

ANALISIS KANDUNGAN ALUMINIUM POWDER PROPELANT BERDASAR ENERGI PEMBAKARAN DARI BOMB KALORIMETER (ANALYSIS OF PROPELLANT'S ALUMINUM POWDER CONTENT BASED ON BURNING ENERGY FROM BOMB CALORIMETER)

Kendra Hartaya

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN No. 2, Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

e-mail: kendra19838@yahoo.co.id

Diterima 31 Mei 2016; Direvisi 21 Juni 2016; Disetujui 24 Juni 2016

ABSTRACT

It has been analyzed the result of propellant research with variable aluminum content to the combustion energy output . Measurement of the amount of combustion energy carried by the bomb calorimeter. Propellant sample was made by mixing HTPB and aluminium for 15 minutes, adding fine AP for mixing 20 minutes, adding coarse AP for mixing 50 minutes. After stirring ends, the TDI was added and stirred for 15 minutes . Aluminum content in the propellant varies from 8 % to 18 %w . The resulted combustion energy is 2885 cal/g to 3750 cal/g . In 18 % of Al content, burning energy begin to reduce . This reduction was largely caused by burning sample together with the erosive sample

Keywodrs: *Analysis, Propellant, Aluminum, Bomb calorimeter*

ABSTRAK

Telah dilakukan analisis hasil penelitian propelan dengan variabel kandungan aluminium terhadap hasil energi pembakaran. Pengukuran besarnya energi pembakaran propelan dilakukan dengan *bomb calorimeter*. Sampel propelan dibuat dengan mencampur HTPB dan aluminium selama 15 emnit dilanjutkan pencampuran dengan AP halus selama 20 menit, lalu dengan AP kasar selama 50 mrnit. Setelah pengadukan berakhir maka ditambahkan TDI dan diaduk selama 15 menit. Kandungan Al di variasi dari 8% hingga 18%. Energi pembakaran yang dihasilkan adalah 2885 kal/gr hingga 3750 kal/gr. Pada 18% Al energi pembakaran mulai menurun. Penurunan ini diakibatkan oleh sebagian besar sampel yang terbakar sama dengan sampel yang mengalami erosiv.

Kata kunci: *Analisis, Propelan, Aluminium, Kalorimeter bom*

1 PENDAHULUAN

Akhavan (2011) dan Klapotke (2012) mengatakan bahwa bahan energetik dapat dikelompokkan menjadi tiga bagian, yaitu propelan, bahan peledak dan piroteknik. Propelan dan piroteknik membebaskan energi melalui pembakaran lambat (*deflagration*). Sementara bahan peledak dapat membebaskan energinya selama proses peledakan dalam waktu mikrodetik [Zohari et al, 2013]. Propelan komposit merupakan bahan bakar roket yang sedang dikembangkan oleh LAPAN. Sebagian besar propelan padat komposit dibuat dengan resin *Hydroxyl terminated polybutadiene* (HTPB) sebagai *fuel binder* dan Amonium Perklorat sebagai oksidator. Aluminium bubuk ditambahkan untuk meningkatkan suhu nyala dan meningkatkan impuls spesifik (Isp).

Propelan dibuat dengan mencampur semua bahan tersebut ke dalam *mixer* untuk menghasilkan adonan *viscous*. *Curing agent* (bahan pematah) ditambahkan di awal pencampuran. Kemudian adonan propelan dicetak ke dalam cetakan motor roket yang di tengahnya dipasang mandrel [Rafi et al, 2010]. Oksida logam bisa ditambahkan sebagai katalis dalam dekomposisi termal Amonium Perklorat [Styborski et al, 2010]. Menurut Dreizin (2009), dalam bahan energetik (propelan, piroteknik, bahan peledak), Al (aluminium) bubuk digunakan secara luas karena entalpi pembakaran tinggi, mudah penyediaannya,

toksis rendah, stabilitas baik [De Luca et al, 2014].

Salah satu sifat yang penting dalam propelan adalah impuls spesifik yang didefinisikan sebagai besarnya energi yang dibebaskan setiap satu gram propelan. Pengembangan propelan LAPAN mengarah ke peningkatan nilai impuls spesifik. Berbagai upaya untuk meningkatkan impuls spesifik bisa saja dilakukan agar tujuan tersebut dapat terwujud, misalnya menaikkan kandungan padatan, menerapkan oksidator trimodal, meng-aplikasikan aluminium dalam bentuk bulat, dan lain-lain.

Dalam satu *batch* (proses) pembuatan propelan, menghasilkan silinder propelan yang siap uji statik. Nilai-nilai impuls spesifik dari tiga silinder ini tidak selalu sama dan berbeda lebih dari 5 detik. Hal ini mengakibatkan sulitnya menganalisis nilai Isp dari variabel penelitian yang dilakukan. Untuk itu agar bisa diharapkan mencapai adonan yang *homogen*, maka dilakukan pengadukan yang lebih lama (biasanya 20 menit) sebelum pemasukan TDI sebagai komponen terakhir yang ditambahkan.

Makalah ini menyajikan analisis nilai energi pembakaran propelan dengan variasi kandungan aluminium *powder*. Energi pembakaran propelan diukur dengan *bomb calorimeter* yang dilakukan di laboratorium penelitian dan pengujian terpadu (LPPT) Universitas Gadjah Mada. Pembakaran dilakukan tanpa tambahan oksigen dari luar.

Analisis mengarah pada sejauh mana *trend energy* yang dihasilkan, dan diharapkan mempunyai hubungan dengan kandungan Al. Dengan *trend* ini, bisa digunakan untuk memprediksi nilai energi pembakaran pada kandungan Al tertentu. Hasil penelitian ini diharapkan bisa bermanfaat untuk pengembangan propelan berikutnya.

2 TINJAUAN PUSTAKA

Smith dan Hashemi (2005) mengatakan bahwa propelan komposit adalah gabungan dua atau lebih bahan dengan sifat kimia dan fisika berbeda yang secara umum tidak saling melarutkan yang ketika bergabung menghasilkan bahan baru dengan sifat berbeda dari bahan asalnya [Kitinirunkul et al, 2013]. Propelan komposit tersusun atas oksidator ammonium perklorat (AP), aluminium (Al) yang tersebar kedalam binder *Hydroxil Terminated Polybutadiene* (HTPB) yang bisa digunakan mendorong rudal dan kendaraan ruang angkasa [Nair et. al, 2010]. Propelan komposit dibuat dengan cara mencampur dalam *mixer* vertikal *vacum* pada suhu 48 - 50°C 2% katalis dengan HTPB 14%, AP 72%, Al 12% Propelan yang dihasilkan memiliki densitas 1,72-1,74 gr/cc dengan kekerasan 72-76 shoreA [Campos et. al, 2010].

Impuls spesifik adalah para-meter yang penting dalam propelan yang selalu diupayakan meningkat dalam

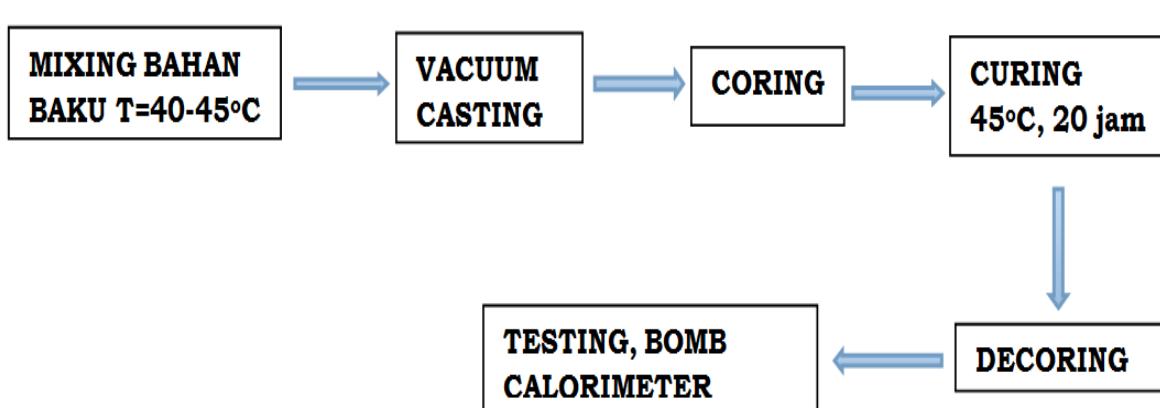
pengembangan propelan. Impuls spesifik tergantung pada volume gas yang dihasilkan dan panas pembakaran per gram propelan yang juga tergantung pada densitas [Sarner, 1967]. Sitzmann et. al (2006) mengatakan bahwa impuls spesifik propelan diperoleh dengan menambahkan padatan ammonium perklorat dan aluminium ke dalam *binder* dan bahan energetik (*plasticizer*) [Abdullah et. al, 2013]. Impuls spesifik (*I_{sp}*) adalah total impuls per satuan berat propelan. Ini merupakan sisi penitng dari kinerja sautu sistem propulsi roket. Dalam roket padat sangat sulit mengukur laju aliran propelan secara tepat. Oleh karena itu Impuls spesifik sering dihitung dari total impuls dan berat propelan menggunakan perbedaan antara berat motor awal dan akhir $I_s = F/(mg_0) = F/w = I_t/(m_p g_0) = I_t/w$.

Dengan $m_p g_0$ adalah berat efektif total propelan, w adalah laju alir massa propelan. Impuls total I_t diperoleh dari persamaan integral gaya dorong terhadap waktu [Sutton and Biblarz, 2001].

$$I_t = \int F dt \quad (2-1)$$

3 METODOLOGI

Gambar 3-1 menyajikan skema kerja langkah-langkah dalam pembuatan sampel propelan komposit.



Gambar 3-1: Proses pembuatan propelan hingga pengujian

Proses pembuatan propelan ukuran kecil (*K-Round*) dapat dilihat pada Gambar 3-1. Bahan baku berupa *Hydroxyl Terminated Polybutadiene* (HTPB), *Toluen diisocyanate* (TDI), *Ammonium Perchlorate bimodal* (AP), dan bubuk Aluminium. Setelah bahan baku sudah disiapkan maka dicampur satu per satu dan diaduk (Proses *Mixing*).

Proses *mixing* berlangsung pada suhu 40-45°C pengadukan dengan *blade horizontal*. Diawali dengan mencampur HTPB dan Al selama 15 menit, dilanjutkan dengan penambahan AP ukuran kecil (AP halus) diaduk selama 20 menit, dilanjutkan penambahan AP kasar diaduk dengan lama waktu 50 menit. Kemudian ditambah TDI dan diaduk selama 15 menit.

Setelah proses *mixing* selesai, adonan yang sudah dianggap homogen dicetak pada tekanan vakum (*Vacuum casting*) sesuai bentuk yg diinginkan. Kemudian dilanjutkan pemasukkan mandril agar diperoleh sampel berbentuk silinder dengan *hollowgrain* (*Coring*). Selanjutnya dilakukan pematangan kedalam oven pada suhu 45°C selama 20 jam (*Curing*). Setelah waktu *curing* selesai, sampel dikeluarkan dari cetakan termasuk pencopotan mandril (*Decoring*). Diperoleh sampel propelan yang siap uji dengan *bomb calorimeter*.

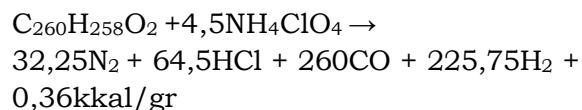
4 HASIL DAN PEMBAHASAN

Tabel 4-1 menyajikan energi pembakaran propelan dengan berbagai variasi kandungan Aluminium *powder*. Besarnya energi pembakaran dilakukan

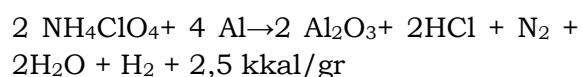
pengukuran dengan *bomb calorimeter*. Hasilnya dapat dilihat pada Tabel 4-1.

Pada dasarnya propelan komposit tersusun atas oksidator (sumber oksigen), *fuel* (bahan yang dibakar) misalnya yang paling umum digunakan dalam propelan adalah bubuk logam aluminium, dan bahan organik yang berfungsi diantaranya sebagai *binder*, pematang, *plasticizer*, dll. Baik *fuel* dan bahan organik bisa dibakar oleh oksidator, namun menurut martien dkk (2003) berdasar reaksi di bawah ini, bahan organic akan menghasilkan energy jauh lebih sedikit daripada pembakaran *fuel* [Hartaya dkk, 2014].

Reaksi pembakaran binder



Reaksi pembakaran Aluminium



Propelan pada dasarnya tersusun dengan bahan baku HTPB, TDI (BM 174 gr/mol), AP (BM 117,5 gr/mol), dan Aluminium (BA 26 gr/mol). Dengan asumsi bahwa berat molekul HTPB adalah 3600 gr/mol dan propelan tersusun atas komponen dasar dengan HTPB 14%, Aluminium *powder* 20%, TDI 1%, dan AP 65%, Hartaya dkk (2013) telah menghitung bahwa kebutuhan oksigen untuk pembakaran yang diambil dari oksidator ammonium perklorat berdasar kedua reaksi tersebut di atas disajikan pada Tabel 4-2.

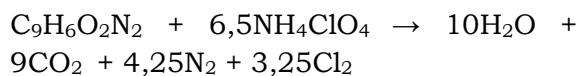
Tabel 4-1: ENERGI PEMBAKARAN PROPELAN DENGAN VARIASI %ALUMINIUM

Kandungan Al	Energi pembakaran	Kandungan Al	Energi pembakaran
8%	2885 kal/gr	14%	3237 kal/gr
10%	3001 kal/gr	16%	3750 kal/gr
12%	3151 kal/gr	18%	3496 kal/gr

Tabel 4-2: KOMPOSISI PROPELAN

Komponen propelan	Quantitas	Kebutuhan oksidator
HTPB	14%	2,1%
TDI	1%	4,4%
Auminium	18%	40,68%
AP	67%	Total 47,18%

Kebutuhan oksidator untuk pembakaran TDI (rumus molekul C₉H₆O₂N₂) secara sempurna dihitung dari reaksi pembakaran TDI oleh AP yang dibuat dengan asumsi bahwa semua senyawa hidrokarbon jika terbakar akan menghasilkan senyawa sederhana, H₂O, CO₂, N₂, Cl₂. Sehingga reaksinya adalah



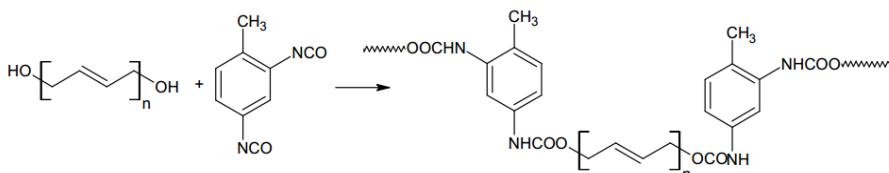
Dari perhitungan berdasar reaksi pembakaran Aluminium, pembakaran HTPB, pembakaran TDI maka diperoleh kebutuhan oksidator AP untuk tiap 1 gram masing-masing komponen tersebut, yaitu 2,16 gr AP untuk HTPB, 4,389 gr AP untuk TDI, 2,25 gr AP untuk Aluminium. Maka secara prosentase disajikan dalam Tabel 4-2. Reaksi pematangan antara TDI dan HTPB membentuk poliuretan adalah reaksi yang tidak melepaskan molekul apapun (reaksi tata ulang). TDI dan HTPB

membentuk poliuretan (NHCOO) dengan reaksi disajikan pada Gambar 4-1.

Oleh karena reaksi polimerisasi uretan hanya tata ulang maka pembakaran propelan bisa ditinjau pembakaran terhadap masing-masing komponen, yaitu pembakaran terhadap Aluminium, terhadap HTPB, terhadap TDI. Dengan demikian kebutuhan oksigen dari AP bisa dihitung masing-masing dan hasilnya disajikan dalam Tabel 4-2.

Dari Tabel 4-2, nampak bahwa banyaknya oksidator 67% bila digunakan untuk membakar sempurna Aluminium 18%, TDI 1% HTPB 14% masih tersisa sekitar 20%. Sehingga komponen propelan semua habis terbakar oleh kandungan oksigen yang ada dalam propelan.

Energi pembakaran Al adalah 2,5 kkal/mol, artinya pada sampel propelan dengan Al 8% jika terbakar sempurna maka berat sampel propelan yang dibakar adalah 14,425 gr. Berdasar ini, maka bisa dihitung energi pembakaran untuk propelan dengan variasi kandungan Aluminium, yang tersaji pada Tabel 4-3.



Gambar 4-1: Reaksi antara HTPB (diol) dengan Diisocyanat (TDI) [Mahanta et. al 2010]

Tabel 4-3: ENERGI PEMBAKARAN PROPELAN DENGAN VARIASI %Al

Al	Energi pembakaran, kal/gr			Al	Energy pembakaran, kal/gr		
	Hasil uji	Seharusnya	selisih		Hasil uji	seharusnya	selisih
8%	2885	2885	0	14%	3237	5048	1811
10%	3001	3606	605	16%	3750	5770	2020
12%	3151	4327	1176	18%	3496	6491	2995

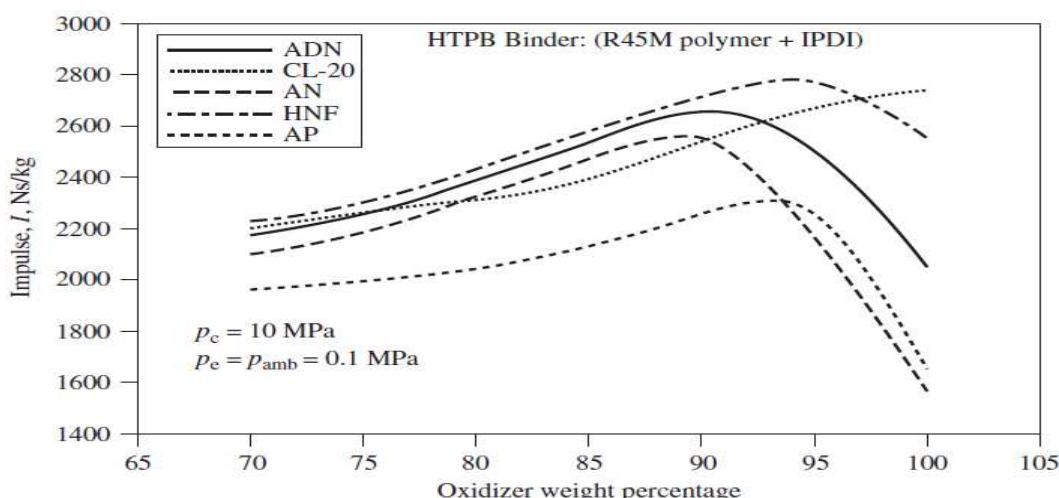
Dari Tabel 4-3, terdapat selisih energi antara yang seharusnya aluminium terbakar habis ternyata hanya terbakar sebagian. Dengan kata lain makin banyak kandungan Aluminium makin banyak pula aluminium yang tidak terbakar. Tidak terbakarnya beberapa aluminium ini tidak disebabkan oleh kurangnya oksigen yang tersedia. Karena memang dalam perhitungan di atas, oksigen dalam oksidator melimpah 20% melebihi kebutuhan oksidator. Kemungkinan beberapa propelan pada *civil/patah* (erosi) sebelum terbakar akibat semburan/tekanan nyala propelan. Tekanan ini lebih besar sehingga mematahkan lebih cepat daripada kecepatan untuk terbakar. Untuk itu perlunya upaya menaikkan kekerasan propelan agar tingkat erosiv ini bisa dikurangi sehingga meningkatkan banyaknya propelan terbakar.

Makin banyakpun oksidator juga tidak menjamin pembakaran sempurna, begitu pula makin besar pun kandungan aluminium tidak menjamin energi pembakaran makin tinggi. Menurut Kuo (1984) dalam penelitiannya kandungan oksidator AP maksimum 92%. Lebih dari ini kinerja propelan (*Isp*) menurun (Hartaya et. al, 2013). Pematang yang digunakan dalam propelan Kuo adalah IPDI yang memiliki suhu transisi *glas* lebih besar daripada TDI sehingga

pemasukkan padatan (AP atau Al) bisa lebih banyak. Sementara propelan LAPAN menggunakan pematang TDI, yang belum terbukti bisa menampung padatan (AP) bisa mencapai 92%. Yang kita petik dari penelitian Kuo ini bahwa kandungan AP ada batasnya, lihat Gambar 4-3.

Dalam pengujian dengan *bomb calorimeter* juga menunjukkan penurunan energi pembakaran pada kandungan Aluminium 18%. Kandungan Aluminium di atas 18% kemungkinan bisa lebih kecil nilai energinya. Hal ini mungkin yang menjadi alasan kebanyakan para peneliti menggunakan Aluminium kurang dari 20%. Kandungan Aluminium dalam propelan digunakan sebanyak 15-20% [Kishore dan Sridhara, 1999], 19% [Ramesh et. al, 2012].

Dari data energi pembakaran propelan, nampak bahwa makin besar kandungan aluminium makin besar pula energi yang dibebaskan. Dengan kata lain ada hubungan linier antara kandungan aluminium dengan energi pembakaran. Dengan demikian penggunaan *bomb calorimeter* bisa digunakan untuk penelitian dan pengembangan komposisi propelan. Misalnya untuk meneliti hubungan di antara sifat-sifat propelan seperti hubungan antara kekerasan dan energi pembakaran, hubungan antara komposisi dengan energi pembakaran, dan lain-lain.



Gambar 4-3: Impuls spesifik sebagai Fungsi %AP [Kuo, 1984]

Dugaan bahwa propelan mengalami erosiv sebelum terbakar mendorong perlunya agar menaikkan kinerja propelan tidak dengan menaikkan solid content tetapi mengefektifkan ikatan binder terhadap komponen padat. Hal ini bisa dilakukan dengan menaikkan densitas, dan kekerasan. selain itu tidak banyak literatur dengan kandungan padatan melebihi 85%, dan Al melebihi 20%.

5 KESIMPULAN

Dari penelitian yang sudah dilakukan, dan dengan analisis dan pembahasan yang sudah diuraikan secara panjang lebar, dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Dengan naiknya kandungan aluminium powder dalam propelan dari 8% hingga 16%, maka energi pembakaran juga mengalami kenaikan dari 2885 kal/gr hingga 3750 kal/gr dan menurun pada kandungan aluminium 18%,
- Penurunan energi pembakaran ini diduga karena sampel yang terbakar hampir sama dengan sampel yang mengalami erosiv,
- Jika dihitung berdasar energi pembakaran Aluminium 2,5 kal/gr, maka makin besar kandungan aluminium dalam propelan makin banyak aluminium yang tidak terbakar. Ini diduga propelan mengalami erosiv sebelum terbakar karena banyaknya AP secara perhitungan mampu membakar sempurna komponen propelan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terimakasih penulis sampaikan kepada Kepala Pusat Teknologi Roket, rekan-rekan peneliti yang telah membantu dalam kegiatan penelitian dan para teknisi litkayasa dalam melakukan tugas dalam kegiatan peneliti. Harapan penulis semoga jerih payah mereka bisa bermanfaat bagi litbang berikutnya, dan mendapat balasan dari yang maha kuasa. Harapan penulis juga semoga makalah ini bisa

menjadi sumbangsih kepada pusat teknologi roket dalam pengembangan peroketan nasional, terutama dalam Bidang Teknologi Propelan.

DAFTAR RUJUKAN

- Campos, E.A; Rita C.L.D; Luis C; Milton F.D; Wilma, M.N; and K. Iha, 2010. *Performance Evaluation of Commercial Copper Chromites as Burning Rate Catalyst for Solid propellant*, J. Aerosp.Technol. Manag., Vol 2 No 3, 323-330.
- De Luca, L.T; Luciano G; Filippo Ma; Giovanni C; Christian; Alice R; Staefano D; Marco F; and A. Sossi, 2014. *Characterization and Combustion of Aluminum Nanopowders in Energetic Systems*, Wiley-VCH Verlag GmbH & Co.
- Hartaya, K; Luthfia H.A; dan Retno A, 2013. *Aplication of Density Property as Alternative Propellant Performance for Accelerating the Development of Propellant Composition*, Prosiding International Seminar of Aeronautics and Space Science and Technology, Serpong.
- Hartaya, K; Luthfia H.A; dan Retno A, 2014. *Penentuan Kandungan Oksidator Berdasar Reaksi Stoikiometri dan Struktur Kristal Dalam rangka Adopsi Formulasi Propelan HLP*, Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 12 No. 2 Desember, 102-115.
- Kishore, K., and K. Sridhara, 1999. *Solid Propellant Chemistry*, Ministry of Defense, New Delhi.
- Kitinirunkul, Thirapat., Nattawat W., and K.Prapunkan, 2013. *Affecting Factor of The Mechanical Properties Phenolic/Fiber Composite*, International journal of Chemical Materials Science and Engineering vol. 7, no. 10.
- Mohamed, A.; Mugamed F.; Gholamian; and A. R. Zarei, 2013. *Performance Analysis of Composite Propellant Based on HTPB-DNCB*, Journal of Propulsion and Power vo.1 30, no. 2.
- Nair, U.R.; S.N. Asthana; A. Subhananda; and B.R. Gandhe, 2010. *Advances in High Energy Materials*, Defense Science Journal v 60 no 2, 137-151.

- Rafi, A; T. Jayachandran T; and R. Hari, 2010. *Numerical Simulation of Solid Propellant Casting using Unstructured Finite Volume Methodod*, Proceeding of the 37th National & 4th intrnatioanl conference on Fluid Mechanics and Power – India.
- Ramesh, K; N. Shekhar; S.S. Jawalkar; and M. Bikash Bhattacharya, 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), 4958.
- Sarner, S.F., 1967. *Propellant Chemistry*, Reinhold, New York, 112.
- Styborski, J.A; J. Matthew; M.N.S. Scorza; and M.A. Oehlschlaeger, 2010. *Iron Nanoparticle Additives as Burning Rate Enhancers in AP/HTPB Composite Propellants*, Propellants Explos, Pyrotech. 2010, 35, Wiley-VCH, 1-8.
- Sutton, G.P., and O. Biblarz, 2001. *Rocket Propulsion Elements*, edisi 7, John Wiley & sons.
- Zohari, N; H.K. Mohammad; S.A. Seyedsadjadi, 2013. *The Advantages and Shortcomings of using Nano-sized Energetic Materials*, Central European Journal of Energetic Materials 10(1), 135-147.