

## PENGARUH KETIDAKPASTIAN NILAI PARAMETER TERBANG TERHADAP TITIK JATUH ROKET R-HAN 300

- 1) Mahasiswa Teknologi  
Persenjataan, Fakultas  
Teknologi Pertahanan,  
UNHAN, Sentul,  
Indonesia  
2,3) Dosen Fakultas  
Teknologi Pertahanan,  
UNHAN, Sentul,  
Indonesia

Corresponding email <sup>1)</sup> :  
[ahmadriy0478@gmail.com](mailto:ahmadriy0478@gmail.com)

Received: 30.12.2022  
Accepted: 12.05.2023  
Published: 28.06.2023

©2023 Politala Press.  
All Rights Reserved.

**Ahmad Riyadl <sup>1)</sup>, Robertus Heru Triharjanto <sup>2)</sup>, Pujo Widodo <sup>3)</sup>**

**Abstrak.** Titik jatuh merupakan parameter utama dari kinerja sebuah roket artileri. Roket selama terbang akan mengalami ketidakpastian nilai parameter yang diantaranya disebabkan oleh kondisi roket saat keluar dari peluncur, kondisi atmosfer yang selalu berubah dan ketidaksempurnaan fabrikasi. Gangguan ini akan menyebabkan deviasi pada titik jatuh Roket. Objektif dari penelitian ini adalah untuk mengetahui deviasi titik jatuh roket artileri akibat ketidakpastian nilai beberapa parameter yang mempengaruhi lintasan terbangnya, dan digunakan sebagai referensi bagi desainer dan pengguna dalam proses desain lebih lanjut. Simulasi 6 derajat kebebasan digunakan untuk menghitung titik jatuh roket dan deviasinya. Hasil penelitian menunjukkan bahwa untuk meminimalisasi deviasi titik jatuh maka dilakukan peningkatan kualitas fabrikasi peluncur, memprediksi aerodinamika dengan CFD dan melakukan penembakan pada saat gangguan angin kecil.  
**Kata Kunci:** Deviasi titik jatuh , Roket, Artileri, R-Han 300.

**Abstract.** The impact point is the main parameter of the performance of an artillery rocket. During its flight, a rocket experiences uncertainty of some parameter's value, which is caused by the condition of the rocket when it exits the launcher, the ever-changing atmospheric conditions, and fabrication imperfections. This disturbance will cause deviation on the impact point. This study aims to determine the deviation of the impact point of an artillery rocket due to the value uncertainty of several parameters that affect its flight trajectory, and this analysis will be used as a reference for designers and users in further design processes. Six degrees of freedom simulation calculates the rocket's impact point and deviation. The results showed that to minimize the impact point's deviation, the quality of the launcher fabrication must be improved, predicting aerodynamics with CFD and firing the rocket at low wind disturbances.

**Keywords:** impact point deviation, Rocket, Artillery , R-Han 300.

To cite this article: <https://doi.org/10.34128/je.v10i1.226>

### 1. Pendahuluan

R-Han 300 merupakan desain roket artileri kaliber 300 mm [1], dimana sebagai roket artileri salah satu parameter kinerjanya adalah titik jatuh [2]. Roket akan mengalami gangguan selama terbang, dimana akan menyebabkan deviasi dari lintasan idealnya [3]. Deviasi titik jatuh adalah sebaran titik tumbukan di sekitar titik pusat jatuhnya [4]. Karena deviasi titik jatuhnya, roket artileri digunakan sebagai senjata untuk target area [5]. Prediksi sebaran titik jatuh diperlukan untuk menentukan kinerja dari roket artileri [6].

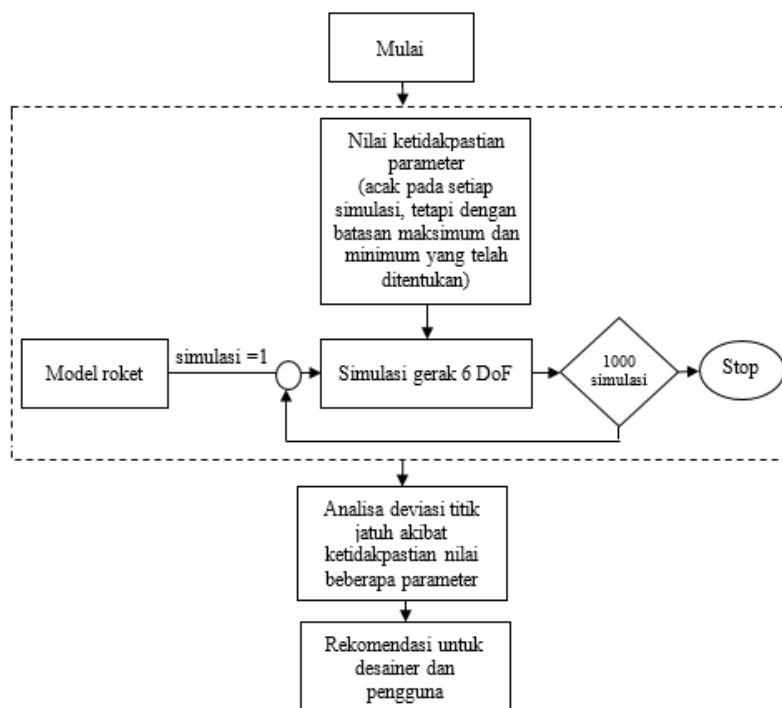
Deviasi titik jatuh dari roket terjadi karena adanya ketidakpastian nilai parameter yang mempengaruhi lintasan terbangnya [7]. Ketidakpastian nilai parameter pada kondisi awal saat keluar dari peluncur merupakan salah satu yang sering terjadi [8]. Ketidakakuratan fabrikasi dan pengukuran akan menyebabkan ketidakpastian nilai massa dan inersia [9]. Kondisi atmosfer yang selalu berubah menyebabkan ketidakpastian dalam pengukuran parameter atmosfer [10]. Proses produksi propelan padat merupakan sumber ketidakpastian nilai gaya dorong roket [11].

Objektif dari penelitian ini adalah untuk mengetahui deviasi titik jatuh roket artileri akibat ketidakpastian nilai beberapa parameter yang mempengaruhi lintasan terbangnya. Hasil analisis ini merupakan referensi bagi desainer dan pengguna dalam proses desain lebih lanjut dari roket R-Han 300. Analisis ini dilakukan dengan menggunakan simulasi lintasan terbang roket dengan enam derajat kebebasan (6-DoF).

## 2. Metodologi

Penelitian dimulai dengan menentukan nilai parameter dari model roket, seperti massa, inersia, gaya dorong dan lainnya. Parameter ini berikutnya akan digunakan sebagai input untuk simulasi lintasan terbang. Selanjutnya nilai ketidakpastian ditambahkan ke dalam beberapa parameter yang dipilih, sehingga nilai parameter akan berubah. Nilai ketidakpastian ini dipilih secara acak, tetapi nilai tersebut berada pada batasan minimum dan maksimum yang telah ditentukan. Hal ini untuk mensimulasikan bahwa pada kenyataannya kita tidak dapat menentukan dengan sangat akurat nilai dari sebuah parameter.

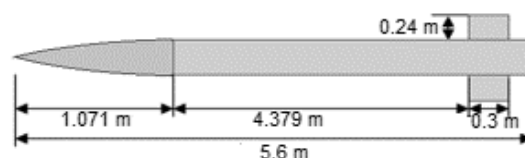
Simulasi kemudian dilakukan sebanyak 1000 kali untuk satu variasi parameter, dan pada setiap simulasi nilai ketidakpastian parameter selalu berubah secara acak, tetapi nilai tersebut berada pada batasan minimum dan maksimum yang telah ditentukan. Semua simulasi dilakukan pada sudut elevasi penembakan 50 derajat. Dari hasil simulasi ini kemudian dapat ditentukan deviasi akibat ketidakpastian nilai dari setiap parameter. Data deviasi titik jatuh roket akibat ketidakpastian nilai dari parameter ini kemudian dapat dijadikan referensi untuk desainer dan pengguna roket artileri ini. Alur penelitian dapat dilihat pada Gambar 1.



Gambar 1. Alur penelitian

## Model Roket

Roket yang digunakan sebagai objek penelitian adalah R-Han 300. Roket ini merupakan roket artileri dengan diameter 306 mm, tanpa sistem pemandu dan memiliki empat sirip pada bagian ekornya. Geometri dan dimensi roket dapat dilihat pada Gambar 2 [12].

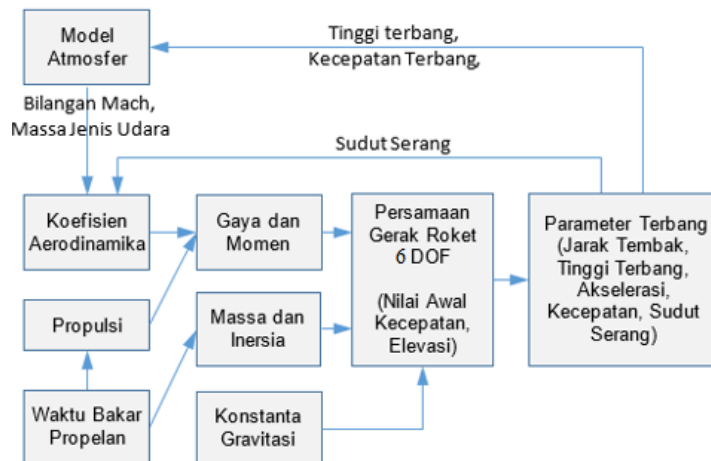


Gambar 2. Geometri dan dimensi roket R-Han 300

Panjang total roket adalah 5.6 m, panjang dari *nose cone* 1.071 m, lebar sirip 0.24 m, dan panjang sirip 0.3 m. Momen inersia awal pada sumbu x,y dan z adalah 21 kg.m<sup>2</sup>, 1827 kg.m<sup>2</sup>, 1827 kg.m<sup>2</sup>, dan pada kondisi setelah propelan habis terbakar adalah 16 kg.m<sup>2</sup>, 1413 kg.m<sup>2</sup>, 1413 kg.m<sup>2</sup>. Massa total roket adalah 560 kg, massa kosong 380 kg dan massa propelan 180 kg. Gaya dorong rata-rata dari motor roket adalah sebesar 60000 N dengan waktu bakar selama 11.45 detik [12].

**Simulasi Lintasan Terbang**

Simulasi lintasan terbang roket dibuat dengan menggunakan perangkat lunak Matlab Simulink. Simulasi lintasan terbang dibuat untuk menghitung titik jatuh roket dan deviasinya. Skema pemodelan simulasi lintasan terbang roket yang digunakan pada penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 3.



**Gambar 3.** Skema simulasi gerak 6 DoF roket

Simulasi terbang roket merupakan integrasi dari beberapa pemodelan, yaitu diantaranya pemodelan atmosfer, aerodinamika roket, propulsi, massa dan inersia. Semua faktor ini akan mempengaruhi lintasan terbang roket. Simulasi ini dibuat dengan enema derajat kebebasan (6 DoF). Pada simulasi ini roket diasumsikan sebagai benda kaku, simetri terhadap sumbu axis longitudinalnya, serta massa dan inersia yang bervariasi secara linear selama proses pembakaran propelan. Persamaan gerak roket adalah sebagai berikut [13][14]:

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \frac{F}{m} - \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = I^{-1}M - \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} I \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \phi - \cos \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \cos \phi + \sin \phi \sin \theta \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \phi + \cos \phi \cos \theta & C6 = \cos \phi \sin \theta \sin \phi - \sin \phi \cos \theta \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & C9 = \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \tag{5}$$

$$F = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Th \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$M = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \tag{7}$$

Persamaan 1,2,3 dan 4 adalah persamaan 6-DoF gerak roket. U, V, W dan P, Q, R adalah kecepatan translasi dan rotasi dari roket pada sumbu x,y,z roket, dan m adalah massa roket. X, Y, Z adalah koordinat dari posisi pusat massa roket, dan  $\Phi$ ,  $\Theta$ ,  $\Psi$  adalah sudut Euler (*roll*, *pitch* dan *yaw*).  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z$  adalah momen inersia roket.  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  adalah momen yang bekerja pada roket.  $A_x$ ,  $A_y$ ,  $A_z$  adalah gaya aerodinamika,  $g_x$ ,  $g_y$ ,  $g_z$  adalah gaya gravitasi, dan  $T_h$  gaya dorong roket.

### Ketidapastian Nilai Parameter

Roket selama terbang akan mengalami ketidakpastian nilai parameter yang diantaranya disebabkan oleh kondisi roket saat keluar dari peluncur, kondisi atmosfer yang selalu berubah dan ketidaksempurnaan fabrikasi. Delapan parameter dipilih di dalam penelitian ini sebagai parameter yang memiliki ketidakpastian nilai. Parameter tersebut adalah kecepatan awal, sudut elevasi peluncuran, sudut azimuth peluncuran, momen inersia, massa, angin, dan aerodinamika roket. Parameter angin terdiri dari kecepatan dan arah angin, dan parameter aerodinamika terdiri dari koefisien momen *pitch*, koefisien gaya normal dan koefisien gaya aksial.

Batasan ketidakpastian nilai dari parameter diperoleh dengan studi literatur hasil penelitian [15][16][17]. Besarnya batasan ketidakpastian nilai parameter yang digunakan di dalam penelitian ini dapat dilihat pada Tabel 1. Pada setiap simulasi, nilai ketidakpastian dari parameter ini akan ditentukan secara acak, tetapi nilai tersebut berada pada batasan minimum dan maksimum yang telah ditentukan berdasarkan Tabel 1.

**Tabel 1.** Batas nilai ketidakpastian parameter

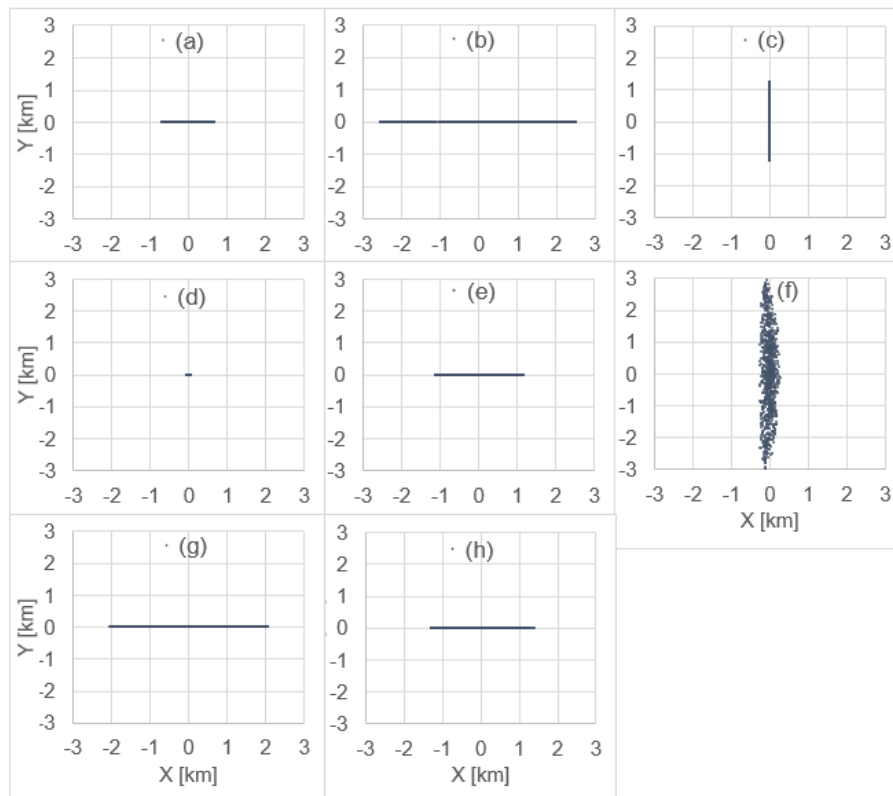
No	Parameter	Batas nilai
1	Kecepatan awal	$\pm 2$ m/s
2	Elevasi peluncuran	$\pm 1$ derajat
3	Azimuth peluncuran	$\pm 1$ derajat
4	Momen Inersia	$\pm 1$ %
5	Massa Total	$\pm 1$ %
6	Angin	
	a. Kecepatan Angin	$\pm 2$ m/s
	b. Arah Angin	1-360 derajat
7	Nilai gaya dorong	$\pm 1$ %
8	Aerodinamika	
	a. Koefisien momen <i>pitch</i> aerodinamika	$\pm 10$ %
	b. Koefisien gaya normal aerodinamika	$\pm 5$ %
	c. Koefisien gaya aksial aerodinamika	$\pm 2$ %

### 3. Hasil dan Pembahasan

Pada penelitian ini, simulasi lintasan terbang roket dilakukan untuk mengetahui deviasi titik jatuh roket artileri R-Han 300 akibat ketidakpastian nilai beberapa parameter yang mempengaruhi lintasan terbangnya, dan dilakukan untuk elevasi peluncuran 50 derajat. Berdasarkan simulasi, jarak tembak ideal (tanpa adanya gangguan atau ketidakpastian nilai dari parameter) dari roket R-Han 300 pada sudut peluncuran 50 derajat adalah sejauh 70 Km.

Simulasi kemudian dilakukan kembali dengan sudut peluncuran 50 derajat, akan tetapi dengan memasukkan nilai ketidakpastian dari beberapa parameter. Simulasi dilakukan untuk setiap satu parameter yang dipilih, dan untuk setiap satu parameter ini dilakukan simulasi sebanyak 1000 kali. Pada setiap simulasi, nilai ketidakpastian dari setiap parameter ditentukan secara acak, tetapi nilai ini berada pada batasan minimum dan maksimum yang telah ditentukan pada Tabel 1. Hasil simulasi titik jatuh dengan berbagai ketidakpastian nilai parameter dapat dilihat pada Gambar 4.

Pada Gambar 4 terdapat delapan sub-gambar, dimana setiap sub-gambar merupakan hasil simulasi titik jatuh dengan deviasi akibat adanya ketidakpastian nilai dari sebuah parameter. Pada setiap sub-gambar pada Gambar 4 merupakan hasil 1000 kali simulasi dari titik jatuh roket untuk satu variasi parameter. Pada setiap simulasi, nilai ketidakpastian parameter ditentukan secara acak, akan tetapi nilai tersebut berada diantara batasan minimum dan maksimum yang telah ditentukan pada Tabel 1. Pada Gambar 4a misalnya adalah hasil 1000 kali simulasi titik jatuh roket dengan ketidakpastian nilai parameter kecepatan awal yang nilai ketidakpastiannya bervariasi secara acak dan berada diantara batasan maksimum 2 m/s dan minimum -2 m/s.



**Gambar 4.** Deviasi titik jatuh R-Han 300 akibat ketidakpastian nilai parameter (a) kecepatan awal, (b) elevasi peluncuran, (c) azimuth peluncuran, (d) momen inersia, (e) massa total, (f) arah dan kecepatan angin, (g) nilai gaya dorong dan (h) aerodinamika roket.

Seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4, ketidakpastian nilai dari setiap parameter menghasilkan deviasi titik jatuh yang unik. Deviasi terbesar pada sumbu x diakibatkan oleh ketidakpastian nilai sudut elevasi peluncuran (Gambar 4b), dimana selisih nilai deviasi maksimum dan minimum mencapai 5077 m. Ketidakpastian nilai gaya dorong menghasilkan deviasi terbesar kedua pada sumbu x, dimana rentang deviasi mencapai 4087 m. Deviasi terkecil pada sumbu-x dihasilkan oleh ketidakpastian nilai momen inersia, dimana rentang deviasinya hanya 116 m. Pada sumbu y hanya ada dua parameter yang memiliki kontribusi terhadap deviasi titik jatuh, yaitu ketidakpastian nilai sudut azimuth peluncuran dan angin. Deviasi terbesar dihasilkan oleh nilai ketidakpastian arah dan kecepatan angin, dimana rentang deviasinya mencapai 5908 m. Ketidakpastian nilai arah dan kecepatan angin juga berkontribusi pada deviasi arah sumbu-x, dimana rentang deviasinya sekitar 300 m.

Hasil dari analisis deviasi titik jatuh roket ini merupakan referensi untuk desainer dan pengguna dalam melakukan proses desain dari roket artileri R-Han 300 lebih lanjut. Berikut pembahasan terkait hasil analisis deviasi titik jatuh roket R-Han 300.

Pertama adalah kontribusi kecepatan awal. Kecepatan awal roket merupakan hal yang tidak dapat diatur dengan akurat. Kecepatan awal ini sangat tergantung dari proses pembakaran propelan dan juga proses mekanik yang dialami roket selama di dalam peluncur. Baik desainer ataupun pengguna tidak dapat melakukan suatu hal untuk meningkatkan ketelitian nilai parameter ini.

Kedua adalah kontribusi sudut elevasi dan azimuth peluncuran. Nilai kedua parameter ini sangat tergantung dari kualitas fabrikasi sistem peluncur. Ketelitian nilai parameter ini dapat ditingkatkan dengan meningkatkan kualitas fabrikasi peluncur. Nilai ketidakpastian dari parameter ini dapat menjadi hanya 0.1 derajat untuk sudut elevasi dan 0.3 derajat untuk sudut azimuth sebagaimana data peluncur roket yang diberikan pada penelitian [5]. Akan tetapi, ketelitian nilai parameter ini juga tergantung dari keakuratan dari pengguna dalam mengoperasikan peluncur.

Ketiga adalah kontribusi momen inersia dan massa total. Kedua parameter ini terkait dengan akurasi dari fabrikasi dan pengukuran pada saat fabrikasi. Nilai ketidakpastian yang telah ditentukan pada Tabel 1 merupakan nilai yang sudah optimal, dan digunakan pada beberapa penelitian. Disamping itu kontribusi kedua parameter ini terhadap deviasi cukup kecil.

Keempat adalah kontribusi arah dan kecepatan angin. Arah dan kecepatan angin merupakan hal yang tidak dapat kita atur, dan akan selalu berubah sepanjang waktu. Hal yang dapat dilakukan untuk mengurangi deviasi titik jatuh akibat parameter ini adalah dengan melakukan penembakan pada kondisi gangguan angin yang kecil.

Kelima adalah kontribusi nilai gaya dorong. Nilai gaya dorong merupakan hasil proses pembakaran propelan, dimana proses pembakaran propelan akan sangat tergantung dari proses produksi propelan itu sendiri. Proses produksi propelan merupakan hal yang rumit, sehingga pasti ada perbedaan dari hasil produksi beberapa jenis propelan roket yang sama.

Keenam adalah kontribusi aerodinamika roket. Aerodinamika roket adalah suatu hal yang dapat diprediksi. Ada beberapa metoda untuk memprediksi aerodinamika roket, diantaranya uji terowongan angin, menggunakan CFD, atau perhitungan empiris atau dengan perhitungan analitik. Nilai ketidakpastian parameter aerodinamika yang pada Tabel 1 adalah jika menggunakan metode empiris. Nilai ketidakpastian ini dapat menjadi lebih kecil di bawah 2% jika prediksi aerodinamika dilakukan dengan menggunakan CFD, sebagaimana hasil penelitian [18][19].

#### 4. Kesimpulan

Pada penelitian ini telah dibuat sebuah pemodelan untuk menentukan titik jatuh roket R-Han 300 dan deviasinya yang disebabkan ketidakpastian nilai beberapa parameter yang mempengaruhi lintasan terbangnya. Hasil analisis ini merupakan referensi bagi desainer dan pengguna dalam proses desain lebih lanjut dari roket R-Han 300. Terdapat beberapa hal yang dapat dilakukan untuk mengurangi deviasi titik jatuh roket adalah meningkatkan kualitas fabrikasi peluncur dan kemampuan pengguna dalam menggunakan peluncur, melakukan prediksi aerodinamika roket dengan menggunakan CFD, dan melakukan penembakan roket pada kondisi gangguan angin yang kecil.

#### Daftar Pustaka

- [1] N. Muslimin, R. H. Triharjanto, and Y. Ruyat, "Structure Design of Warp-Around Deployable Stabilizer for 300 mm Class Artillery Rockets," in *ISAST*, 2022.
- [2] M. A. Dali, S. Jaramaz, D. Jerkovic, and D. Djurdjevac, "Increasing the Range of Contemporary Artillery Projectiles," *Tech. Gaz.*, vol. 26, no. 4, pp. 960–969, 2019.
- [3] W. Nugroho *et al.*, "Study on the Development of Guidance System Technology for 122-140 mm Artillery Rocket," *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 19, no. 2, pp. 201–212, 2021.
- [4] X. Song, M. Gao, L. Wang, H. Wu, and X. Cui, "Research on Evaluation Methods of Firing Precision of Trajectory Correction Projectile," in *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 612*, 2019, p. 032095.
- [5] R. Ozog, M. Jacewicz, and R. Glebocki, "Modified Trajectory Tracking Guidance for Artillery Rocket," *J. Theor. Appl. Mech.*, vol. 58, no. 3, pp. 611–622, 2020.
- [6] I. Katsev, "Evaluation Method of the Artillery's Effectiveness Against Unitary Target," *Secur. Futur.*, vol. 2, no. 4, pp. 196–198, 2018.
- [7] W. Wiputgasemsuk, "Reduction of Rocket Dispersion using Model Predictive Lateral Pulse Jet Control.," in *Proceedings of the Innovation Aviation & Aerospace Industry - International Conference*, 2021.
- [8] A. Raza and H. Wang, "Range and Accuracy Improvement of Artillery Rocket Using Fixed Canards Trajectory Correction Fuze," *Aerospace*, vol. 9, no. 1, p. 32, 2022.
- [9] B. H. Le and P. Konecny, "Effect of some Disturbance Factors on Falling Point Distribution of Unguided Rocket," *Adv. Mil. Technol.*, vol. 16, no. 2, pp. 199–217, 2021.
- [10] Z. Trzun and M. Vrdoljak, "Monte Carlo Simulation of Missile Trajectories Dispersion due to Imperfectly Manufactured Warhead," in *31st DAAM International Symposium on Intelligent Manufacturing and Automation*, 2020, pp. 0574–0583.
- [11] F. A. C. Fernandes, C. A. Sauto, and R. Pirk, "Static Firing Test of Solid Propellant Rocket Motors: Uncertainty Levels of Thrust Measurements," *J. Aerosp. Technol. Meas.*, vol. 14, p. e2022, 2020.
- [12] A. Riyadl, "Desain Aerodinamika dan Struktur Roket R-Han 300 untuk Substitusi Roket SS-80 ASTROS II MK6," Republic Indonesia Defense University, 2022.
- [13] A. Szklarski, R. Glebocki, and M. Jacewicz, "Impact Point Prediction Guidance Parametric Study for 155 mm Rocket Assisted Artillery Projectile with Lateral Thrusters," *Arch. Mech. Eng.*, vol. 67, no. 1, pp. 31–56, 2020.
- [14] R. Glebocki and M. Jacewicz, "Parametric Study of Guidance of a 160 mm Projectile Steered with Lateral Thrusters," *Aerospace*, vol. 7, no. 5, p. 61, 2020.
- [15] N. V. Nguyen, M. Tyan, J. W. Lee, and Y. H. Byun, "Investigations on Missile Configuration Aerodynamic Characteristics for Design Optimization," *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 57, no. 4, pp. 210–218,

- 2014.
- [16] W. Charubhun, P. Chusilp, and N. Nutkumbang, "Effects of Aerodynamic Coefficient Uncertainties on Trajectory Simulation of a Short-Range Solid Propellant Free Rocket," in *26th International Symposium on Ballistics*, 2011.
- [17] C. Mihailescu, M. Radulescu, and F. Coman, "The Analysis of Dispersion for Trajectories of Fire-extinguishing Rocket," *Recent Adv. Fluid Mech. Heat Mass Transf.*, pp. 135–140, 2011.
- [18] T. Bykerk, D. Kirchheck, and S. Karl, "Reconstruction of Wind Tunnel using CFD for a Resuable First Stage during Rocket Retro-Propulsion," in *9th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, 2022, pp. 1–14.
- [19] S. S. Dol, "Aerodynamics Analysis of Grid Fins Inner Lattice Structure in Cruise Missile," *WSEAS Trans. Fluid Mech.*, vol. 16, no. 9, pp. 92–101, 2016.