

Analisis Performa Ion Thruster dengan Variasi Jarak

Erwan Eko Prasetyo[#], Ikbal Rizki Putra[#], Andriawan[#]

[#]*Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Yogyakarta, Indonesia*
E-mail: [erwan.eko\[at\]sttkd.ac.id](mailto:erwan.eko[at]sttkd.ac.id)

ABSTRACTS

Developments in space technology today have resulted in advances in propulsion technology, one of which is electric propulsion called ion thrusters. The thruster ion generates a thrust force by releasing positively charged ions backwards. The ability of the ion thruster to provide continuous thrust over a long period of time makes it more efficient compared to conventional thrusters. This study aims to examine the performance of the thruster ion with distance variations. Ion thrusters are electric propulsion technologies that create a thrust force through the release of positively charged ions. The technology is highly efficient in fuel use, which is important for space missions that require low fuel resistance. The study used a prototype of an ion thruster in the laboratory with a test voltage of 5V. The focus of the test is on the analysis of strong current as the main parameter of performance. The results of the research are expected to provide insights into optimizing energy use for spacecraft, allowing for a reduction in fuel load and an increase in payload capacity. The research also contributes to the sustainable development of space technology, highlighting the importance of efficient energy consumption in the operation of ion thrusters. This research method is an experiment by measuring the performance of thruster ions at various distances. The results of this research are expected to be a reference in the further development of ion thruster technology, especially in the aspects of energy saving and improving operational efficiency. The conclusion about the effect of distance on the resulting thrust is that diameter or distance affects each of the four parameters. The maximum stress increases from 5.10 at 1 cm diameter to 5.18 at a distance of 3 cm, then stabilizes in the range of 5.1. The maximum current decreases from 2.70 at 1 cm diameter to 1.51 at 2 cm distance, with a small change at a larger distance, but remains stable around a value of 2. The maximum electrical capacity (mAh AVG) increased from 0.02 at a distance of 1 cm to 0.04 at a distance of 4 cm. So in this study, it can be concluded that the distance of 2.5 cm has the best results

Manuscript received Oct 26, 2024; revised Nov 13, 2024. accepted Feb 04, 2025 Date of publication Mar 31, 2025. International Journal, JITSI : Jurnal Ilmiah Teknologi Sistem Informasi licensed under a Creative Commons Attribution-Share Alike 4.0 International License



ABSTRAK

Perkembangan dalam teknologi luar angkasa saat ini telah menghasilkan kemajuan dalam teknologi propulsi, salah satunya adalah propulsi elektrik yang disebut dengan ion thruster. Ion thruster menghasilkan gaya dorong dengan cara melepaskan ion bermuatan positif ke belakang. Kemampuan ion thruster memberikan dorongan secara berkelanjutan dalam periode waktu yang lama membuatnya lebih efisien dibandingkan dengan pendorong konvensional. Penelitian ini bertujuan untuk mengkaji kinerja ion thruster dengan variasi jarak. Ion thruster adalah teknologi propulsi listrik yang menciptakan gaya dorong melalui pelepasan ion bermuatan positif. Teknologi ini sangat efisien dalam penggunaan bahan bakar, yang penting untuk misi antariksa yang membutuhkan ketahanan bahan bakar rendah. Studi ini menggunakan prototipe ion thruster di laboratorium dengan tegangan pengujian sebesar 5V. Fokus pengujian adalah pada analisis kuat arus sebagai parameter utama kinerja. Hasil penelitian diharapkan dapat memberikan wawasan dalam mengoptimalkan penggunaan energi untuk pesawat luar angkasa, memungkinkan

pengurangan beban bahan bakar dan peningkatan kapasitas muatan. Penelitian ini juga berkontribusi pada pengembangan teknologi luar angkasa yang berkelanjutan, dengan menyoroti pentingnya konsumsi energi yang efisien dalam operasi ion thruster. Metode penelitian ini adalah eksperimen dengan mengukur kinerja ion thruster pada berbagai jarak. Hasil penelitian ini diharapkan dapat menjadi acuan dalam pengembangan teknologi ion thruster lebih lanjut, khususnya dalam aspek penghematan energi dan peningkatan efisiensi operasional. Kesimpulan tentang pengaruh jarak terhadap gaya dorong yang dihasilkan adalah bahwa diameter atau jarak mempengaruhi masing-masing dari empat parameter tersebut. Tegangan maksimal meningkat dari 5.10 pada diameter 1 cm menjadi 5.18 pada jarak 3 cm, kemudian stabil di kisaran 5.1. Arus maksimal menurun dari 2.70 pada diameter 1 cm menjadi 1.51 pada jarak 2 cm, dengan perubahan kecil pada jarak yang lebih besar, tetapi tetap stabil di sekitar nilai 2. Kapasitas listrik maksimum (mAh AVG) meningkat dari 0.02 pada jarak 1 cm menjadi 0.04 pada jarak 4 cm. Sehingga pada penelitian ini dapat disimpulkan bahwa jarak 2,5 cm memiliki hasil yang terbaik.

Keywords / Kata Kunci — *Ion Thruster; Propulsion*

CORRESPONDING AUTHOR

Erwan Eko Prasetyo
Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Yogyakarta, Indonesia
Email: erwan.ekof[at]sttkd.ac.id

1. PENDAHULUAN

Penggunaan baterai sebagai sumber energi utama kendaraan listrik telah menjadi salah satu solusi utama dalam upaya mengurangi emisi dan mengurangi ketergantungan pada bahan bakar fosil. Dalam beberapa tahun terakhir, sektor transportasi telah menjadi pendorong utama pertumbuhan ekonomi suatu negara. Keberadaan isu-isu lingkungan dan krisis energi berbasis fosil telah mendorong perkembangan transportasi yang lebih ramah lingkungan. Mesin bakar konvensional, telah menjadi penyebab utama polusi dan konsumsi bahan bakar fosil. Oleh karena itu, penggerak kendaraan berbasis listrik telah dikembangkan sebagai alternatif untuk menggantikan mesin bakar atau beroperasi bersamaan dengannya.

Beberapa penelitian menunjukkan bahwa kendaraan listrik menghasilkan emisi karbon yang lebih rendah dibandingkan dengan penggunaan bahan bakar fosil. Hal ini tentunya memberikan dampak positif bagi lingkungan.

Sejalan dengan hal itu, perkembangan dalam teknologi luar angkasa saat ini telah menghasilkan kemajuan dalam teknologi propulsi, salah satunya adalah propulsi elektrik yang disebut dengan ion thruster. Ion thruster menghasilkan gaya dorong dengan cara melepaskan ion bermuatan positif kebelakang. Kecepatan ejski yang dapat dicapai dalam propulsi listrik (EP) lebih tinggi dibandingkan dengan propulsi kimia. Oleh karena itu, satelit yang didorong secara listrik dapat bertahan dengan bahan bakar yang lebih sedikit, menghasilkan penghematan biaya yang signifikan, karena tidak perlu mengangkut begitu banyak bahan bakar dari Bumi ke luar angkasa. Di sisi lain, penggunaan propelan yang lebih sedikit akan meningkatkan rasio muatan, memungkinkan satelit yang didorong secara listrik untuk menampung muatan yang jauh lebih besar.

2. METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian ini menambah urgensi dengan menyoroti pentingnya analisis konsumsi baterai pada prototype pendorong ion, dan fokus pada efektivitas kuat arus pada ion thruster menjadi langkah kritis untuk meningkatkan efisiensi penggunaan energi serta memberikan kontribusi lebih lanjut terhadap pengembangan teknologi luar angkasa yang berkelanjutan.

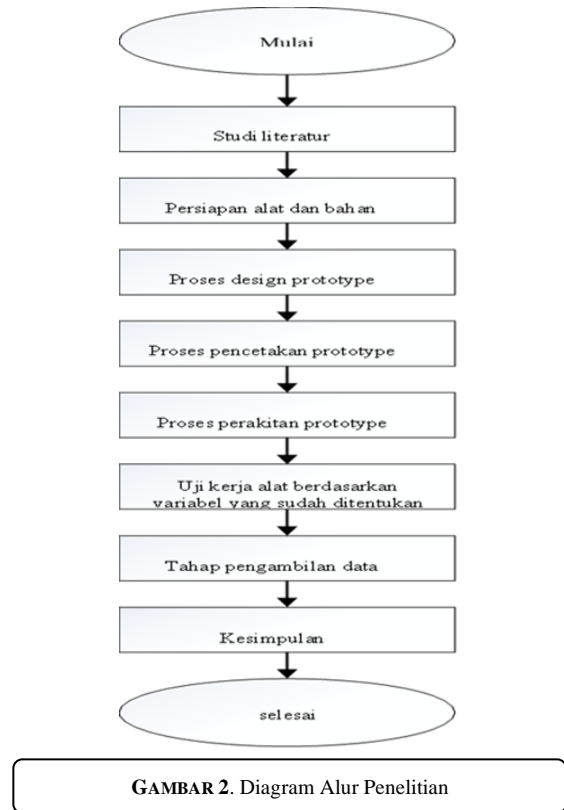
Terutama karena belum ada pengujian arus yang dilakukan pada ion thruster hingga saat ini[1]. Penelitian yang digunakan sebagai referensi pada penelitian ini meujuk pada penelitian terdahulu dan literatur yang berkaitan dengan judul yang diambil dalam melakukan penelitian ini[2]. Rancangan yang dibuat pada penelitian ini merupakan prototype sebagai pemahaman mekanisme kerja dari plasma engine atau ion thruster aslinya. Berikut merupakan desai *prototype* dibuat menggunakan *solidwork*:



GAMBAR 1. Desain Prototype Solid Work

1. Diagram Alur Penelitian

- A. Persiapan Alat dan Bahan
 Dilakukan persiapan alat dan bahan sebelum memulai penelitian. Hal ini bertujuan agar tidak terjadi kendala pada saat proses penelitian dilakukan.
- B. Tahapan Perancangan
 Dilakukan perancangan desain komponen menggunakan software solidworks. Kemudian desain komponen yang sudah jadi akan dicetak menggunakan 3D printing. Setelah selesai dicetak selanjutnya dilakukan perakitan prototipe.
- C. Persiapan Sebelum Pengambilan data
 Menentukan variabel yang akan diuji pada penelitian ini. Selain itu dilakukan kalibrasi alat penguji yang akan digunakan, misalnya pada power supply dan avometer yang akan digunakan untuk menguji kuat arus yang dihasilkan.
- D. Proses Pengambilan Data
 Dilakukan pengujian alat berdasarkan variabel yang sudah ditentukan sebelumnya. Dilakukan pengukuran sehingga didapat hasil yang diinginkan.



2. Skema Pengambilan Data

Skema instalasi diatas menunjukkan sebuah rangkaian untuk mengukur kinerja sebuah sistem. Sumber daya listrik 5V mengalir melalui meteran daya USB untuk memantau konsumsi daya, lalu ke sebuah superkapasitor 1000KV yang menyimpan dan menstabilkan energi listrik. Daya dari superkapasitor mengalir ke nozzle aluminium yang mengeluarkan zat melalui pipa tembaga dengan berbagai diameter[3]. Variasi jarak ini digunakan untuk melihat bagaimana jarak mempengaruhi aliran zat. Timbangan gram digunakan untuk mengukur massa zat yang keluar dari nozzle. Sistem ini dirancang untuk menguji dan menganalisis pengaruh jarak pipa tembaga pada nozzle terhadap gaya dorong yang dihasilkan dan konsumsi daya[4].

3. Landasan Teori

A. Ion Thruster

Perkembangan dalam teknologi luar angkasa saat ini telah menghasilkan kemajuan dalam teknologi propulsi, salah satunya adalah propulsi elektrik yang disebut dengan ion thruster. Ion thruster menghasilkan gaya dorong dengan cara melepaskan ion ion bermuatan positif kebelakang. Kemampuan ion thruster memberikan dorongan secara berkelanjutan dalam periode waktu yang lama membuatnya lebih efisien dibandingkan dengan pendorong konvensional. Hal ini mengikuti persamaan Tsiolkovsky[1].

$$\frac{m_d}{m_o} = \exp\left(\frac{-\Delta v}{v_e}\right) \quad (1)$$

B. Teori Optimasi

Dalam penelitian ini digunakan beberapa hukum fisika sebagai dasar dari teori optimasi yang digunakan. Adapun hukum-hukum fisika yang digunakan adalah:

- a. Hukum Newton Tentang Gerak
 Hukum pertama menyatakan bahwa benda akan tetap dalam keadaan diam atau bergerak lurus beraturan kecuali ada gaya yang bekerja padanya. Hukum kedua menyatakan bahwa gaya yang diberikan pada suatu benda sama dengan massa benda tersebut dikalikan dengan percepatanya (F = m x a).
- b. Teori Roket
 Roket bekerja berdasarkan prinsip tindakan dan reaksi, yang dijelaskan oleh Hukum Newton III yang menyatakan bahwa setiap tindakan akan memiliki reaksi yang setara dan berlawanan. Roket

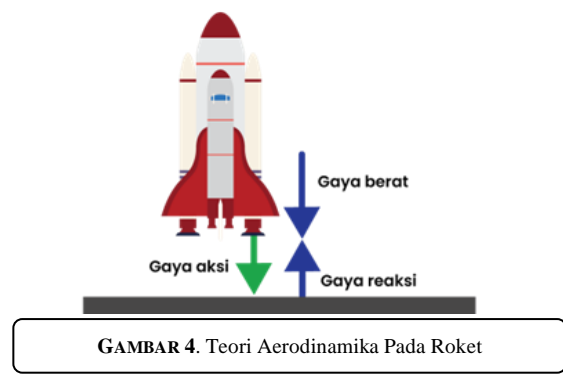
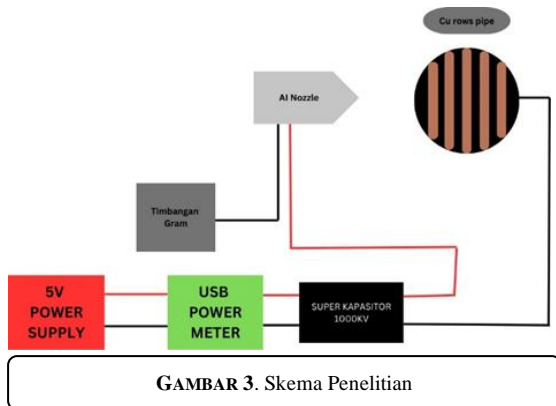
dapat terbang dengan cara melepaskan massa (hasil pembakaran) dengan kecepatan tinggi kebelakang sehingga menghasilkan gaya dorong kedepan.

c. Hukum Kekekalan Momentum

Hukum ini menyatakan bahwa jumlah momentum suatu sistem yang terisolasi tetap konstan jika tidak ada gaya eksternal yang bekerja. Dalam konteks roket, pelepasan massa yang dihasilkan oleh pembakaran bahan bakar mengubah momentum total sistem.

C. Teori Aerodinamika

Koefisien aerodinamika adalah besaran tanpa dimensi yang menggambarkan reaksi dan efek yang ditimbulkan oleh aliran udara terhadap benda yang dilalui atau benda yang bergerak di udara. Memahami pergerakan udara di sekitar suatu objek memungkinkan perhitungan gaya dan momen yang bekerja pada objek tersebut[5]. Sifat-sifat yang dihitung dalam medan aliran termasuk kecepatan, tekanan, massa jenis, dan temperatur sebagai fungsi dari posisi dan waktu. Aerodinamika memungkinkan definisi dan solusi persamaan kekekalan massa, momentum, dan energi dalam udara. Penggunaan aerodinamika melalui analisis matematika, uji terowongan angin, dan simulasi CFD menjadi dasar ilmiah bagi penerbangan, roket, dan berbagai teknologi lainnya[6].



D. Teori Perhitungan

Rumus Teori Persamaan Roket

Massa yang dikeluarkan untuk memberikan daya dorong pada pesawat ruang angkasa adalah propelan yang dibawa ke dalam kendaraan dan dikeluarkan saat menyodorkan. Dari konservasi momentum, massa propelan yang dikeluarkan dikalikan kecepataannya sama dengan massa pesawat ruang angkasa dikalikan perubahan kecepataannya. Penjelasan “persamaan roket”. Hubungan antara kecepatan pesawat ruang angkasa dan massa sistem adalah diturunkan sebagai berikut. Gaya pada pesawat ruang angkasa, dan juga gaya dorong pada kendaraan, sama dengan massa pesawat ruang angkasa, M , dikalikan perubahan kecepataannya.

$$Force = T = M \frac{dv}{dt} \quad (2)$$

Gaya dorong pada pesawat ruang angkasa sama dan berlawanan dengan laju perubahan terhadap waktu momentum propelan, yang merupakan kecepatan buang propelan kali laju perubahan massa propelan terhadap waktu.

$$T = -\frac{d}{dt}(m_p v_{ex}) = -v_{ex} \frac{dm_p}{dt} \quad (3)$$

dimana m_p adalah massa propelan pada pesawat ruang angkasa dan v_{ex} adalah propelan kecepatan pembuangan dalam kerangka acuan pesawat ruang angkasa. Massa total pesawat ruang angkasa pada suatu waktu adalah massa yang dikirimkan, m_d , ditambah massa propelan[7].

$$M(t) = m_d + m_p \quad (4)$$

Massa pesawat ruang angkasa berubah karena konsumsi propelan, sehingga laju perubahan massa total terhadap waktu adalah

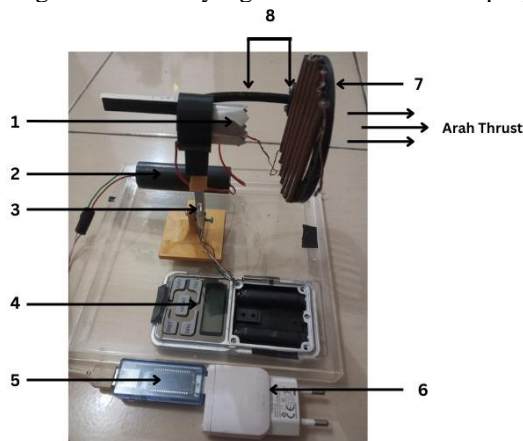
$$\frac{dM}{dt} = \frac{dm_p}{dt} \quad (5)$$

Dengan catatan
 T = thrust
 dv/dt = turunan kecepatan terhadap waktu,
 M = massa
 m_p = massa propelan
 v_{ex} = propelan kecepatan pembuangan
 $M(t)$ = massa total
 m_d = massa yang diberikan atau delivered mas

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Skema Hasil Alat Uji Ion Thruster

Berdasarkan alat uji yang telah dirangkai menjadi satu kesatuan, dapat dilihat bahwa terdapat berbagai macam jenis alat yang digunakan untuk mendukung berjalannya pengujian agar dapat berjalan dengan baik dan menghasilkan Data yang di butuhkan. Berikut penjelasan gambar dibawah[8].



Pada gambar skema alat pengujian diatas dapat dijelaskan bahwa :

- 1 Plat aluminium
- 2 Super kapasitor 1000kv
- 3 Loadcell timbangan Gram
- 4 Layar penampil hasil dari thrust yang di hasilkanb
- 5 Usb power meter untuk menunjukan nilai besar Arus, Tegangan, Daya, dan Waktu
- 6 Sumber power 5V
- 7 Pipa tembaga sebanyak 7 baris
- 8 Plat dan pipa tembaga dengan jarak 3cm

GAMBAR 5. Alat Uji Ion Thruster

B. Uji Pengaruh Variabel Jarak (D)

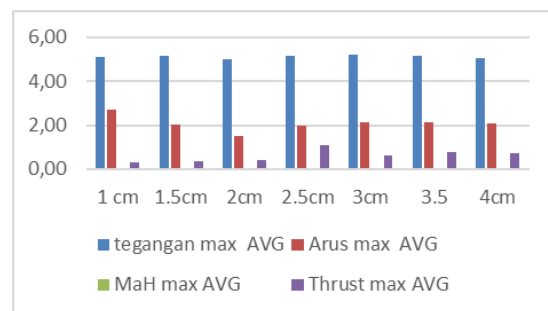
Pada pengujian ini dilakukan dengan Tegangan (V) input sebesar 5V, dan beberapa variasi jarak untuk mengetahui jarak efisiensi dan besar gaya dorong yang maksimal untuk di gunakan, di dapatkan hasil penelitian tersebut yaitu :

a) Data Pengujian Keseluruhan

Pada pengujian ini dilakukan dengan Tegangan (V) input sebesar 5V, dan beberapa variasi jarak untuk mengetahui jarak efisiensi dan besar gaya dorong yang maksimal untuk di gunakan, di dapatkan hasil penelitian tersebut yaitu :

Data Pengujian Keseluruhan

TABEL 1. Tabel Keseluruhan				
Diameter	Tegangan max	Arus max	Daya max	Thrust max
	AVG	AVG	AVG	AVG
1 cm	5.10	2.70	0.02	0.30
1.5cm	5.16	2.04	0.03	0.33
2cm	5.02	1.51	0.03	0.43
2.5cm	5.15	1.98	0.03	1.09
3cm	5.18	2.16	0.03	0.59
3.5	5.16	2.12	0.04	0.75
4cm	5.05	2.07	0.04	0.70



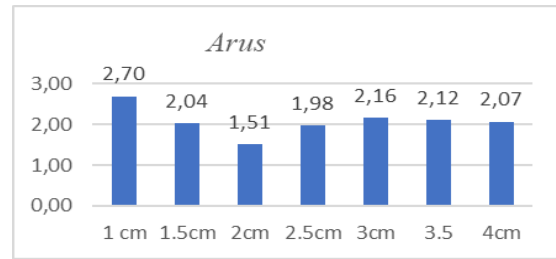
GAMBAR 6. Hasil Pengujian

Dari pengujian di atas hasil grafiknya dapat dilihat pada Gambar 6. Berdasarkan data yang ditunjukkan, terlihat bahwa Nilai Tegangan cenderung tetap stabil di sekitar angka 5v , tanpa perubahan yang signifikan meskipun jaraknya bervariasi. Nilai Arus menurun dari 2.70A pada jarak 1 cm menjadi sekitar 1.5A pada jarak 2 cm, kemudian sedikit naik pada jarak berikutnya. Nilai Daya sangat konsisten, berkisar antara 0.02 hingga 0.04. Di sisi lain, Nilai Thrust menunjukkan variasi yang lebih besar, dimulai dari 0.30 pada jarak 1 cm, mencapai puncaknya di 1.09 pada jarak 2.5 cm, lalu menurun kembali pada jarak 4 cm.

b) Uji pengaruh jarak terhadap arus maksiamal rata rata

TABEL 2. Data Pengujian Terhadap Arus

Jarak	Arus
1 cm	2.70
1.5cm	2.04
2cm	1.51
2.5cm	1.98
3cm	2.16
3.5	2.12
4cm	2.07



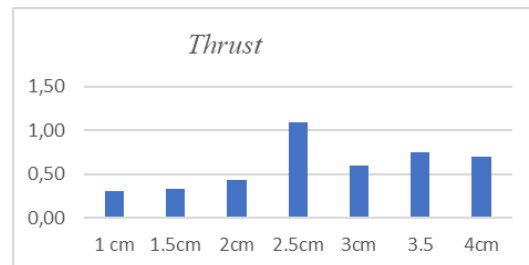
GAMBAR 7. Pengujian Jarak Terhadap Arus

Dari data di atas yang grafik dihasilkan dapat dilihat pada gambar 7. Berdasarkan data yang disediakan, arus maksimal rata-rata (*Arus max AVG*) menunjukkan penurunan dari 2.70 pada diameter 1 cm menjadi 1.51 pada diameter 2 cm. Setelah itu, arus rata-rata meningkat dan menurun atau biasa disebut berfluktuasi, meningkat menjadi 2.16 pada diameter 3 cm, lalu sedikit menurun menjadi 2.12 pada diameter 3.5 cm dan 2.07 pada jarak 4 cm. Secara keseluruhan, meskipun terjadi penurunan di awal, arus maksimal cenderung stabil dengan sedikit fluktuasi pada jarak yang lebih besar. Hal ini mengindikasikan bahwa setelah mencapai jarak tertentu, perubahan arus maksimal tidak terlalu besar[8].

c) Uji Jarak Terhadap Thrust

TABEL 3. Data Pengujian Thrust

Jarak	Thrust max (gf)	thrust max (N)
1 cm	0.30	0.003
1.5 cm	0.33	0.003
2 cm	0.43	0.004
2.5 cm	1.09	0.011
3 cm	0.59	0.006
3.5	0.75	0.007
4cm	0.70	0.007



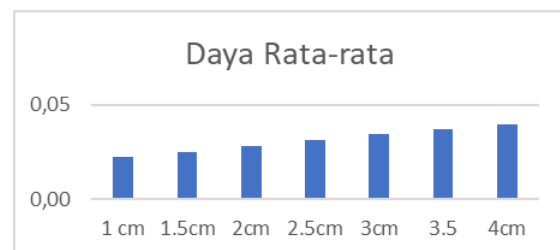
GAMBAR 8. Grafik Pengujian Jarak Terhadap Thrust

Gambar 8 merupakan Grafik yang di hasilkan dari data uji jarak terhadap thrust. Dari data diatas dapat dijelaskan bahwa, *Thrust* maksimal rata-rata (*Thrust max AVG*) meningkat secara bertahap dari 0.30 pada jarak 1 cm menjadi 0.43 pada jarak 2 cm. *Thrust* maksimal kemudian mengalami lonjakan mencapai puncaknya pada 1.09 pada jarak 2.5 cm. *Thrust* maksimal rata-rata menurun menjadi 0.59 pada jarak 3 cm, sedikit naik menjadi 0.75 pada jarak 3.5 cm, dan akhirnya turun lagi menjadi 0.70 pada jarak 4 cm. Ini menunjukkan bahwa jarak memiliki pengaruh terhadap *thrust* maksimal, dengan jarak 2.5 cm sebagai titik optimal untuk *thrust* tertinggi, sementara jarak yang lebih besar cenderung menghasilkan *thrust* yang lebih rendah dengan fluktuasi kecil.

d) Uji Jarak Terhadap Daya

TABEL 4. Data Pengujian Jarak Terhadap Daya

Jarak	Daya maksimal rata - rata
1 cm	0.02
1.5 cm	0.03
2 cm	0.03
2.5 cm	0.03
3 cm	0.03
3.5 cm	0.04
4 cm	0.04



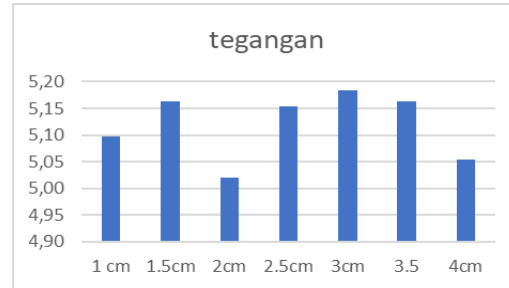
GAMBAR 9. Grafik Pengujian Jarak Terhadap Daya

Berdasarkan data yang dihasilkan, Daya maksimal rata-rata (*mAh max AVG*) menunjukkan sedikit peningkatan dari 0.02 pada jarak 1 cm menjadi 0.03 pada jarak 1.5 cm. Setelah itu, nilai Daya maksimal tetap konstan pada 0.03 dari jarak 1.5 cm hingga 3 cm. Pada jarak yang lebih besar, yaitu 3.5 cm dan 4 cm, nilai Daya maksimal sedikit meningkat menjadi 0.04. Hal ini menunjukkan bahwa jarak memiliki pengaruh yang kecil terhadap daya maksimal, dengan peningkatan yang sangat kecil dan stabilitas di sebagian besar rentang jarak[8].

e) Uji Jarak Terhadap Tegangan

TABEL 5. Data Uji Jarak Terhadap Tegangan

Diameter	tegangan
1 cm	5.10
1.5cm	5.16
2cm	5.02
2.5cm	5.15
3cm	5.18
3.5 cm	5.16
4cm	5.05



GAMBAR 10. Grafik Uji Jarak Terhadap Tegangan

Gambar 10 adalah grafik hasil dari uji jarak terhadap tegangan. Berdasarkan data yang diberikan, tegangan maksimal rata-rata (tegangan *max AVG*) menunjukkan sedikit kenaikan dari 5.10 pada jarak 1 cm menjadi 5.16 pada jarak 1.5 cm, lalu menurun menjadi 5.02 pada jarak 2 cm. Setelah itu, tegangan maksimal meningkat kembali menjadi 5.15 pada jarak 2.5 cm dan mencapai puncaknya pada 5.18 di jarak 3 cm. Kemudian, nilai ini sedikit menurun menjadi 5.16 pada jarak 3.5 cm dan 5.05 pada jarak 4 cm. Secara keseluruhan, nilai tegangan maksimal rata-rata cenderung stabil di kisaran 5.10 hingga 5.18, menunjukkan bahwa perubahan jarak tidak menyebabkan perbedaan signifikan dalam tegangan maksimal[8].

4. KESIMPULAN

Kesimpulan tentang pengaruh jarak terhadap gaya dorong yang dihasilkan adalah bahwa diameter atau jarak mempengaruhi masing-masing dari empat parameter tersebut. Tegangan maksimal meningkat dari 5.10 pada diameter 1 cm menjadi 5.18 pada jarak 3 cm, kemudian stabil di kisaran 5.1. Arus maksimal menurun signifikan dari 2.70 pada diameter 1 cm menjadi 1.51 pada jarak 2 cm, dengan perubahan kecil pada jarak yang lebih besar, tetapi tetap stabil di sekitar nilai 2. Kapasitas listrik maksimum (mAh AVG) meningkat dari 0.02 pada jarak 1 cm menjadi 0.04 pada jarak 4 cm, jadi jarak 2,5 cm adalah yang terbaik

REFERENSI

- [1] S. Scharmann et al., "Thrust measurement of an ion thruster by a force probe approach and comparison to a thrust balance," *AIP Adv.*, vol. 12, no. 4, 2022, doi: 10.1063/5.0066401.
- [2] K. Holste et al., "Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer," *Rev. Sci. Instrum.*, vol. 91, no. 6, 2020, doi: 10.1063/5.0010134.
- [3] E. E. Prasetyo, E. Irmawan, and N. Ratnadila, "Studi Eksperimental Pengujian Arus Pada Brushless Motor Rotomax 150cc," *JTT (Jurnal Teknol. Terpadu)*, vol. 10, no. 1, pp. 16–21, 2022, doi: 10.32487/jtt.v10i1.1396.
- [4] X. Miao, H. Zhang, Q. Wang, Y. Xia, and W. Sun, "Optimum design of nuclear electric propulsion spacecraft for deep space exploration," *Energy Reports*, vol. 8, pp. 9629–9641, 2022, doi: 10.1016/j.egy.2022.07.146.
- [5] A. R. Muhammad and R. M. Baharuddin, "Modifikasi Persamaan Gerak Roket Klasik Tsiolkovsky Untuk Roket Yang Bergerak Mendekati Kecepatan Cahaya," no. November, pp. 0–6, 2013, doi: 10.13140/RG.2.1.2572.4881.
- [6] D. A. Prabowo, R. E. AK, and Z. Hidayat, "Estimasi Parameter Aerodinamika Model Roket Menggunakan Computational Fluid Dynamics," *J. Tek. ITS*, vol. 9, no. 2, 2021, doi: 10.12962/j23373539.v9i2.53422.
- [7] 気象庁 et al., "No 主観的健康感を中心とした在宅高齢者における健康関連指標に関する共分散構造分析Title," *J. Chem. Inf. Model.*, vol. 53, no. 9, pp. 1689–1699, 2013, [Online]. Available: <http://www.jstor.org/stable/1251929?origin=crossref%5Cnhttp://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/0954412988352%5Cn10.3846/bme.2014.09%5Cnhttp://search.ebscohost.com/login.aspx?direct=true&d b=buh&AN=97064856&site=eds-live&authtype=ip,uid%5Cnhttp://search>.
- [8] B. Yavuz, E. Turkoz, and M. Celik, "Prototype design and manufacturing method of an 8 cm diameter RF ion thruster," *RAST 2013 - Proc. 6th Int. Conf. Recent Adv. Sp. Technol.*, no. October, pp. 619–624, 2013, doi: 10.1109/RAST.2013.6581285