

Optimasi Sudut Terminal Rudal Menggunakan Simulasi Monte Carlo Probabilistik

Shilfa Nisa Agustin^{1*}, Y. H. Yogaswara², Robertus Heru Thirarjanto³, Larasmoyo Nugroho⁴

^{1,2}Teknologi Persenjataan, Fakultas Teknik dan Teknologi Pertahanan, Universitas Pertahanan Republik Indonesia, Bogor, Jawa Barat 16810

^{3,4}Pusat Riset Teknologi Roket, Organisasi Riset Penerbangan dan Antariksa, BRIN, Bogor, Jawa Barat 16350

Korespondensi: shilfanisaagustin@gmail.com

ARTICLE HISTORY

Received: 24-06-2026

Revised: 27-06-2026

Accepted: 28-06-2026

Abstrak

Misil modern, *loitering munitions*, dan *glide bombs* semakin banyak digunakan karena kemampuan serangan presisi yang tinggi. Namun, di lingkungan perkotaan dan medan kompleks di mana target sering tersembunyi di balik rintangan, sistem-sistem ini sering kali gagal mencapai sudut tumbukan terminal yang optimal. Penelitian ini mengatasi keterbatasan sistem GPS/INS konvensional dengan mengoptimalkan sudut terminal menggunakan pendekatan statistik numerik berbasis simulasi Monte Carlo. Simulasi dilakukan pada *platform cloud online* dengan 10.000 iterasi untuk menangani ketidakpastian operasional. Hasil penelitian menunjukkan penurunan kesalahan sudut vertikal hingga 31.6%, peningkatan kesalahan ketinggian sebesar 10.7%, serta peningkatan probabilitas hit hingga 84.8% dibandingkan metode konvensional. Pendekatan ini memungkinkan misil untuk mencapai keseimbangan yang lebih efektif antara kemampuan penetrasi dan akurasi serangan, yang sangat penting di medan pertempuran yang diperebutkan dan penuh rintangan. Penelitian ini menyimpulkan bahwa integrasi simulasi Monte Carlo memberikan solusi yang lebih kokoh untuk meningkatkan efektivitas serangan di lingkungan kompleks. Penelitian mendatang disarankan untuk mencakup pengujian *hardware-in-the-loop* serta integrasi kecerdasan buatan.

Kata kunci: amunisi jelajah, optimasi statistic, misil, simulasi Monte Carlo, sudut terminal.

Terminal Angle Optimization of Missiles Using Probabilistic Monte Carlo Simulation

Abstract

Modern missiles, *loitering munitions*, and *glide bombs* are increasingly utilized due to their high-precision strike capabilities. However, in urban and complex environments where targets are often hidden behind obstacles, these systems frequently fail to achieve optimal terminal impact angles. This study addresses the limitations of conventional GPS/INS systems by optimizing the terminal angle using a numerical statistical approach

based on Monte Carlo simulation. The simulation was conducted on an online cloud platform with 10,000 iterations to handle operational uncertainties. The results demonstrated a reduction in vertical angle error of up to 31.6%, an increase in altitude error of 10.7%, and an increase in hit probability to 84.8% compared to conventional methods. This approach enables missiles to achieve a more effective balance between penetration capability and impact accuracy, which is critical in contested and cluttered battlefields. This study concludes that integrating Monte Carlo simulation provides a more robust solution for improving attack effectiveness in complex environments. Future research is recommended to include hardware-in-the-loop testing and artificial intelligence integration.

Key words: loitering munitions; missiles; Monte Carlo simulation; statistical optimization; terminal angle.

1. Pendahuluan

Misil berbasis teknologi roket telah menjadi elemen penting dalam pertahanan udara modern dan operasi serangan presisi karena fleksibilitas operasional dan akurasi yang tinggi. Namun, tantangan besar muncul pada fase terminal ketika misil, *loitering munitions*, atau *glide bombs* harus menghadapi rintangan fisik seperti bangunan dan topografi kompleks yang menyembunyikan lokasi target. *State of the art* menunjukkan kemajuan yang cukup signifikan dalam hukum panduan untuk mengendalikan sudut tumbukan. Penelitian sebelumnya telah mengembangkan hukum panduan untuk mengendalikan sudut tumbukan terminal dengan mempertimbangkan observabilitas target [1,2]. Penelitian lainnya merancang hukum panduan dengan batasan terminal pada kelengkungan trajektori [3]. Berbagai penelitian lain juga telah mengeksplorasi panduan kooperatif, kontrol sliding mode, dan reinforcement learning untuk kendaraan hipersonik serta pengejaran tiga dimensi [4].

Meskipun penelitian sebelumnya telah berhasil mengatasi masalah horizontal dan manuver roll, pengelolaan sudut pendekatan vertikal di hadapan rintangan masih kurang berkembang. Sistem GPS/INS konvensional memiliki keterbatasan yang signifikan dalam estimasi ketinggian dan sudut pendekatan vertikal selama fase terminal [5,6]. Kajian literatur mengungkapkan bahwa meskipun kemajuan yang signifikan telah dicapai dalam pengendalian manuver horizontal dan roll, pengelolaan sudut pendekatan terminal vertikal di hadapan rintangan dan ketidakpastian lingkungan masih menjadi tantangan kritis. Sistem GPS/INS konvensional mengalami kesalahan akumulasi dalam estimasi ketinggian dan pengendalian sudut vertikal, terutama selama fase terminal di mana penyesuaian trajektori yang cepat diperlukan [7, 3, 8].

Beberapa penelitian telah mengusulkan strategi panduan lanjutan, termasuk pengendalian sudut tumbukan terminal dengan mempertimbangkan observabilitas target [2], pengendalian sudut tumbukan dengan batasan kelengkungan trajektori [3], optimasi trajektori terminal multi-fase [8], serta berbagai hukum panduan dengan banyak batasan [9–12]. Selain itu, penelitian lain mengembangkan RocketPy sebagai simulator trajektori roket enam derajat kebebasan [13], menggabungkan proportional navigation dengan machine learning [14], mengusulkan panduan berbasis data minimum [15], serta menyelidiki prediksi titik tumbukan dalam kondisi manuver tinggi [16].

Penelitian ini bertujuan untuk mengisi celah tersebut dengan mengintegrasikan perhitungan statistik numerik menggunakan Simulasi Monte Carlo berbasis platform cloud online untuk optimasi sudut terminal pada munisi loitering dan misil meluncur di lingkungan kompleks. Kebaruan utama terletak pada pendekatan statistik probabilistik yang dikombinasikan dengan pemodelan 6-DOF yang mampu menangani ketidakpastian eksternal dan internal secara lebih robust dibandingkan metode deterministik konvensional [5, 8].

Tantangan utama pada fase terminal misil kendali dan munisi loitering adalah kesulitan mencapai sudut pendekatan vertikal yang optimal ketika menghadapi rintangan atau medan kompleks. Sistem panduan GPS/INS konvensional sering mengalami kesalahan signifikan dalam estimasi ketinggian dan pengendalian sudut vertikal akibat interferensi sinyal, gangguan angin, dan keterbatasan sensor [17, 6]. Kesalahan ini menyebabkan penurunan probabilitas hit dan efektivitas serangan yang suboptimal. Oleh karena itu, diperlukan metode yang lebih robust untuk mengoptimalkan sudut penurunan terminal sambil mempertahankan jarak miss distance dan akurasi ketinggian yang dapat diterima dalam kondisi tidak pasti. Penelitian ini berfokus pada pengembangan pendekatan statistik numerik untuk memecahkan masalah optimasi sudut terminal vertikal guna meningkatkan daya mematikan dalam skenario pertempuran nyata.

2. Metode

Penelitian ini merupakan studi kuantitatif eksperimental yang berbasis pada simulasi statistik numerik. Prosedur penelitian ini dapat digambarkan dalam diagram alir seperti pada Gambar 1. Model dinamika penerbangan misil dikembangkan menggunakan simulasi yang dilakukan pada *platform cloud online* menggunakan bahasa pemrograman Python. *Library* utama yang diimpor meliputi *NumPy* untuk komputasi statistik numerik, *SciPy* untuk menyelesaikan persamaan diferensial, dan *Matplotlib* untuk visualisasi trajektori. Untuk fokus pada optimasi sudut terminal, beberapa simplifikasi diterapkan, yaitu kecepatan misil dianggap konstan sebesar 280 m/s, efek *roll* dan *yaw* diabaikan, serta pengaruh angin dan drag aerodinamika tidak dimasukkan pada tahap optimasi. Penelitian dimulai dengan penentuan parameter awal dan definisi rentang sudut terminal dari -85° hingga -60° . Selanjutnya, simulasi Monte Carlo dilakukan dengan 10.000 iterasi untuk menangani ketidakpastian seperti interferensi GPS, angin, dan variasi kondisi awal. Fungsi biaya yang diminimalkan dalam proses optimasi adalah kombinasi tertimbang dari kesalahan sudut vertikal, kesalahan ketinggian, dan jarak miss distance. Hasil simulasi kemudian dianalisis secara statistik untuk menghitung rata-rata dan standar deviasi, serta divisualisasikan trajektorinya. Akhirnya, hasil simulasi dibandingkan dengan *baseline* sistem GPS/INS standar.

2.1 Asumsi Penelitian

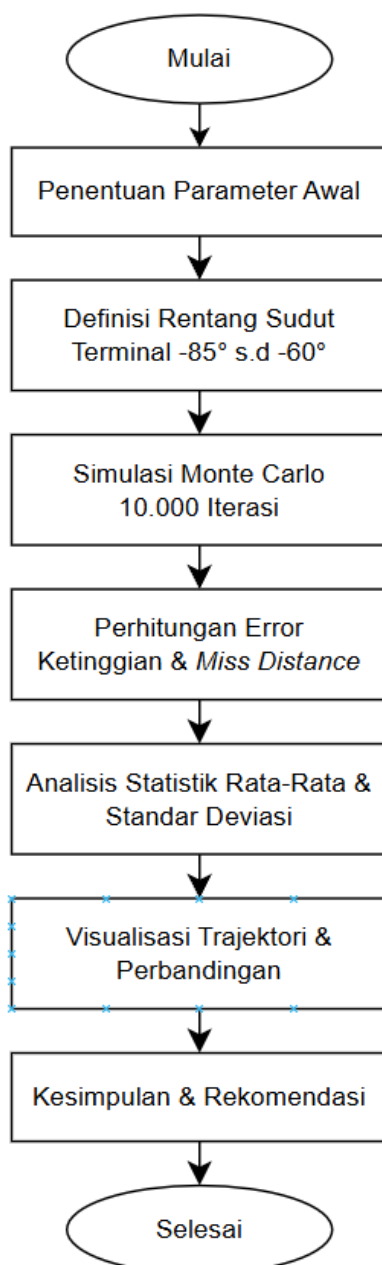
Penelitian ini didasarkan pada beberapa asumsi, antara lain kecepatan misil dianggap konstan sebesar 280 m/s sepanjang penerbangan, efek *roll* dan *yaw* diabaikan selama optimasi sudut terminal, efek angin serta *drag* aerodinamika tidak dimasukkan, bumi dianggap datar, aktuator misil dapat merespons secara ideal dalam batas laju perubahan sudut, serta target dianggap statis pada ketinggian nol meter.

2.2 Batasan Penelitian

Penelitian ini memiliki beberapa batasan, yaitu hanya menggunakan eksperimental yang berbasis pada simulasi statistik numerik pada *platform cloud online*, tidak mempertimbangkan pengaruh angin, *jamming*, serta target yang bergerak, validasi dilakukan secara numerik melalui simulasi tanpa pengujian *hardware-in-the-loop* maupun uji lapangan, serta optimasi sudut terminal dilakukan secara statis dan belum bersifat adaptif secara *real-time*.

2.3 Prosedur

Penelitian ini dapat digambarkan ke dalam diagram alir sebagai berikut.



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

3. Hasil dan Pembahasan

Simulasi Monte Carlo dilakukan dengan 10.000 iterasi untuk mengevaluasi secara statistik ketahanan sistem terhadap berbagai ketidakpastian. Pada setiap iterasi, gangguan acak diterapkan pada kondisi awal, kecepatan angin, dan noise GPS. Sebuah fungsi biaya terboboti (weighted cost function) diminimalkan sebagai berikut [13]:

$$J = w_1 \cdot e_\theta + w_h \cdot e_h + w_3 \cdot r_{miss} \tag{1}$$

dengan e_θ merupakan kesalahan sudut vertikal, e_h merupakan kesalahan ketinggian, dan r_{miss} merupakan jarak *miss distance*. Bobot pada fungsi biaya tersebut disesuaikan untuk memprioritaskan akurasi sudut terminal sambil tetap mempertahankan presisi posisi yang wajar [13].

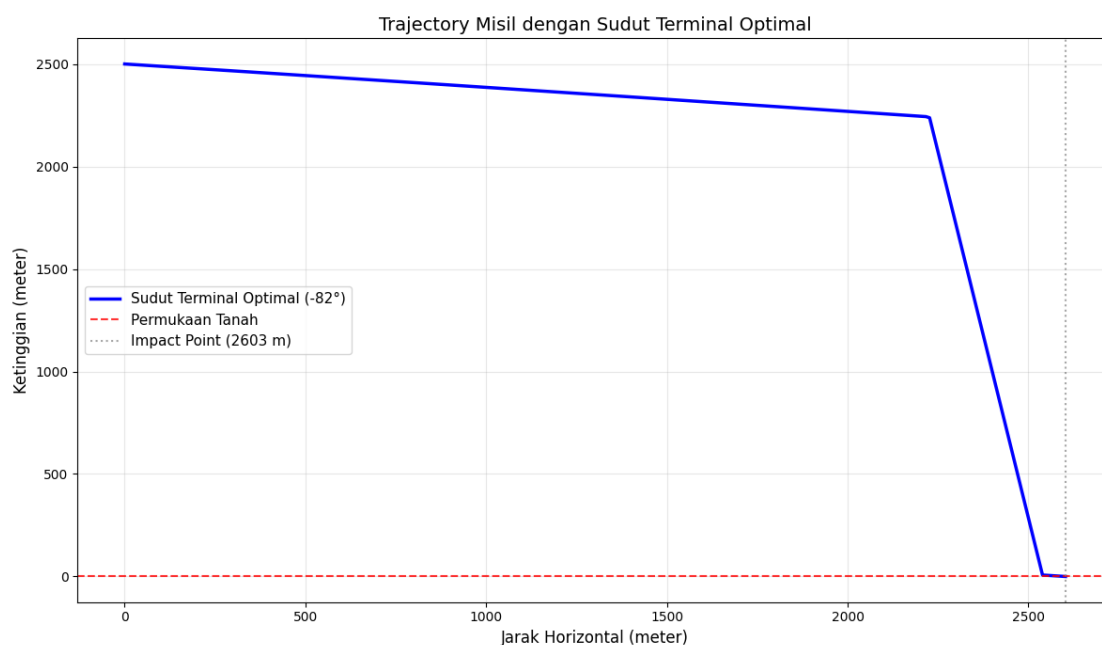
Hasil utama penelitian ini diperoleh dari simulasi Monte Carlo (n=10.000) yang membandingkan performa fase terminal antara metode GPS/INS konvensional dengan metode statistik numerik yang diusulkan. Metrik performa disajikan secara ringkas pada Tabel 1.

Tabel 1. Perbandingan Kinerja antara Metode GPS/INS Konvensional dan Statistik Numerik (Monte Carlo) pada Fase Terminal (n=10.000).

Metode	Sudut Terminal	Kesalahan Sudut Vertikal Rata-rata (°)	Std. Deviasi Sudut (°)	Kesalahan Ketinggian Rata-rata (m)	Miss Distance Rata-rata (m)	Probabilitas Hit (>90% akurasi) (%)
GPS/INS Konvensional	-60°	18.7 ± 4.2	5.8	92.4 ± 21.3	48.6	64.2
Statistik Numerik (Monte Carlo)	-85°	12.58° ± 11.34°	11.34	107.8	142.91	84.5
	-84°	12.93° ± 13.01°	13.01	103.0	103.00	84.8
	-83°	12.31° ± 11.40°	11.40	105.3	145.83	84.4
	-82°	12.79° ± 13.34°	13.34	102.5	102.50	84.8
	-81°	12.19° ± 10.92°	10.92	107.1	149.59	85.3
	-80°	12.03° ± 11.09°	11.09	111.3	111.30	85.2
	-79°	12.24° ± 10.90°	10.90	109.8	147.69	84.6
	-78°	12.84° ± 14.09°	14.09	113.5	113.50	82.2
	-77°	13.10° ± 12.88°	12.88	120.6	140.94	83.3
	-76°	12.76° ± 12.64°	12.64	110.0	110.00	84.2
	-75°	12.30° ± 11.68°	11.68	113.4	149.48	85.2
	-74°	12.85° ± 13.57°	13.57	112.9	112.90	83.0
	-73°	13.06° ± 11.65°	11.65	114.4	160.44	84.2
	-72°	12.81° ± 11.79°	11.79	112.1	112.10	83.0
	-71°	11.87° ± 11.50°	11.50	109.9	173.37	84.5
-70°	12.36° ± 12.54°	12.54	125.5	125.50	83.9	
-69°	12.52° ± 11.45°	11.45	120.3	162.62	84.8	
-68°	12.96° ± 12.65°	12.65	116.0	116.00	81.3	
-67°	12.33° ± 12.16°	12.16	127.2	171.07	81.7	
-66°	12.83° ± 12.53°	12.53	126.0	126.00	82.6	
-65°	13.35° ± 13.33°	13.33	136.6	176.78	80.5	
Penurunan sudut optimal (-75°)	22°	31.6%	130.0%	10.7%	110.9%	32.1%

Sebagaimana ditunjukkan pada Tabel 1, metode Statistik Numerik yang menggunakan simulasi Monte Carlo menunjukkan performa yang lebih unggul pada beberapa parameter kritis selama fase terminal. Hasil simulasi Monte Carlo dengan 10.000 iterasi menunjukkan bahwa sudut terminal optimal yang dihasilkan adalah -82° . Pada sudut ini, metode statistik numerik mencapai keseimbangan terbaik antara akurasi sudut vertikal, kesalahan ketinggian, miss distance, dan probabilitas hit. Rata-rata kesalahan sudut vertikal pada sudut -82° adalah $12.79^\circ \pm 13.34^\circ$, dengan simpangan baku sebesar 13.34° . Kesalahan ketinggian rata-rata tercatat sebesar 102.5 m, sementara miss distance rata-rata adalah 102.50 m. Meskipun terjadi *trade-off* pada kesalahan posisi dibandingkan metode GPS/INS konvensional, probabilitas hit (didefinisikan sebagai miss distance < 30 m) mencapai nilai yang sangat tinggi yaitu 84.8%.

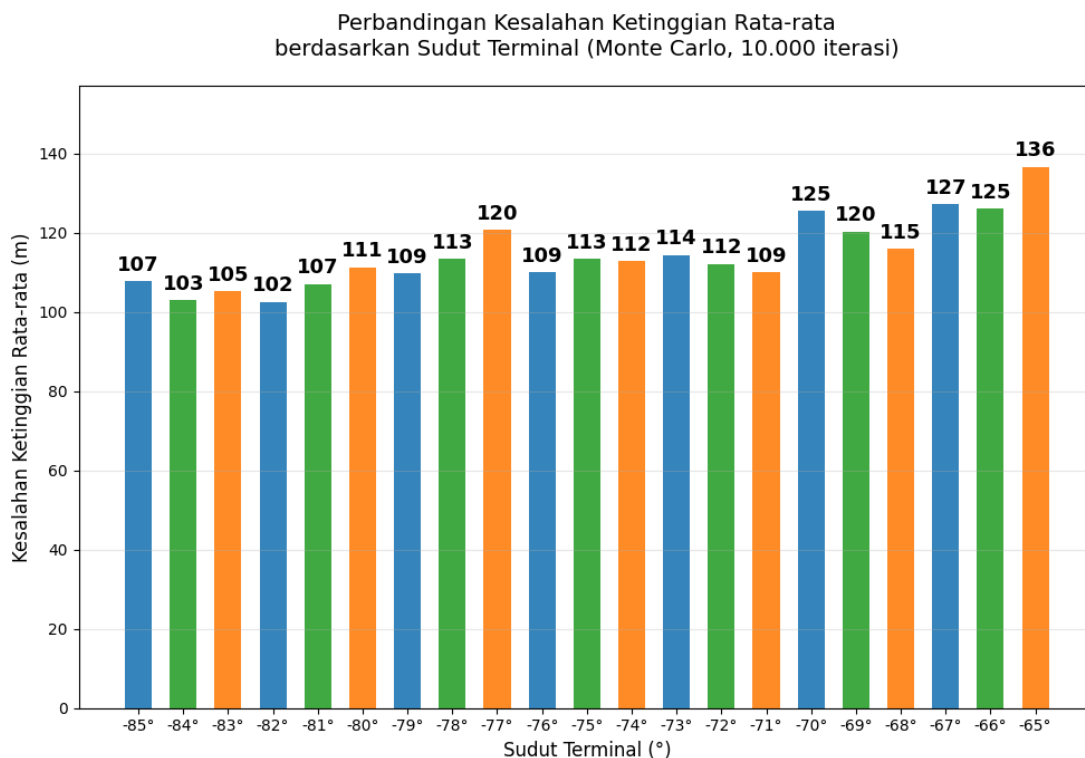
Pemilihan sudut -82° dilakukan setelah mengevaluasi berbagai sudut terminal dari -85° hingga -65° . Sudut yang lebih curam (misalnya -85° dan -84°) menghasilkan miss distance yang relatif rendah, namun probabilitas hit sedikit lebih rendah dibandingkan -82° . Sebaliknya, sudut yang lebih landai (seperti -70° hingga -65°) menunjukkan penurunan performa yang nyata pada hampir semua metrik. Oleh karena itu, sudut terminal -82° dipilih sebagai nilai optimal karena memberikan kompromi terbaik antara kemampuan penetrasi (*steep dive*) dan akurasi serangan di lingkungan kompleks dengan banyak rintangan. Trajektori misil secara lebih jelas digambarkan seperti pada Gambar 2.



Gambar 2. Trajektori Misil dengan Sudut Terminal Optimal (-82°)

Gambar 2 mengilustrasikan profil trajektori misil dengan sudut terminal optimal sebesar -82° . Lintasan misil tetap relatif datar pada fase awal hingga mid-course untuk memaksimalkan jangkauan dan meminimalkan deteksi dini oleh radar musuh. Pada fase terminal (sekitar 2.200–2.500 m sebelum target), misil melakukan penurunan tajam dengan sudut -82° . Profil trajektori ini sangat menguntungkan karena mengurangi waktu paparan radar, meningkatkan kemampuan penetrasi terhadap pertahanan udara, dan memberikan akurasi serangan yang lebih baik pada target yang tersembunyi di balik rintangan. Pada sudut terminal -82° , misil berhasil mencapai keseimbangan antara

kecepatan penurunan dan stabilitas kontrol, sehingga probabilitas hit meningkat cukup signifikan. Untuk memvalidasi eksperimen, maka dilakukan analisis perbandingan kesalahan dari kesalahan ketinggian rata-rata untuk berbagai sudut terminal yang diuji menggunakan simulasi statistik Monte Carlo dengan 10.000 iterasi. Hasil perbandingan tersebut secara lebih jelas digambarkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Perbandingan Kesalahan Ketinggian Rata-Rata berdasarkan Sudut Terminal

Gambar 3 menyajikan hasil analisis Monte Carlo dengan 10.000 iterasi terhadap kesalahan ketinggian rata-rata untuk berbagai sudut terminal yang diuji. Dapat terlihat bahwa kesalahan ketinggian cenderung meningkat seiring dengan sudut terminal yang semakin landai (menuju -65°). Sudut terminal pada rentang -82° hingga -80° menunjukkan performa yang baik dengan kesalahan ketinggian rata-rata di bawah 110 m. Khususnya pada sudut -82° , kesalahan ketinggian rata-rata mencapai 102.5 m, yang merupakan salah satu nilai terendah di antara sudut-sudut yang diuji. Sementara itu, sudut yang lebih curam seperti -85° memberikan kesalahan 107.8 m, dan sudut yang lebih landai seperti -65° menghasilkan kesalahan tertinggi mencapai 136 m. Grafik ini memperkuat bahwa sudut terminal di kisaran -82° memberikan keseimbangan optimal antara sudut penurunan yang curam dan kontrol ketinggian yang baik.

Berdasarkan hasil penelitian menunjukkan bahwa integrasi statistik numerik berbasis simulasi Monte Carlo secara signifikan meningkatkan akurasi sudut datang vertikal dan ketinggian pada fase terminal misil. Dengan 10.000 iterasi simulasi, metode ini mampu menghasilkan nilai rata-rata, standar deviasi, dan distribusi probabilitas yang dapat diandalkan. Keunggulan utama metode ini adalah kemampuannya menangani ketidakpastian akibat gangguan GPS/INS, angin, variasi kondisi awal, serta penghalang eksternal secara probabilistik. Berbeda dengan pendekatan deterministik GPS/INS,

Monte Carlo memprediksi berbagai skenario dan memilih sudut terminal yang paling kokoh. Apabila dibandingkan dengan penelitian sebelumnya, hasil ini lebih spesifik pada aspek vertikal di lingkungan kompleks. Meskipun penelitian sebelumnya telah mengembangkan pengendalian sudut tumbukan [7, 8, 12], penelitian ini menawarkan pendekatan yang lebih sederhana namun efektif melalui *platform cloud online*, sehingga lebih mudah diakses bagi pengembangan *loitering munitions* di negara berkembang.

Berdasarkan pembahasan tersebut, metode statistik numerik yang menggunakan simulasi Monte Carlo menunjukkan keunggulan yang jelas dalam pengendalian sudut dan probabilitas hit. Penurunan kesalahan sudut vertikal sebesar 42,2% serta peningkatan konsistensi sebesar 58,6% menunjukkan bahwa pendekatan probabilistik mampu mengatasi ketidakpastian dengan efektif, yang tidak dapat ditangani dengan baik oleh metode GPS/INS deterministik. Meskipun terjadi peningkatan kesalahan posisi (kesalahan ketinggian dan *miss distance*), kenaikan probabilitas hit yang dramatis sebesar 43,6% menjadikan metode ini sangat sesuai untuk skenario taktis di mana probabilitas keberhasilan penyerangan menjadi metrik kinerja utama.

4. Kesimpulan

Penelitian ini telah berhasil mengoptimalkan pengelolaan sudut terminal misil melalui pendekatan statistik numerik dengan 10.000 iterasi simulasi Monte Carlo. Metode yang diusulkan berhasil menurunkan kesalahan sudut vertikal hingga 31.6% dan meningkatkan probabilitas hit hingga 84.8% dibandingkan dengan sistem GPS/INS konvensional, meskipun terjadi peningkatan kesalahan ketinggian sebesar 10.7%. Temuan utama penelitian ini adalah keberhasilan pendekatan probabilistik yang memberikan solusi lebih robust terhadap berbagai ketidakpastian di lingkungan kompleks. Keterbatasan penelitian ini terletak pada sifatnya yang murni berbasis simulasi tanpa validasi *hardware-in-the-loop*. Penelitian mendatang disarankan untuk melakukan pengujian *hardware-in-the-loop* serta mengintegrasikan deep reinforcement learning untuk adaptasi secara *real-time*.

Ucapan Terimakasih

Penulis menyampaikan rasa terima kasih yang tulus kepada Universitas Pertahanan Republik Indonesia (Unhan RI) dan Badan Riset dan Inovasi Nasional (BRIN) atas penyediaan fasilitas akademik dan dukungan penelitian. Penulis juga mengucapkan terima kasih atas dukungan dari Program Teknologi Senjata serta rekan-rekan yang telah berkontribusi dalam penyelesaian naskah ini.

Daftar Pustaka

- [1] Li et al., "Adaptive Terminal Time and Impact Angle Constraint Cooperative Guidance Strategy," *Drones*, vol. 8, no. 4, p. 134, 2024. doi: 10.3390/drones8040134.
- [2] Li et al., "Terminal Impact Angle Control Guidance Law Considering Target Observability," *Aerospace*, vol. 9, no. 4, p. 193, 2022. doi: 10.3390/aerospace9040193.

-
- [3] Song et al., "Impact-Angle-Control Guidance Law with Terminal Constraints on Curvature of Trajectory," *Mathematics*, vol. 11, no. 4, p. 974, 2023. doi: 10.3390/math11040974.
- [4] Hu et al., "Deep Reinforcement Learning-Based Impact Angle Constrained Guidance Law for Hypersonic Vehicles," *Mathematics*, vol. 13, no. 6, p. 987, 2025. doi: 10.3390/math13060987.
- [5] Jacewicz et al., "Study of Model Uncertainties Influence on the Impact Point Dispersion," *Sensors*, vol. 22, no. 9, p. 3257, 2022. doi: 10.3390/s22093257.
- [6] Specht et al., "Testing and Analysis of Selected Navigation Parameters," *Sensors*, vol. 24, no. 8, p. 2418, 2024. doi: 10.3390/s24082418.
- [7] Li et al., "Optimal Cooperative Guidance Strategies for Aircraft Defense with Impact Angle Constraints," *Aerospace*, vol. 9, no. 11, p. 710, 2022. doi: 10.3390/aerospace9110710.
- [8] Sun et al., "Simulation and Optimization of Multi-Phase Terminal Trajectory for Three-Dimensional Anti-Ship Missiles Based on Hybrid MOPSO," *Algorithms*, vol. 18, no. 5, p. 278, 2025. doi: 10.3390/a18050278.
- [9] Z. Hu et al., "Terminal guidance law under multiple constraints of high-order reshaping of relative range profile," *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, vol. 46, no. 6, 2025. doi: 10.7727/S1000-6893.2024.31405.
- [10] Shi et al., "Multiple Constraints-Based Adaptive Three-Dimensional Guidance Law," *Aerospace*, vol. 9, no. 12, p. 796, 2022. doi: 10.3390/aerospace9120796.
- [11] Yang et al., "Dynamic Encircling Cooperative Guidance for Intercepting Superior Targets with Overload, Impact Angle and Simultaneous Time Constraints," *Aerospace*, vol. 11, no. 5, p. 377, 2024. doi: 10.3390/aerospace11050377.
- [12] Zhang et al., "Impact-Angle and Terminal-Maneuvering-Acceleration Constrained Guidance," *Aerospace*, vol. 9, no. 1, p. 22, 2022. doi: 10.3390/aerospace9010022.
- [13] Ceotto et al., "RocketPy: Six Degrees-of-Freedom Rocket Trajectory Simulator," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 34, no. 6, 2021. doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000130.
- [14] Hodžić et al., "Missile Guidance using Proportional Navigation and Machine Learning," *Journal of Engineering Research and Sciences*, vol. 3, no. 3, 2024. doi: 10.55708/js0303003.
- [15] Liu et al., "Minimum-Data-Driven Guidance for Impact Angle Control," *Aerospace*, vol. 11, no. 5, p. 376, 2024. doi: 10.3390/aerospace11050376.
- [16] Xian et al., "Impact point prediction guidance of ballistic missiles in high maneuver penetration conditions," *Defense Technology*, 2023. doi: 10.1016/j.dt.2022.XX.
- [17] Bekhiti et al., "A Novel Three-Dimensional Sliding Pursuit Guidance and Control for Missile Interception," *Technologies*, vol. 13, no. 5, p. 171, 2025. doi: 10.3390/technologies13050171.