

ANALISIS THERMAL TERHADAP NOZZLE BERBAHAN GRAPHITE PADA ROKET LATIH EXPERIMENT (ROLEX) 70 MM

Lukman Firmansyah¹⁾, Maryono²⁾, Mohammad Ali³⁾,
Prodi Teknik Teknologi Rekayasa Persenjataan Militer, Politeknik Angkatan Darat.^{1,2,3)}
E-mail : lukmanfirmansyah47@gmail.com¹⁾, maryonom726@gmail.com²⁾,
chonklee95@gmail.com³⁾

ANALYSIS THERMAL TO NOZZLE MATERIAL GRAPHITE ON TRAINING ROCKET EXPERIMENT (ROLEX) 70 MM

Abstract: Nozzle made of graphite is part of the rocket motor Convergen-diverging shape that serves to distribute, promote and accelerate the gas jets out to produce the thrust of the burning propellant into the combustion chamber. In the rocket nozzle with graphite which is located at the throat aims to improve the mechanical ability to prevent the erosion of the hole throat in the nozzle that can affect the stability and direction of movement of the rocket as it did in Rocket Train Experiment (Rolex) 70 mm at a rocket launch in 2015 in Lumajang.

At the time of the test with the burning propellant with a mass of 300 g, 500 g and 950 g, which results in the combustion chamber temperature reached 3984,280 °K and graphite nozzles able to withstand these temperatures as evidenced no damage or erosion of the nozzle throat, based on measurements Conducted before and after testing. This is because the temperature in the combustion chamber is still below the tolerance limit of the melting point of graphite and graphite also has high thermal conductivity so that no thermal resistance at one point, so it will not cause erosion holes throat in the nozzle and can provide stability flow out through Nozzle that affects the movement of rockets in the air.

Keywords : Throat, Nozzle, Graphite

Abstrak: Nozzle berbahan grafit adalah bagian dari motor roket berbentuk Convergen-Divergen yang berfungsi untuk menyalurkan, meningkatkan dan mempercepat semburan gas yang keluar untuk menghasilkan gaya dorong dari hasil pembakaran *propellant* dalam ruang bakar. Pada *nozzle* roket dengan berbahan grafit yang terletak pada *throat* bertujuan untuk meningkatkan kemampuan mekanik agar tidak terjadi terkikisnya lubang *throat* pada *nozzle* yang dapat mempengaruhi stabilitas dan arah pergerakan roket seperti yang terjadi pada Roket Latih *Experiment* (Rolex) 70 mm pada peluncuran roket tahun 2015 di Lumajang.

Pada saat pengujian dengan pembakaran *propellant* dengan massa 300 gr, 500 gr dan 950 gr, yang menghasilkan temperatur di ruang bakar mencapai 3984,280 °K, dan *nozzle* berbahan grafit mampu bertahan pada temperatur tersebut yang dibuktikan tidak adanya kerusakan atau pengikisan *throat* pada *nozzle* berdasarkan pengukuran yang dilakukan sebelum dan setelah pengujian. Hal ini dikarenakan temperatur di ruang bakar masih berada di bawah batas toleransi titik lebur grafit serta grafit juga memiliki konduktivitas termal yang tinggi sehingga tidak terjadi tahanan termal pada satu titik, sehingga tidak akan menyebabkan pengikisan lubang *throat* pada *nozzle* dan dapat memberikan stabilitas aliran yang keluar melalui *nozzle* yang mempengaruhi pergerakan roket di udara.

Kata kunci : Throat, Nozzle, Grafit

PENDAHULUAN

Roket merupakan sebuah wahana ruang angkasa ataupun kendaraan terbang yang mendapatkan dorongan dari reaksi pembakaran *propellant*. Dorongan ini terjadi karena reaksi cepat pembakaran dari banyaknya bahan bakar yang dibawa dalam *chamber* roket. Bahan bakar *propellant* merupakan bahan bakar sebagai sumber tenaga penggerak pada roket yang mengalami proses pembakaran di dalam ruang bakar (*chamber*). (Wei et al., 2023) Bahan bakar tersebut terdiri dari bahan-bahan utama antara lain *fuel* dan oksidator serta bahan aditif yang mengubah tenaga potensial yang dimiliki menjadi tenaga kinetik saat terjadinya reaksi pembakaran di dalam *chamber*. Hasil dari proses pembakaran *propellant* di dalam ruang bakar menghasilkan tekanan dan panas yang sangat tinggi selanjutnya dikeluarkan melalui *nozzle* yang terletak di bagian belakang roket, akibatnya terjadi gaya dorong yang menggerakkan roket kedepan.

Pada tahun 2015 Politeknik Angkatan Darat melakukan rekayasa penelitian dan pengembangan pertahanan (Litbanghan) pada peluncuran roket latih *experiment* (Rolex) 70 mm di daerah Lumajang, Namun pada saat peluncuran mengalami kendala yaitu adanya kerusakan pada bagian *throat nozzle* akibat semburan panas hasil pembakaran *propellant* yang mengalir keluar

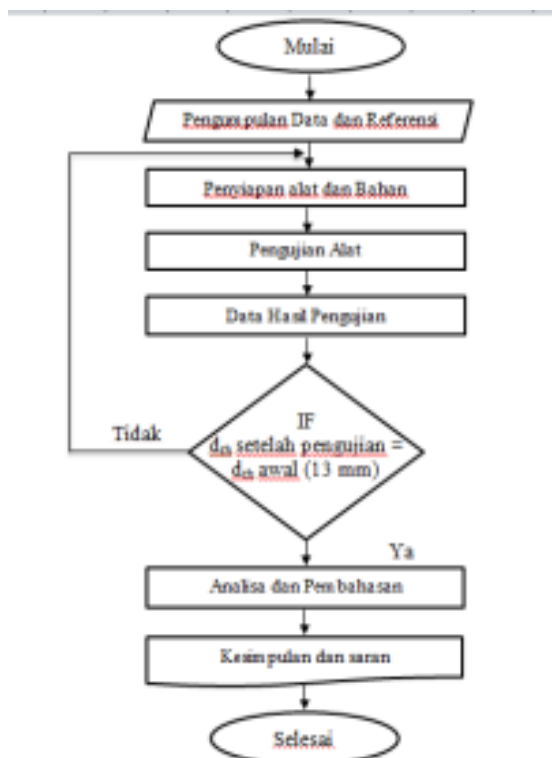
melalui *nozzle* dengan kecepatan supersonik sehingga menimbulkan dorongan reaktif yang besar. (Purnawan., 2015) menyatakan bahwa semburan akibat dari pembakaran *propellant* sangat panas mengakibatkan terkikisnya lubang *throat* pada *nozzle* yang mempengaruhi stabilitas dan arah pergerakan roket, dengan adanya kerusakan pada bagian *throat* tersebut maka pada bagian *throat nozzle* dibuat dengan bahan grafit yang memiliki ketahanan terhadap temperatur tinggi dengan tujuan untuk menghindari adanya pengikisan *throat* akibat panas dari pembakaran *propellant*, (Ito et al., 2020). Dari latar belakang tersebut maka dilakukan suatu analisa penelitian dengan judul “Analisis *Thermal* Terhadap *Nozzle* Berbahan *Graphite* pada Roket Latih *Experiment* (ROLEX) 70 mm”.

METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan di Lapangan tembak pistol Poltekad dan Laboratorium Balistik Poltekad Kodiklat TNI AD mulai

Februari 2017 s/d Agustus 2017. Tahap-tahap dalam penelitian ini dibuat dalam diagram alir yang ditunjukkan dalam gambar berikut:

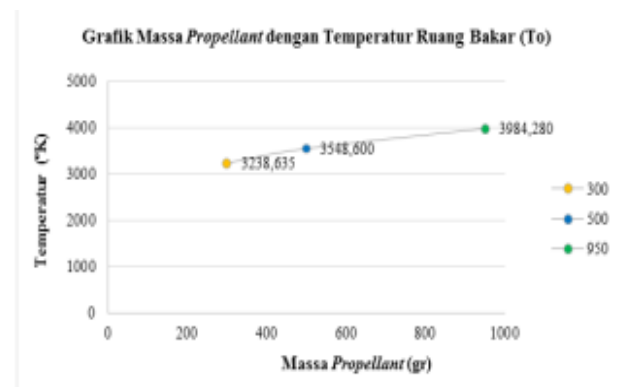
Gambar 1 Diagram Alir



Grafik 1 Hubungan Antara Ratio Panas Spesifik dengan Bilangan Mach

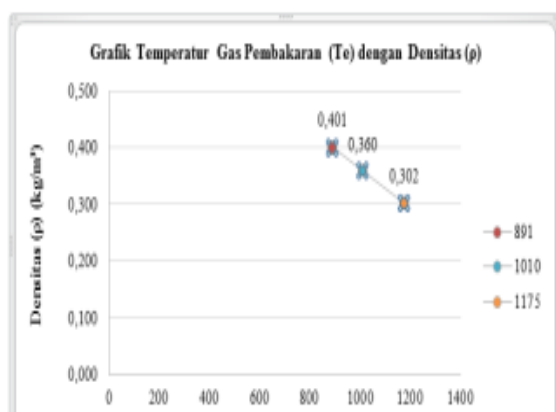
Dari grafik di atas diketahui pembakaran *propellant* dengan massa 300 gr dengan ratio panas spesifik (K) sebesar 1,345 memiliki bilangan Mach sebesar 3,909. Hal ini menunjukkan bahwa semakin besar nilai ratio panas spesifiknya maka semakin besar bilangan Mach yang dihasilkan.

Analisa perhitungan temperatur ruang bakar (T_o) didapatkan dari hasil perhitungan dengan menggunakan persamaan (5) dengan variabel yang didapatkan dari hasil pengujian. Pengujian menggunakan massa *propellant* 300 gr yang menghasilkan Temperatur gas hasil pembakaran sebesar 891 °K dan ratio panas spesifik (K) sebesar 1,3449 serta bilangan Mach sebesar 3,909.



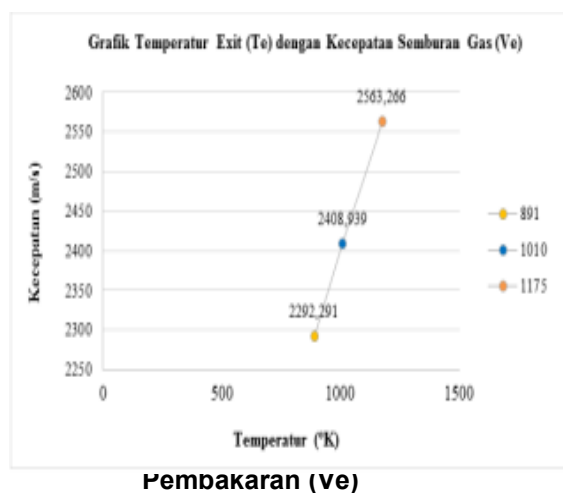
Grafik 2 Hubungan Antara Massa *Propellant* dengan Temperatur Ruang Bakar (T_o)

Dari grafik di atas diketahui pembakaran *propellant* dengan massa 300 gr menghasilkan temperatur ruang bakar sebesar 3238,635 °K, pembakaran *propellant* dengan massa 500 gr menghasilkan temperatur ruang bakar sebesar 3548,600 °K dan pembakaran *propellant* dengan massa 950 gr menghasilkan temperatur ruang bakar sebesar 3984,280 °K. Hal ini menunjukkan bahwa semakin banyak *propellant* yang digunakan dalam pembakaran maka temperatur pada ruang bakar akan semakin tinggi.



Grafik 3 Hubungan Antara Temperatur Gas Pembakaran (T_e) dengan Densitas

Grafik di atas menunjukkan bahwa semakin tinggi temperatur gas hasil pembakaran *propellant* maka, semakin rendah densitas (ρ) gas tersebut. Hal ini karena densitas merupakan kerapatan yang berdasarkan pengukuran massa setiap satuan volume, yang dapat dipengaruhi oleh temperatur. Semakin tinggi temperatur maka massa dan volumenya akan semakin berkurang karena terjadi penguapan, hal inilah yang menyebabkan semakin tinggi temperatur maka nilai densitasnya akan semakin rendah.



Pembakaran (v_e)

Dari grafik di atas menunjukkan bahwa semakin tinggi temperatur *exit* hasil pembakaran *propellant* maka, semakin tinggi kecepatan aliran gas pembakaran yang keluar. Hal ini disebabkan karena besarnya tekanan yang dihasilkan akan menimbulkan dorongan yang besar terhadap aliran gas hasil pembakaran yang keluar.

PENUTUP

Dari hasil pengujian, analisa dan pembahasan bisa disimpulkan bahwa *nitrocellulose* berbahan dasar kapas dengan komposisi 30% asam nitrat dan 70% asam sulfat lebih optimal digunakan sebagai bahan *single base*. Kapas dengan komposisi 30% asam nitrat dan 70% asam sulfat cepat bakar optimal.

Selanjutnya hasil nilai kalori sudah memenuhi syarat sebagai *propellant single base*. Sedangkan komposisi yang lain belum memenuhi syarat dikarenakan hasil nilai kalori di bawah 1000 cal/gram untuk standar *propellant single base*. Selain itu, *nitrocellulose* berbahan dasar kapas dengan komposisi 30% asam nitrat dan 70% asam sulfat memiliki titik nyala 200°C yang lebih sensitif daripada komposisi yang lain.

Dari hasil analisa perhitungan, untuk laju energi kalor pembakaran, laju energi kalor yang hilang dan laju energi kalor dari pengujian menggunakan *nozzle* berbahan grafit dapat dilihat pada tabel rekapitulasi sebagai berikut:

Massa (m)	Temperatur Dinding Luar (Ti)	Temperatur Gas Pembakaran (Te)	Temperatur Udara Luar (Tu)	Temperatur Ruang Bakar (To)	Tekanan Pembakaran Absolut (Pi)	Energi Kalor (yang berguna)	q (yang hilang)	Energi Kalor Yang dihasilkan
300 gr	490 °K	891 °K	301 °K	3238,635 °K	1,8 Bar	3742,353 kW	0,4533 kW	3742,806 kW
500 gr	504 °K	1010 °K	301 °K	3548,600 °K	2,1 Bar	3865,859 kW	0,5097 kW	3866,369 kW
950 gr	545 °K	1175 °K	301 °K	3984,280 °K	4,2 Bar	3897,015 kW	0,6002 kW	3897,615 kW

Tabel 1 Rekapitulasi Perhitungan

PEMBAHASAN

Dari pengujian yang dilakukan dengan menggunakan massa *propellant* 300 gr pada *nozzle* berbahan grafit sebelum dan sesudah pengujian. Baik sebelum dan sesudah pengujian, *nozzle* tidak mengalami perubahan diameter ataupun adanya kerusakan yang terjadi, karena ukuran diameter sebelum dan sesudah pengujian masih sama yaitu 13 mm. Terdapat kerak berupa sisa pembakaran yang tidak memberikan pengaruh pada *nozzle* grafit, hanya memberikan kotoran yang dapat dibersihkan.

Hal ini menunjukkan bahwa penggunaan grafit pada *nozzle* Rolex 70 mm mampu menahan panas dan tekanan yang tinggi. Dengan sifat grafit yang mampu menahan temperatur hingga 4700 °K maka untuk temperatur ruang bakar yang hanya 3238,635 °K tidak akan berpengaruh atau melelehkan grafit, serta dengan konduktivitas termal grafit yang tinggi dapat melepaskan panas dengan cepat sehingga tidak akan terjadi tahanan termal yang mengakibatkan

pengikisan atau melelehkan grafit pada bagian *throat*.

Begitu juga yang terjadi pada pengujian *nozzle* yang menggunakan massa *propellant* 500 gr, pengukuran *Nozzle* sebelum dan sesudah pengujian *nozzle* tidak mengalami perubahan diameter ataupun adanya kerusakan yang terjadi, karena ukuran diameter sebelum dan sesudah pengujian memiliki ukuran diameter sama yaitu 13 mm dan temperatur pembakaran dengan massa *propellant* 500 gr sebesar 3548,600 °K masih berada di bawah batas leleh grafit sehingga grafit masih dalam keadaan baik. Sama halnya seperti pada pengujian menggunakan *propellant* 300 gr pada gambar (c) *nozzle* terdapat kerak berupa sisa pembakaran yang tidak memberikan kerusakan pada *nozzle*.

Sedangkan pengujian menggunakan massa *propellant* sebesar 950 gr, *nozzle* grafit yang pada saat pengujian menggunakan massa *propellant* 950 gr tidak mengalami kerusakan pada diameter *throat* dan dengan temperatur pembakaran sebesar 3984,280 °K *nozzle* masih dalam keadaan baik, namun adanya pengerakan/kotoran dari sisa pembakaran yang lebih banyak dibandingkan dengan pengujian menggunakan 300 gr dan 500 gr.

PENUTUP

Dari hasil pengujian yang dilakukan dengan menggunakan massa *propellant* 300 gr, 500 gr dan 950 gr setelah pembakaran tidak terjadi kerusakan ataupun perubahan ukuran diameter *throat* pada *nozzle*, diameter *throat* sebelum pengujian dan setelah pengujian memiliki besar yang sama yaitu 13 mm, akan tetapi terdapat kerak/karbon sisa-sisa pembakaran *propellant* yang menumpuk di bagian *convergen nozzle*.

Untuk pengembangan *nozzle* berbahan grafit yaitu, perlu adanya penelitian karakteristik grafit yang tepat untuk digunakan pada *nozzle*. Selain itu penelitian yang mengganti *stainless steel* menjadi aluminium atau material yang lebih ringan sebagai *casing* pada *graphite nozzle* juga perlu dikembangkan.

DAFTAR PUSTAKA

- Rahmad, H.P. 2015. *Analisa Penggunaan Bahan Keramik pada Chamber dan Nozzle Roket RX B 17/SADIS*. Skripsi (Lemjiantek Kodiklat TNI AD).
- Ito, S., Kamps, L., Yoshimaru, S., & Nagata, H. (2020). Evaluation of the thermal onset of graphite nozzle erosion. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 1–14. <https://doi.org/10.2514/6.2020-3755>
- Wei, Y., Li, X., & Che, X. (2023). Study on the effect of combustion efficiency of variable thrust rocket engines. *Journal of Physics: Conference Series*, 2551(1). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2551/1/012025>