

# KAJI EKSPERIMENTAL PENGARUH VARIASI DIAMETER NOZZLE THROAT TERHADAP THRUST PADA MOTOR ROKET PROPELLANT PADAT

Novi Caroko<sup>a\*</sup>, Sigit Surya Bagus Setiawan<sup>1,b</sup>

<sup>a</sup>Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Yogyakarta, Indonesia

<sup>b</sup>Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Yogyakarta, Indonesia  
<sup>\*</sup>novicaroko@yahoo.co.id, <sup>b</sup>sigitbagussetiawan@yahoo.com

## ABSTRAK

*Gaya dorong motor roket propellant padat tergantung dari ketepatan campuran bahan bakar, diameter core hole dan diameter nosel. Untuk mengetahui pengaruh variasi ukuran nozzle throat terhadap gaya dorong yang dihasilkan, maka perlu dilakukan pengujian motor roket propellant padat dengan variasi diameter nozzle throat 8, 10, dan 12,5 mm. Pengambilan data dilakukan dengan memposisikan motor roket agar mengarah pada alat pengukur gaya. Penekanan alat pengukur gaya terjadi setelah propellant padat terbakar dan menghasilkan gas pembakaran yang keluar melalui nosel. Berdasarkan hasil pengujian dapat diketahui bahwa semakin kecil penggunaan diameter nozzle throat, maka gaya dorong yang dicapai akan semakin tinggi dan laju penurunan massa akan semakin besar.*

**Kata Kunci:** *Core hole, nozzle throat, dan propellant.*

## PENDAHULUAN

Ilmu pengetahuan dan teknologi roket telah banyak berkembang salah satunya adalah roket berbahan bakar padat yang telah digunakan secara luas, contohnya pada segi pertahanan sebuah negara (persenjataan militer) dan ekspedisi luar angkasa. Luasnya penggunaan teknologi roket berbahan bakar padat disebabkan karena roket berbahan bakar padat memiliki desain lebih sederhana dan harganya relatif lebih murah dibanding roket berbahan bakar cair.

Gaya dorong yang dihasilkan motor roket *propellant* padat tergantung dari ketepatan komposisi campuran bahan bakar, diameter *core hole* dan ukuran diameter nosel. Bahan bakar padat yang digunakan adalah *propellant* padat di dalam ruang bakar motor roket. *Propellant* adalah campuran antara bahan bakar dan

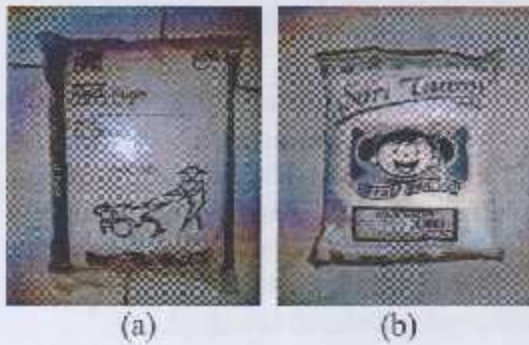
oksidator. Bahan bakar padat atau *propellant* padat pada penelitian motor roket ini menggunakan *Potassium Nitrate* ( $KNO_3$ ) dan gula yang dicampur dengan takaran 65 g *Potassium Nitrate* dan 35 g gula / Sukrosa.

Tujuan penelitian ini dilakukan adalah untuk mengetahui perbandingan gaya dorong motor roket *propellant* padat  $KNO_3$  dan gula dengan variasi diameter *nozzle throat*.

## TINJAUAN PUSTAKA

Samosir (2007) meneliti tentang evaluasi unjuk kerja sistem propulsi motor roket Rx – 150 / 1200 dengan menggunakan piranti lunak produk Lapan. Dari hasil simulasi dibandingkan dengan hasil praktik yang di dapat besaran-besaran evaluasi seperti gaya dorong terhadap pembakaran propelan padat HTPB (*hidroxy*

padat antara lain 65 g *Potassium Nitrate*, 35 g gula dan air secukupnya.

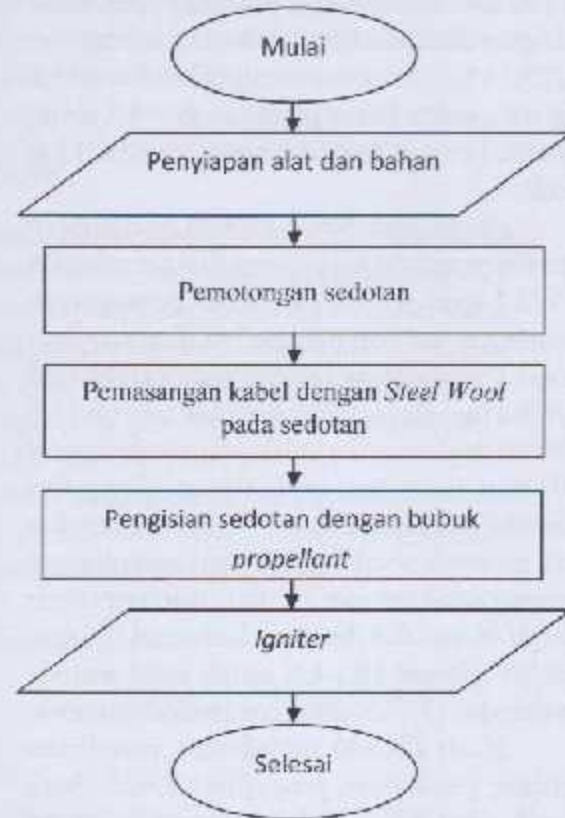


Gambar 2. (a). *Potassium Nitrate* ( $KNO_3$  putih), (b). Gula.



Gambar 3. Diagram alir proses pembuatan motor roket.

Proses pembuatan motor roket dimulai dengan persiapan alat dan bahan. Alat yang digunakan adalah gergaji tangan, gelas plastik, penggaris, spidol, baut, lem pipa PVC. Bahan yang digunakan antara lain pipa PVC 1 ¼ inch, cup, nosel, semen dan air.

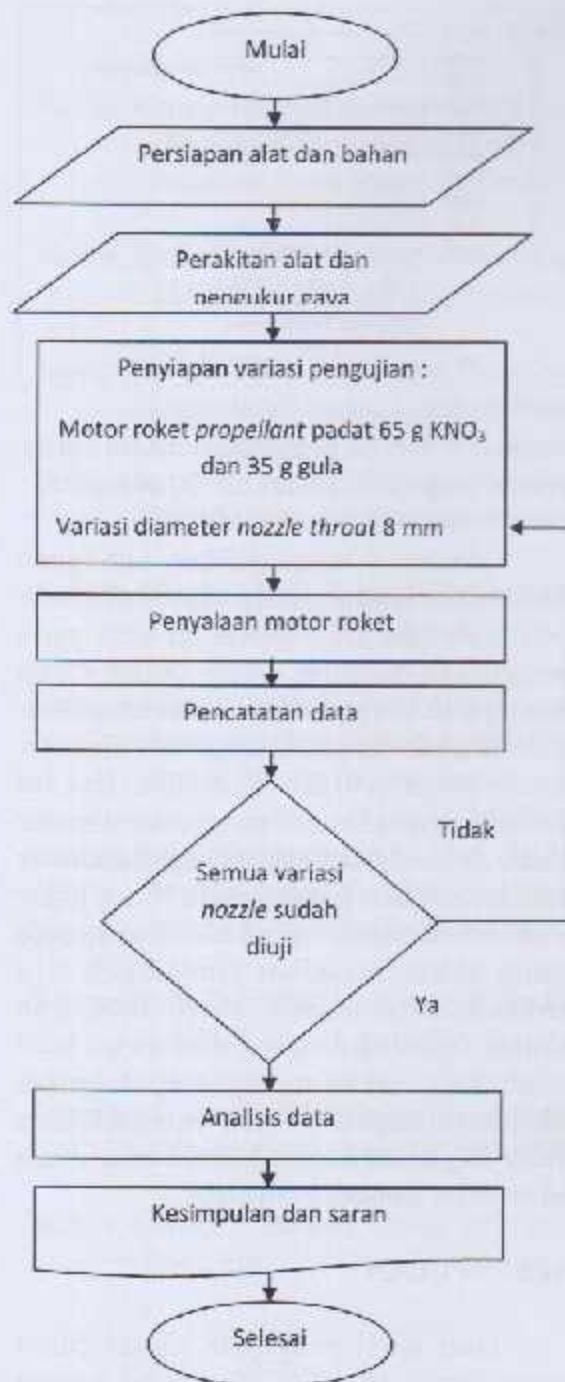


Gambar 4. Diagram alir proses pembuatan igniter.

Alat yang digunakan untuk membuat igniter adalah gunting, penggaris, sedotan, lem bakar, korek api. Bahan yang digunakan antara lain kabel, *Steel Wool*, *Potassium Nitrate* 65 g, dan gula halus 35g.

Pengambilan data dilakukan dengan memposisikan motor roket mengarah ke alat pengukur gaya sehingga terjadi penekanan pada alat pengukur gaya setelah propelan pada motor roket terbakar dan mengeluarkan gas hasil pembakaran melalui nosel.



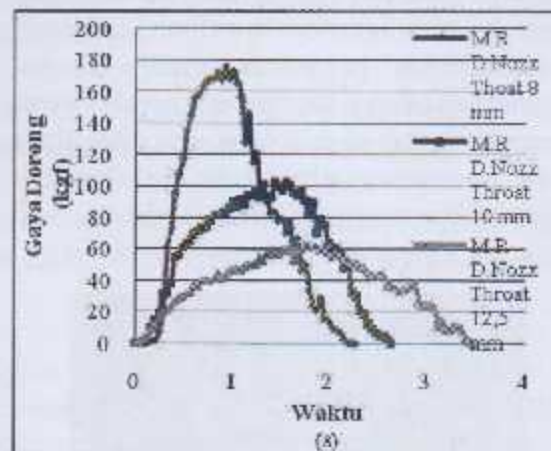


Gambar 5. Diagram alir pengujian motor roket propellant padat.

## HASIL DAN PEMBAHASAN

Tabel 1. Spesifikasi motor roket propellant padat.

Diameter Nozzle Throat (mm)	Massa Motor Roket Sebelum D diisi Propellant (g)	Massa Total Propellant (g)	Massa Motor Roket (g)	Massa Motor Roket Setelah Pengujian (g)
8	250	236,7	486,7	273,34
10	240	235	475	268,34
12,5	235	236,7	471,7	251,67



Gambar 6. Grafik hubungan antara waktu dan gaya dorong.

Garis biru pada gambar 6 menunjukkan hubungan antara waktu dan gaya dorong yang dihasilkan dari motor roket propellant padat dengan diameter nozzle throat 8 mm. Dari hasil pengujian motor roket propellant padat dengan spesifikasi seperti pada tabel 4.1. dapat diketahui gaya dorong maksimal yang dicapai pada penggunaan diameter nozzle throat 8 mm yaitu sebesar 175,6 kgf. Waktu yang dibutuhkan motor roket pada penggunaan diameter nozzle throat 8 mm untuk mencapai gaya dorong maksimal adalah 0,92 detik dengan total lama pembakaran propellant 2,28 detik lebih cepat dibandingkan dengan waktu variasi diameter nozzle throat 10 dan 12,5 mm. Waktu yang dibutuhkan untuk mencapai gaya dorong maksimal pada diameter nozzle throat 8 mm lebih cepat dikarenakan diameter nozzle throat

lebih kecil dari diameter *core hole* sehingga tekanan pada ruang bakar meningkat. Peningkatan tekanan pada ruang bakar menaikkan laju pembakaran *propellant* karena tekanan dan gas hasil pembakaran yang panas akan mempercepat proses pembakaran *propellant* yang belum terbakar sehingga waktu yang dibutuhkan untuk mencapai gaya dorong maksimal lebih cepat. Hasil pengujian motor roket *propellant* padat  $\text{KNO}_3$  dan gula dengan penggunaan diameter *nozzle throat* 8 mm menghasilkan gaya dorong terbesar dikarenakan proses pembakaran yang terjadi pada ruang bakar berlangsung cepat dan meningkatkan laju aliran gas keluar nosel. Dari hasil pengujian diketahui adanya retakan dan celah pada diameter *nozzle throat* karena pengaruh gaya dorong yang dihasilkan diameter *nozzle throat* besar sehingga bahan dari nosel tidak mampu menahan gaya dorong dari gas hasil pembakaran *propellant* padat.

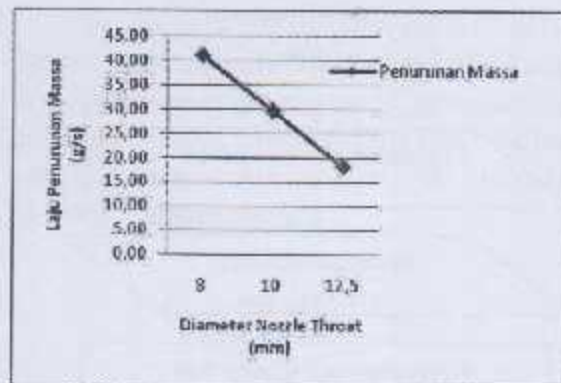


Gambar 7. Kerusakan pada nosel 8 mm.

Hasil pengujian (*ground test*) yang telah dilakukan menunjukkan bahwa *casing* motor roket kurang dapat menahan tekanan dan panas hasil pembakaran *propellant* padat, hal itu terbukti *casing* motor roket memuai / melengkung pada motor roket dengan variasi *nozzle throat* 8, 10, dan 12,5 mm.



Gambar 8. Kerusakan pada *casing* motor roket.



Gambar 9. Grafik penurunan massa motor roket *propellant* padat  $\text{KNO}_3$  dan gula.

Gambar 9 menunjukkan hubungan penurunan massa terhadap variasi diameter *nozzle throat*. Dari grafik di atas pada penggunaan diameter *nozzle throat* 8 mm menunjukkan laju penurunan massa lebih besar dibandingkan dengan penggunaan diameter *nozzle throat* 10 dan 12,5 mm. Hal ini dikarenakan semakin kecil penggunaan diameter *nozzle throat* dibandingkan dengan diameter *core hole*, maka tekanan pada ruang bakar semakin meningkat. Peningkatan tekanan pada ruang bakar berakibat menaikkan laju pembakaran *propellant* karena kenaikan tekanan ditambah dengan panasnya gas hasil pembakaran akan mempercepat proses pembakaran *propellant*. Hal ini mengakibatkan waktu yang dibutuhkan untuk menurunkan massa bahan bakar menjadi lebih cepat.

## KESIMPULAN

Dari hasil pengujian motor roket *propellant* padat ( $\text{KNO}_3$  dan gula) dengan variasi diameter *nozzle throat* 8, 10, dan 12,5 mm dapat disimpulkan: 1. Semakin kecil penggunaan variasi diameter *nozzle throat*, maka gaya dorong yang dicapai akan semakin tinggi. 2. Semakin kecil penggunaan diameter *nozzle throat*, maka laju penurunan massa akan semakin besar.



## DAFTAR PUSTAKA

- Fitroh, Ahmad Jamaludin. Saeri. 2008. *Analisis Nosel Motor Roket RX-122 Lapan Setelah Dilakukan Pemotongan Panjang dan Diameter*. Jurnal teknologi dirgantara. Vol. 6 Penelitian Pusat Teknologi Terapan Lapan.
- Nakka, Richard. 2007. *Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site*. Diambil pada tanggal 23 Februari 2013, dari [http://members.aol.com/ricnakk/th\\_intro.html](http://members.aol.com/ricnakk/th_intro.html). Pada pukul 08.14.
- Nasir, Sukandi. 2010. *Pembuatan Propelan Double Base Untuk Roket RX-70*. Pusat Teknologi Dirgantara Terapan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN).
- Rohili, Sukandi, Nasir. 2004. *Dari Roket Meteorologi Menuju Roket Pengorbit*. Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN).
- Safitro, Hendro. 2010. *Formula Propellant Roket RXB17/s.blog*. Diambil pada tanggal 1 Maret 2013, dari <http://hendro-rocketry-membuatroket.blogspot.com/>. Pada pukul 07.54.
- Samosir, Ganda. 2007. *Evaluasi Unjuk Kerja Sistem Propulsi Motor Roket RX-150/1200 dengan Menggunakan Piranti Lunak Produk LAPAN*. Jurnal Teknologi Dirgantara. Vol. 5 Peneliti Bidang Propulsi Lapan.
- Satrya, Errya. Simorangkir, Holder. 2013. *Kajian Tentang Rancangan Motor Roket Rx 100 Menggunakan Pendekatan Gaya Dorong Optimal*. Peneliti Pusat Roket LAPAN. Jakarta: Universitas Indonusa Esa Unggul.
- Setyaningsih, Dwi. 2007. *Propelan Padat Komposit*, Peneliti Pusat Teknologi Wahana Dirgantara LAPAN.
- Sutrisno. Hudoro. 2001. *Pengujian dan Analisis Kekuatan Sambungan Propelan Konfigurasi Silinder Pada Roket RX 150-1200-LPN*. Puspropen – Detekgan LAPAN.
- Sutton, George P. Biblarz, Oscar. 2001. *Rocket Propulsion Element*. Canada. John Wiley and Sons, Inc.