

# **MAKSIMALISASI KESINTASAN (*SURVIVABILITY*) MISIL MELALUI IMPLEMENTASI PANDUAN MANUVER MENGHINDAR**

## ***SURVIVAL MAXIMIZATION OF MISSILE BY IMPLEMENTING EVASIVE MANEUVER GUIDANCE***

Y. H. Yogaswara  
Dinas Penelitian dan Pengembangan TNI Angkatan Udara  
[yh.yogaswara@protonmail.com](mailto:yh.yogaswara@protonmail.com)

### **Abstrak**

Pertimbangan utama dalam perancangan hukum panduan misil serangan darat saat ini adalah adanya misil pencegat dalam sistem pertahanan udara musuh. Hukum panduan misil yang terakhir dikembangkan memiliki enam karakteristik, yaitu membangkitkan manuver menghindar misil pencegat, tepat sasaran, kendali sudut perkenaan, pembatasan sudut pandang penjejak, pembatasan perintah percepatan, dan percepatan akhir nol. Namun hukum panduan ini hanya efektif pada satu kecepatan misil pencegat. Untuk memperluas cakupan kecepatan misil pencegat dan tetap memaksimalkan kesintasannya, naskah ini menawarkan *weighting gain* yang diaplikasikan pada persamaan perintah panduan. *Weighting gain* tersebut merupakan fungsi rasio kecepatan misil pencegat terhadap kecepatan misil penyerang. Dengan mengaplikasikan *weighting gain*, untuk kecepatan misil pencegat  $V_I = 230$  m/s, peta kesintasan dapat dimaksimalisasi dari 135,32% menjadi 170,2% relatif terhadap kesintasan tanpa manuver menghindar. Hasil signifikan ditunjukkan untuk kecepatan misil pencegat  $V_I = 240$  m/s, dimana peta kesintasan dapat dimaksimalisasi dari 51,27% menjadi 118,31% relatif terhadap kesintasan tanpa manuver menghindar. Dengan mengaplikasikan *weighting gain* ini, peta kesintasan pada skenario serangan darat dapat dimaksimalisasi. Hasil simulasi ini menunjukkan bahwa konsep maksimalisasi kesintasan manuver menghindar misil pencegat dapat divalidasi secara numerik.

Kata kunci: misil, sintas, manuver menghindar.

### **Abstract**

*Current main consideration in guidance law design for ground attack missile is the availability of intercept missile of air defense system. Latest developed guidance law has six attributes i.e.: evasive maneuver due to intercept missile, zero miss distance, impact angle control, seeker look angle limitation, acceleration command limitation, and zero terminal acceleration. Unfortunately, the guidance law is only valid for single velocity of intercept missile. To extend operational aspect of intercept missile velocity, this paper propose a weighting gain to be applied into the latest guidance law to maximize the survivability of the attack missile. The weighting gain is a function of velocity ratio of intercept missile with respect to attack missile. By implementing the weighting gain, for intercept velocity  $V_I = 230$  m/s, survivability map is maximize from 135,32% into 170,2% with respect to survivability without evasive maneuver. More significant results for  $V_I = 240$  m/s, survivability map is maximize from 51,27% into 118,31% with respect to survivability without evasive maneuver. By applying the weighting gain, the survivability map of ground attack scenario is maximized. Simulation results show that the concept of survivability maximization of missile by implementing evasive maneuver is numerically validated.*

*Keywords: missile, survivability, avoidance maneuver.*

## **1. PENDAHULUAN**

Ditengah perkembangan teknologi sistem pertahanan udara terintegrasi (*Integrated Air Defense System - IADS*) saat ini yang semakin canggih [1], derajat kesintasan serangan permukaan menjadi sangat penting dalam perancangan misil. Maka dari itu, misil serangan sasaran permukaan memerlukan solusi terkini untuk merespon ancaman dari sistem pertahanan udara lawan. Perancangan sistem panduan untuk misil sasaran permukaan pada daerah dengan ancaman tinggi ini sangat menantang, karena selain misil harus bisa mencapai sasaran dengan tepat, misil ini juga harus mampu

memaksimalkan kesintasannya dari pencegatan senjata IADS. Kesintasan pada pesawat telah banyak diteliti secara luas, yaitu yang berbasis perubahan arah manuver kontinyu seperti manuver *barrel roll* dan *vertical-S* [2, p. 120] maupun manuver *weaving* [2, Ch. 27]. Namun strategi manuver menghindari untuk pesawat ini tidak dapat diaplikasikan pada misil atau *unmanned aerial systems* (UAS) karena beberapa hal, diantaranya: pergerakan dapat diprediksi dengan mudah, manuver dapat melampaui batasan *field-of-view* (FOV) dari sensor penjejak, serta misil gagal mencapai sasaran dengan tepat. Hukum panduan untuk misil pada kasus spesifik ini belum ditemukan dalam literatur terbuka hingga Yogaswara *et al.* menawarkan sintesa panduan misil yang baru untuk menyelesaikan masalah ini [3].

Panduan misil baru yang ditawarkan dalam literatur [3] ini merupakan kritik terhadap strategi panduan misil menghadapi IADS yang telah dikembangkan terlebih dulu. Strategi tersebut merupakan pendekatan menghadapi *Close-in Weapon System* (CIWS), yaitu sejenis IADS jarak pendek yang biasa terpasang pada kapal perang dengan menggunakan meriam sebagai senjata penangkis serangan udara. Pada umumnya, misil anti kapal subsonik akan bergerak konstan setiap saat menuju sasaran. Berdasarkan karakteristik ini, maka CIWS dapat memprediksi pergerakan, membidik, dan mencegah misil pada posisi tertentu sesuai kemampuan meriamnya. Selanjutnya, galat pembidikan CIWS ini dimanfaatkan oleh Ryoo *et al.* dengan mendefinisikan *time-varying weighted sum* dari invers galat pembidikan sebagai *cost function* yang dapat diminimalisasi [4]. Melalui pendekatan ini, maka manuver menghindari optimal dapat diaplikasikan untuk misil anti kapal. Dengan pendekatan yang sama, optimisasi langsung dengan menggunakan teknik *Co-Evolutionary Augmented Lagrangian Method* (CEALM) diaplikasikan oleh Kim *et al.*, dimana analisa kemampuan menangkap sasaran dibuktikan menggunakan pendekatan mirip Lyapunov [5]. Kedua studi pada [4] dan [5] membangkitkan sejenis manuver menghindari *barrel roll*, namun *barrel roll* yang besar dapat meningkatkan jarak luput (*miss distance*) terhadap sasaran.

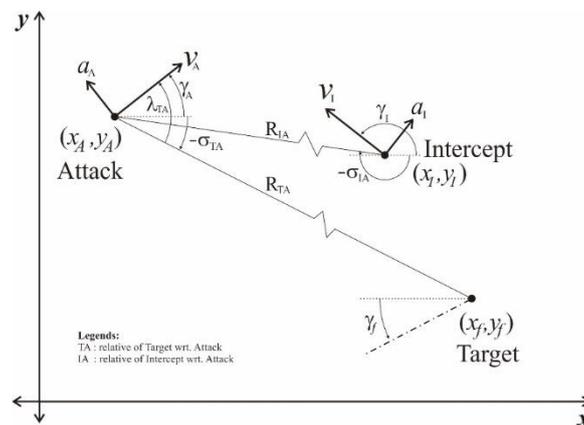
Sebagaimana dilaporkan Wacshsberger *et al.*, sistem meriam CIWS memiliki dua keterbatasan utama yaitu hanya mampu mengantisipasi ancaman tunggal dan menembak pada prediksi titik pencegatan sepanjang lintasan terbang misil [6]. Keterbatasan ini memotivasi pengembangan hukum panduan baru dengan strategi serangan salvo, dimana beberapa misil diluncurkan dan dipandu untuk mencapai sasaran stasioner pada waktu yang bersamaan. Dengan strategi ini, maka walaupun ada misil yang berhasil dilumpuhkan, namun sasaran tetap dapat dihancurkan oleh misil yang lain karena CIWS tidak akan mampu melumpuhkan seluruh misil dalam waktu bersamaan. Hukum panduan yang pertama kali mengadopsi strategi ini untuk misil anti kapal diformulasikan oleh Jeon *et al.* [7] dan dikenal dengan istilah *Impact Time Control Guidance* (ITCG). Secara prinsip, untuk dapat mengendalikan waktu benturan antara misil dengan sasaran (*impact time*), ITCG memperkenalkan umpan balik tambahan dari hukum panduan proporsional navigasi (*Proportional Navigation Guidance* - PNG) konvensional. Pendekatan *virtual leader* juga digunakan untuk membangun ITCG oleh Shiyu *et al.* [8]. Baru-baru ini, metode *Sliding Mode Control* (SMC) dan *Lyapunov-based* diadopsi untuk ITCG, masing-masing oleh Cho *et al.* [9] serta Saleem dan Ratnoo [10].

Walaupun ITCG telah banyak diteliti, namun konsep serangan salvo dengan memanfaatkan keterbatasan CIWS menjadi tidak efektif. Faktanya, perkembangan CIWS atau IADS saat ini telah menggunakan misil pencegat menggantikan meriam sebagai senjata penangkis serangan udara. Misil pencegat ini memiliki kemampuan untuk mengantisipasi beberapa ancaman sekaligus, jarak pencegatan lebih jauh, dan detonasi hulu ledak proksimiti untuk probabilitas mematikan yang lebih tinggi. Berdasarkan perkembangan terbaru tersebut, studi pada [3] telah menawarkan panduan misil baru dengan enam karakteristik yang melekat yaitu kemampuan mengenai sasaran dengan tepat dan kemampuan manuver menghindari untuk meningkatkan kesintasan dari misil pencegat. Untuk memaksimalkan efek menghancurkan dari hulu ledak, panduan ini mempertimbangkan kendali sudut perkenaan (*Impact Angle Control Guidance* – IACG) dan percepatan akhir nil. Dua sifat terakhir yaitu pembatasan FOV dan percepatan saat terbang untuk pertimbangan fisik perangkat keras. Kemampuan manuver menghindari dari panduan misil ini merupakan formulasi persamaan baru berbasis *Artificial Potential Field* (APF) [11]–[18]. Adapun kemampuan IACG dan percepatan akhir nil dibangun berdasarkan panduan misil *Time-to-go Polynomial Guidance* (TPG) yang dikembangkan oleh Lee *et al.* [19]. Sedangkan pembatasan FOV diturunkan dengan menggunakan formulasi *Logarithmic Barrier Function* (LBF). Ketiga komponen tersebut: APF, TPG, dan LBF dibangun menjadi satu formulasi persamaan baru untuk panduan misil dengan enam karakteristik yang dijelaskan di atas.

Merujuk [3], sintesa panduan tersebut berhasil mendemonstrasikan misil yang mampu menghindari dari misil pencegat, namun tetap mampu mengenai sasaran dengan tepat beserta karakteristik lainnya. Sebagai upaya membuktikan konsep, naskah tersebut hanya mensimulasikan satu contoh kasus. Untuk menguji kemampuan panduan misil dalam spektrum operasional yang lebih luas, maka dilakukan simulasi dengan contoh kasus yang lebih realistis. Dengan turut mempertimbangkan dinamika misil pencegat dan menghitung kesintasan misil penyerang yang telah menggunakan panduan baru, maka dapat diketahui maksimalisasi kesintasan dibandingkan tanpa manuver menghindari.

## 2. METODOLOGI

Penelitian ini menggunakan metode simulasi numerik yang melibatkan solusi *Ordinary Differential Equation* (ODE) untuk persamaan gerak dinamik titik bermassa dalam bidang dua dimensi. Gerak dinamik tersebut melibatkan misil penyerang (*attack*) dan misil pencegat (*intercept*) yang posisinya dinyatakan dalam koordinat kartesian sebagai  $(x_a, y_a)$  dan  $(x_i, y_i)$ . Posisi target dinyatakan sebagai  $(x_t, y_t)$  berupa titik stasioner yang menjadi sasaran misil penyerang dan titik yang dipertahankan oleh misil pencegat. Hubungan geometris posisi tersebut diilustrasikan dalam Gambar 1, dimana kecepatan, percepatan, jarak, sudut lintas terbang, sudut garis pandang (*Line-of-Sight* – LOS), dan sudut pandang penjejak (*seeker look angle*) secara berurutan disimbolkan dengan  $V, a, R, \gamma, \sigma, \text{ dan } \lambda$ . Tika bawah  $0, f, A, I, TA, \text{ dan } IA$  secara berurutan mewakili notasi waktu inisial, waktu final, penyerang, pencegat, relasi penyerang dengan sasaran, dan relasi penyerang dengan pencegat.



Gambar 1. Geometri Panduan

Persamaan gerak untuk misil penyerang dan misil pencegat dalam penelitian ini secara umum dinyatakan dalam formulasi

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \tag{1}$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \gamma \tag{2}$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{a}{V} \tag{3}$$

Dengan kondisi batas yang didefinisikan sebagai berikut

$$\begin{aligned} x(t_0) &= x_0 & y(t_0) &= y_0 & \gamma(t_0) &= \gamma_0 \\ x(t_f) &= x_f & y(t_f) &= y_f & \gamma(t_f) &= \gamma_f \end{aligned}$$

Persamaan panduan yang diformulasikan dalam naskah ini diturunkan dengan pendekatan sudut serang yang kecil, sehingga vektor kecepatan pada sumbu angin dan orientasi sumbu benda diasumsikan berimpit. Implikasi lain dari pendekatan ini adalah sudut pandang penjejak misil penyerang terhadap misil penjejak dapat dinyatakan sebagai pengurangan dari sudut lintas terbang dengan sudut garis pandang

$$\lambda = \gamma - \sigma \tag{4}$$

Merujuk kembali pada naskah [3], sintesa panduan tersebut terbukti dapat membangkitkan perintah panduan untuk menghindari misil pencegat dan tetap mengarah ke sasaran, namun hanya untuk satu skenario kecepatan misil pencegat. Untuk meningkatkan kompatibilitas dalam aspek operasional, maka panduan tersebut harus dapat diaplikasikan untuk kecepatan misil yang bervariasi. Untuk keperluan ini, maka diperlukan beberapa penyesuaian dengan menambahkan dua *weighting gain* ( $w$ ) berupa fungsi kubik dan kuadrat dari rasio kecepatan misil pencegat dengan misil penyerang ( $R$ ) ke dalam persamaan perintah panduan sebelumnya, sebagai berikut:

$$a_A = a_{TPG} + w_{APF} a_{APF} + w_{LBF} a_{LBF} \tag{5}$$

$$w_{APF} = R^3 \tag{6}$$

$$w_{LBF} = R^2 \tag{7}$$

$$R = \frac{V_I}{V_A} \tag{8}$$

Untuk mengukur kesintasan misil penyerang dalam melaksanakan misinya, maka probabilitas kesintasan (*probability of survive* –  $P_S$ ) dapat dinyatakan sebagai kuantitas komplemen dari probabilitas kematian (*probability of kill* –  $P_K$ ). Dimana nilai  $P_K = 1$  merupakan derajat probabilitas yang merepresentasikan misil penyerang berhasil dihancurkan oleh misil pencegat. Nilai tersebut merupakan fungsi dari jarak misil pencegat terhadap misil penyerang yang masuk dalam jarak detonasi mematikan ( $d_{det}$ ) dan jarak referensi mematikan ( $R_{d_0}$ ). Probabilitas tersebut dinyatakan dalam hubungan matematis sebagai berikut

$$P_S = 1 - P_K \tag{9}$$

$$P_K = \exp\left(-\left(\frac{d_{det}}{R_{d_0}}\right)^2\right) \tag{10}$$

Persamaan tersebut diturunkan berdasarkan kajian kesintasan dan efek pecahan hulu ledak misil terhadap sasaran [20]-[21]. Melalui perhitungan analitik, untuk mendapatkan nilai  $P_K = 0,9$  pada jarak detonasi  $d_{det} = 6 \text{ m}$ , maka jarak referensi yang digunakan dalam studi ini adalah  $R_{d_0} = 18,5 \text{ m}$ .

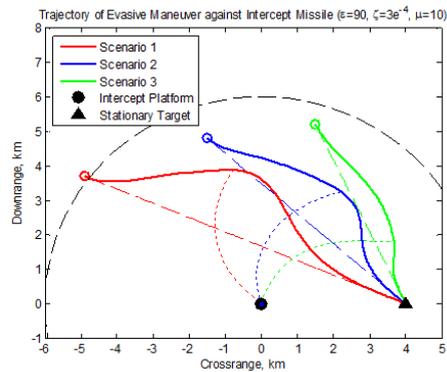
Skenario *Suppression of Enemy Air Defense* (SEAD) digunakan untuk mengaplikasikan hukum panduan misil ini. Dalam skenario ini, posisi misil penyerang diluncurkan dari beberapa alternatif menuju satu posisi sasaran. Misil pencegat diluncurkan menuju misil penyerang pada jarak relatif 6 km untuk mempertahankan sasaran dengan mengaplikasikan hukum panduan PNG. Dalam hubungannya dengan kendali sudut perkenaan, sudut tersebut dikendalikan melalui sudut lintas terbang yang didefinisikan memiliki nilai yang sama dengan sudut garis pandang inisialnya ( $\gamma_f = \gamma_0 = \sigma_0$ ). Tabel 1 merinci parameter yang digunakan dalam simulasi ini beserta nilainya.

**Tabel 1. Skenario SEAD untuk manuver menghindar misil pencegat**

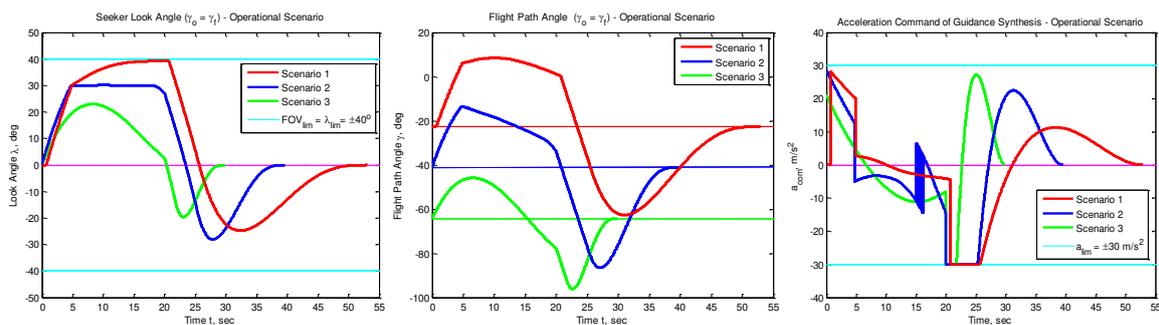
Parameter	Lambang	Nilai
Sasaran, posisi stasioner	$(x_T, y_T)$	(4, 0) km
Misil penyerang, posisi inisial	$(x_{A_0}, y_{A_0})$	Bervariasi, km
Misil pencegat, posisi inisial	$(x_{I_0}, y_{I_0})$	(0, 0) km
Misil penyerang, kecepatan	$V_A$	200 m/s
Misil pencegat, kecepatan	$V_I$	220 - 240 m/s
Misil penyerang, sudut lintas terbang inisial	$\gamma_0$	$\sigma_0$ , deg
Misil penyerang, sudut lintas terbang final	$\gamma_f$	$\sigma_0$ , deg
Misil pencegat, waktu terbang	-	20 s

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Sebagai gambaran hasil simulasi pada skenario operasi tunggal, dengan merujuk pada naskah [3], misil penyerang diluncurkan pada tiga posisi inisial yang berbeda, yaitu  $[-4.9, 3.7]$  km,  $[-1.5, 4.8]$  km, dan  $[1.5, 5.2]$  km. Dua kemampuan utama misil penyerang untuk menghindari dari misil pencegat, kemudian kembali menuju sasarannya secara tepat dapat dilihat pada grafik lintas terbang sesuai Gambar 2. Kemampuan untuk membatasi sudut pandang penjejak, mengendalikan sudut perkenaan melalui sudut lintas terbangnya, serta pengendalian batas perintah percepatan dan percepatan akhir nil data divalidasi dalam Gambar 3.

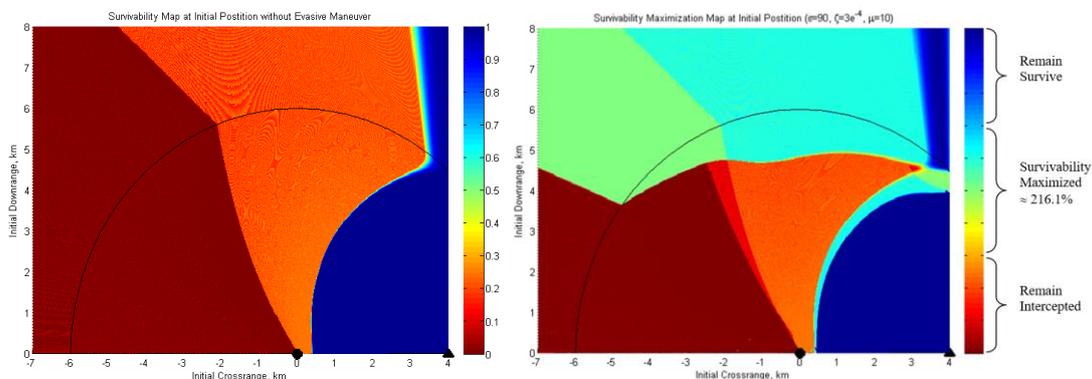


Gambar 2. Lintas terbang manuver menghindari



Gambar 3. Sudut pandang penjejak (kiri), sudut lintas terbang (tengah), perintah percepatan (kanan) dalam manuver menghindari

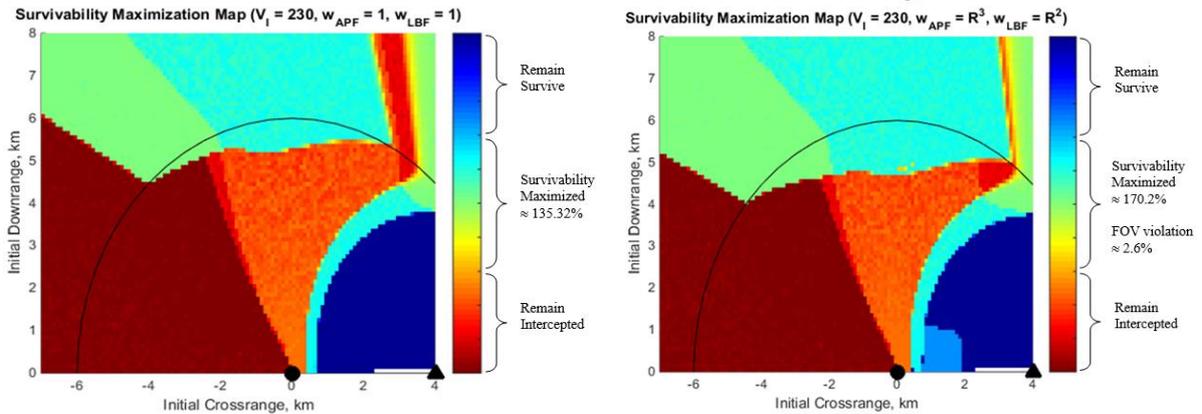
Untuk mengukur kesintasan panduan misil ini, peta kesintasan misil penyerang tanpa mengaplikasikan *weighting gain* dapat dilihat pada Gambar 4. Peta tersebut disimulasikan untuk kecepatan misil pencegat  $V_I = 220$  m/s. Efek aplikasi manuver menghindari terhadap misil penyerang mencapai 216,1% dibandingkan panduan misil tanpa manuver menghindari.



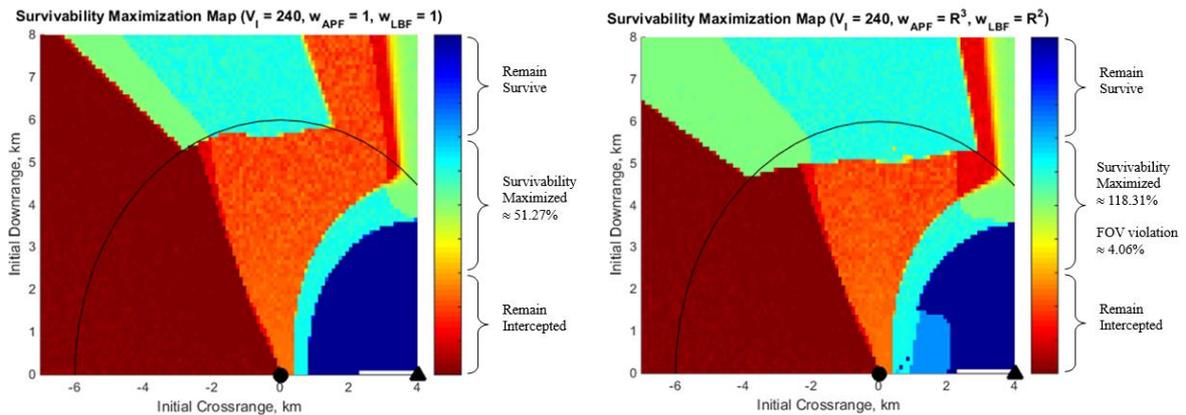
Gambar 4. Peta kesintasan tanpa manuver menghindari (kiri) dan dengan manuver menghindari (kanan)

Solusi di atas hanya optimal untuk kecepatan misil pencegat  $V_I = 220$  m/s. Pada saat kecepatan misil pencegat diubah menjadi  $V_I = [230, 240]$  m/s, kesintasanya langsung menurun, masing-masing

menjadi 135,32% dan 51,27%. Solusi untuk permasalahan ini adalah mengaplikasikan *weighting gain* persamaan (5) – (7) pada sistem panduan misil penyerang. Dengan mengaplikasikan *weighting gain*, kesintasan untuk kecepatan  $V_I = 230$  m/s dapat dimaksimalisasi menjadi 170,2%. Sedangkan kesintasan untuk kecepatan  $V_I = 240$  m/s dapat dimaksimalisasi menjadi 118,31% relatif terhadap kesintasan tanpa manuver menghindar. Berdasarkan hasil simulasi tersebut, maka penerapan *weighting gain* fungsi rasio kecepatan misil pencegat terhadap misil penyerang dapat memaksimalisasi kesintasan dalam manuver menghindar.



Gambar 5. Peta maksimalisasi kesintasan untuk kecepatan  $V_I = 230$  m/s tanpa *weighting gain* (kiri) dan dengan *weighting gain* (kanan)



Gambar 6. Peta maksimalisasi kesintasan untuk kecepatan  $V_I = 240$  m/s tanpa *weighting gain* (kiri) dan dengan *weighting gain* (kanan)

#### 4. KESIMPULAN

Dengan mengaplikasikan *weighting gain* ini, peta kesintasan pada skenario serangan darat dapat dimaksimalisasi. Dengan menggunakan peta kesintasan panduan misil tanpa manuver menghindar sebagai referensi, pada kecepatan misil pencegat  $V_I = 230$  m/s, peta kesintasan tanpa *weighting gain* dapat dimaksimalisasi dari 135,32% menjadi 170,2%. Hasil signifikan ditunjukkan untuk kecepatan misil pencegat  $V_I = 240$  m/s, dimana peta kesintasan tanpa *weighting gain* dapat dimaksimalisasi dari 51,27% menjadi 118,31%. Hasil simulasi ini menunjukkan bahwa konsep maksimalisasi kesintasan manuver menghindar misil pencegat dapat divalidasi secara numerik.

#### PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini merupakan tanggung jawab penulis.

## **UCAPAN TERIMA KASIH**

Penulis menyampaikan terima kasih kepada Kepala Staf TNI Angkatan Udara dan Lembaga Pengelola Dana Pendidikan (LPDP RI) atas izin pelaksanaan tugas belajar dan Beasiswa Pendidikan Program Doktor bidang *Aerospace Engineering* di *Korea Advanced Institute of Science and Technology* (KAIST), Korea Selatan, serta dukungan pelaksanaan penelitian tamu di Cranfield University, Inggris.

## **DAFTAR PUSTAKA**

- [1] Joint Chiefs of Staff, *Joint Publication 3-01: Countering Air and Missile Threats*. Washington DC: US Department of Defense, 2012.
- [2] P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, 6th ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [3] Y. H. Yogaswara, S.-M. Hong, M.-J. Tahk, and H.-S. Shin, "Impact Angle Control Guidance Synthesis for Evasive Maneuver against Intercept Missile," *Int'l J. Aeronaut. Sp. Sci.*, vol. 18, no. 4, pp. 719–728, 2017.
- [4] C.-K. Ryoo, I.-H. Whang, and M.-J. Tahk, "3-D Evasive Maneuver Policy for Anti-Ship Missiles Against Close-In Weapon Systems," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2003, pp. 1–7.
- [5] Y.-H. Kim, C.-K. Ryoo, and M.-J. Tahk, "Guidance Synthesis for Evasive Maneuver of Anti-Ship Missiles Against Close-in Weapon Systems," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 46, no. 3, pp. 1376–1388, Jul. 2010.
- [6] C. Wachsberger, M. Lucas, and A. Krstic, *Limitations of Guns as a Defence against Manoeuvring Air Weapons*. Edinburgh, South Australia: DSTO Systems Sciences Laboratory, 2004.
- [7] In-Soo Jeon, Jin-Ik Lee, and Min-Jea Tahk, "Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 14, no. 2, pp. 260–266, Mar. 2006.
- [8] Z. Shiyu, Z. Rui, W. Chen, and D. Quanxin, "Design of Time-constrained Guidance Laws via Virtual Leader Approach," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 23, no. 1, pp. 103–108, 2010.
- [9] D. Cho, H. J. Kim, and M.-J. Tahk, "Nonsingular Sliding Mode Guidance for Impact Time Control," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 39, no. 1, pp. 61–68, 2015.
- [10] A. Saleem and A. Ratnoo, "Lyapunov-Based Guidance Law for Impact Time Control and Simultaneous Arrival Abdul," *J. Guid. Control. Dyn.*, vol. 39, no. 1, pp. 164–172, 2016.
- [11] B. H. Krogh, "A generalized potential field approach to obstacle avoidance control," in *Robotics Research: The Next Five Years and Beyond*, 1984.
- [12] O. Khatib, "Real-Time Obstacle Avoidance for Manipulators and Mobile Robots," *Int. J. Rob. Res.*, vol. 5, no. 1, pp. 90–98, Mar. 1986.
- [13] Y. Koren and J. Borenstein, "Potential field methods and their inherent limitations for mobile robot navigation," in *Proceedings. 1991 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 1991, pp. 1398–1404.
- [14] S. S. Ge and Y. J. Cui, "New potential functions for mobile robot path planning," *IEEE Trans. Robot. Autom.*, vol. 16, no. 5, pp. 615–620, 2000.

- [15] S. Ge and Y. Cui, "Dynamic Motion Planning for Mobile Robots Using Potential Field Method," *Auton. Robots*, vol. 13, no. 3, pp. 207–222, 2002.
- [16] Dae-Hyung Park, H. Hoffmann, P. Pastor, and S. Schaal, "Movement reproduction and obstacle avoidance with dynamic movement primitives and potential fields," in *Humanoids 2008 - 8th IEEE-RAS International Conference on Humanoid Robots*, 2008, no. 1, pp. 91–98.
- [17] C. Qixin, H. Yanwen, and Z. Jingliang, "An Evolutionary Artificial Potential Field Algorithm for Dynamic Path Planning of Mobile Robot," *Int. Conf. Intell. Robot. Syst. 2006*, vol. 71, pp. 3331–3336, 2006.
- [18] Y. Chen, G. Luo, Y. Mei, J. Yu, and X. Su, "UAV path planning using artificial potential field method updated by optimal control theory," *Int. J. Syst. Sci.*, vol. 47, no. 6, pp. 1407–1420, Apr. 2016.
- [19] C. H. Lee, T. H. Kim, M. J. Tahk, and I. H. Whang, "Polynomial Guidance Laws Considering Terminal Impact Angle and Acceleration Constraints," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 49, no. 1, pp. 74–92, 2013.
- [20] R. E. Ball, *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability: Analysis and Design*, 2nd ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2003.
- [21] E. L. Fleeman, *Missile Design and System Engineering*, 1st ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.