

# PERANCANGAN *IGNITER* UNTUK MOTOR ROKET PADAT RX 420/4000

Sukandi Nasir Rohlll  
Peneliti Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN

## ABSTRACT

Igniter is a rocket component with the function of providing activated energy to the surface of solid propellant in the burning chamber of the rocket motor. Igniter design needs overall data of the rocket especially initial free volume and stable combustion pressure of the propellant. The properties of either primer or main charge especially its density and fraction of condensed particles of its combustion products are also needed. This paper presents the design of igniter for RX-420/4000 solid rocket with *wagon wheel - cylinder* dual configuration. The design result gives data as follows: main-case length - 302.6 mm, diameter = 52 mm; main charge weight of 338.31 g; volume = 212.19 cc and nozzle throat area = 12.6 mm<sup>2</sup>; the intermediate case of 200 mm length; 30 mm diameter with black powder weight - 310.87 g and volume of 141.37 cc, the overall length of igniter including stick of 402.6 mm

## ABSTRAK

*Igniter* merupakan komponen roket yang berfungsi memberikan energi aktivasi pada permukaan propelan padat di dalam ruang bakar motor roket. Perancangan *igniter* memerlukan data spesifikasi roket secara menyeluruh antara lain, adalah *Initial free volume* dan tekanan ruang bakar stabil untuk propelan terkait. Sifat-sifat bahan isian *igniter* pun diperlukan terutama densitas dan fraksi *condensed particles* dari hasil pembakarannya. Pada makalah ini, perancangan *igniter tipe pirogen* dirancang untuk motor roket diameter 420 mm dengan panjang 4000 mm yang menggunakan baterei propelan konfigurasi ganda *uxigon wheel - silinder*. Adapun hasil rancangan *igniter* adalah sebagai berikut: panjang tabung utama = 302,6 mm dan diameter - 52 mm memakai *main charge* dengan berat \* 338,31 gram, volume 212,19 cm<sup>3</sup> serta luas kerongkongan nosel \* 12,6 mm<sup>2</sup>. Tabung menengah dengan panjang \* 200 mm dan diameter - 30 mm, maka berat *black powder* yang digunakan = 310,87 gram dengan volume = 141,37 cc. Panjang keseluruhan *igniter* dengan tangkai pemegangnya = 402,6 mm.

Kata kunci: *Igniter, Motor roket, RX 420/4000*

## 1 PENDAHULUAN

Tidak seperti pada propelan cair hipergolik yang dapat terbakar dengan energi aktivasi akibat tubrukan antara *fitel* dan *oksidizer-nyfr*, maka pada propelan padat dan cair non hipergolik akan memerlukan *igniter* untuk menyalakan propelan tersebut. Karena banyaknya macam/jenis propelan yang berbeda, di antaranya: komposisi, panjang, diameter dan konfigurasi batang propelan masing-masing, yang akan berhubungan dengan jenis roket (roket Umiah atau senjata) serta daya jangkauan atau terbangnya, maka *igniter* yang akan dipakai akan

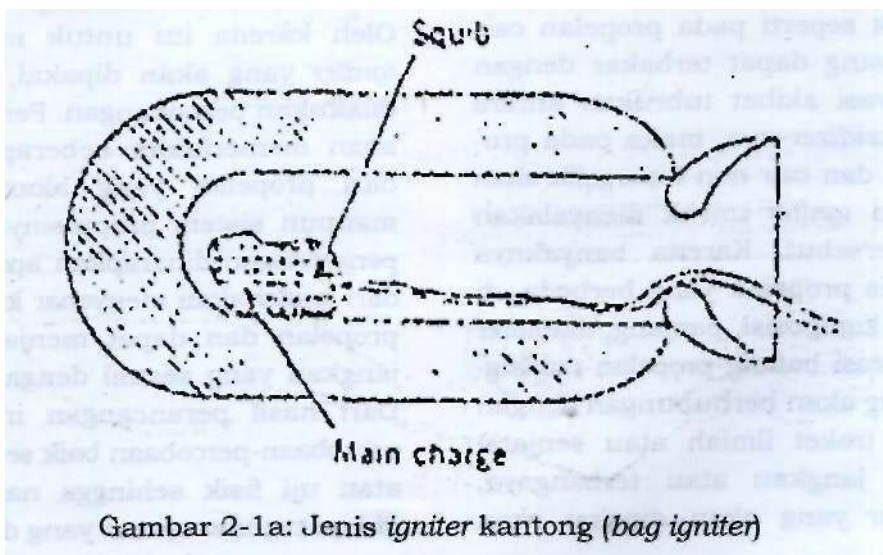
berbeda pula dalam bentuk, ukuran dan kekuatan bakar terhadap propelannya. Oleh karena itu untuk menyesuaikan *igniter* yang akan dipakai, maka perlu dilakukan perancangan. Perancangan ini akan memerlukan beberapa data baik dari propelan yang akan digunakan maupun sistem propulsinya. Dari hasil perancangan diharapkan api yang keluar dari *igniter* akan menyebar ke permukaan propelan dan dapat menjangkau jarak jangkauan yang sesuai dengan keinginan. Dari hasil perancangan ini dilakukan percobaan-percobaan baik secara simulasi atau uji fisik sehingga nantinya akan didapat *igniter* sesuai yang diharapkan.

## 2 TINJAUAN PUSTAKA

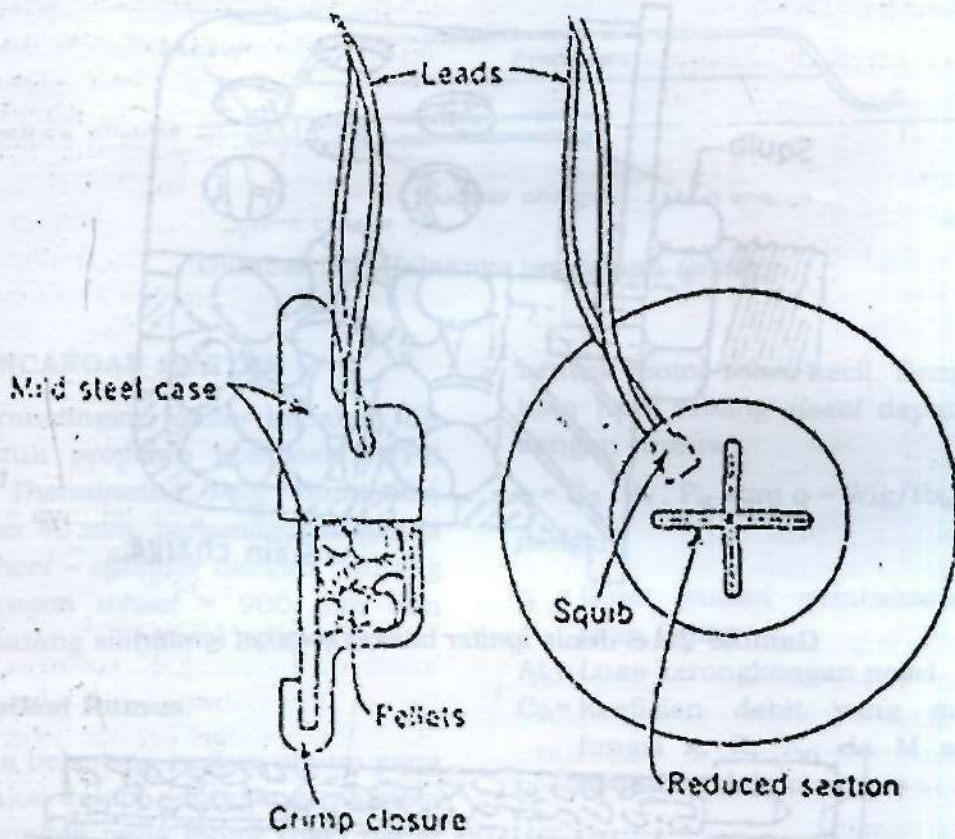
*Igniter* merupakan suatu sistem penyalat awal yang dipakai untuk menyalakan propelan padat atau cair non hipergolik. *Igniter* itu harus menyediakan energi aktivasi yang cukup besar agar propelan dapat terbakar. Untuk mendapatkan energi aktivasi yang besar, maka diperlukan campuran bahan-bahan kimia dan tabung *igniter* yang sesuai dengan fungsinya masing-masing. Ada tiga tipe *igniter* yang umumnya dipakai, yaitu pertama adalah tipe sederhana dan mudah dalam pengerjaannya, seperti tipe tabung model kantong/*bag* (Gambar 2-1a), kaleng/*can* (Gambar 2-1b), *Jelly roll* (Gambar 2-1c) atau *pyrocore* (Gambar 2-1d) yang biasanya dipakai untuk menyalakan motor roket kecil berdiameter 2,75 inci sampai 5 inci (seperti roket untuk pertahanan atau artileri). Urutan penyalannya sederhana, yaitu dari pematik api (*impuls listrik*) menyalakan *squib*, bahan inisiator dan bahan penyalat utama (*main charge*) dan langsung membakar permukaan propelan tanpa ada pengontrol energi panas yang terpancar, kedua adalah tipe basket (Gambar 2-1e), tipe tabung berlubang/*perforated tube type* (Gambar 2-1f) yang banyak digunakan untuk roket-roket cuaca, roket senjata (misil), atau untuk keperluan meluncurkan satelit dan ketiga adalah tipe pirogen/*pyrogen type* (Gambar 2-1g) yang banyak pula digunakan untuk meluncurkan satelit atau mengatur gerak satelit. Ketiga tipe tersebut

mempunyai bentuk/struktur yang berbeda dan disesuaikan dengan misinya masing-masing. Tetapi alur penyalannya boleh dikatakan hampir sama (Gambar 2-2), yaitu mulai dari pencetus nyala awal (*inisiator*), yang terdiri dari *squib* dan campuran bahan kimia primer, penyalat tengah/*intermediate charge* dan penyalat utama/*main charge* dan akan menimbulkan semburan nyala api yang cukup besar dan kuat (besar kalori/detik) untuk akhirnya membakar permukaan propelan. *Squib* merupakan kawat *filament* yang terbuat dari bahan tungsten, nikelin, tembaga atau lainnya sedangkan campuran bahan kimia primer seperti *Mercuri fulminate* 28 %, *Kalium Perkhlorat* sebagai oksidator sebanyak 14 %, *Stibium Sulfida* sebagai *fuel* sebanyak 21 %, *Ground Glass* sebagai aditif sebanyak 35 % dan *Shellac* sebagai perekat sebanyak 2 %. Campuran bahan kimia untuk penyalat tengah/*intermediate charge* biasanya terbuat dari *black powder* yang merupakan campuran dari Kalium Nitrat 60-80 %, Belerang 10-25 % dan Karbon 10-20 %. Bila penerbangan dalam tekanan luar yang rendah biasanya ditambah dengan unsur/senyawa logam. Pada penyalat utama/*main charge* biasanya dipakai propelan dalam bentuk bubuk, selongsong atau *pellet*.

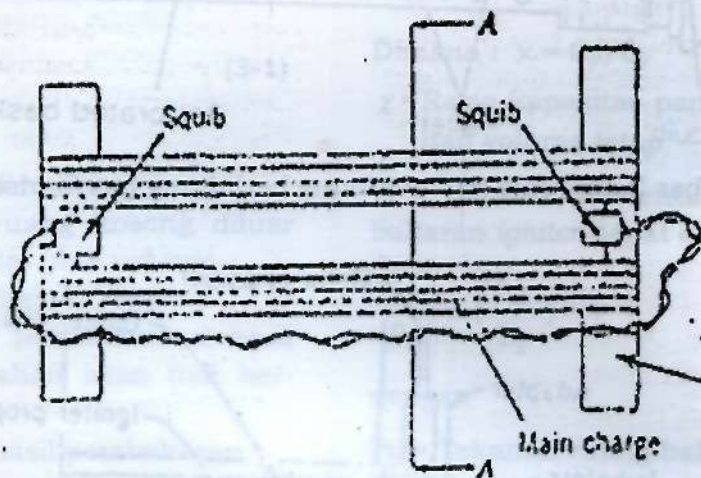
Umumnya, pemakaian *igniter* dilakukan dalam satu kali penyalan dengan campuran bahan kimia dan tabung yang sesuai dalam misi penerbangannya.



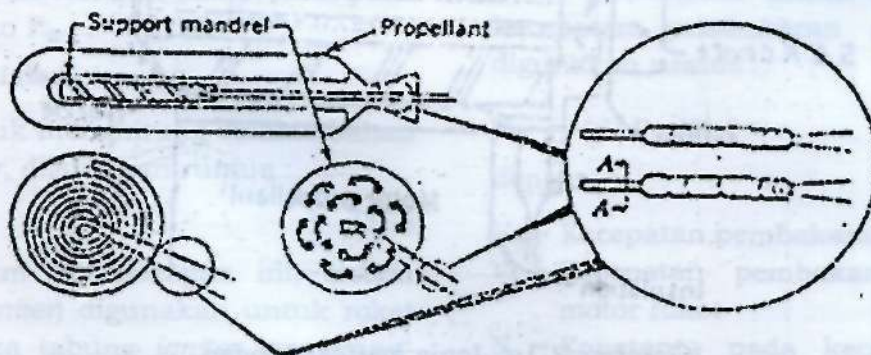
Gambar 2-1a: Jenis *igniter* kantong (*bag igniter*)



Gambar 2-1b: Jenis *igniter* kaleng (*can igniter*)

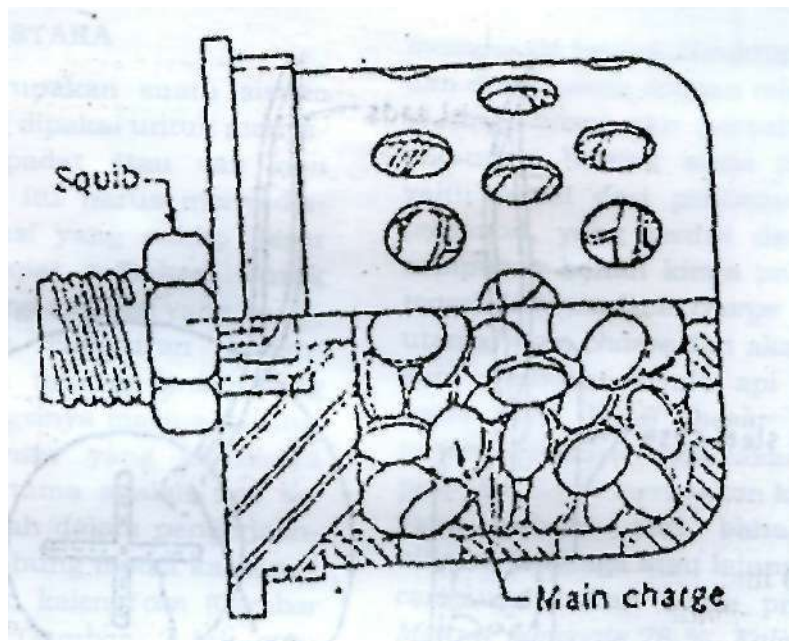


Gambar 2-1c: Jenis *igniter* jelly roll

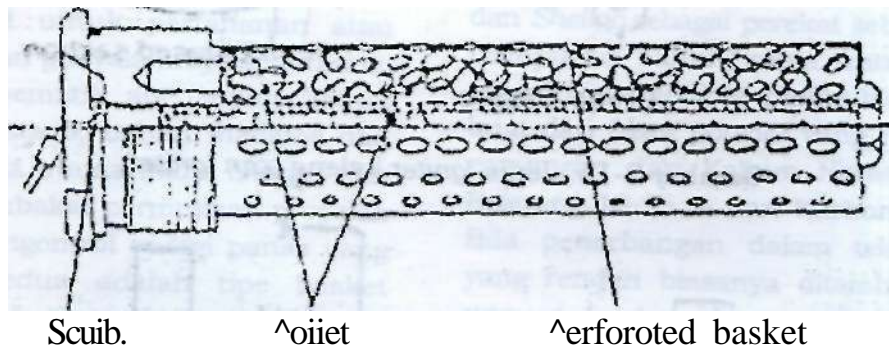


Gambar 2-1d: Jenis *igniter* pyrocore

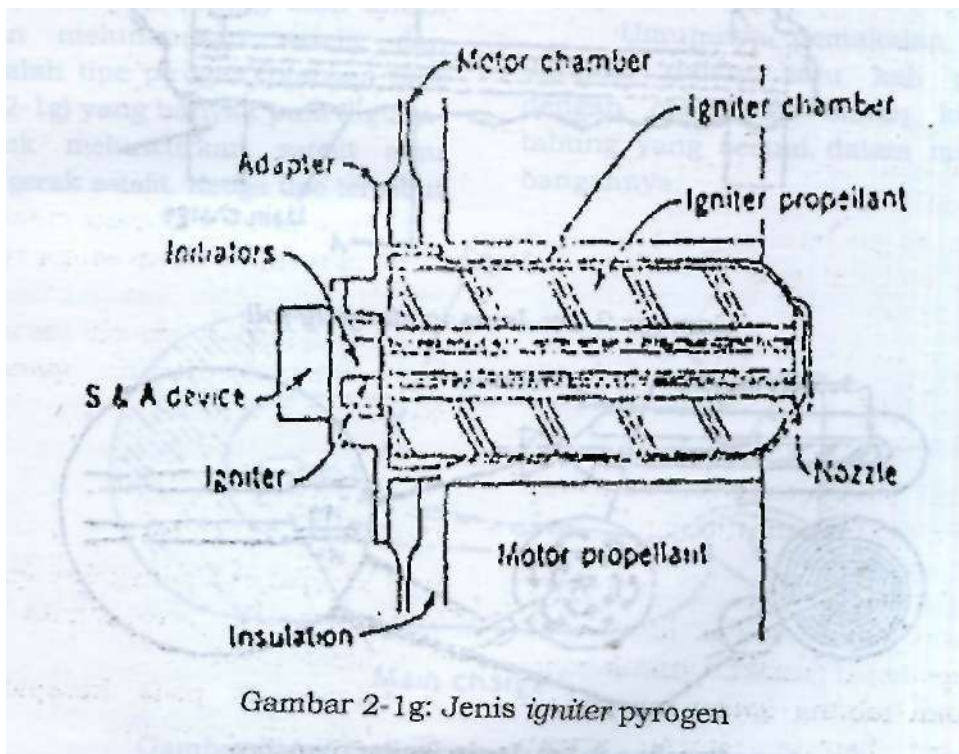




Gambar 2-1e: Jenis igniter basket (*basket igniter*)

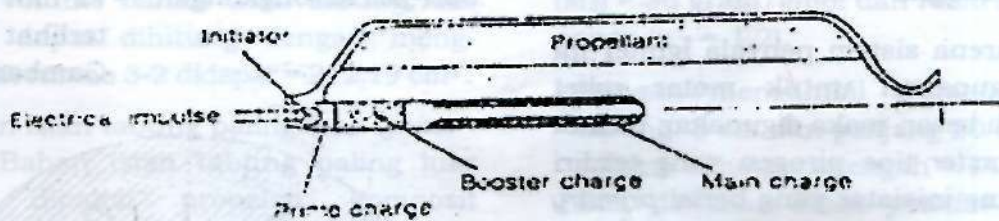


Gambar 2-1f: Jenis igniter tabung berlubang (*perforated igniter*)



Gambar 2-1g: Jenis igniter pyrogen





Gambar 2-2: Jalannya penyalan *igniter*

### 3 PERANCANGAN *IGNITER*

Perancangan *igniter* ini akan dipakai untuk propelan komposit HTPB (*Hidroxy Terminated Poly Butadiene*) berdiameter 40 mm, berkonfigurasi ganda *wagon wheel - cylinder* dengan panjang batang *wagon wheel* = 900 mm dan panjang batang silinder = 3100 mm.

#### 3.1 Kompilasi Rumus

Ada beberapa rumus umum yang akan dipakai dalam perancangan sistem penyalan (*igniter*) pada motor roket padat ini dalam perhitungan nantinya, adalah

##### a. Berat isian *igniter*

$$W_i = \frac{1}{1 - \sigma} \frac{V_f \cdot P_{ig}}{(R/M) \cdot T_{ig}} \quad (3-1)$$

dengan

$W_i$  = Berat isian *igniter*

$V_f$  = Volume awal ruang kosong diluar selongsong *igniter* (*free volume*)

$P_{ig}$  = Tekanan nyala bahan isian

$\sigma$  = Fraksi partikel terkondensasi hasil pembakaran bahan isian (tak berdimensi)

$R$  = Konstanta gas hasil pembakaran

$M$  = Massa molekul rata-rata gas hasil pembakaran

$T_{ig}$  = Suhu pembakaran bahan isian pada tekanan  $P_{ig}$ .

##### b. Volume isian

Untuk menghitung volume bahan isian *igniter*, digunakan rumus :

$$V_i = W_i / \sigma_i \quad (3-2)$$

Dalam perancangan ini, sistem penyalan (*igniter*) digunakan untuk roket besar, maka tabung *igniter* menggunakan tabung bentuk pirogen seperti

bentuk motor roket kecil. Dengan demikian luas lubang *nosel* dapat dihitung dengan rumus :

$$q = C_D \cdot A_t \cdot P_{ig} \text{ atau } q = W_{ig}/t_{b_{ig}} \quad (3-3)$$

dengan

$q$  = Debit massa pembakaran bahan isian *igniter*

$A_t$  = Luas kerongkongan *nosel*

$C_D$  = Koefisien debit yang merupakan fungsi  $x$ ,  $R$ ,  $T_{ig}$ , dan  $M$  seperti dinyatakan dalam rumus :

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

Dimana :  $x = C_p / C_v$

$\chi$  = Rasio kapasitas panas pada tekanan dan volume tetap

Untuk menentukan suhu pembakaran *igniter* dapat digunakan rumus:

$$\frac{P_{ig}}{P_c} = \left( \frac{T_{ig}}{T_c} \right)^{x / (1-x)} \quad (3-5)$$

dengan

$P_c$  = Tekanan ruang bakar motor roket

$T_c$  = Suhu ruang bakar motor roket

Sedangkan untuk mendapatkan kecepatan pembakaran *igniter* dapat digunakan rumus :

$$V_{ig} = V_c (P_{ig} / P_c)^n \quad (3-6)$$

dengan

$V_{ig}$  = Kecepatan pembakaran *igniter*

$V_c$  = Kecepatan pembakaran propelan motor roket

$N$  = Konstanta pada kecepatan pembakaran propelan

### 3.2 Perhitungan

Karena sistem penyalat igniter ini akan digunakan untuk motor roket menengah besar, maka digunakan bentuk tabung *igniter* tipe pirogen yang terdiri dari tabung inisiator yang berisi *primary charge*, tabung kedua di sebelah luarnya dengan diameter lebih besar lagi berisi *intermediate charge* atau *booster charge*, dan tabung ketiga (tabung utama) yang paling besar dan paling luar berdiameternya berisi *main charge* serta menyerupai sebuah motor roket mini.

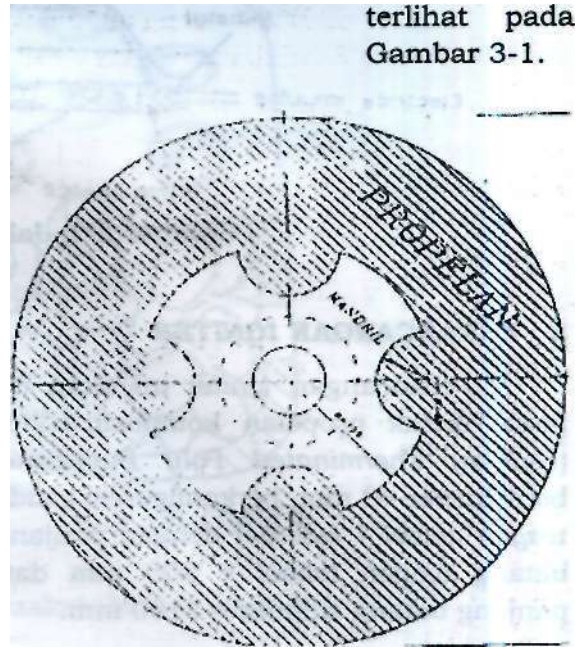
Dari data propelan didapat:

- Komposisi propelan: Amonium Perkhlorat = 72 %, HTPB = 12 %, Bubuk Aluminium = 16 %.
- Kecepatan pembakaran propelan/*burning rate* ( $r$ ) = 8 mm/detik pada 70 atmosfer dengan  $n = 0,31$ .
- Suhu nyala propelan ( $T_p$ ) = 3650°K pada 70 atmosfer
- Berat Jenis (Densitas propelan) ( $\rho$ ) = 1,83 g/cm<sup>3</sup>.
- Massa molekul rata-rata gas hasil pembakaran ( $M$ ) = 30,4 g/gmol
- Fraksi partikel terkondensasi ( $\phi$ ) = 0,37 (diperkirakan dari gas hasil pembakaran dengan pemakaian oksidator AP = 72 %)
- $C_p/C_v = x = 1,1315$
- Tekanan pembakaran bahan isian tabung utama/paling luar ( $P_{ig}$ ) diasumsikan 0,3 % dari tekanan pembakaran propelan dalam motor roketnya ( $P_c$ ). Untuk  $P_c = 70$  atmosfer, maka tekanan *igniter* ( $P_{ig}$ ) atau tekanan pembakaran stabil propelan = 21 atmosfer.

Total panjang batang propelan = 4000 mm dari panjang batang *wagon wheel* = 900 mm dan panjang batang silinder = 3100 mm. Banyak lengkungan *wagon wheel* = 4

Jari-jari luar propelan = 189 mm  
Jari-jari luar mandril = 139 mm  
Jari-jari kelengkungan = 50 mm  
Jari-jari dalam propelan = 122 mm  
Jari-jari silinder = 72 mm

Jari-jari kerongkongan = 72 mm seperti terlihat pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Penampang Propelan *wagon wheel*-silinder 420/4000mm

#### 3.2.1 Perhitungan pada tabung utama *igniter*

- Volume ruang kosong (*Free volume*)

Volume ruang kosong diluar tabung *igniter* adalah volume ruang kosong ruang motor roket yang tidak berisi propelan (*volume port*). Untuk roket berdiameter 420 mm dengan panjang batang propelan *wagon wheel* = 900 mm dan silinder 3100 mm adalah:

Volume ruang kosong *wagon wheel* dan silinder =  $40491,68 \text{ cm}^3 + 50486,67 \text{ cm}^3 = 90978,35 \text{ cm}^3 = 90,98 \text{ dm}^3 = 90,98 \text{ liter}$ .

- Suhu pembakaran *igniter* ( $T_{ig}$ )

Dengan diketahui  $P_{ig} = 21$  atmosfer,  $T_c = 3650^\circ \text{ K}$  pada  $P_c = 70$  atmosfer dan dengan memakai rumus 2-5 diperoleh harga  $T_{ig} = 3573,40 \text{ K}$ .

- Berat isian tabung luar *igniter* (berat *main charge*)

Dengan menggunakan rumus 2-1 didapat harga  $W_{ig}$  (berat isian *igniter* atau berat *main charge*) = 353,01 gram. Harga ini perlu ditambah 10 % lagi, jadi berat isian *igniter* sekarang = 388,31 gram.

- Volume bahan isian pada tabung luar *igniter* (*volume main charge*)



Volume bahan isian tabung luar igniter dapat dihitung dengan menggunakan rumus 3-2 didapat = 212,19 cm<sup>3</sup>.

• Bahan isian tabung paling luar *igniter*

Bahan isian tabung paling luar *igniter* dipakai propelan komposit sebagai *main charge* berbentuk silinder/*hollow*. Dengan mengambil patokan jari-jari propelan silinder pada tabung motor roket = 72 mm, maka diameter *main charge igniter* = 50 mm.

• Debit massa bahan isian tabung paling luar *igniter*

Kecepatan pembakaran propelan ini ( $r_g$ ) didapat dari perbandingan tekanan pada 21 atmosfer dan 70 atmosfer dengan kecepatan pembakaran propelannya, maka akan didapat  $r_g = 4,72$  mm/detik.

Untuk tebal propelan silinder 10 mm, dengan memakai rumus (2.6) akan didapat waktu bakar ( $t_{bg}$ ) = 2,12 detik. Dengan menggunakan rumus (2.4) akan didapat debit massa bahan isian ( $q$ ) = 183,17 gram/detik. Tekanan igniter pada tabung utama = 21 atmosfer atau  $21,2793 \cdot 10^6$  gram/(cm.detik<sup>2</sup>). Koefisien debit  $C_D$  *igniter* dihitung dari persamaan 2.4 adalah =  $0,6814 \cdot 10^{-5}$  detik/cm.

Luas kerongkongan nosel pada tabung utama ini ( $A_{th \text{ igniter}}$ ) akan didapat dengan menggunakan rumus 2.4 yaitu sebesar = 12,6 cm<sup>2</sup>.

### 3.2.2 Perhitungan pada tabung menengah/dalam *igniter* (pada *booster charge*)

Tabung menengah/dalam ini diisi dengan campuran bahan kimia *black powder* 99,25 % FFFG (JAN-P-223). Bahan ini merupakan campuran Kalium Nitrat ( $KNO_3$ ) = 74 %; belerang (S) = 10,4 %, dan karbon (C) = 15,6 % dengan karakteristiknya sebagai berikut: Fraksi padatan ( $\sigma_g$ ) = 0,55; tekanan pembakaran ( $P_{g2}$ ) =  $1/3 \times P_{g1}$ ) = 7 atm; suhu pembakaran ( $T_0$ ) = 2590° K (pada 7 atm);  $T_{g2}$  = 1764,5° K (pada 7 atm); densitas *black powder* ( $\rho_{g2}$ ) = 2,199 gram/cm<sup>3</sup>; massa molekul rata-rata gas hasil pembakaran

( $M_2$ ) = 36 gram/gmol dan rasio kapasitas panas ( $\gamma_2 = 1,2$ ).

• Dengan mengambil diameter dalam tabung 3 cm dan panjang 20 cm, maka volume tabung menengah = 141,37 cm<sup>3</sup>. Bila densitas *black powder* = 2,199 g/cm<sup>3</sup>, maka berat *black powder* sebagai *booster charge* = 310,87 gram. Selanjutnya untuk menghitung lubang-lubang pengeluaran api dapat dihitung luas kerongkongan noselnya seperti cara perhitungan pada tabung utama dan kemudian dapat dibuat banyak lubang yang diperlukan.

## 4 PEMBAHASAN

Dari perhitungan dan hasil perancangan *igniter* tipe pirogen untuk roket berdiameter 400 mm dengan panjang propelan = 4000 mm ini adalah sebagai berikut.

### a. Tabung Utama

Panjang tabung utama = 302,6 mm  
Diameter dalam tabung utama = 52 mm  
Tebal tabung utama = 1 mm  
Berat *main Charge* = 388,31 gram  
Volume *main charge* = 212,19 cm<sup>3</sup>  
Waktu pembakaran *main charge* = 2,12 detik  
Debit aliran gas hasil pembakaran *main charge* = 18317 gram/deti  
Luas kerongkongan nosel pada tabung penyalu utama = 12,6 mm<sup>2</sup>

### b. Tabung Penyala Menengah (tabung *booster*)

Diameter tabung penyala menengah = 30 mm  
Panjang tabung penyala menengah = 200 mm  
Tebal tabung menengah = 1 mm  
Berat *booster charge* = 310,87 gram  
Volume *booster charge* = 141,37 cm<sup>3</sup>.

Untuk mendapatkan luas dan banyak lubang-lubang pada tabung penyalu menengah ini, perlu dilakukan



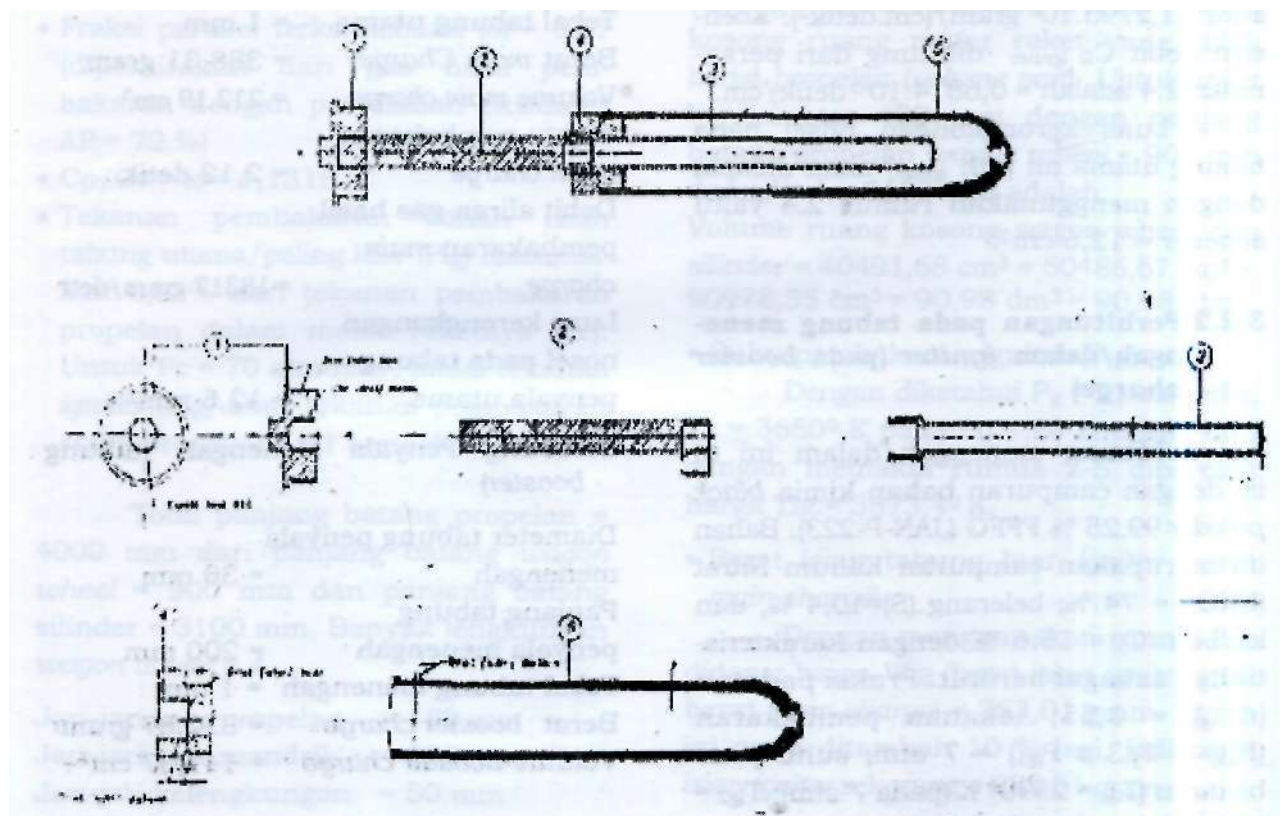
lagi perhitungan dengan cara yang sama seperti perhitungan pada tabung utama, hanya dengan ukuran yang berbeda. Hasil perhitungan luas nosel di ambil sama dengan luas jumlah lubang yang diameternya telah direncanakan diameternya.

Tabung *igniter* ini akan dipasang dibagian muka (*cap*) motor roket bukan didekat nosel, maka perlu ditambah lagi dengan pemegang (*stick*) dan ulir serta penutup. Untuk menghasilkan semburan nyala api yang optimal, maka perlu dilakukan perhitungan lagi. Dari hasil perhitungan, panjang pemegang/dudukan tabung penyalat utama dan dudukan *igniter* menjadi 100 mm. Dengan demikian panjang seluruh tabung *igniter* sama dengan 402,6 mm seperti terlihat pada Gambar 4-1 dan jarak ini adalah kira-kira setengah panjang batang propelan *wagon wheel* (900 mm). Dengan demikian diharapkan nyala api sampai ke daerah batang propelan silinder.

Pada Gambar 4-1 terlihat dudukan *igniter* (1) yang terbuat dari bahan baja

ST 37 dengan diameter = 50 mm dan panjang = 18 mm serta pegangan/stik dudukan tabung penyalat utama (2) dari bahan baja ST 37 dengan diameter = 40 mm dan panjang = 82 mm, sehingga panjang keseluruhan = 100 mm. Tabung penyalat menengah (3) terbuat dari paduan aluminium dengan diameter = 30 mm dan panjang 200 mm. Dudukan tabung penyalat utama (4) terbuat dari paduan aluminium dengan diameter = 52 mm dan panjang 20 mm. Tabung penyalat utama (5) dengan diameter = 52 mm dan panjang = 302,6 mm. Sedangkan luas kerongkongan nosel pada tabung penyalat utama =  $12,6 \text{ mm}^2$  terbuat dari paduan aluminium.

Perancangan ini khusus dilakukan untuk motor roket 420/4000 mm dengan menggunakan propelan konfigurasi ganda *wagon wheel - silinder* dan merupakan perancangan awal *igniter* tipe pirogen/tipe nosel. Oleh karena itu perlu diadakan lagi percobaan-percobaan baik lewat simulasi dan uji statik, agar nantinya didapat hasil yang optimal.



Gambar 4-1: Gambar rancangan tabung *igniter* untuk motor roket 420/4000 mm



## 5 PENUTUP

Dari hasil perancangan disimpulkan bahwa perancangan ini merupakan perancangan awal *igniter* untuk dapat digunakan membakar propelan berkonfigurasi ganda *wagon wheel* - sUinder yang panjangnya = 4000 mm dengan panjang *wagon wheel* • 900 mm dan panjang silinder = 3100 mm. Dengan letak tabung *igniter* pada jarak 402, 6 mm di bagian muka tabung motor roket, maka diharapkan semburan api yang keluar dari *igniter* dapat membakar seluruh permukaan dalam propelan.

## DAFTAR RU JUKAN

Daevenas, Alain, 1993. *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, Edisi ke-1, New York, USA.

—, 1980. *Pyrotechnics*, Nichiyu Giken Kongyo Co.Ltd

Lo Fiego, Louis, 1968. *Practical Aspects of Igniter Design*, Western States Section, USA.

Sutton, George. P., 1980. *Rocket Propulsion Elements*, John Willey and Sons, New York, USA.