

RANCANG BANGUN ALAT UKUR CEPAT RAMBAT PEMBAKARAN PROPELLANT DENGAN VARIASI BAHAN DAN TEKANAN

Aqel Badron Siregar¹, Nur Rachman Supadmana Muda², Imam Azhar³
Jurusan Teknik Telekomunikasi Militer, Poltekad Kodiklat Angkatan Darat
Poltekad Kodiklatad Ksatrian Pusdik Arhanud PO BOX 52 Malang
Email : komd4203@gmail.com

ABSTRAK

Propellant adalah material yang jika dibakar menghasilkan molekul gas dalam jumlah besar dan temperatur yang sangat tinggi selama pembakaran berlangsung. Material ini mempunyai energi besar dan dapat meledak sehingga banyak digunakan dan dikenal pada teknologi roket, untuk keperluan militer yang membawa hulu ledak maupun roket pendorong satelit, bagian terpenting dari roket yang berfungsi sebagai tenaga pendorong yaitu propellant, parameter yang digunakan untuk menentukan kualitas propellant salah satunya adalah cepat rambat pembakaran atau burning rate. Kecepatan pembakaran pada propellant tergantung pada tekanan saat pembakaran tersebut terjadi, maka guna mendapatkan kecepatan pembakaran yang terjadi pada sebuah propellant dibutuhkan suatu pengujian untuk mendapatkan nilai burning rate propellant dengan variasi tekanan yang diberikan. Propellant padat harus memiliki konstanta tekanan (n) antara 0,3-0,6 yang menunjukkan tingkat sensitivitas agar dapat memberi kemampuan star up yang baik. Dari pengujian yang dilaksanakan pada komposisi A,B dan C sudah menghasilkan nilai n diantara indeks tersebut, namun propellant yang menunjukkan nilai n tertinggi adalah propellant B dengan nilai $n = 0,44$.

Kata kunci: Burning rate, Propellant, Strand burner.

ABSTRACT

The propellant is material to be burnt to produce large amounts of gases and very high temperatures during charging. This material has large energy and can explode so widely used for firearms, explosives, and rockets. In its application, the propellant is more widely used and is known for rocket technology, and military purposes carried by warheads or satellite boosters. The most important part of rocket propulsion is propellant. The Parameter is used to determine the quality of propellant namely fast burning or burning rate. The combustion speed of the propellant depends on the pressure at the combustion. To get the combustion speed that occurs in a propellant, it takes a test to get the value of the burning rate propellant with a given pressure variation. The solid propellant must have a pressure constant value (n) between 0.3 - 0.6 which indicates the degree of sensitivity to provide a good star-up capability. From the tests performed, the composition of A, B, and C has resulted in a value of n between the index. However, the propellant shows the highest n value is propellant B. Its value is $n = 0.44$.

Keywords: Burning rate, Propellant, Strand burner.

1. PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang.

Bagian terpenting dari roket yang berfungsi sebagai tenaga pendorong yaitu isian dorong roket (propellant). propellant merupakan material yang jika dibakar menghasilkan gas dalam jumlah besar dan temperatur yang sangat tinggi selama pembakaran berlangsung, parameter yang digunakan untuk menentukan kualitas propellant salah satunya adalah cepat rambat pembakaran atau burning rate, maka guna mendapatkan cepat rambat pembakaran yang terjadi pada sebuah propellant dibutuhkan suatu pengujian untuk mendapatkan nilai cepat rambat pembakaran propellant. Terbakarnya propellant di dalam tabung alat ukur cepat rambat propellant secara otomatis akan menimbulkan kenaikan tekanan dan temperatur, tekanan dan temperatur yang terjadi didalam ruangan tertutup akan mempengaruhi cepat rambat pembakaran propellant, tingkat bakar sangat dipengaruhi tekanan ruang, cepat rambat pembakaran pada propellant tergantung pada saat pembakaran tersebut terjadi, semakin besar tekanan didalam suatu ruang maka cepat rambat pembakaran yang terjadi semakin tinggi, dan semakin kecil tekanan dalam suatu ruang maka cepat rambat pembakaran semakin rendah. Alat ukur cepat rambat pembakaran propellant dalam penelitian ini akan difungsikan untuk membandingkan cepat rambat pembakaran dari beberapa jenis propellant, dari setiap jenisnya akan divariasikan dengan pemberian tekanan awal yang berbeda-beda, hal ini dilakukan agar dapat mengetahui karakteristik pembakarannya

1.2 Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui cepat rambat pembakaran propellant roket dengan berbagai macam tekanan yang divariasikan dan mengetahui laju aliran massa pembakaran propellant.

2. METODE

Metodologi kajian dilakukan dilakukan dengan langkah – langkah sebagai berikut :

2.1 Prosedur perencanaan yang telah dilaksanakan meliputi :

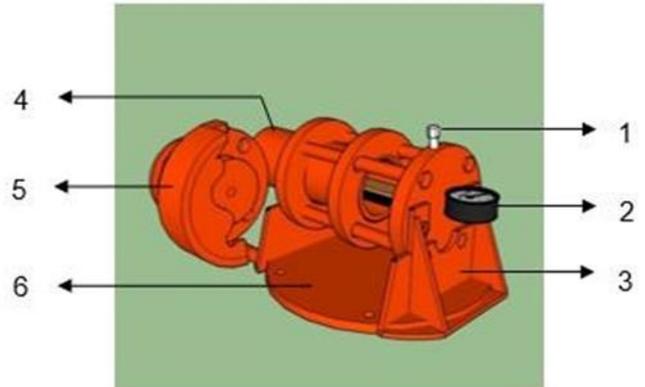
- 2.1.1. melaksanakan pengamatan terhadap proses pengujian propelan
- 2.1.2. melaksanakan pembuatan desain alat
- 2.1.3. merencanakan bahan yang akan digunakan

2.1.4. melaksanakan pembuatan alat ukur cepat rambat propelan

2.1.5. menganalisis cara kerja alat

2.1.6. menganalisis hasil proses pengujian

2.2 Perencanaan design alat



Gambar 2.1 Desain Alat

Keterangan :

1. saluran masuk udara
2. alat ukur tekanan
3. plat penyangga tabung
4. tabung uji
5. penutup tabung
6. tempat hardware

2.3 Prosedur pengujian yang dilaksanakan yaitu :

- 2.3.1. siapkan alat dan bahan yang digunakan
- 2.3.2. pasang propelan yang disiapkan igneternya
- 2.3.3. pasang timah pada propelan dengan jarak pemasangan 2cm
- 2.3.4. rapatkan tabung, kemudian kencangkan
- 2.3.5. berikan tekanan udara dengan menggunakan kompresor
- 2.3.6. hubungkan kabel kokmponen hardware ke sumber listrik
- 2.3.7. klik ok pada software android
- 2.3.8. klik mulai, kawat nikelin otomatis terbakar
- 2.3.9. amati waktunya
- 2.3.10. catat data hasil pengujian

2.4 Prinsip kerja alat yaitu :

- 2.4.1. alat ini dapat bekerja bila ada arus listrik, propelan dan igneter
- 2.4.2 tekanan udara yang diberikan hanya dimaksudkan untuk mengetahui kecepatan pembakaran apabila diberikan tekanan tertentu.
- 2.4.3. apabila sudah terjadi pembakaran, timah pertama yang dilewati akan

mengaktifkan timer untuk memulai waktu pembakaran.

2.4.4. setelah pembakaran mengenai timah yang kedua maka secara otomatis waktu pembakaran akan berhenti.

2.4.5. waktu pembakaran yang diperoleh akan di olah oleh mikrokontroler dan

kemudian akan diteruskan ke android dengan penghubung bluetooth.

2.4.6. nilai konstanta n yang dihasilkan menunjukkan tingkat sensitifitas cepat rambat pembakaran.

2.5 Perencanaan Pembuatan Propellant

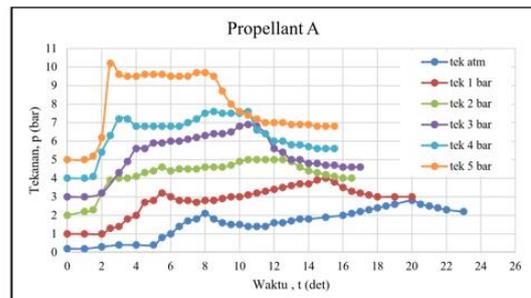
proses pembuatan propellant dilakukan secara manual dengan perbandingan sebagai berikut :

Tabel 3.1 Perencanaan Komposisi Propellant

No	Komposisi	Masa Total Propellant	Prosentase					
			Ammonium Perchlorate		Al		Epoxy	
			Gram	%	gram	%	gram	%
1	A	50	56	28	16	8	28	14
2	B	50	54	27	20	10	26	13
3	C	50	52	26	24	12	24	12

18	11	1,4	9,5	3	9	4,6	10	6,8	9	7,5	9	8,7
19	11,5	1,4	10	3	9,5	4,7	10,5	6,9	9,5	7,5	9,5	8
20	12	1,6	10,5	3,1	10	4,9	11	6,8	10	7,5	10	7,6
21	12,5	1,6	11	3,2	10,5	5	11,5	6,4	10,5	7,6	10,5	7,4
22	13	1,7	11,5	3,3	11	5	12	5,6	11	6,6	11	7,2
23	13,5	1,8	12	3,4	11,5	5	12,5	5,4	11,5	6,4	11,5	7
24	14	1,8	12,5	3,5	12	5	13	5	12	6	12	7
25	15	1,9	13	3,6	12,5	5	13,5	5	12,5	6	12,5	7
1	2	3	4	6	6	7	8	9	10	11	12	13
26	16	2	13,5	3,7	13	4,9	14	4,8	13	5,8	13	6,9
27	16,5	2,1	14	3,7	13,5	4,6	14,5	4,8	13,5	5,8	13,5	6,9
28	17	2,2	14,5	3,9	14	4,4	15	4,7	14	5,7	14	6,9
29	17,5	2,3	15	4	14,5	4,3	15,5	4,7	14,5	5,6	14,5	6,8
30	18	2,4	15,5	3,8	15	4,2	16	4,6	15	5,6	15	6,8
31	18,5	2,5	16	3,5	15,5	4,1	16,5	4,6	15,5	5,6	15,5	6,8
32	19	2,6	16,5	3,3	16	4	17	4,6				
33	20	2,8	17	3,2	16,5	4						
34	20,5	2,6	17,5	3,1								
35	21	2,5	18	3								
36	21,5	2,4	19	3								
37	22	2,3	20	3								
38	23	2,2										

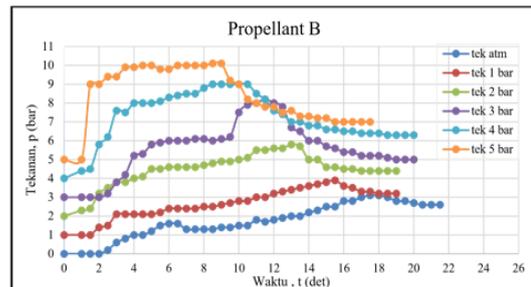
Tabel 3.2 Grafik Pengambilan Data Pembakaran Propellant A



3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Adapun data dari hasil pengujian dari beberapa propellant dengan variasi bahan dan tekanan diperoleh data perubahan waktu dan tekanan pembakaran sebagaimana dicantumkan pada tabel berikut.

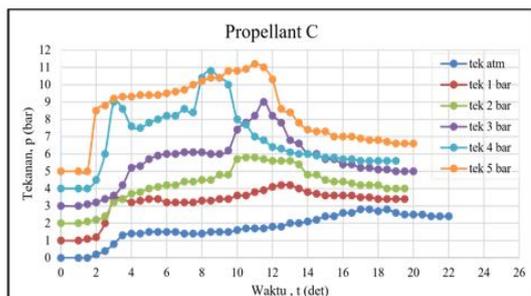
Tabel 3.3 Grafik Pengambilan Data Pembakaran Propellant B



Tabel 3.1 Pengambilan Waktu Dan Tekanan Pembakaran Propellant A

No	Tekanan 0		Tekanan 1 bar		Tekanan 2 bar		Tekanan 3 bar		Tekanan 4 bar		Tekanan 5 bar	
	Waktu, t (dt)	Tekanan, p (bar)										
1	0	0,2	0	1	0	2	0	3	0	4	0	5
2	1	0,2	1	1	1	2,2	1	3	1	4	1	5
3	2	0,3	2	1	1,5	2,3	2	3,2	1,5	4,1	1,5	5,2
4	3	0,4	2,5	1,3	2	3,2	3	4,3	2	5,4	2	6,2
5	4	0,4	3	1,4	2,5	3,9	3,5	4,9	2,5	6,3	2,5	10,2
6	5	0,4	3,5	1,8	3	4	4	5,6	3	7,2	3	9,6
7	5,5	0,8	4	2	3,5	4	4,5	5,6	3,5	7,2	3,5	9,5
8	6	1	4,5	2,7	4	4,1	5	5,9	4	6,8	4	9,5
9	6,5	1,4	5	2,8	4,5	4,3	5,5	5,9	4,5	6,8	4,5	9,6
10	7	1,7	5,5	3,2	5	4,4	6	6	5	6,8	5	9,6
11	7,5	1,8	6	3	5,5	4,6	6,5	6	5,5	6,8	5,5	9,6
12	8	2,1	6,5	2,8	6	4,4	7	6,1	6	6,8	6	9,5
13	8,5	1,8	7	2,8	6,5	4,5	7,5	6,2	6,5	6,8	6,5	9,5
14	9	1,6	7,5	2,7	7	4,5	8	6,3	7	7	7	9,5
15	9,5	1,5	8	2,8	7,5	4,5	8,5	6,4	7,5	7,2	7,5	9,7
16	10	1,5	8,5	2,8	8	4,6	9	6,4	8	7,5	8	9,7
17	10,5	1,4	9	2,9	8,5	4,6	9,5	6,5	8,5	7,6	8,5	9,5

Tabel 3.4 Grafik Pengambilan Data Pembakaran Propellant C



Tabel 3.6 Tabel Data Tekanan Rata – Rata Dengan Cepat Rambat Propellant B

Sampel	Tekanan Pembakaran (bar)				Panjang Sampel (cm)	Waktu Pembakaran (dt)	Cepat Rambat 2 cm (cm/dt)
	Awal	Max	Akhir	Rata-rata			
1	0	3,1	2,6	1,75	3,02	15,5	0,1303
2	1	3,9	3,2	2,68	2,95	15	0,1300
3	2	5,8	4,4	4,47	2,98	15	0,1320
4	3	8,2	5	5,61	3,04	13,5	0,1511
5	4	9	6,3	7,24	2,91	9	0,2122
6	5	10,1	7	8,40	3,05	7	0,2929

Tabel 3.7 Tabel Data Tekanan Rata – Rata Dengan Cepat Rambat Propellant C

Sampel	Tekanan Pembakaran (bar)				Panjang Sampel (cm)	Waktu Pembakaran (dt)	Cepat Rambat 2 cm (cm/dt)
	Awal	Max	Akhir	Rata-rata			
1	0	2,8	2,4	1,75	3,09	15,5	0,1348
2	1	4,2	3,4	3,24	3,05	12	0,1708
3	2	5,8	4	4,25	3,1	10	0,2100
4	3	9	5	5,64	3,02	9,5	0,2126
5	4	10,8	5,6	6,93	3,07	7,5	0,2760
6	5	11,2	6,6	8,45	2,98	7	0,2829

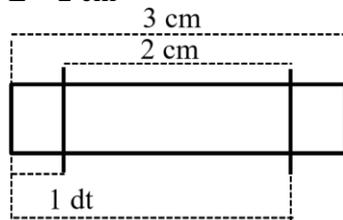
3.1 ANALISA PERHITUNGAN

Perhitungan cepat rambat pembakaran propellant dengan panjang propellant yang sama 3 cm, namun untuk antar timah yang telah diatur dengan jarak yang sama 2 cm, dengan waktu pembakaran yang berbeda – beda. Maka hubungan cepat rambat pembakaran dengan panjang propellant dapat dilakukan dengan persamaan :

$$r = \frac{L}{t}$$

dimana :

$$L = 2 \text{ cm}$$



$$17,5 \text{ dt}$$

Waktu pembakaran mengenai timah ke 1 waktunya 1 dt, dan waktu pembakaran mengenai ke 2 waktunya 17,5 dt, sehingga dapat dihitung,

$$t = 17,5 \text{ dt} - 1 \text{ dt}$$

$$t = 16,5 \text{ dt}$$

jadi,

$$L$$

$$r = \frac{L}{t}$$

$$t$$

$$2 \text{ cm}$$

$$r = \frac{2 \text{ cm}}{16,5 \text{ dt}}$$

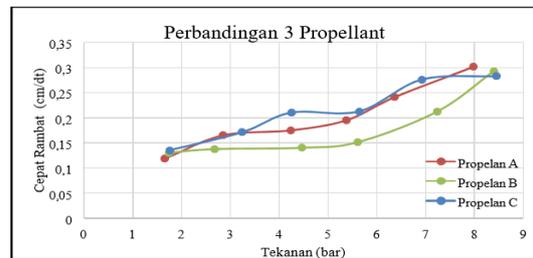
$$16,5 \text{ dt}$$

$$r = 0,1182 \text{ cm/dt}$$

perbandingan tekanan rata – rata pembakaran terhadap cepat rambat pembakaran propelan dapat dilihat pada tabel dan grafik berikut :

Tabel 3.5 Tabel Data Tekanan Rata – Rata Dengan Cepat Rambat Propellant A

Sampel	Tekanan Pembakaran (bar)				Panjang Sampel (cm)	Waktu Pembakaran (dt)	Cepat Rambat 2 cm (cm/dt)
	Awal	Max	Akhir	Rata-rata			
1	0	2,8	2,2	1,65	2,95	16,5	0,1182
2	1	4	3	2,85	3,06	12,5	0,1648
3	2	5	4	4,24	3,01	11,5	0,1748
4	3	6,9	4,6	5,38	2,95	10	0,1950
5	4	7,6	5,6	6,37	2,93	8	0,2413
6	5	10,2	6,8	7,98	2,96	6,5	0,3015



Grafik 4.4 hubungan tekanan rata – rata pembakaran terhadap cepat rambat propellant A,B dan C

Dapat kita lihat bahwa dari tekanan rata – rata pembakaran terhadap cepat rambat pembakaran dari ke tiga propellant cenderung mengalami peningkatan. Dengan meningkatnya tekanan maka cepat rambat pembakaran yang terjadi semakin tinggi.

3.2 Pembahasan

Dari hasil pengujian dan analisa data dapat diperoleh pembahasan – pembahasan sebagai berikut :

3.2.1 Pada grafik 4.1 menggambarkan perubahan tekanan dari pembakaran propellant A selama waktu pembakaran. Kita dapat melihat kenaikan tekanan selama pembakaran yang cenderung linear terhadap cepat rambat pembakaran propellant. Selain itu pada tekanan atmosfer menghasilkan cepat rambat 0,1182 cm/dt sebagai nilai terendah dan pada tekanan awal 5 bar cepat rambatnya 0,3015 cm/dt sebagai nilai

tertinggi. Hal ini dimungkinkan karena propellant tercampur secara homogen, tidak terdapat rongga-rongga pada propellant. Sehingga pada saat pembakaran berlangsung secara cigarette burning atau merata. Adapun untuk perhitungan dengan pendekatan regresi propellant A menghasilkan nilai n (konstanta tekanan) 0,53 yang menunjukkan propellant tersebut baik karena masih berada dalam indeks cepat rambat pembakaran 0,3 - 0,6.

3.2.2 Pada propellant B yang ditunjukkan pada grafik 4.2 terjadi loncatan tekanan yang signifikan ketika akhir-akhir pembakaran pada tekanan 3 bar. Dengan nilai cepat rambat terendah 0,1300 cm/dt pada tekanan awal 1 bar, dan tertinggi 0,2929 cm/dt pada tekanan awal 5 bar, kemudian untuk nilai $n=0,44$. Terjadinya loncatan tekanan bisa terjadi karena beberapa hal salah satunya bisa karena terdapat rongga di sampel propellant, sehingga pada saat pembakaran mengenai rongga tersebut luasan pembakaran menjadi semakin besar, tekanan semakin tinggi dan cepat rambat pembakaran juga semakin tinggi.

3.2.3 Pada propellant C yang ditunjukkan grafik 4.3, terjadi juga loncatan tekanan pada tekanan pembakaran awal 2 bar, 3 bar, dan 4 bar. Dengan nilai cepat rambat terendah 0,1348 cm/dt pada tekanan awal 0, dan tertinggi 0,2829 cm/dt pada tekanan awal 5 bar. Kemudian untuk nilai $n=0,47$. Dengan terjadinya loncatan tekanan di beberapa sampel, menunjukkan bahwa komposisi tersebut terdapat porositas.

REFERENSI

- [1] Abdullah, M., Gholamian, F., and Zarei, A. R., (2014). Investigation of Composite Solid Propellants Based on Nitrated Hydroxyl Terminated Polybutadiene Binder. *Journal of Propulsion and Power*, 30(3), 862–864. <https://doi.org/10.2514/1.B35117>
- [2] Abusaidi, H., Ghaieni, H. R., & Ghorbani, M., (2017). Influences of NCO/OH and triol/diol ratios on the mechanical properties of nitro-HTPB based polyurethane elastomers. *Iranian Journal of Chemistry and Chemical Engineering*, 36(5), 55–63.
- [3] Abusaidi, H., Ghorbani, M., & Ghaieni, H. R., (2017). Development of Composite Solid Propellant Based on Nitro Functionalized Hydroxyl-Terminated Polybutadiene. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 42(6), 671–675. <https://doi.org/10.1002/prop.201600120>.
- [4] Loekman, S., Pengembangan Propelan Komposit, (1998), Majalah LAPAN No2, LAPAN.
- [5] Ramezani, A. and Rothe, H., (2017). Simulation Based Early Prediction of Rocket, Artillery, and Mortar Trajectories and Real Time Optimization for Counter RAM Systems *Mathematical Problems in Engineering*, **12**, pp. 1-8.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian dan pembahasan yang dilakukan dalam penelitian ini dapat disimpulkan :

1. Hubungan tekanan udara yang diberikan berbanding lurus terhadap cepat rambat pembakaran propellant. Semakin besar tekanan yang diberikan semakin tinggi cepat rambat pembakarannya, dan semakin kecil tekanan yang diberikan maka semakin rendah cepat rambat pembakarannya. Setelah dilakukan pengujian terhadap 3 komposisi propellant, komposisi yang menunjukkan sensitifitasnya tinggi adalah propellant B dengan nilai $n = 0,44$. Nilai konstanta yang mendekati 0 (nol) menunjukkan tingkat sensitifitas propellant yang jauh lebih sensitif.

2. Hubungan tekanan udara yang diberikan berbanding lurus juga terhadap laju aliran massa pembakaran propellant. Semakin besar tekanan yang diberikan semakin tinggi pula laju aliran massa pembakarannya, dan semakin kecil tekanan yang diberikan maka semakin rendah laju aliran massa pembakarannya. Sebagaimana pada propellant B, laju aliran massa pada tekanan awal atmosfer 0,332 gr/dt dan pada tekanan awal 5 bar 0,791 gr/dt.

- [6] Ramesh, K., Jawalkar, S. N., Sachdeva, S., Mehilal, and Bhattacharya, B., (2012). Development of a Composite Propellant Formulation with a High Performance Index Using a Pressure Casting Technique. *Central European Journal of Energetic Materials*, 9(1), 49–58.
- [7] Restasari, A., Hartaya, K., Ardianingsih, R. and Abdillah, L.H., (2015). Effects of Toluene Diisocyanate`s Chemical Structure on Polyurethane`s Viscosity and Mechanical Properties for Propellant, *Proceedings ISAST III-2015, 2015, pp. 59-67.*
- [8] Wibowo, H.B., (2016). Polimer HTPB Pengembangan *Binder* Propelan Komposit Di Indonesia, *Penerbit Indonesia Book Project*, pp. 120-129.
- [9] Wibowo, H.B., (2017), Teknologi Propelan Untuk Penguasaan Teknologi Roket, *Bahan Orasi Profesor Riset, LIPI*, pp. 78-80
- [10] Wibowo, H.B., (2016). Kontrol Kualitas Bahan Baku Propelan, *Penerbit Indonesia Book Project*, pp. 134-139.
- [11] Hartaya, K., (2015). Penyempurnaan Proses Pembuatan Propelan Komposit Lapan Berdasar Hasil Penelitian dari India, *Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 13 No. 2 Desember 2015*, pp. 121-130.
- [12] Wibowo, H.B., (2015). Pengembangan Propelan Mandiri untuk Roket Komposit. *Prosiding JASAKIAI 21 November 2013*, pp. 157-162.
- [13] Badgular, D.M., Talawar, M.B., Asthana, S.N., and Mahulikar, P.P., (2008). Advances in Science and Technology of Modern Energetic Materials: An Overview, *Journal of Hazardous Materials*, **151**, pp. 289–30