

Optimasi Kecepatan Jelajah UAV Multirotor Hemat Energi Berdasarkan Massa dan *Drag* Paket

Andriansyah Hamid^{*1}, Nissa Prasanti², Kasmawati³, Didi Asmadi⁴

^{1,4} Program Studi Teknik Industri, Fakultas Teknik, Universitas Syiah Kuala, Banda Aceh

^{2,3} Program Studi Teknik Industri, Fakultas Teknik, Universitas Teuku Umar, Meulaboh

e-mail: ^{*1}andriansyah@usk.ac.id

Abstrak

Pengiriman paket menggunakan unmanned aerial vehicle (UAV) terus berkembang, tetapi kapasitas baterai masih membatasi jangkauan operasinya. Dalam banyak studi energi multirotor, muatan diperlakukan sekadar sebagai tambahan massa, padahal paket yang dibawa juga memperbesar drag. Penelitian ini memisahkan kedua pengaruh tersebut, yaitu massa muatan dan luas drag ekuivalen paket, lalu mengeksplorasi bagaimana keduanya menentukan kecepatan jelajah yang paling hemat energi. Model daya Zeng yang digeneralisasi dipilih karena tetap memperhitungkan coupling antara drag dan thrust. Parameternya disusun untuk DJI Matrice 200 dari spesifikasi pabrikan dan kesebangunan rotor dalam literatur. Sebanyak 16 kombinasi massa dan luas drag, sejumlah batas kecepatan akibat tenggat, serta tiga jarak jelajah dihitung dengan optimasi skalar berbatas. Hasil hitungan diuji terhadap pencarian menyeluruh dan dibandingkan dengan endurance acuan. Ternyata kedua sifat paket menggeser kecepatan optimal ke arah yang berlawanan. Tambahan massa 1,5 kg menaikkan kecepatan optimal 15,4%, sedangkan luas drag yang bertambah 37,5% justru menurunkannya 9,5%. Ketika keduanya muncul bersamaan, kecepatan optimal hampir tidak berubah, tetapi energi per kilometer melonjak 53,4%. Tenggat pengiriman hanya menambah energi apabila kecepatan yang dituntutnya melewati kecepatan optimal alami, dan misi menjadi tidak layak bila melampaui batas kecepatan platform. Menyesuaikan kecepatan pada tiap misi hanya menghemat 0,30% energi dibandingkan satu fixed speed terbaik, jauh lebih kecil daripada selisih yang timbul antara dua bentuk model yang berbeda. Karena itu, paket sebaiknya dinilai dari massa dan bentuknya sekaligus, dan pemilihan model daya perlu dimantapkan sebelum penghematan dari kecepatan adaptif dijadikan dasar keputusan operasional.

Kata kunci—UAV multirotor, kecepatan jelajah optimal, energi propulsi, massa muatan, luas drag aerodinamis

Abstract

Parcel delivery by unmanned aerial vehicles (UAVs) continues to grow, while battery capacity remains the principal constraint. Multirotor energy studies commonly model payload solely as added mass, although delivery packages also increase aerodynamic drag. This study aims to separate the effect of payload mass from that of the package equivalent drag area on the energy-optimal cruise speed. A generalized Zeng power model, which preserves drag-thrust coupling, is parameterized for a DJI Matrice 200 using manufacturer specifications and rotor similarity scaling from the literature. Sixteen mass-area combinations, deadline-implied minimum speeds, and three cruise distances are evaluated by bounded scalar optimization, verified against an exhaustive grid and checked for plausibility against manufacturer endurance. The main results show that the two package attributes shift the optimal speed in opposite directions: adding 1.5 kg raises the optimal speed by 15.4%, whereas a 37.5% drag-area increase lowers it by 9.5%. When both are present, the optimal speed barely changes, yet the minimum specific energy rises by 53.4%. A delivery deadline imposes an energy penalty only once its implied speed exceeds the natural optimum, and becomes infeasible above the platform

speed limit. Mission-specific speed control saves a median of only 0.30% relative to the best single fixed speed, while differences between model forms far exceed that figure. Practically, these findings indicate that delivery packages must be characterized by mass together with aerodynamic footprint, and that the choice of power model must be settled before adaptive-speed benefits are claimed operationally.

Keywords—*multirotor UAV, energy-optimal cruise speed, propulsion energy, payload mass, equivalent drag area*

1. PENDAHULUAN

Pengiriman paket dengan *unmanned aerial vehicle* (UAV) berkembang cepat sebagai alternatif untuk *last-mile delivery* karena menjanjikan emisi dan biaya distribusi yang lebih rendah daripada moda darat. Namun tinjauan mutakhir di bidang ini menegaskan dua hal: keterbatasan energi masih menjadi kendala utama, dan validasi eksperimental terhadap model konsumsi energi masih jarang dilakukan [1]. Di sinilah kecepatan jelajah horizontal berperan. Kecepatan ini menentukan jangkauan multirotor karena kebutuhan daya propulsi berubah secara nonlinier terhadap kecepatan, sedangkan waktu jelajah justru berbanding terbalik dengannya. Model analitik yang lazim dipakai menguraikan daya propulsi menjadi tiga komponen, yaitu *profile power*, *induced power*, dan *parasite power* [2]. Pemilihan model ternyata menentukan. Kajian pada UAV pengiriman menunjukkan bahwa model daya yang berbeda dapat menghasilkan prediksi energi yang jauh berbeda pula [3]. Model terintegrasi terbaru untuk UAV *rotary-wing* bahkan menegaskan bahwa fase terbang horizontal mendominasi konsumsi baterai dalam satu segmen penerbangan [4]. Model yang lebih rinci menggabungkan teori *blade element momentum* dengan dinamika motor dan baterai [5], [6]. Ada pula model *closed form* khusus multirotor yang sudah divalidasi lewat penerbangan nyata [7]. Karena itu, menganggap daya jelajah sebagai besaran konstan tidak tepat secara fisik untuk menentukan kecepatan operasi. Data telemetri publik dari penerbangan pengiriman paket menguatkan pentingnya validasi empiris [8], meskipun data tersebut berasal dari Matrice 100 sehingga tidak dipakai sebagai acuan pencocokan model dalam penelitian ini.

Optimasi kecepatan sendiri bukan hal baru. Penelitian terdahulu sudah menentukan kecepatan optimal di bawah kendala jangkauan atau waktu layanan [9]. Sebagian lain memakai kecepatan yang disesuaikan dengan karakteristik misi dalam persoalan *routing* dan *coverage* wilayah [10], [11], [12]. Ada pula yang menurunkan titik optimum energi sebagai fungsi muatan [13]. Sebuah *preprint* tahun 2026 menelaah pengaruh muatan, kondisi lingkungan, dan kecepatan jelajah melalui simulasi [14]. Temuan-temuan itu menunjukkan bahwa kebaruan penelitian tidak bisa hanya bertumpu pada meminimuman energi per satuan jarak, $P(v)/v$, atau variasi massa muatan semata.

Perkembangan terkini memperkuat kecenderungan itu sekaligus memperjelas posisi penelitian ini. Meskar dan Ahmadi-Javid [15] menggabungkan optimasi kecepatan dengan *routing multi-trip* di bawah batas waktu pengiriman. Ji dkk. [16] memperlakukan kecepatan jelajah sebagai variabel kontinu pada sistem truk-UAV dan melaporkan penurunan *makespan* hingga 17,5%. Wu dkk. [12] bahkan melaporkan penghematan energi sekitar 21% dari kecepatan variabel dibandingkan *fixed speed*. Angka-angka itu tampak besar, tetapi ketiganya diukur pada tingkat rute dengan pembanding *fixed speed* yang tidak dioptimalkan lebih dahulu, dan muatan tetap diwakili satu besaran massa saja. Dua perbedaan itulah yang dijawab penelitian ini. Pembandingan dilakukan pada tingkat platform terhadap *fixed speed* terbaik yang sudah dioptimalkan, dan muatan diuraikan menjadi dua faktor fisik yang dapat dikendalikan terpisah.

Ketika sebuah paket dibawa oleh multirotor, setidaknya dua karakteristik fisiknya berubah. Massa paket menambah berat total dan pembebanan rotor, sedangkan luas dan bentuk proyeksinya memperbesar *drag* aerodinamis. Pengukuran penerbangan menunjukkan bahwa karakteristik *drag* kuadrotor dipengaruhi oleh massa dan bentuk badannya [17]. Kajian penempatan parsel juga menunjukkan bahwa ukuran dan posisi paket dapat mengganggu pola aliran udara serta kestabilan UAV [18]. Meskipun demikian, muatan masih sering diwakili sekadar sebagai tambahan massa. Penyederhanaan ini menyamarkan satu mekanisme penting. Tambahan massa cenderung menggeser kecepatan optimal ke nilai yang lebih tinggi, sedangkan tambahan luas *drag* justru menggesernya ke nilai yang lebih rendah. Keduanya dapat saling mengimbangi pada koordinat kecepatan, tetapi sama-sama menaikkan kebutuhan energi.

Penelitian ini mengisi *gap* tersebut melalui studi rekayasa komputasi yang menempatkan pemilihan kecepatan sebagai persoalan tingkat platform, terpisah dari perencanaan rute. Analisisnya mengukur pengaruh massa muatan dan luas *drag* paket terhadap kurva daya, energi spesifik, dan kecepatan optimal, baik secara terpisah maupun bersamaan. Penelitian ini juga menentukan kapan tenggat pengiriman mengaktifkan batas kecepatan minimum atau membuat misi menjadi tidak layak. Selanjutnya, penghematan dari penyesuaian kecepatan tiap misi dibandingkan dengan satu *fixed speed* terbaik untuk seluruh skenario. Terakhir, *robustness* titik operasi diuji terhadap ketidakpastian parameter dan ketidakpastian struktur model.

Kontribusi utama penelitian ini adalah peta operasi dua faktor yang memisahkan pengaruh tambahan massa dari pengaruh tambahan luas *drag* ekuivalen. Peta itu dibangun dari generalisasi model analitik yang tetap memperhitungkan *coupling* antara *drag* aerodinamis, kemiringan rotor, dan kebutuhan *thrust* total melalui rasio *thrust* terhadap berat. Kerangka ini memungkinkan tenggat pengiriman, cadangan baterai, dan kebijakan satu *fixed speed* terbaik dievaluasi sekaligus dengan optimasi skalar berbatas yang hasilnya diverifikasi secara numerik. Ketidakpastian parameter juga dibandingkan langsung dengan ketidakpastian struktur model, sehingga keandalan titik operasi dapat dinilai tanpa presisi semu. Dengan demikian, kebaruan penelitian ini bukan pada meminimuman energi per satuan jarak. Kebaruannya terletak pada pemisahan muatan menjadi dua faktor rekayasa dan pada penggunaan pembanding *fixed speed* yang sudah dioptimalkan.

2. METODE PENELITIAN

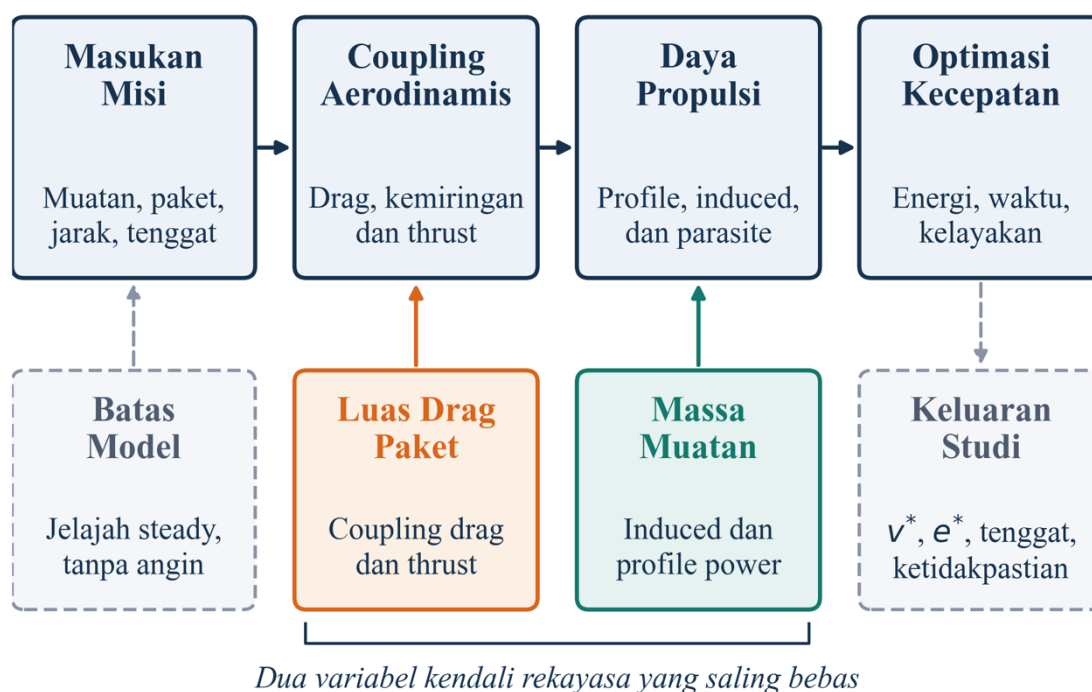
2.1 Ruang lingkup, batas misi, dan platform acuan

Analisis dibatasi pada fase jelajah horizontal dalam kondisi *steady*, ketinggian konstan, dan tanpa angin. Fase lepas landas, menanjak, percepatan, menurun, mendarat, *hover* di titik pelanggan, penerbangan kembali tanpa muatan, transien avionik, dan pengaruh temperatur baterai tidak diperhitungkan. Oleh karena itu, besaran yang dilaporkan adalah energi propulsi jelajah pada sisi baterai untuk perjalanan satu arah, bukan energi total misi pulang pergi. Jarak (d) didefinisikan sebagai jarak jelajah horizontal satu arah. Batasan ini memungkinkan pengaruh kecepatan terhadap titik operasi dianalisis secara transparan tanpa memasukkan asumsi perencanaan rute.

Pembatasan ruang lingkup tersebut berdasar fisik, bukan sekadar penyederhanaan. Pertama, fase jelajah memang yang paling menentukan jangkauan. Model konsumsi energi terintegrasi untuk UAV *rotary-wing* mencatat bahwa terbang horizontal menyerap rata-rata sekitar 88% kapasitas baterai dalam satu segmen penerbangan [4]. Kedua, asumsi tanpa angin dipakai agar pengaruh massa muatan dan luas *drag* paket dapat diisolasi tanpa tercampur variasi medan angin. Memodelkan angin menuntut dekomposisi vektor angin pada sumbu badan UAV [19], dan itu berada di luar cakupan penelitian ini. Ketiga, efisiensi konversi elektrik yang

konstan tidak memengaruhi kesimpulan tentang kecepatan optimal. Efisiensi hanya berperan sebagai pengali konstan pada fungsi energi spesifik, sehingga ia menggeser besaran energi tetapi tidak menggeser letak titik minimumnya. Konsekuensi ketiga asumsi ini dikuantifikasi lewat analisis sensitivitas dan Monte Carlo pada Subbab 2.6, lalu dibahas kembali sebagai keterbatasan pada Subbab 3.6.

Platform acuan yang digunakan adalah DJI Matrice 200 dengan dua baterai TB55. Berdasarkan spesifikasi pabrikan, massa platform beserta baterai adalah 4,53 kg, massa lepas landas maksimum 6,14 kg, kapasitas setiap baterai 174,6 Wh, dan kecepatan maksimum pada mode P sebesar 17 m/s [20]. Bauersfeld dan Scaramuzza melaporkan konfigurasi empat propeler dengan jari-jari 0,216 m dan luas badan rata-rata 0,170 m² pada kondisi massa maksimum [5]. Dengan demikian, luas total *disk* aktuator adalah $A = n\pi R^2 = 0,5863 \text{ m}^2$. Alur komputasi penelitian dirangkum dalam Gambar 1.



Gambar 1 Kerangka penelitian pemisahan massa muatan dan *drag* paket

Tabel 1 Parameter platform acuan dan status asumsi

Besaran	Simbol	Nilai	Satuan	Sumber atau status
Massa dengan baterai	m_0	4,53	kg	Spesifikasi DJI [20]
Massa lepas landas maksimum	$m_{\max}$	6,14	kg	Spesifikasi DJI [20]
Jumlah rotor	n	4	–	Konfigurasi platform [5]
Jari-jari rotor	R	0,216	m	Tabel Bauersfeld [5]
Luas total <i>disk</i> aktuator	A	0,5863	m ²	Diturunkan dari $n\pi R^2$
Luas badan rata-rata	$\bar{A}$	0,170	m ²	Data Bauersfeld [5]
Koefisien <i>drag</i> badan	C_D	1,00	–	Asumsi; sensitivitas 0,75–1,25
Kerapatan udara	ρ	1,225	kg/m ³	Kondisi permukaan laut [2]

Besaran	Simbol	Nilai	Satuan	Sumber atau status
<i>Figure of merit</i>	η_P	0,60	–	Estimasi literatur [5]
Efisiensi elektrik	η_e	0,75	–	Estimasi literatur [5]
Faktor koreksi <i>induced power</i>	k	0,10	–	Acuan analitik [2]
Koefisien <i>profile power</i>	δ	0,012	–	Acuan analitik [2]
Soliditas rotor	s	0,050	–	Acuan analitik [2]
<i>Profile power</i> acuan	$P_{0,ref}$	140,0	W	Diturunkan dari acuan daya <i>hover</i>
<i>Tip speed</i> acuan	$U_{tip,ref}$	137,49	m/s	Diturunkan dari acuan daya <i>hover</i>
Energi nominal baterai	E_{bat}	349,2	Wh	Dua baterai TB55 [20]
Fraksi energi baterai terpakai	u_b	0,80	–	Asumsi cadangan operasional
Rentang kecepatan optimasi	$[v_{min}, v_{max}]$	[1,17]	m/s	Batas atas dari [20]

2.2 Penetapan daya *hover* acuan dan penskalaan muatan

Untuk (n) rotor identik, teori momentum memungkinkan *induced power* total dihitung menggunakan berat total multirotor (W) dan luas total *disk* aktuator (A). Daya ideal pada kondisi *hover* dinyatakan pada Persamaan (1).

$$P_{ideal} = \frac{W^{3/2}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (1)$$

Daya mekanis saat *hover* ditentukan berdasarkan nilai *figure of merit* (η_P) dari literatur, sedangkan faktor (k) digunakan untuk mengoreksi *induced power* ideal. Komponen *profile power* kemudian dihitung sebagai residu positif, bukan diperoleh melalui pencocokan terhadap data *endurance* yang terbatas, sebagaimana Persamaan (2).

$$P_h = \frac{P_{ideal}}{\eta_P}, \quad P_i = (1 + k)P_{ideal}, \quad P_{0,ref} = P_h - P_i \quad (2)$$

Pada massa acuan 4,53 kg, Persamaan (2) menghasilkan $P_{0,ref} = 140,0$ W. Dengan relasi *profile power* Zeng $P_0 = (\delta/8)\rho s A U_{tip}^3$, *tip speed* acuan yang tersirat adalah 137,49 m/s. Penambahan muatan mengubah titik operasi rotor. Untuk geometri rotor tetap dan koefisien *thrust* yang dianggap konstan, *thrust* sebanding dengan kuadrat kecepatan putar rotor. Dengan demikian, kecepatan putar rotor sebanding dengan akar berat total, sedangkan *profile power* sebanding dengan berat berpangkat (3/2). Berdasarkan hubungan tersebut, penskalaan terhadap massa dirumuskan pada Persamaan (3).

$$P_0(m) = P_{0,ref} \left(\frac{m}{m_0} \right)^{3/2}, \quad U_{tip}(m) = U_{tip,ref} \sqrt{\frac{m}{m_0}} \quad (3)$$

Hubungan ini mempertahankan nilai *figure of merit* yang dipilih pada seluruh tingkat muatan. Pendekatan tersebut juga menghindari asumsi yang kurang realistis secara fisik bahwa kecepatan putar rotor tidak berubah ketika berat multirotor bertambah. Meskipun demikian, hubungan pada Persamaan (3) tetap merupakan pendekatan analitik. Ketidakpastian yang ditimbulkannya dianalisis pada Subbagian 2.6.

2.3 Coupling drag–thrust dan daya jelajah

Pengaruh aerodinamis paket direpresentasikan melalui rasio tambahan luas *drag* ekuivalen (ϕ) terhadap luas badan acuan. Parameter ini bukan koefisien *drag* paket yang diperoleh dari pengukuran, melainkan variabel kendali rekayasa. Dalam penerapan selanjutnya, parameter tersebut dapat diganti dengan hasil dinamika fluida komputasional atau nilai terukur untuk paket tertentu. Besaran tersebut dan *drag* yang ditimbulkannya dinyatakan pada Persamaan (4).

$$S_{eq}(\phi) = C_D \bar{A}(1 + \phi), \quad D(v, \phi) = 1/2 \rho S_{eq}(\phi) v^2 \quad (4)$$

Dalam penerbangan *steady* pada ketinggian konstan, *drag* horizontal diimbangi oleh komponen horizontal *thrust* rotor akibat kemiringan rotor. *Thrust* total (T) dan rasio *thrust* terhadap berat (κ) dirumuskan pada Persamaan (5).

$$T = \sqrt{W^2 + D^2}, \quad \kappa = \frac{T}{W} \quad (5)$$

Formulasi Zeng yang digeneralisasi [2] digunakan untuk menggantikan penyederhanaan umum ($\kappa = 1$). Kebutuhan daya mekanis selama jelajah dinyatakan pada Persamaan (6).

$$P_{mech}(v) = P_0 \left(1 + \frac{3v^2}{U_{tip}^2} \right) + P_i \kappa \left[\sqrt{\kappa^2 + \frac{v^4}{4v_0^4}} - \frac{v^2}{2v_0^2} \right]^{1/2} + 1/2 \rho S_{eq} v^3 \quad (6)$$

Dengan $v_0 = \sqrt{W/(2\rho A)}$. Ketiga suku pada Persamaan (6) masing-masing merepresentasikan *profile power*, *induced power*, dan *parasite power*. Daya propulsi pada sisi baterai dihitung sebagai ($P_{bat} = P_{mech}/\eta_e$). Efisiensi konversi yang diasumsikan konstan memengaruhi besarnya energi, tetapi tidak mengubah kecepatan optimal tanpa kendala. Beban listrik tambahan di luar sistem propulsi tidak diperhitungkan.

2.4 Energi, waktu, tenggat, dan kelayakan baterai

Untuk jarak horizontal satu arah d , waktu jelajah t , energi spesifik e , dan energi jelajah E dinyatakan pada Persamaan (7).

$$t(v, d) = \frac{d}{v}, \quad e(v) = \frac{P_{bat}(v)}{3,6 v} \text{ [Wh/km]}, \quad E(v, d) = d e(v) \quad (7)$$

Faktor 3,6 mengonversi satuan ($W/(m/s)$) menjadi (Wh/km). Karena jarak positif hanya bertindak sebagai pengali terhadap ($e(v)$), perubahan jarak tidak menggeser titik minimumnya apabila tidak terdapat kendala. Jarak baru dapat memengaruhi kecepatan terpilih melalui persyaratan waktu atau kendala kapasitas baterai. Dengan demikian, masalah optimasi dirumuskan pada Persamaan (8).

$$\min_v e(v) \quad \text{dengan} \quad \max \left(v_{min}, \frac{d}{T_{max}} \right) \leq v \leq v_{max}, \quad d e(v) \leq u_b E_{bat} \quad (8)$$

Tenggat pengiriman direpresentasikan melalui waktu jelajah maksimum (T_{max}) yang menghasilkan kecepatan minimum ($v_{req} = d/T_{max}$). Misi dinyatakan tidak layak berdasarkan waktu apabila (v_{req}) melampaui batas kecepatan platform sebesar 17 m/s. Kelayakan baterai diperiksa menggunakan 80% dari energi nominal, yaitu 279,36 Wh, sehingga tersisa cadangan sebesar 20%. Pembatasan ini bersifat konservatif untuk segmen jelajah yang dimodelkan. Namun, karena energi untuk menanjak, *hover* saat penyerahan, dan penerbangan kembali tidak

diperhitungkan, hasil pemeriksaan tidak boleh ditafsirkan sebagai jangkauan tersertifikasi untuk keseluruhan misi.

2.5 Kebijakan *fixed speed* dan penyesuaian kecepatan per misi

Agar perbandingan tidak bergantung pada pemilihan kecepatan yang sewenang-wenang, kebijakan *fixed speed* terlebih dahulu dioptimalkan terhadap seluruh ($N = 16$) kombinasi massa dan luas *drag* dengan bobot yang sama. Kecepatan tersebut merupakan satu *fixed speed* terbaik untuk himpunan skenario yang telah ditentukan, sebagaimana Persamaan (9).

$$v_F = \operatorname{argmin}_v \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N e_i(v) \quad (9)$$

Untuk memenuhi suatu tenggat, kebijakan *fixed speed* menggunakan $\max(v_F, v_{\text{req}})$ selama nilai tersebut tidak melampaui (v_{max}). Sebaliknya, kebijakan spesifik misi mengoptimalkan kecepatan setiap skenario secara terpisah dengan batas bawah dan kendala kelayakan yang sama.. Persentase penghematan energi dihitung sebagai $100(E_{\text{fixed}} - E_{\text{adaptif}})/E_{\text{fixed}}$. Pengujian ini memberikan penilaian konservatif terhadap manfaat penyesuaian kecepatan karena kebijakan pembanding juga telah dioptimalkan, bukan dipilih untuk memperbesar nilai penghematan.

2.6 Rancangan skenario, verifikasi numerik, dan ketidakpastian

Tabel 2 Rancangan eksperimen dan analisis ketidakpastian

Faktor	Level atau rentang	Tujuan
Massa muatan	0; 0,5; 1,0; 1,5 kg	Faktor pembebanan rotor yang mandiri
Rasio tambahan luas <i>drag</i>	0; 12,5; 25,0; 37,5%	Faktor aerodinamika paket yang mandiri
Jarak satu arah	1; 5; 10 km	Penskalaan energi dan uji baterai
Kecepatan tersirat tenggat	0; 8; 12; 16; 18 m/s	Kondisi longgar, aktif, dan tidak layak
Sensitivitas satu-per-satu	Tujuh parameter pada batas bawah dan atas	Arah dan besar pengaruh lokal
Ketidakpastian Monte Carlo	2.500 sampel seragam; <i>seed</i> tetap 20260830	Selang 90% kecepatan dan energi
Pembanding bentuk model	Estimator ringkas jangkauan–kecepatan Bauersfeld [5]	Pembanding titik operasi yang mandiri

Optimasi skalar terbatas diimplementasikan dalam Python dengan toleransi kecepatan (10^{-11} m/s). Setiap solusi nominal diperiksa secara independen menggunakan pencarian menyeluruh pada *grid* yang terdiri atas 200.001 titik. Selisih maksimum pada kecepatan optimal adalah ($3,88 \times 10^{-5}$ m/s), sedangkan selisih maksimum pada energi adalah ($2,17 \times 10^{-10}$ Wh/km). Verifikasi tambahan mencakup keseimbangan gaya, konversi satuan, penguraian daya *hover*, penskalaan terhadap jarak, aktivasi batas tenggat, ketidaklayakan misi, monotonisitas kebutuhan daya terhadap muatan, dan kelengkungan lokal positif di sekitar titik optimum. Seluruh 12 pemeriksaan dinyatakan lolos.

Analisis sensitivitas satu parameter pada satu waktu menggunakan rentang kerapatan udara 1,000–1,225 kg/m³, *figure of merit* 0,50–0,70, faktor koreksi *induced power* 0,05–0,15, koefisien *drag* badan 0,75–1,25, luas badan rata-rata 0,1445–0,1955 m², efisiensi elektrik 0,70–

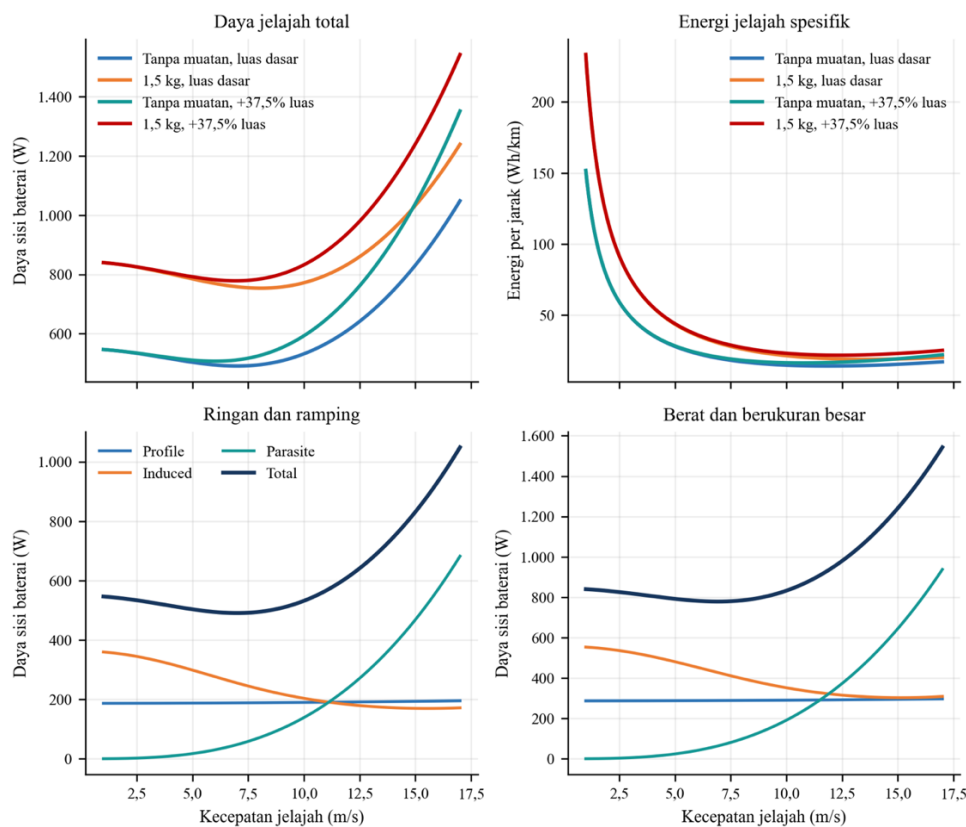
0,85, dan rasio tambahan luas *drag* paket 0,1875–0,3125. Analisis dilakukan di sekitar skenario acuan dengan massa muatan 1,0 kg dan tambahan luas *drag* 25%. Dalam analisis Monte Carlo, ketujuh parameter tersebut disampel secara seragam dan serentak pada rentang yang sama menggunakan 2.500 sampel dan *seed* tetap 20260830. Estimator ringkas hubungan jangkauan dan kecepatan dari Bauersfeld menggunakan koefisien yang dipublikasikan bersama massa dan luas badan rata-rata yang sesuai [5]. Estimator tersebut digunakan sebagai pembanding independen untuk menilai ketidakpastian struktur model, bukan sebagai pengganti simulasi *blade element* dan baterai secara menyeluruh.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Perilaku kurva daya dan pemeriksaan kewajaran

Model dengan acuan daya *hover* memprediksi daya yang ditarik dari baterai sebesar 549,0 W pada massa acuan 4,53 kg dan 866,3 W pada massa lepas landas maksimum 6,14 kg. Dengan energi baterai nominal sebesar 349,2 Wh, kedua nilai tersebut menghasilkan estimasi *endurance* ideal masing-masing 38,16 dan 24,19 menit. Nilai ini mendekati *endurance* yang dilaporkan oleh pabrikan, yaitu 38 dan 24 menit [20], dengan galat masing-masing sebesar 0,43% dan 0,77%. Perbandingan tersebut hanya digunakan sebagai pemeriksaan kewajaran dan tidak dijadikan target pencocokan model. Kesesuaian hasil menunjukkan bahwa gabungan asumsi *figure of merit* dan efisiensi elektrik menghasilkan skala daya *hover* yang wajar. Namun, pemeriksaan ini belum dapat dianggap sebagai validasi terhadap kurva daya pada *forward flight*. Sebagai pembanding tambahan, model terintegrasi untuk UAV *rotary-wing* yang diuji pada beberapa platform komersial melaporkan bahwa massa total memengaruhi *endurance* lebih kuat daripada kecepatan horizontal [4], sedangkan kerangka estimasi energi yang divalidasi pada 188 penerbangan DJI Matrice 100 dengan muatan 0 hingga 0,75 kg memperlihatkan pola daya jelajah yang sejenis [19]. Kesesuaian arah tersebut memperkuat kewajaran model, meskipun validasi kuantitatif pada *forward flight* untuk Matrice 200 tetap memerlukan data telemetri khusus platform.

Gambar 2 menunjukkan bahwa kurva daya total memiliki bentuk U sebagaimana diperkirakan, sedangkan kurva energi per satuan jarak membentuk pola U yang lebih tajam. Penambahan massa meningkatkan kebutuhan *profile power* dan *induced power* pada seluruh rentang kecepatan. Sementara itu, penambahan luas *drag* meningkatkan *parasite power* yang sebanding dengan (v^3), menggeser titik minimum daya total ke kecepatan yang lebih rendah, dan mempercum kurva pada wilayah berkecepatan tinggi. Dengan mempertahankan ($\kappa > 1$), pengaruh *drag* tidak hanya muncul pada komponen *parasite power*, tetapi juga meningkatkan *thrust* total dan kebutuhan *induced power*. Pada titik operasi optimal, sudut kemiringan rotor berkisar antara 18,23° dan 20,35°. Rentang tersebut menunjukkan adanya peningkatan *thrust* yang moderat, tetapi tetap tidak dapat diabaikan. Keterkaitan ini akan hilang apabila rasio *thrust* terhadap berat disederhanakan menjadi ($\kappa = 1$).



Gambar 2 Kurva daya jelajah, energi spesifik, dan komponen dayanya

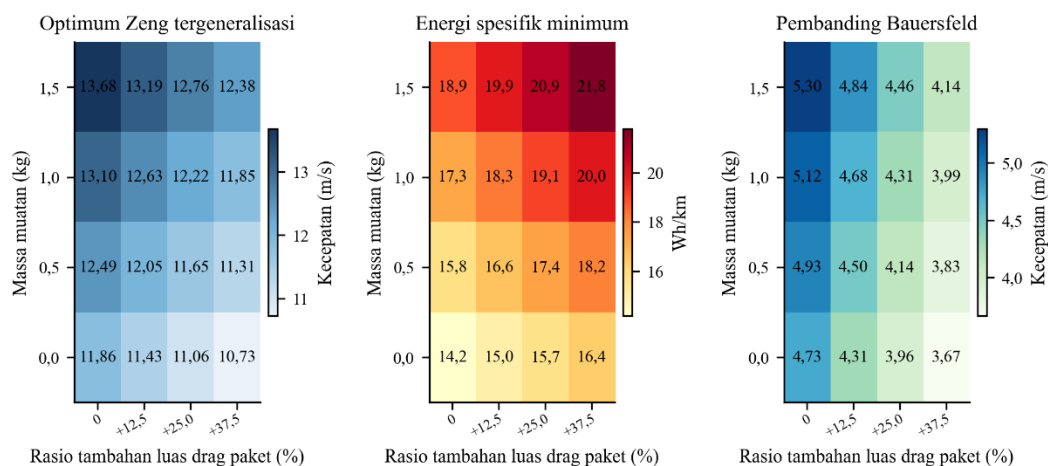
3.2 Pengaruh massa dan luas drag secara terpisah dan bersamaan

Peta operasi untuk 16 skenario pada Gambar 3 memperlihatkan dua mekanisme yang tidak dapat dibedakan apabila muatan hanya direpresentasikan sebagai tambahan massa. Pada kondisi luas *drag* acuan, peningkatan massa muatan dari 0 menjadi 1,5 kg menggeser kecepatan optimal dari 11,86 menjadi 13,68 m/s atau meningkat sebesar 15,4%. Pada saat yang sama, energi spesifik minimum meningkat dari 14,20 menjadi 18,90 Wh/km atau sebesar 33,1%. Pergeseran kecepatan optimal ke nilai yang lebih tinggi ini konsisten secara kualitatif dengan penskalaan muatan berdasarkan prinsip dasar fisika yang dilaporkan oleh Patnaik dkk. [13].

Pada kondisi tanpa tambahan massa, peningkatan luas *drag* ekuivalen sebesar 37,5% menurunkan kecepatan optimal dari 11,86 menjadi 10,73 m/s atau sebesar 9,5%. Meskipun kecepatan optimal menurun, energi spesifik minimum meningkat sebesar 15,2% menjadi 16,36 Wh/km. Penurunan kecepatan tersebut tidak menunjukkan peningkatan efisiensi, tetapi merupakan pergeseran titik optimum sebagai respons terhadap pertumbuhan *parasite power* yang semakin dominan pada kecepatan tinggi. Oleh karena itu, karakteristik aerodinamis paket perlu direpresentasikan secara terpisah dari massanya ketika kecepatan jelajah direkomendasikan.

Pada skenario gabungan dengan massa muatan 1,5 kg dan tambahan luas *drag* 37,5%, kecepatan optimal adalah 12,38 m/s. Nilai ini hanya 4,4% lebih tinggi daripada kondisi dasar tanpa muatan dan tanpa tambahan luas *drag*. Namun, perubahan kecepatan yang relatif kecil tersebut disertai peningkatan energi spesifik minimum sebesar 53,4%, dari 14,20 menjadi 21,77 Wh/km. Dengan demikian, pengaruh massa dan jejak aerodinamis sebagian saling

mengimbangi dalam menentukan titik operasi, tetapi kenaikan energi yang ditimbulkannya tetap terakumulasi. Kecepatan jelajah terbaik yang hanya sedikit berubah dari kondisi dasar tidak dapat diartikan bahwa karakteristik fisik paket tidak berpengaruh terhadap kebutuhan energi.



Gambar 3 Peta operasi massa muatan dan luas *drag* ekuivalen

Tabel 3 Titik operasi representatif studi faktorial

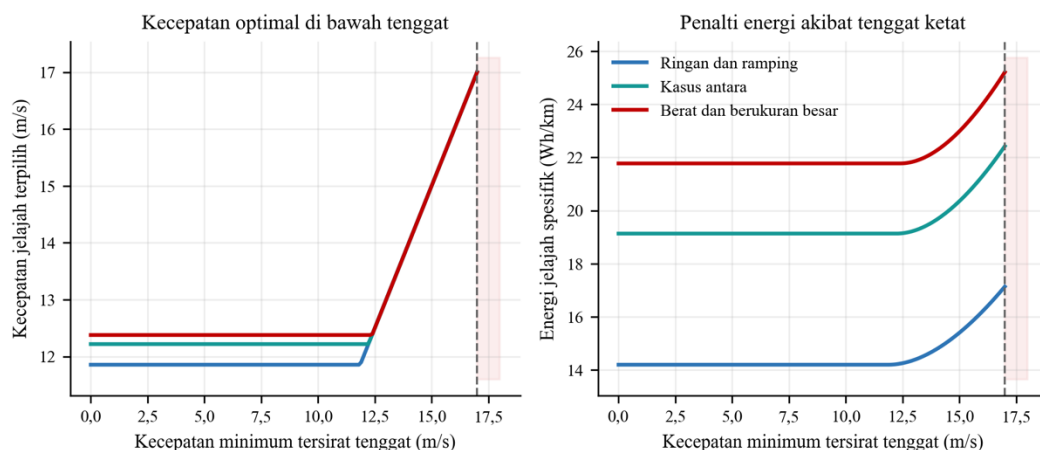
Muatan	Tambahan luas	v^*	e^*	P_{bat} pada v^*	Kemiringan	Tafsiran
0,0 kg	0,0%	11,86 m/s	14,20 Wh/km	606,0 W	18,23°	Dasar, ringan dan ramping
0,0 kg	37,5%	10,73 m/s	16,36 Wh/km	631,8 W	20,35°	Efek luas <i>drag</i> murni
1,5 kg	0,0%	13,68 m/s	18,90 Wh/km	930,6 W	18,23°	Efek massa murni
1,0 kg	25,0%	12,22 m/s	19,13 Wh/km	841,6 W	19,71°	Kasus antara
1,5 kg	37,5%	12,38 m/s	21,77 Wh/km	970,3 W	20,35°	Batas berat dan berukuran besar

3.3 Kondisi tenggat, jarak jelajah, dan cadangan baterai

Selama kecepatan minimum akibat tenggat, (v_{req}), berada di bawah kecepatan optimal tanpa kendala, (v^*), tenggat tidak aktif dan tidak mengubah kecepatan terpilih. Ketika ($v_{req} = 12$ m/s), batas bawah kecepatan menjadi aktif pada 7 dari 16 skenario dan meningkatkan energi hingga 1,84% dibandingkan dengan nilai minimum tanpa kendala. Pada ($v_{req} = 16$ m/s), batas tersebut aktif pada seluruh skenario dan meningkatkan kebutuhan energi sebesar 3,68% hingga 25,81% terhadap nilai minimum masing-masing skenario. Peningkatan terbesar terjadi pada skenario yang paling didominasi *drag* aerodinamis karena kecepatan optimal tanpa kendalanya berada paling jauh di bawah 16 m/s. Persyaratan kecepatan 18 m/s tidak layak untuk semua skenario, terlepas dari ketersediaan energi, karena melampaui batas kecepatan platform sebesar 17 m/s.

Gambar 4 membedakan tiga kondisi operasi, yaitu tenggat longgar, tenggat aktif, dan tenggat tidak layak berdasarkan batas kecepatan. Kecepatan terpilih tetap berada pada (v^*) selama ($v_{req} \leq v^*$). Setelah (v_{req}) melampaui (v^*), kecepatan terpilih mengikuti persyaratan

tenggat, ($v=v_{\mathrm{req}}$), hingga mencapai batas platform (v_{max}). Persyaratan di atas batas tersebut menyebabkan misi tidak layak. Karena kurva energi relatif datar di sekitar (v^*), kenaikan energi pada awal aktivasi tenggat masih kecil, tetapi menjadi semakin besar ketika kecepatan bergerak menuju cabang berkecepatan tinggi. Hasil ini menunjukkan bahwa penyesuaian kecepatan berdasarkan tenggat hanya diperlukan ketika batas minimum kecepatan benar-benar aktif.



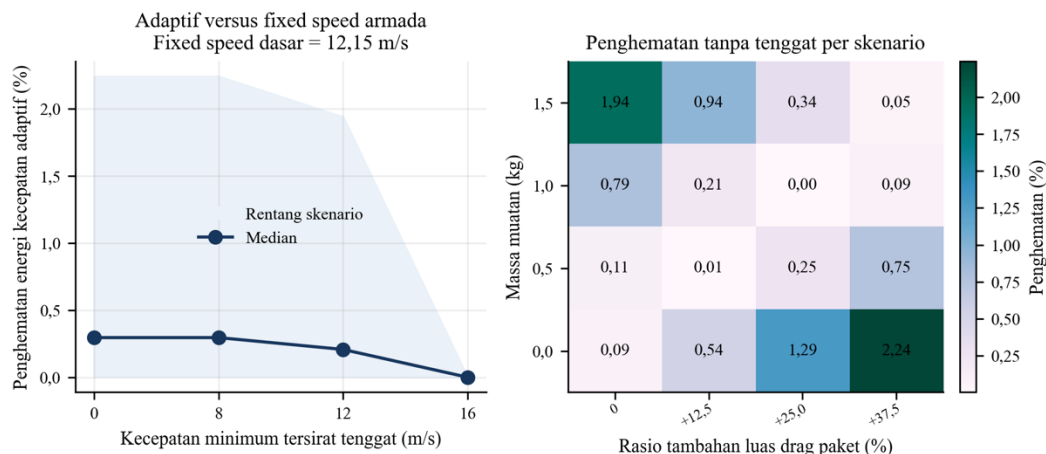
Gambar 4 Respons kecepatan dan energi terhadap tenggat pengiriman

Jarak jelajah tidak mengubah kecepatan optimal tanpa kendala, (v^*), tetapi menskalakan energi jelajah secara linear. Untuk ($v_{req} > 0$), jarak juga menentukan tenggat waktu absolut yang bersesuaian. Sebagai contoh, pada kecepatan optimal tanpa kendala, skenario menengah membutuhkan energi sebesar 19,13, 95,67, dan 191,33 Wh untuk jarak masing-masing 1, 5, dan 10 km. Berdasarkan model utama, seluruh 16 skenario tetap memenuhi batas energi yang dapat digunakan sebesar 279,36 Wh pada jarak 10 km, termasuk ketika kecepatan minimum akibat tenggat ditetapkan sebesar 16 m/s. Pada kondisi tersebut, energi jelajah yang diprediksi berkisar antara 161,90 dan 239,76 Wh. Namun, hasil ini tidak menunjukkan bahwa jangkauan pengiriman praktis sejauh 10 km telah tervalidasi. Analisis tidak memperhitungkan kebutuhan energi untuk menanjak, *hover*, penerbangan kembali, pengaruh angin, maupun dinamika baterai. Selain itu, ketidakpastian struktur model masih cukup besar. Oleh karena itu, hasil tersebut hanya menunjukkan kelayakan dalam ruang lingkup model jelajah satu arah yang digunakan.

3.4 Perbandingan fixed speed dan penyesuaian kecepatan per misi

Satu *fixed speed* terbaik untuk seluruh 16 skenario adalah 12,15 m/s. Ketika tidak terdapat tenggat yang mengikat, penggunaan kecepatan optimal untuk setiap misi menghasilkan penghematan energi dengan median 0,30%, rata-rata 0,60%, dan maksimum 2,24% dibandingkan dengan kebijakan *fixed speed* tersebut. Nilai median yang rendah merupakan temuan penting. Setelah *fixed speed* pembanding dioptimalkan secara adil, kurva ($e(v)$) yang relatif landai di sekitar titik minimum menyebabkan penyimpangan kecil dari kecepatan optimal setiap skenario hanya menimbulkan penalti energi yang rendah. Dengan demikian, penyesuaian kecepatan untuk setiap misi hanya memberikan tambahan penghematan yang terbatas. Ketika ($v_{req} = 12$ m/s), median penghematan menurun menjadi 0,21% karena batas tenggat memperkecil perbedaan kecepatan antara kedua kebijakan. Pada ($v_{req} = 16$ m/s), seluruh

skenario dipaksa memilih kecepatan yang sama. Akibatnya, penyesuaian kecepatan per misi tidak lagi memberikan penghematan energi.



Gambar 5 Penghematan energi penyesuaian kecepatan terhadap *fixed speed* terbaik

Tabel 4 Ringkasan tenggat dan kebijakan adaptif

v_{req}	Skenario terikat	Penalti energi	Median penghematan	Penghematan maksimum	Status
0 m/s	0/16	0%	0,30%	2,24%	Longgar
8 m/s	0/16	0%	0,30%	2,24%	Longgar
12 m/s	7/16	0–1,84%	0,21%	1,94%	Campuran
16 m/s	16/16	3,68–25,81%	0%	0%	Aktif
18 m/s	16/16	Tidak terdefinisi	Tidak terdefinisi	Tidak terdefinisi	Tidak layak

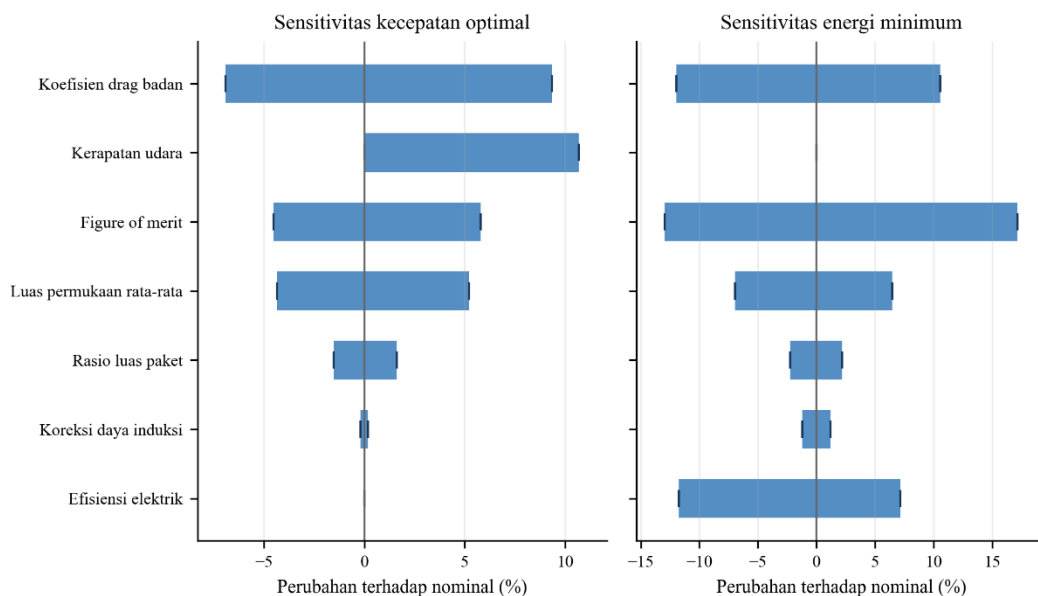
Jika kecepatan optimal yang diprediksi oleh estimator hubungan jangkauan dan kecepatan Bauersfeld pada muatan penuh, yaitu sekitar 5,3 m/s, digunakan sebagai acuan *fixed speed*, model utama akan menghasilkan penghematan semu sebesar 38,2% hingga 53,4%. Nilai tersebut tidak dapat ditafsirkan sebagai manfaat operasional karena kebijakan yang dibandingkan berasal dari struktur model yang berbeda dan tidak sepenuhnya sepadan. Temuan ini justru menunjukkan bahwa pemilihan acuan yang tidak tepat dapat mendominasi besarnya penghematan yang dilaporkan. Oleh karena itu, kebijakan satu *fixed speed* terbaik yang dirumuskan dalam Persamaan (9) digunakan sebagai pembanding yang lebih adil dan dapat dipertanggungjawabkan.

3.5 Sensitivitas parameter dan robustness bentuk model

Pada skenario menengah, *figure of merit* dan koefisien *drag* badan menunjukkan sensitivitas lokal terbesar terhadap energi spesifik. Sementara itu, kerapatan udara dan besaran luas *drag* ekuivalen memberikan pengaruh terbesar terhadap kecepatan optimal, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 6. Dalam rentang efisiensi elektrik yang diuji, energi spesifik berubah sebesar (–11,76%) hingga (+7,14%) dibandingkan dengan nilai acuan. Namun, kecepatan optimal (v^*) tidak berubah karena efisiensi elektrik hanya berperan sebagai faktor pengali konstan pada seluruh kurva daya.

Kerapatan udara menggeser kecepatan optimal hingga 10,68%, tetapi tidak mengubah energi spesifik minimum dalam penskalaan kesebangunan yang digunakan. Hal ini terjadi karena perubahan daya dan kecepatan pada titik optimum saling mengimbangi. Setelah daya *hover* ditetapkan sebagai acuan, variasi faktor koreksi *induced power* mengubah kecepatan

optimal kurang dari 0,2% dan energi spesifik sekitar 1,2%. Pengaruh yang relatif kecil tersebut muncul karena perubahan pembagian antara *induced power* dan *profile power* sebagian saling meniadakan.

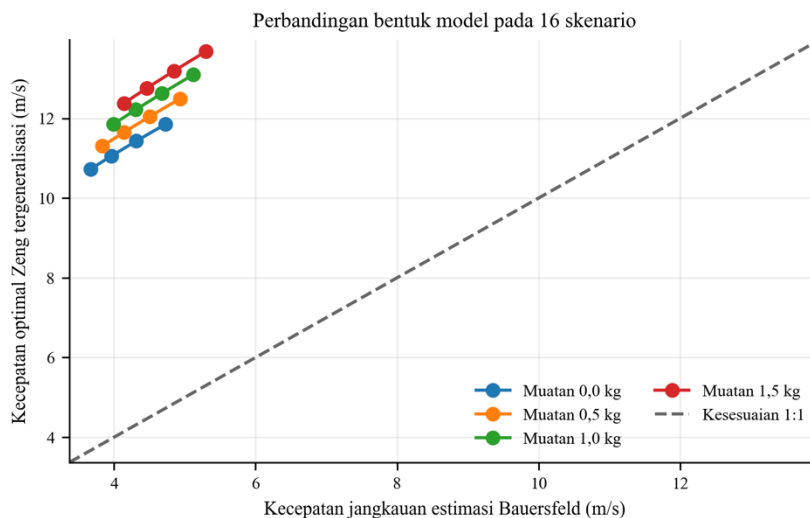


Gambar 6 Sensitivitas kecepatan optimal dan energi minimum pada skenario antara

Analisis Monte Carlo terhadap ketidakpastian gabungan parameter menghasilkan persentil ke-5, ke-50, dan ke-95 untuk kecepatan optimal masing-masing sebesar 11,60, 12,90, dan 14,49 m/s. Untuk energi spesifik minimum, ketiga persentil tersebut masing-masing adalah 14,89, 18,48, dan 22,76 Wh/km. Hasil ini menggambarkan ketidakpastian parameter di dalam struktur model analitik yang digunakan. Ketidakpastian akibat asumsi struktural, seperti interaksi antara *wake* rotor dan paket, efisiensi motor yang berubah terhadap kecepatan, serta aerodinamika *blade element*, belum tercakup dalam analisis Monte Carlo.

Perbedaan akibat struktur model terlihat jauh lebih besar. Pada 16 skenario yang dianalisis, model Zeng tergeneralisasi menghasilkan kecepatan optimal antara 10,73 dan 13,68 m/s, sedangkan estimator ringkas Bauersfeld menghasilkan nilai antara 3,67 dan 5,30 m/s, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 7. Rasio kecepatan optimal model utama terhadap estimator pembandingan berkisar antara 2,51 dan 2,99, serta kedua rentang prediksi tersebut tidak saling bertumpang tindih.

Sebagai pemeriksaan terhadap implementasi estimator pembandingan, persamaan Bauersfeld menghasilkan kecepatan 5,33 m/s pada konfigurasi muatan maksimum dan luas *drag* dasar. Nilai tersebut mendekati 5,28 m/s yang dilaporkan dalam tabel Matrice 200 pada sumber aslinya [5]. Kesesuaian ini mendukung konsistensi implementasi numerik estimator Bauersfeld. Oleh karena itu, perbedaan hasil antara kedua estimator terutama menunjukkan ketidakpastian struktur model, bukan kesalahan dalam pengodean numerik.



Gambar 7 Perbandingan kecepatan optimal model Zeng dan estimator Bauersfeld

Estimator ringkas Bauersfeld dibangun berdasarkan regresi dan menggunakan luas permukaan rata-rata. Sebaliknya, model analitik dalam penelitian ini menggunakan asumsi luas pelat datar ekuivalen, penguraian daya yang memperhitungkan *coupling* antara *drag* dan *thrust* total, serta efisiensi elektrik yang konstan. Tanpa data *forward flight*, tidak satu pun dari kedua model tersebut dapat dianggap sebagai representasi mutlak dari perilaku platform yang dianalisis. Tidak adanya tumpang tindih antara rentang prediksi kedua model menunjukkan bahwa rekomendasi berupa satu nilai kecepatan yang sangat presisi akan memberikan tingkat kepastian yang belum didukung secara ilmiah.

Meskipun besar kecepatan yang diprediksi berbeda, arah pengaruh beberapa faktor tetap konsisten. Penambahan massa menggeser kecepatan optimal (v^*) ke nilai yang lebih tinggi, sedangkan penambahan luas *drag* menggesernya ke nilai yang lebih rendah. Tenggat yang semakin ketat meningkatkan kebutuhan energi, sementara satu kebijakan *fixed speed* yang dipilih dengan baik telah menangkap sebagian besar manfaat penyesuaian kecepatan per misi. Rekomendasi kecepatan yang spesifik untuk platform memerlukan model Bauersfeld yang lebih lengkap, termasuk dinamika *blade element*, motor, dan baterai dengan parameter yang telah diidentifikasi. Alternatifnya, diperlukan data telemetri *forward flight* yang tersedia secara terbuka untuk kalibrasi dan validasi eksternal.

Tabel 5 Bukti verifikasi dan *robustness* hasil

Pemeriksaan	Nilai terhitung	Acuan atau kriteria	Hasil
<i>Endurance</i> tanpa muatan	38,16 menit	38 menit dari pabrikan [20]	Selisih 0,43%
<i>Endurance</i> muatan maksimum	24,19 menit	24 menit dari pabrikan [20]	Selisih 0,77%
Kecepatan Bauersfeld muatan penuh	5,33 m/s	5,28 m/s terpublikasi [5]	Selisih 1,03%
Optimizer skalar	Selisih maksimum $3,88 \times 10^{-5}$ m/s	<i>Grid</i> 200.001 titik	Lolos
Kelengkungan lokal	Minimum 0,2916	d^2e/dv^2 positif	Lolos 16/16

Pemeriksaan	Nilai terhitung	Acuan atau kriteria	Hasil
Ketidakpastian parameter	11,60–14,49 m/s	Monte Carlo persentil 5–95	Terkuantifikasi
Perbandingan bentuk model	Rasio kecepatan 2,51–2,99	Estimator Bauersfeld	Band tidak bertumpang tindih

3.6 Implikasi rekayasa dan keterbatasan penelitian

Implikasi utama bagi perancangan UAV dan paket adalah bahwa muatan tidak dapat dicirikan berdasarkan massa saja. Paket yang padat dan ringkas serta paket yang ringan tetapi berukuran besar menghasilkan kombinasi pembebanan rotor dan *drag* aerodinamis yang berbeda. Oleh karena itu, keduanya dapat memerlukan kecepatan jelajah yang berbeda meskipun sama-sama dikelompokkan dalam satu kategori muatan. Pengurangan luas *drag* ekuivalen paket tidak hanya menurunkan kebutuhan energi secara langsung, tetapi juga menggeser kecepatan optimal. Dalam penerapan praktis, pengendali kecepatan dapat menggunakan peta operasi dua masukan yang diindeks berdasarkan estimasi massa total dan luas *drag* ekuivalen. Namun, penerapan tersebut memerlukan identifikasi kedua masukan serta kalibrasi model daya untuk platform yang digunakan.

Dalam perencanaan misi, tenggat pengiriman sebaiknya dikonversi menjadi kecepatan minimum yang eksplisit, kemudian dibandingkan dengan kecepatan optimal tanpa kendala. Penyesuaian kecepatan untuk setiap misi terutama bermanfaat ketika karakteristik paket sangat beragam dan tenggat tidak memaksa seluruh misi beroperasi pada kecepatan yang sama. Median penghematan sebesar 0,30% juga menunjukkan bahwa manfaat penyesuaian kecepatan tidak seharusnya dinilai menggunakan *fixed speed* yang dipilih secara sewenang-wenang. Pembanding yang tepat adalah satu kebijakan *fixed speed* yang telah dioptimalkan untuk seluruh skenario. Secara praktis, peningkatan akurasi karakterisasi *airframe* dan model daya berpotensi memberikan manfaat yang lebih andal daripada penyempurnaan numerik lebih lanjut pada optimasi skalar. Bagi operator armada pengiriman, implikasi praktisnya adalah bahwa klasifikasi paket pada sistem informasi logistik sebaiknya mencakup dimensi kemasan dan bukan hanya berat, karena dua paket dengan berat yang sama dapat menuntut kebijakan kecepatan dan cadangan baterai yang berbeda.

Penelitian ini memiliki enam keterbatasan utama. Pertama, analisis hanya mencakup penerbangan jelajah horizontal dalam kondisi *steady*. Kedua, karakteristik aerodinamis paket direpresentasikan melalui satu nilai luas *drag* ekuivalen. Penyederhanaan ini mengabaikan orientasi paket, *blockage* dan interaksi dengan *wake* rotor, serta interferensi aerodinamis lainnya. Ketiga, penskalaan kesebangunan rotor serta asumsi *figure of merit* dan efisiensi elektrik yang konstan menyederhanakan perilaku UAV di luar titik rancangan. Keempat, model baterai belum memperhitungkan *voltage sag*, efek *rate-capacity*, penuaan, temperatur, dan kebutuhan daya tambahan. Kelima, perbandingan *endurance* dengan data pabrikan hanya berfungsi sebagai pemeriksaan kewajaran, bukan sebagai validasi independen terhadap *forward flight*. Keenam, pembandingan dengan pendekatan Bauersfeld menggunakan estimator ringkas, bukan model *blade element*, motor, dan baterai secara lengkap. Keterbatasan tersebut menunjukkan perlunya kalibrasi berbasis telemetri serta validasi eksternal dan lintas model sebelum rekomendasi kecepatan diterapkan di lapangan. Sebagai perbandingan, kajian yang memadukan dinamika fluida komputasional dengan perencanaan misi perkotaan melaporkan tambahan konsumsi energi hingga 16% akibat gangguan aerodinamis lingkungan [21], sehingga luas *drag* ekuivalen pada penelitian ini sebaiknya dipandang sebagai parameter rekayasa yang masih memerlukan kalibrasi melalui simulasi aliran atau pengujian terowongan angin.

4. KESIMPULAN

Penelitian ini menerapkan model daya multirotor tergeneralisasi yang memperhitungkan *coupling* antara *drag* dan *thrust* total. Model tersebut dipakai untuk memisahkan pengaruh massa muatan dari pengaruh luas *drag* ekuivalen paket pada platform acuan DJI Matrice 200. Lima kesimpulan dapat diambil. Pertama, massa muatan dan luas *drag* paket menggeser kecepatan jelajah optimal ke arah yang berlawanan: massa menaikannya 15,4% dan luas *drag* menurunkannya 9,5% pada rentang yang diuji. Kedua, pengaruh keduanya terhadap kecepatan sebagian saling mengimbangi, tetapi pengaruhnya terhadap energi justru terakumulasi. Pada kasus paket terberat dan terbesar, kecepatan optimal hampir tidak berubah sementara energi spesifik minimum meningkat lebih dari separuh. Kecepatan optimal yang stabil karena itu bukan pertanda bahwa karakteristik paket tidak penting. Ketiga, jarak jelajah hanya menskalakan energi dan tidak menggeser titik operasi optimal. Tenggat pengiriman hanya berpengaruh apabila kecepatan yang dituntutnya melampaui kecepatan optimal alami, dan menjadi tidak layak di atas batas kecepatan platform. Keempat, penyesuaian kecepatan tiap misi hanya memberi manfaat tambahan yang kecil terhadap satu *fixed speed* yang telah dioptimalkan untuk seluruh armada. Klaim penghematan besar karena itu perlu diperiksa terhadap pembandingan yang setara. Kelima, ketidakpastian struktur model jauh melampaui ketidakpastian parameter, sehingga satu nilai kecepatan rekomendasi yang presisi belum dapat dipertanggungjawabkan. Secara praktis, operator armada perlu mencirikan paket melalui massa sekaligus jejak aerodinamisnya. Tenggat sebaiknya diperlakukan sebagai batas kecepatan yang eksplisit, dan karakterisasi *airframe* diprioritaskan di atas penghalusan algoritma optimasi kecepatan.

5. SARAN

Penelitian selanjutnya perlu melakukan kalibrasi dan validasi eksternal menggunakan data telemetri *forward flight* yang spesifik untuk platform atau menggunakan model *blade element*, motor, dan baterai dengan parameter yang telah diidentifikasi secara menyeluruh. Geometri dan penempatan paket yang sebenarnya juga perlu dipetakan menjadi luas *drag* ekuivalen melalui dinamika fluida komputasional atau pengujian terowongan angin, dengan mempertimbangkan orientasi paket dan interaksinya dengan *wake* rotor. Ruang lingkup misi perlu diperluas dengan memasukkan fase lepas landas, menanjak, *hover* saat penyerahan, dan penerbangan kembali tanpa muatan agar kebutuhan energi total misi dapat dihitung. Model baterai yang lebih realistis juga diperlukan untuk memperhitungkan *voltage sag*, efek *rate-capacity*, penuaan, temperatur, serta kebutuhan daya tambahan. Pengaruh angin, kerapatan udara, dan kondisi atmosfer lainnya perlu dimasukkan dalam analisis. Setelah model dan parameter tervalidasi, peta operasi berbasis massa total dan luas *drag* ekuivalen dapat diintegrasikan ke dalam pengendali kecepatan waktu nyata dan diuji melalui penerbangan langsung pada armada dengan karakteristik paket yang beragam.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Mohamed, A., dan Mohamed, M., 2025, Unmanned Aerial Vehicles in Last-Mile Parcel Delivery: A State-of-the-Art Review, *Drones*, No. 6, Vol. 9, 413.
- [2] Zeng, Y., Xu, J., dan Zhang, R., 2019, Energy Minimization for Wireless Communication with Rotary-Wing UAV, *IEEE Transactions on Wireless Communications*, No. 4, Vol. 18, 2329–2345.
- [3] Zhang, J., Campbell, J. F., Sweeney II, D. C., dan Hupman, A. C., 2021, Energy Consumption Models for Delivery Drones: A Comparison and Assessment, *Transportation Research Part D: Transport and Environment*, Vol. 90, 102668.

- [4] Li, H., Zhan, Z., dan Wang, Z., 2024, Energy-Consumption Model for Rotary-Wing Drones, *Journal of Field Robotics*, No. 6, Vol. 41, 1940–1959.
- [5] Bauersfeld, L., dan Scaramuzza, D., 2022, Range, Endurance, and Optimal Speed Estimates for Multicopters, *IEEE Robotics and Automation Letters*, No. 2, Vol. 7, 2953–2960.
- [6] Michel, N., Wei, P., Kong, Z., Sinha, A. K., dan Lin, X., 2022, Modeling and Validation of Electric Multirotor Unmanned Aerial Vehicle System Energy Dynamics, *eTransportation*, Vol. 12, 100173.
- [7] Gong, H., Huang, B., Jia, B., dan Dai, H., 2023, Modeling Power Consumptions for Multirotor UAVs, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, No. 6, Vol. 59, 7409–7422.
- [8] Rodrigues, T. A., Patrikar, J., Choudhry, A., Feldgoise, J., Arcot, V., Gahlaut, A., Lau, S., Moon, B., Wagner, B., Matthews, H. S., Scherer, S., dan Samaras, C., 2021, In-Flight Positional and Energy Use Data Set of a DJI Matrice 100 Quadcopter for Small Package Delivery, *Scientific Data*, No. 1, Vol. 8, 155.
- [9] Dukkanci, O., Kara, B. Y., dan Bektaş, T., 2021, Minimizing Energy and Cost in Range-Limited Drone Deliveries with Speed Optimization, *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, Vol. 125, 102985.
- [10] Datsko, D., Nekovar, F., Penicka, R., dan Saska, M., 2024, Energy-Aware Multi-UAV Coverage Mission Planning with Optimal Speed of Flight, *IEEE Robotics and Automation Letters*, No. 3, Vol. 9, 2893–2900.
- [11] Tamke, F., dan Buscher, U., 2023, The Vehicle Routing Problem with Drones and Drone Speed Selection, *Computers & Operations Research*, Vol. 152, 106112.
- [12] Wu, K., Lu, S., Chen, H., Feng, M., dan Lu, Z., 2024, An Energy-Efficient Logistic Drone Routing Method Considering Dynamic Drone Speed and Payload, *Sustainability*, No. 12, Vol. 16, 4995.
- [13] Patnaik, A., Michel, N., dan Lin, X., 2025, Enhancing Multirotor Drone Efficiency: Exploring Minimum Energy Consumption of Forward Flight under Varying Payload, *Proceeding of the AIAA SciTech 2025 Forum*, Orlando, 6–10 Januari, Paper AIAA 2025-2187.
- [14] Choi, S. H., 2026, Optimal Cruise Speeds and Environmental Effects on Energy Consumption of Multirotor UAVs for Last-Mile Delivery, *Preprints.org*, pracetak belum di-peer-review, DOI: 10.20944/preprints202604.0751.v1, diakses tgl 30 Agustus 2026.
- [15] Meskar, M., dan Ahmadi-Javid, A., 2026, Integrated Speed Optimization and Multivisit Drone Routing: A Mathematical Programming Approach, *International Transactions in Operational Research*, No. 3, Vol. 33, 1766–1805.
- [16] Ji, Y., Liu, L., Wang, Y., Wang, X., dan Wang, L., 2026, Time-Efficient Routing and Speed Control for Truck Drone Delivery under Non-Linear Energy Constraints, *Drones*, No. 6, Vol. 10, 466.
- [17] Hattenberger, G., Bronz, M., dan Condomines, J.-P., 2023, Evaluation of Drag Coefficient for a Quadrotor Model, *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 15.
- [18] Seth, A., James, A., Kuantama, E., Mukhopadhyay, S., dan Han, R., 2023, Aerodynamics and Sensing Analysis for Efficient Drone-Based Parcel Delivery, *Proceeding of the 16th International Conference on Sensing Technology*, Hyderabad, 17–20 Desember, 1–6.

- [19] Pang, J., Liang, X., dan Liang, Z., 2026, Enhancing Operational Safety for Urban Air Mobility: A Wind-Resilient Energy Estimation Framework for Unmanned Aerial Vehicles, *Drones*, No. 5, Vol. 10, 337.
 - [20] DJI, 2026, Matrice 200 Series Specifications, <https://www.dji.com/support/product/matrice-200-series>, diakses tgl 30 Agustus 2026.
 - [21] Romet, P., Hage, C., Aglzim, E., Sophy, T., dan Gechter, F., 2025, Optimizing Energy Efficiency in Last-Mile Delivery: A Collaborative Approach with Public Transportation System and Drones, *Drones*, No. 8, Vol. 9, 513.
-