

PERHITUNGAN DAN PERANCANGAN IGNITER BERBASIS KALKULASI PROPULSI ROKET (Studi Kasus Roket RX-320)

Ganda Samosir

Peneliti Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN

e-mail: gandasamosir@gmail.com

Diterima 31 Mei 2011; Disetujui 6 September 2011

ABSTRACT

The solid rocket motors, like all the LAPAN's rocket, has been using the composite fuel of Hydroxyl Terminated Poly Butadiene (HTPB) type which is not easy to self-igniting. The quite *extreme environment conditions* are needed in order to ignite this non-hypergolic solid fuel, such as the ambience pressure and temperature must be about 40 bar and 280°C respectively. The aforementioned conditions must be well given by the prime igniter designed or commonly known as *igniter*.

The performance of an igniter could be very influenced by 2 (two) massive variables; first one is the *internal factor*, such as: squib ingredient, filament material, primer composition, igniter main charge, and the second one is *external factor*, such as: propellant's type, dimension and the configuration of the rocket's combustion chamber. In other word, chosen the proper rocket's igniter are depending on the type and its mission.

The propulsion calculation applied in this paper to design the igniter of the rocket RX-320, gives some major variables, i.e.: the biggest tube length; $L_i = 357$ mm, its outside diameter; $\phi_{ic} = 51$ mm, total orifices and its diameter are 165 and 4 mm respectively.

Keywords: *Extreme conditions, Internal factors, External factors.*

ABSTRAK

Motor roket padat, seperti roket-roket LAPAN, menggunakan bahan bakar komposit dari jenis *Hydroxyl Terminated Poly Butadiene* (HTPB) yang umum nya tidak mudah untuk terbakar. Agar bahan bakar padat *non-hypergolic* ini bisa terbakar, diperlukan kondisi lingkungan yang cukup ekstrim, yakni tekanan sekitar 40 bar dan temperatur 280°C. Kondisi ekstrim inilah yang harus bisa diciptakan oleh penyala mula (*igniter*) yang di rancang.

Ada 2 (dua) faktor penting yang dapat mempengaruhi unjuk kerja dari sebuah *igniter*, yakni: faktor internal, berupa: ramuan squib, bahan filamen, komposisi primer, bahan isian utama, dan faktor eksternal, berupa: jenis propelan, dimensi dan konfigurasi ruang bakar motor roket. Dengan kata lain; sistem *igniter* yang akan digunakan, sangat tergantung kepada tipe dan misi roketnya.

Dari hasil penerapan perhitungan propulsi pada makalah ini, diperoleh beberapa besaran penting dari *igniter* yang dirancang untuk roket RX-320 sebagai berikut: panjang tabung terbesar; $L_i = 357$ mm, diameter luar ; $\phi_{ic} = 51$ mm dan jumlah total lubang-lubang pengarah api = 165 buah dengan diameter = 4 mm.

Kata kunci: *Kondisi ekstrim, Faktor internal, Faktor eksternal*

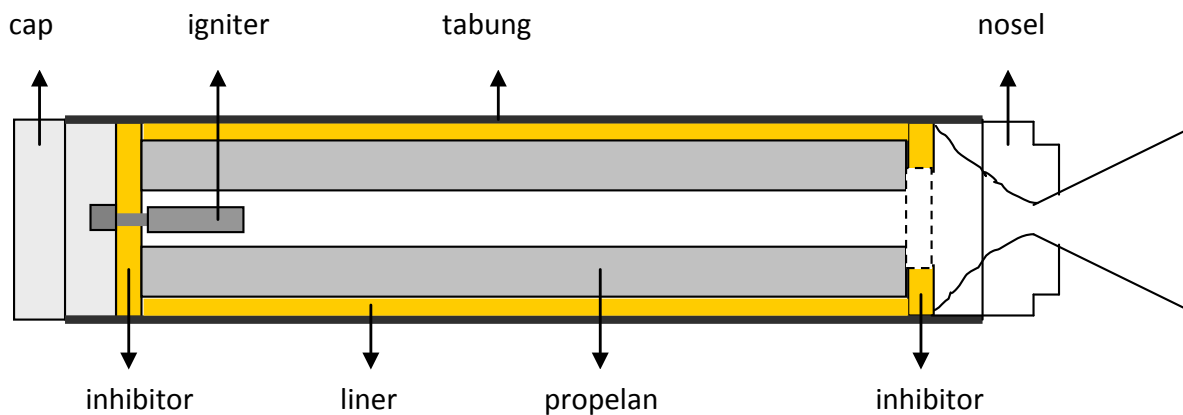
1 PENDAHULUAN

Igniter pada suatu motor roket padat berfungsi sebagai pemasok energi aktivasi (*activated energy*), yakni menciptakan kondisi lingkungan tertentu agar bahan bakar (propelan) bisa terbakar guna dapat menghasilkan gaya dorong roket atau *thrust*. Mengingat unjuk kerja *igniter* dipengaruhi oleh banyak faktor, maka penelitian dan perancangannya, praktis tidak dapat dilakukan secara analitis (matematis) murni, tetapi lebih ke cara empiris. Hal ini yang menyebabkan penelitian, perancangan, dan pengembangan sebuah *igniter* tidak pernah bisa tuntas, karena untuk tipe dan misi roket tertentu, harus menggunakan tipe dan jenis *igniter* yang tertentu pula.

Sistem *igniter* adalah bagian tak terpisahkan dari sebuah teknologi roket, yang dengan sedikit rekayasa, bisa di jadikan *senjata pemusnah*, sehingga mempunyai tingkat ke rahasiaan yang sangat tinggi. Oleh karena itu, segala sesuatu yang menyangkut tentang roket,

termasuk *igniter*, harus dilakukan secara swa-sembada. Kurangnya wacana sebagai dasar perancangan *igniter* inilah yang juga memicu penulis mencoba melakukan pendekatan yakni dengan menerapkan teori perhitungan propulsi roket dalam merancang dan membuat *igniter*. Dalam hal ini, *igniter* diasumsikan sebagai sebuah roket kecil dengan luas kerongkongan nosel (*nozzle throat area*)-nya sama dengan jumlah luas total dari lubang-lubang kecil (*orifices*) penyembur atau pengarah nyala api yang ada pada *igniter*. Sehingga dengan demikian rumus-rumus yang biasanya digunakan dalam penelitian dan perancangan sistem propulsi roket, terutama pada perancangan nosel roket, dapat diterapkan.

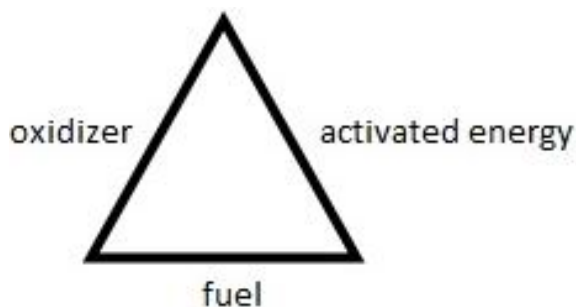
Gambar 1-1, menunjukkan sebuah ruang bakar (*combustion chamber*) motor roket padat, sekaligus komponen-komponen utama yang terdapat di dalamnya. Roket-roket buatan LAPAN umumnya menempatkan *igniter* di tengah-tengah cap, seperti yang terlihat pada gambar ilustrasi tersebut.



Gambar 1-1: Ruang bakar motor roket padat

2 DASAR TEORI

Agar proses pembakaran dapat berjalan dengan baik, maka diperlukan adanya tiga unsur penting yang di kenal dengan nama: “segitiga pembakaran“ (*combustion triangle* atau *fire triangle*) seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2-1.

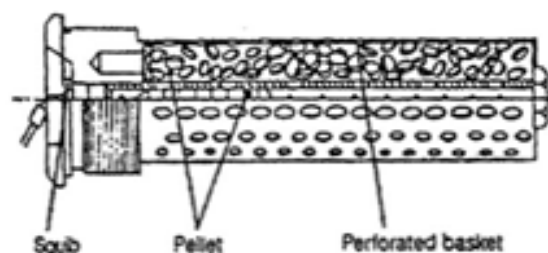


Gambar 2-1: Segitiga Proses Pembakaran

Ke-3 unsur tersebut adalah: bahan bakar (*fuel*), oksidator (*oxidizer*) dan energi aktivasi (*activated energy*), yang apabila satu dari ke-3 unsur itu tidak ada, maka proses pembakaran tidak akan dapat berlangsung. Fungsi utama dari igniter adalah menciptakan tekanan (p) dan temperatur (T) yang cukup, dimana untuk tipe propelan HTPB diperlukan $p = \pm 40$ bar dan $T = \pm 280^\circ\text{C}$ agar proses pembakaran dapat berlangsung dengan baik dan stabil.

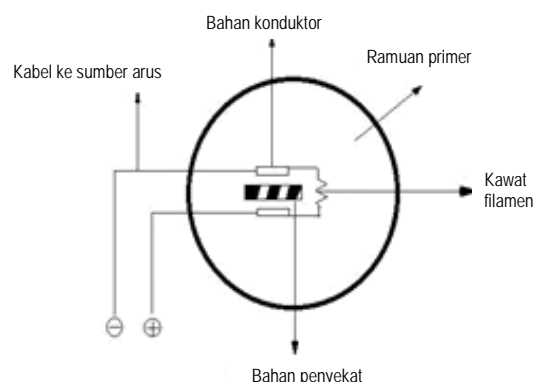
Dikenal ada banyak tipe igniter, antara lain: *bag igniter*, *powder can igniter*, *jelly roll igniter*, *film igniter* dan *basket igniter* atau dikenal juga dengan nama: *perforated igniter type*, yang masing-masing penggunaannya tergantung dari banyak faktor. Untuk roket-roket yang di rancang dan dikembangkan oleh LAPAN, umumnya menggunakan *igniter* tipe basket, termasuk untuk roket RX-320. Oleh karena itu, ruang lingkup penulisan ini dibatasi pada perancangan *igniter* tipe basket. *Igniter* tipe basket ini, terdiri dari 2 (dua) selongsong atau biasa disebut *casing*, dimana *casing* yang satu (berisi serbuk propelan) berada di dalam *casing* lain yang lebih besar (berisi batangan propelan silindris berrongga). *Casing*

terbuat dari aluminium alloy yang diberi lubang-lubang kecil dengan sudut ber variasi, berisi bahan eksplosif yang bila terbakar, semburan gas (api)-nya bisa mencapai seluruh permukaan bagian dalam propelan secara serentak yang dapat memberikan energi aktivasi cukup besar guna pembakaran propelan roket. Umumnya, pembakaran propelan padat roket-roket LAPAN, berlangsung secara radial, kecuali untuk roket pembakaran ujung yang dikenal dengan nama *cigarette burning*. Sebuah *igniter* tipe basket atau *igniter tipe perforated*, dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Igniter tipe perforated

Agar *igniter* bisa terbakar, maka diperlukan kawat filamen (*electric squib*), dimana fungsinya mengkonversi energi listrik menjadi energi panas, yang secara ilustratif, dapat dilihat pada Gambar 2-3 berikut ini:

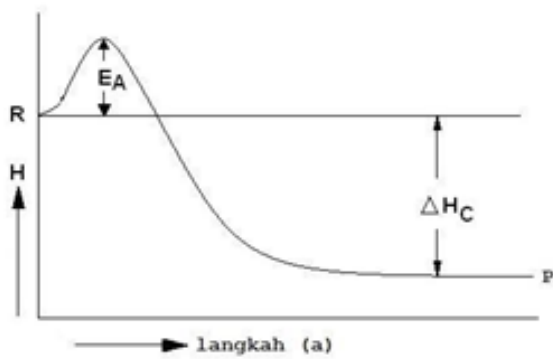


Gambar 2-3: Skema squib elektrik

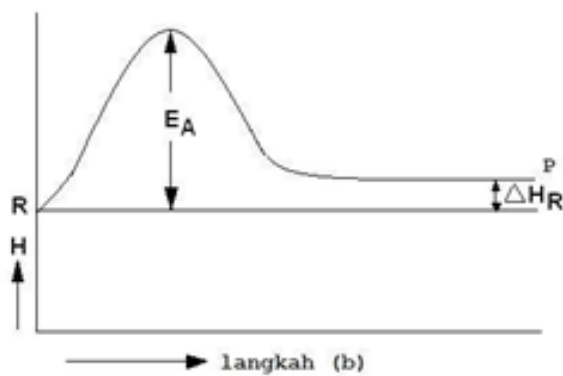
Karena, *squib* elektrik ini harus sudah bisa menyala hanya dengan tegangan listrik yang kecil, maka bahan-bahan yang umum digunakan adalah: *wolfram (tungsten)*, *nikelin*, *tembaga*, dan lain lain.

Proses pembakaran isian *igniter*, dapat digambarkan dalam suatu diagram

entalpi, seperti terlihat pada Gambar 2-4 (a) dan (b).



Gambar 2-4a: Diagram pembakaran eksotermis



Gambar 2-4b: Diagram pembakaran endotermis

Simbol-simbol yang ada pada gambar, dapat dijelaskan sebagai berikut; H = entalpi, R = entalpi reaktan, P = entalpi produk, E_A = energi aktivasi, ΔH_C = panas pembakaran dan ΔH_R = panas reaksi.

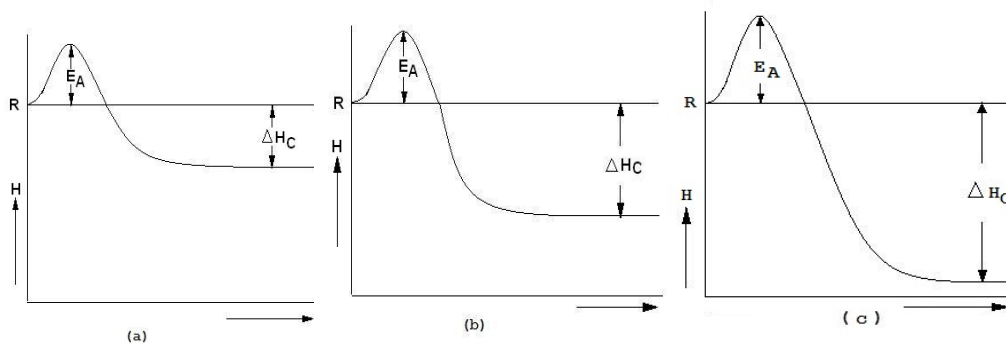
Gambar 2-4(a), menjelaskan proses pembakaran merupakan reaksi eksotermis, yakni membebaskan kalor sebesar ΔH_C . Sedangkan Gambar 2-4b, menjelaskan proses reaksi kimia yang meru-

pakan reaksi endotermis, yakni membutuhkan panas sebesar ΔH_R . Perlu juga dicatat, bahwa panas reaksi, tidak selalu positif yang berarti membutuhkan panas, namun bisa juga negatif yang berarti mengeluarkan panas, seperti halnya ΔH_C .

Agar reaksi pembakaran dapat berlangsung kontinu seperti yang di persyaratkan, maka: ΔH_C harus lebih besar dari E_A , sebab sebagian dari ΔH_C yaitu sebesar E_A , diperlukan untuk energi aktivasi guna pembakaran awal propelan roket.

Hirarki pola pembakaran dan ramuan isian *igniter*, serta propelan, bisa dijelaskan berturut-turut melalui Gambar 2-5.

Gambar 2-5a, menunjukkan pola pembakaran dari ramuan *primer*, sedangkan Gambar 2-5b, menunjukkan pola pembakaran muatan utama *igniter* (*igniter main charge*) dan Gambar 2-5c, menyatakan pola pembakaran propelan roket. Pola-pola pembakaran ini kemudian dijadikan patokan dalam memilih bahan-bahan ramuan *primer*, isian utama *igniter* dan bahan propelan. Bahan ramuan *primer* haruslah mempunyai energi aktivasi yang kecil, yakni hanya dengan beberapa *Amper* saja, sudah bisa terbakar, karena itu bahan ramuan haruslah yang reaktif, misalnya: *nitrogliserin*, *asam pikrat*, *trinitrotoluena (TNT)*, *timbal acid*, *mercan fulminet*, dan lain lain.



Gambar 2-5: Hirarki pola pembakaran

Igniter main charge, umumnya terdiri dari *fuel* dan *oxidizer*, yang akan terbakar akibat panas yang ditimbulkan oleh *squib* elektrik, oleh karena itu bahan yang digunakan adalah: *ALNO powder (black powder + logam Al)*. *Igniter main charge*, ditempatkan di dalam casing yang berlubang-lubang, sedemikian rupa sehingga dapat dianggap sebagai roket kecil. Jumlah luas seluruh lubang, sama dengan luas leher nosel roket, dimana massa propelannya sama dengan massa bahan isian utama dan tekanan kerja di dalam casing sama dengan $0,3 P_C$.

Seperti telah disinggung sebelumnya, selain panas (temperatur) maka tekanan juga memegang peranan yang penting agar propelan dapat terbakar dengan baik dan stabil.

Tekanan pembakaran propelan ini, diantisipasi melalui perhitungan volume bebas awal ruang bakar atau di kenal dengan istilah: *initial combustion chamber free volume* atau secara singkat sering disebut: *initial free volume*.

Variabel ini bisa didapatkan dari hasil penelitian dan perancangan sistem propulsi roket-roket padat yang telah umum digunakan pada bidang Propulsi-LAPAN.

3 PERHITUNGAN

Prinsip perancangan *igniter* tipe basket ini adalah; *igniter* diasumsikan sebagai suatu roket kecil, dimana luas kerongkongan (*throat*) noselnya sama dengan jumlah luasan seluruh lubang-lubang (*orifices*) yang ada pada *igniter* nya. Sehingga dengan demikian prinsip-prinsip baku untuk perhitungan dan perancangan sistem propulsi motor roket, dapat di aplikasikan. Perhitungan yang dimaksud meliputi: berat bahan isian dan jumlah lubang (*orifices*) untuk casing luar maupun dalam *igniter*.

3.1 Casing Luar dan Bahan Isian

Data balistik propelan (*ballistics propellant properties*) milik LAPAN adalah sebagai berikut:

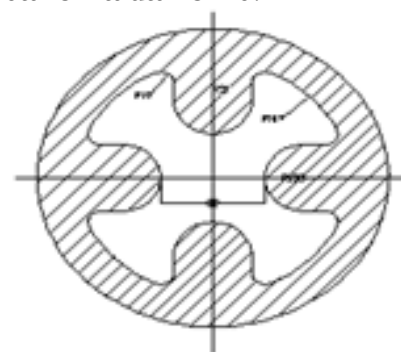
- kecepatan pembakaran; $r = 7 \text{ mm/det}$ untuk tekanan ruang bakar = 7 MPa. Untuk tekanan pembakaran yang lain, berlaku rumus, $r_i = r \left(\frac{P_{igl}}{P_C} \right)^n$ dengan $P_C = 70 \text{ atm}$ dan $n = \text{konstanta} = 0,31$
- densitas; $\rho_{igl} = 1,83 \text{ gr/cm}^3$
- suhu pembakaran; $T_C = 3650 \text{ K}$
- massa molekul gas hasil pembakaran; $M_{ghpl} = 30,4 \text{ gr/mol}$
- fraksi partikel terkondensasi; $\sigma_{igl} = 0,37$
- rasio kapasitas panas; $\gamma = C_v / C_p = 1,1315$
- tekanan pada casing luar; $P_{igl} = 21 \text{ atm}$.

3.1.1 Volume awal ruang kosong (*Initial Free Volume*); V_{DC}

V_{DC} adalah volume ruang kosong di luar casing *igniter* di dalam ruang bakar roket sebelum pembakaran propelan terjadi.

Roket RX-320 ini yang karena misinya, menggunakan tipe *double configuration propellant*, yakni sebagian berbentuk *wagon wheel* dan sebagian lagi berbentuk *cylinder (hollow)*.

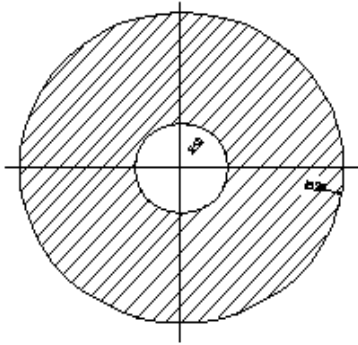
Bentuk dan dimensi utama grain propelan roketnya dapat dilihat pada Gambar 3-1a dan 3-1b.



Gambar 3-1: *Grain wagon wheel*

Panjang *wagon wheel*; $L_{ww} = 112 \text{ cm}$ dan jari-jari propelan (utuh); $r_{pu} = 13,8 \text{ cm}$, maka volume awal ruang kosong; V_{ww}

adalah: $V_{ww} = (\pi \cdot r_{pu}^2 - prop.area) \times L_{ww}$
 $= 24024 \text{ cm}^3$



Gambar 3-1b: Grain cylinder

Bagian *cylinder* ini mempunyai panjang; $L_c = 1667 \text{ mm}$ dan jari-jari ruang kosong; $r_c = 4 \text{ cm}$, sehingga volume ruang kosong adalah:

$$V_c = \pi \cdot r_c^2 \cdot L_c$$

$$= \pi \cdot 4^2 \cdot 166,7 = \mathbf{83792,5 \text{ cm}^3}$$

Dengan demikian, volume awal ruang kosong untuk *double configuration propellant* ini adalah:

$$V_{DC} = V_{ww} + V_c = 107816 \text{ cm}^3$$

3.1.2 Suhu pembakaran; T_{igl}

T_{igl} adalah suhu pembakaran untuk bahan isian *casing* luar pada tekanan $P_{igl} = 21 \text{ atm}$, sedangkan dari data balistik propelan HTPB diketahui suhu pembakarannya adalah $T_c = 3650 \text{ K}$. Oleh karena itu, T_{igl} harus dikoreksi dengan menggunakan hubungan persamaan termodinamika, sebagai berikut:

$$\left| \frac{P_{igl}}{P_c} \right| = \left| \frac{T_{igl}}{T_c} \right|^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1} \right)} \Rightarrow T_{igl} = \mathbf{3173,4 \text{ K}}$$

3.1.3 Berat isian casing luar; W_{igl}

Bahan isian *casing* luar *igniter* adalah propelan HTPB, dimana berat isian dapat dihitung dengan memodifikasi persamaan gas ideal, sehingga diperoleh:

$$W_{igl} = \frac{1}{1 - \sigma_{igl}} \frac{V_{DC} \cdot P_{igl}}{\left(\frac{R}{M} \right) T_{igl}} \quad (3-1)$$

Keterangan:

R = konstanta gas ideal
 $= 0,082 \text{ (ltr.atm/gmol.K)}$

$V_{DC} = 107816 \text{ cm}^3 = 107,6 \text{ ltr}$

M = massa molekul rerata gas hasil pembakaran = $30,4 \text{ gr/gmol}$.

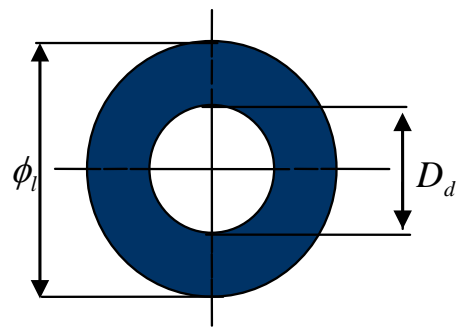
Dengan memasukkan besaran-besaran lainnya yang didapat dari data balistik propelan HTPB milik LAPAN, maka diperoleh

$W_{igl} = \mathbf{420,5 \text{ gr}}$.

3.1.4 Dimensi bahan isian casing luar

Bahan isian *casing* luar *igniter*, terbuat dari propelan HTPB dengan *grain* berbentuk silinder berongga (Gambar 3-2), dimana diameter luar:

$$\phi_l = \phi_{lc} - 2(t_c) \quad (3-2)$$



Gambar 3-2: Penampang Isian Casing Luar

Karena ϕ_{lc} = diameter luar *casing* igniter yang di asumsi = 51 mm dan t_c = tebal casing = 3 mm , maka:

$$\phi_l = \mathbf{45 \text{ mm}}$$

Dimensi isian *casing* luar *igniter*, di tentukan melalui persamaan-persamaan sebagai berikut:

• Volume bahan isian.

$$V_{prop} = \frac{W_{igl}}{\rho_{igl}} = \frac{420,5 \text{ gr}}{1,83 \text{ gr/cm}^3} = \mathbf{230 \text{ cm}^3}$$

• Luas penampang isian.

$$A_{pi} = \frac{V_{prop}}{L_{prop}} = \frac{230}{34} = 6,76 \text{ cm}^2$$

$$= \mathbf{676 \text{ mm}^2}$$

dengan:

$$L_{prop} = \text{panjang isian casing luar} \\ = \text{panjang casing luar-tebal penutup} \\ = 357 - 17 = 340 \text{ mm} = 34 \text{ cm}$$

Diameter dalam isian casing luar; D_d , di tentukan melalui Gambar 3-2 di atas,

$$\text{yakni: } A_{pi} = \frac{\pi}{4} (\phi_l^2 - D_d^2)$$

$$\Rightarrow D_d = 34 \text{ mm}$$

Dengan demikian, tebal isian casing luar adalah:

$$t_{cl} = \frac{\phi_l - D_d}{2} = 8,5 \text{ mm}$$

3.1.5 Jumlah lubang casing luar

Seperti telah disinggung di atas, bahwa prinsip perhitungan propulsi roket, diaplikasikan terutama untuk perancangan nosel. Maka di sini, di asumsi jumlah luas seluruh lubang (*orifices*) pada casing luar igniter sama dengan luas kerongkongan nosel (*nozzle throat area*).

Bila C_D adalah koefisien debit massa pembakaran dan q_{igl} debit massa pembakaran isian igniter, maka dari hukum Kontinuitas diperoleh jumlah luas seluruh lubang; A_{thl} , yakni:

$$A_{thl} = \frac{q_{igl}}{C_D \cdot P_{igl}} \quad (3-3)$$

Koefisien debit C_D dapat dihitung melalui persamaan berikut:

$$C_D = \left| \frac{\gamma^2}{\gamma + 1} \right| \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma(\gamma - 1)} \right) \sqrt{\frac{\gamma}{RT_{igl} / M}} \quad (3-4)$$

Besaran-besaran di atas, dapat dilihat pada data-data balistik propelan (Bab 3.1) dan yang sudah dihitung pada Bab 3.1.3. Besaran-besaran tersebut di substitusikan ke dalam persamaan (3-4), maka diperoleh;

$$C_D = 5,314 \times 10^{-9} \text{ det/cm.}$$

Debit massa bahan isian,

$$q_{igl} = \frac{W_{igl}}{t_b} \quad (3-5)$$

dengan:

t_b = lama pembakaran isian arah radial, yang dapat dihitung melalui penjelasan di bawah ini:

Kecepatan pembakaran isian casing

$$\text{luar: } r_{igl} = r \left(\frac{P_{igl}}{P_C} \right)^n = 7 \left(\frac{21}{70} \right)^{0,31} = 4,82 \text{ mm/det}$$

Dengan demikian, bahan isian dengan ketebalan; $t_{cl} = 8,5 \text{ mm}$ akan terbakar dalam waktu;

$$t_b = \frac{t_{cl}}{r_{igl}} = 1,76 \text{ det}$$

Sehingga persamaan (3-5) menghasilkan:

$$q_{igl} = 239 \text{ gr/det}$$

Untuk menyamakan satuan, maka $P_{igl} = 21 \text{ atm}$, di konversikan menjadi:

$$21,28 \times 10^6 \frac{\text{gr}}{(\text{cm det}^2)}$$

Dengan men-substitusi besaran yang ada pada persamaan (3-3), diperoleh:

$$A_{thl} = 2113,5 \text{ mm}^2. \text{ Bila diameter lubang} = 4 \text{ mm, maka luas per lubang; } A_o = 12,57 \text{ mm}^2, \text{ sehingga jumlah}$$

$$\text{lubang total} = \frac{A_{thl}}{A_o} = 168 \text{ buah, dengan}$$

kata lain, dari hasil aplikasi kalkulasi propulsi, diperoleh jumlah total luasan adalah ekuivalen dengan 168 buah lubang berdiameter 4 mm.

Pada perancangan igniter ini, dibuat 165 buah lubang ber diameter 4 mm (pengarah nyala api) dan 1(satu) buah berdiameter 7 mm (yang juga berfungsi sebagai tempat masuknya kawat filamen), yang di tempatkan pada bagian ujung dari casing luar igniter.

3.1.6 Tata letak lubang pengarah nyala

Agar semburan nyala api *igniter* bisa mencapai permukaan propelan roket secara serentak, maka pada *casing* luar ini akan dibuat 10 buah lubang ber diameter 4 mm dengan arah radial, sedangkan 16 buah berada sepanjang *casing* arah aksial, disusun selang-seling (*zig-zag*), dengan jarak; d_l , dimana:

$$d_l = \frac{l_{ce}}{n-1}$$

bila:

l_{ce} = panjang efektif casing = 195 mm

n = jumlah deretan lubang = 16 buah

maka:

$$d_l = 13 \text{ mm}$$

Dengan demikian, jarak antara deretan lubang arah aksial adalah sebesar $360^\circ/10 = 36^\circ$, dimana sudut divergensinya dibuat berbeda-beda. Agar dengan demikian, nyala api dapat menjangkau seluruh permukaan bagian dalam propelan roket pada waktu bersamaan. Akibatnya, pembakaran propelan roket akan berlangsung secara radial seperti yang diharapkan.

Tata letak lubang-lubang dan besar sudut divergensi terhadap sumbu *igniter* nya, ditentukan sebagai berikut:

- 1 (satu) lubang ber diameter 7 mm yang berada di ujung *casing* dengan sudut 0° , nyala api akan mampu menjangkau ujung propelan yang berjarak 2700 sampai dengan 2787 mm dari *igniter*.
- 5 (lima) deretan lubang pertama ber diameter 4 mm dengan sudut 2° sampai 4° , nyala api ini akan menjangkau permukaan propelan yang berjarak 1800 mm sampai 2700 mm dari *igniter*.
- 5 (lima) deretan lubang ke-dua dengan sudut divergensi antara 4° sampai 25° , nyala api ini akan menjangkau propelan roket yang berjarak 1000 mm sampai dengan 2700 mm dari *igniter*.
- 6 (enam) deretan lubang ke-tiga dengan sudut divergensi antara 25° sampai

166° , nyala api ini dapat menjangkau propelan dari pangkalnya hingga sejauh 1000 mm dari *igniter*.

3.1.7 Dimensi casing luar

Casing luar *igniter* terbuat dari material yang relatif lunak, misalnya: Aluminium alloy, sehingga setelah membakar propelan roket, *igniter* itu sendiri, haruslah bisa habis terbakar.

Dari perhitungan-perhitungan di atas, maka dimensi *casing* luar *igniter* adalah sebagai berikut:

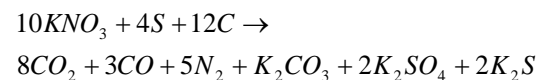
- Diameter luar = 51 mm
- Diameter dalam = 45 mm
- Panjang total = $7 \times 51 = 357$ mm
(Lihat Lampiran)

3.2 Casing Dalam dan Bahan Isian

3.2.1 Bahan isian casing dalam

Bahan isian untuk casing dalam, berbeda dari isian casing luar, karena fungsinya juga berbeda. *Casing* dalam biasanya diisi dengan *black powder*, yaitu campuran heterogen antara Kalium Nitrat (KNO_3), Sulfur (S) dan Karbon (C) dalam persentase tertentu. Setelah diproses, campuran ini akan berbentuk batangan yang sangat rapuh, fraksi padatan pada gas buang akan cukup besar, sehingga impuls spesifiknya relatif menjadi lebih rendah. Sebelum dijadikan isian, batangan *black powder* digiling agar berbentuk serbuk dan energi aktivasi diperoleh dari *squib* elektrik.

Reaksi kimia pembakaran *black powder* ini adalah sebagai berikut:



Dari persamaan di atas, maka diperoleh:

- fraksi padatan; $\sigma_{igd} = 0,55$
- temperatur pembakaran; $T_o = 2590$ K
- tekanan pembakaran; $P_{igd} = 7$ atm
- temperatur pembakaran hasil koreksi; $T_{igd} = 1764,5$ K
- densitas *black powder*; $\rho_{igd} = 2,199$ gr/cm³

- massa molekul rerata; $M_{ghpd} = 36$ gr/gmol
- rasio kapasitas panas; $\gamma_d = 1,2$

3.2.2 Volume ruang kosong; V_{rd}

Dengan menganalisis hasil perhitungan volume awal ruang kosong yang dapat dilihat pada BAB 3.1, terutama paragraf 3.1.6 dan 3.1.7, maka diperoleh volume ruang kosong di dalam casing luar yang tidak terisi oleh bahan isian;

$$V_{rd} = 0,226 \text{ ltr.}$$

3.2.3 Berat isian casing dalam; W_{igd}

Berat *black powder* sebagai bahan isian casing dalam, dapat dihitung dengan menggunakan persamaan (3-1) di atas hanya dengan mengubah indeksnya saja, yakni:

$$W_{igd} = \frac{1}{1 - \sigma_{igd}} \frac{V_{rd} \cdot P_{igd}}{\left(\frac{R}{M}\right) T_{igd}} = 0,75 \text{ gr}$$

3.2.4 Jumlah lubang casing dalam

Dengan prinsip yang sama seperti pada paragraf 3.1.5 dan dengan mengubah indeks 1 menjadi d, maka jumlah luas seluruh lubang dapat di hitung melalui persamaan (3-3), yakni:

$$A_{thd} = \frac{q_{igd}}{C_{Dd} \cdot P_{igd}} \quad (3-6)$$

Bila “waktu tinggal gas di dalam ruang bakar”; $t_{bd} = 0,04$ det, artinya: *black powder* seberat W_{igd} akan habis terbakar dalam waktu 0,04 det, maka:

$$q_{igd} = 0,75 \text{ gr} / 0,04 \text{ det} = 18,75 \text{ gr/det.}$$

C_{Dd} adalah koefisien debit untuk casing dalam yang dapat dihitung melalui persamaan (3-4). Setelah disubstitusi besaran-besaran nya yang terdapat pada paragraf (3.2.1) di atas, maka hasilnya

adalah: $C_{Dd} = 0,011$ det/cm. Dengan demikian persamaan (3-6) menghasilkan:

$$A_{thd} = 240,4 \text{ mm}^2.$$

Karena diameter lubang 3 mm, maka luas nya; $A_{od} = \pi / 4 \cdot 3^2 = 7,07 \text{ mm}^2$.

Jumlah lubang pada casing dalam ini adalah: $240,4 / 7,07 = 34$ buah, artinya dengan mengaplikasikan prinsip kalkulasi propulsi, di peroleh jumlah total luasan, ekuivalen dengan 34 buah lubang ber diameter 3 mm.

Pada perancangan casing dalam ini akan terdapat 32 buah lubang diameter 3 mm (pengarah nyala api) dan 1 lubang diameter 4,2 mm yang sekaligus sebagai tempat lewatnya kawat filamen.

3.2.5 Tata letak lubang casing dalam

Lubang-lubang berdiameter 3 mm sebanyak 32 buah disusun sedemikian rupa sehingga akan terdapat 4 deret melingkar dan 8 deret di sepanjang casing, tersusun selang-seling, sedangkan 1 buah lubang ber diameter 4,2 mm di buat tepat di bagian ujung casing.

Dari pengalaman empiris lapangan, maka tata letak lubang-lubangnya di buat sebagai berikut:

- satu lubang ber diameter 4,2 mm, di buat tepat di bagian ujung casing dalam.
- dua deret ke bawah pertama dengan sudut divergensi 5° sampai $22,5^\circ$ terhadap sumbu *igniter*.
- dua deret ke bawah ke-dua dengan sudut divergensi 28° sampai 45° terhadap sumbu *igniter*.
- dua deret ke bawah ke-tiga dengan sudut divergensi 46° sampai $67,5^\circ$ terhadap sumbu *igniter*.
- dua deret ke bawah ke-empat dengan sudut divergensi 68° sampai 90° terhadap sumbu *igniter*.

Agar nyala api dari casing dalam dapat membakar isian casing luar *igniter* secara bersamaan, maka jarak antar lubang

- arah radial = 8,5 mm dan
- arah aksial = 11,5 mm.

3.2.6 Dimensi casing dalam

Sama seperti casing igniter bagian luar, maka casing bagian dalam ini juga terbuat dari bahan Aluminium alloy, dimana dimensi utamanya adalah sebagai berikut:

- Diameter Luar = 17 mm
- Diameter dalam = 13 mm
- Panjang total = $7 \times 17 = 119$ mm
(Lihat Lampiran)

4 PEMBAHASAN

Igniter yang dihitung/dirancang dengan metode alternatif, yakni menggunakan kalkulasi propulsi, diharapkan berfungsi dengan baik karena ada beberapa alasan, yakni:

- a) Casing dibuat rangkap dua, dengan tekanan kerjanya naik secara bertahap, dimana tekanan casing dalam dikendalikan sebesar 1/3 dari tekanan casing luar. Sedangkan tekanan casing luar dibuat 1/3 dari tekanan ruang bakar motor roketnya. Hal ini akan dapat mengurangi resiko pecah atau meledaknya casing igniter.
- b) Untuk menghitung dan menentukan jumlah atau massa bahan isian casing, maka digunakan modifikasi prinsip dasar Persamaan Gas Ideal. Volume gas hasil pembakaran isian cukup untuk memenuhi atau mengisi seluruh ruang kosong (*initial free volume*) di dalam ruang bakar roket, sehingga dengan demikian nyala apinya mampu membakar propelan roket secara merata.
- c) Lubang-lubang pengarah nyala api pada casing dibuat divergen dengan kemiringan sudut yang berbeda-beda, sehingga nyala api dapat menjangkau seluruh permukaan bagian dalam dari propelan roket secara serentak sehingga terjadi pembakaran secara radial.

5 KESIMPULAN

- Karena perancangan igniter praktis tidak dapat dilakukan dengan bantuan analitis (matematis) murni, maka metode alternatif ini, diharapkan dapat membantu mengatasi kurangnya wacana dalam perancangan igniter tipe basket untuk roket-roket padat (sonda) dengan berbagai bentuk dan dimensi grain propelan.
- Kurang akuratnya besaran-besaran termodinamika dan kimia dari berbagai macam isian yang ada termasuk sifat balistik (*ballistic properties*) propelan, dapat berpengaruh secara signifikan terhadap hasil rancangan igniter. Oleh karena itu, walaupun tidak bisa dihilangkan, besaran-besaran yang selama ini diasumsikan supaya dikurangi sebanyak mungkin.
- Bila seluruh algoritma pada makalah ini, disusun sedemikian rupa sehingga berbentuk program komputer atau software dalam wujud paket yang sederhana, maka hal ini akan bisa sangat memudahkan dalam perancangan igniter tipe basket untuk roket-roket LAPAN selanjutnya.

DAFTAR RUJUKAN

- Anderson Jr. J. D., 2003. *Modern Compressible Flow 3rd Edition*, McGraw-Hill International.
- Dardare. J., Meriguet. J., Vailhe.I., 1981. *Reacteur-Fusees Tome I; La Pousee, Les Propergols, Les Echanges Thermiques*, E.N.S.A.E - Sup'Aero Toulouse-France.
- Ganda Samosir, 2007. *Evaluasi Unjuk Kerja Sistem Propulsi Motor Roket RX-150/1200 Dengan Menggunakan Piranti Lunak Produk LAPAN*, Jurnal Teknologi Dirgantara, Vol. 5 No. 2, Des 2007. LAPAN-Jakarta.
- George Emmanuel, 1986. *Gas Dynamics: Theory And Application*, New York-London: AIAA Education Series.

- Marty. D., 1986. *Conception Des Vehicules Spatiaux*, Masson, Paris-Sao Paulo-Milan-New York. New Delhi-India.
- Sutrisno, 2007. *Analisis Kegagalan Motor Roket Pada Uji Terbang Roket RX-1515.01.01*, Buku Ilmiah: Energi, Muatan dan Wahana Antariksa, PT. Massma Sikumbang-Jakarta.
- Sutton. G . P., 2001. *Rocket Propulsion Elements 7th Ed.*, John Wiley & Sons. *www. archive. org. NASA Technical Document*, di unduh tanggal 12- 04-2011, Solid Rocket Igniter Design.
- www. nakka-rocketry. net/software.html*, di unduh tanggal 12-04-2011, Solid Rocket Igniter Design. *members. shaw.ca/blairnakka1/software.html*, di unduh tanggal 12- 04-2011, Solid Rocket Igniter Design.
- Yahya. S . M., 2005. *Fundamentals of Compressible Flow With Aircraft And Rocket Propulsion*, SI-Unit, New Age International Publisher.

Lampiran:

Gambar Sketsa Casing Igniter Roket RX-320 LPN Berserta Dimensinya Yang Merupakan Hasil Perancangan Berbasis Kalkulasi Sistem Propulsi Roket Padat

