jan 25, 2026	Jan 25, 2026	With Editor

Page 1 of 1 (1 total submissions) Results per page: 10