

# ANALISIS TERJADINYA PEMBAKARAN EROSIF HASIL UJI STATIK MOTOR ROKET PADAT LAPAN

Sukandi Nasir Rohili  
Peneliti Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN

## ABSTRACT

The characteristic of solid propellant burning from the rocket motor static test could be shown in two categories, that's visual sight (the flame out from the rocket nozzle) or the historical curve. Generally, the propellant burning structure is the same or nearly with the design result, as example progressive, plato/neutral or regressive/degressive structure. But sometimes could be happened instability burning such as extremely high burning at the first stage then to small and at last normal again or dead. The same solid propellant burning structure named erosive burning. It's happen in erosive burning can be analyzed with theoretical or experimental method. In this paper will be explained the erosive burning happened in rocket motor 70 mm, 100 mm, 150 mm, 180 mm, and 250 mm which have the extreme burning structure. From the analyzed result, some factors causes the erosive burning happened are the small  $A_p/A_t$  ratio, solid material in propellant composition and spreading of solid particles on the propellant surface area.

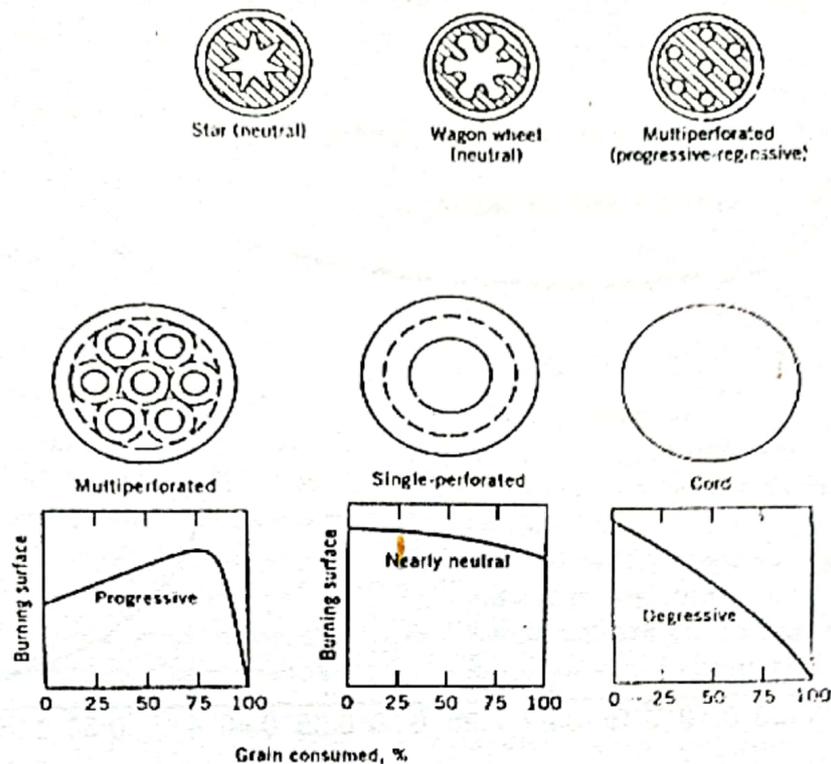
## ABSTRAK

Karakteristik pembakaran propelan padat dari hasil percobaan uji statik motor roket dapat dilihat dari dua segi, yaitu secara visual (dilihat dari nyala api yang keluar dari nosel roket) dan kurva historisnya. Umumnya, tingkah laku atau pola pembakaran propelan tersebut sesuai atau hampir menyerupai dengan hasil rancangan, seperti pola progresif, plato/netral atau regresif/degresif. Tetapi kadang-kadang dapat terjadi pembakaran tak stabil berupa pola pembakaran awal yang tingginya berlebihan, kemudian mengecil dan akhirnya normal atau dapat juga mati. Tingkah laku atau pola pembakaran propelan padat seperti ini disebut pembakaran erosif. Adapun terjadinya pembakaran erosif dapat ditelusuri dengan dua cara, yaitu cara teoritis dan cara percobaan. Dalam makalah ini akan dipaparkan terjadinya pembakaran erosif dengan cara percobaan uji statik motor roket padat diameter 70 mm, 100 mm, 150 mm, 180, dan 250 mm yang mempunyai pola bakar yang ekstrim. Dari hasil analisis ternyata, ada beberapa faktor yang menyebabkan hal itu terjadi, diantaranya adalah perbandingan  $A_p/A_t$  yang kecil, perubahan komposisi material padat yang terdapat dalam propelan dan penyebaran partikel padat pada permukaan propelan.

## 1 PENDAHULUAN

Pada umumnya, pembakaran propelan padat yang normal, tingkah laku atau pola bakar akan mengikuti bentuk konfigurasi sesuai dengan hasil perancangan *internal balistik*-nya. Konfigurasi propelan bentuk bintang akan menghasilkan pola bakar yang progresif atau plato, bentuk *multi perforated* akan menghasilkan pola

bakar regresif/degresif, sedangkan bentuk masif akan menghasilkan pola bakar "plato" atau netral (Gambar 1-1). Tetapi pada perancangan yang dimodifikasi atau baru, kadang-kadang bentuk pola ini dapat berubah drastis, yaitu terbakarnya propelan padat tersebut di dalam tabung motor roket berjalan tidak sempurna/tidak sebagaimana yang diinginkan atau pembakaran tak stabil. Propelan berhasil terbakar, tetapi kemudian mati; atau



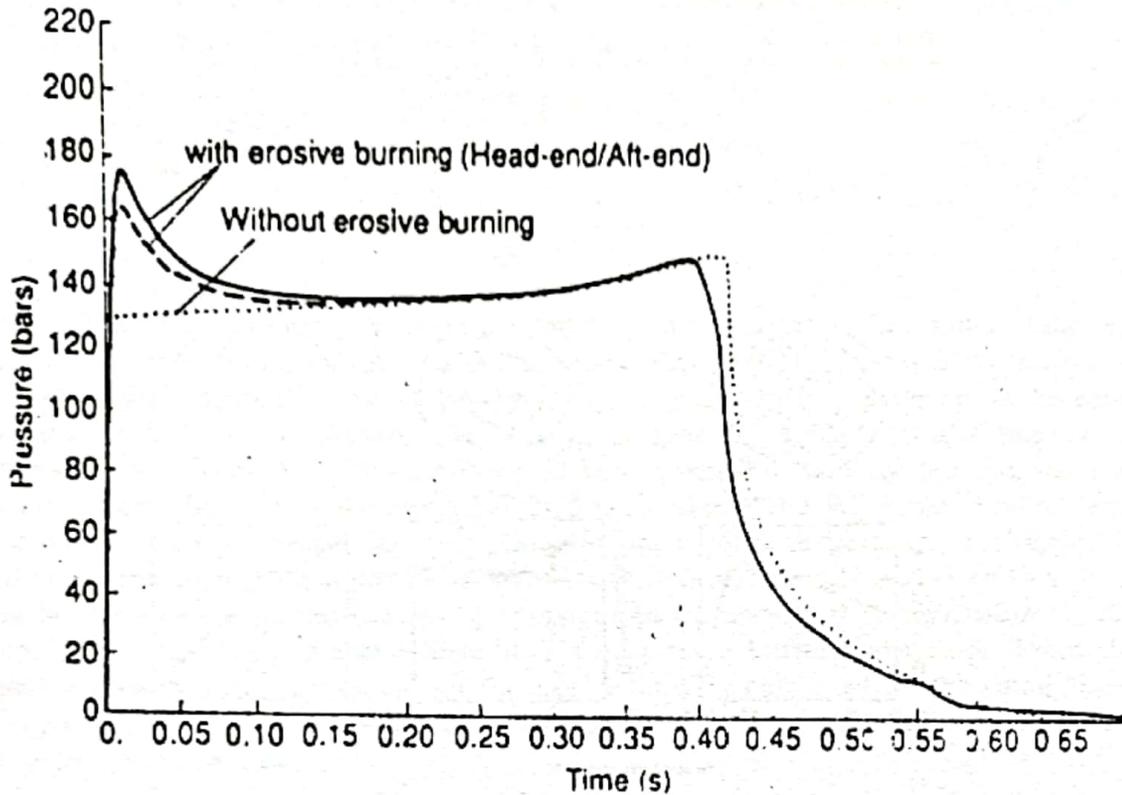
Gambar 1-1: Hubungan bentuk pola bakar propelan dengan bentuk geometri *grain*.

terbakar sambil terjadi batuk-batuk/*chuffing*; atau pembakaran tidak lewat lubang nosel sebagaimana mestinya, tetapi lewat celah-celah sambungan tabung dengan penutup (*cap*) atau tabung dengan nosel; atau yang lebih parah lagi terjadi pembakaran yang cepat membesar, kemudian mati atau meledak disebabkan pecahnya tabung atau lepasnya penutup tabung (*cap*) atau lepasnya nosel dari tabung motor roket. Bila pembakaran propelan padat cepat sekali menjadi besar kemudian mengecil dan normal kembali disebut pembakaran erosi (*erosive burning*).

Tujuan penulisan makalah adalah memaparkan hasil analisis dari pembakaran erosi yang terjadi dari percobaan uji statik motor roket padat diameter 70 mm dengan propelan bentuk konfigurasi bintang delapan, supaya perancangan motor roket dapat diperbaiki dan terhindar dari peristiwa seperti terbakar/meledak atau dapat dikontrol dalam pemakaian propelan selanjutnya.

## 2 TINJAUAN PUSTAKA

Pengembangan daya guna motor roket dengan mengembangkan batang propelan (*grain*) dengan fraksi *loading* volume metrik yang tinggi (rasio berat propelan/volume ruang bakar) dibutuhkan, sering mengurangi luas *port* atau  $A_p/A_t$  yang rendah. Akibatnya bertambah aliran massa dalam ruang bakar motor roket terutama pada awal penyalaan. Dari banyak percobaan, terlihat bahwa di bawah kondisi ini menyebabkan kecepatan pembakaran bertambah pada awal penyalaan, sehingga akan mempengaruhi pembakaran permukaan propelan dan akan mempengaruhi tekanan ruang bakar serta gaya dorongnya. Dengan adanya penambahan tekanan ruang bakar atau gaya dorong yang cepat sekali membesar pada awal pembakaran, kemudian mengecil dan kembali normal disebut kejadian pembakaran erosi (*erosive burning*) pada propelan padat didalam motor roket (Gambar 2-1).



Gambar 2-1: Bentuk pembakaran erosif (*erosive burning*)

Karena pada awalnya banyak propelan yang terbakar, biasanya akan terjadi juga pengurangan aliran gas pembakaran dan terjadi pengecilan baik tekanan ruang bakar atau gaya dorong. Hal ini disebabkan oleh adanya penambahan kecepatan aliran gas hasil pembakaran yang tinggi melewati permukaan propelan yang terbakar dan terjadinya campuran aliran turbulen pada lapisan batas sehingga meningkatkan perpindahan panas yang cepat. Hal ini akan menjadi lebih serius lagi bila kecepatan aliran gas panas hasil pembakaran propelan ini melewati lubang *port* atau celah-celah pada batang propelan (*grain*) dan menuju lubang nosel. Dengan demikian dapat terjadi gangguan pada performans motor roket, apalagi bila luas penampang melintang *port* ( $A_p$ ) lebih kecil dari luas penampang kerongkongan nosel ( $A_t$ ) dengan perbandingan = 4 atau lebih kecil lagi. Hal ini akan menyebabkan awal matinya *web* dan juga terjadi waktu aliran gas pembakaran yang lebih lama. Untuk mencegah kemungkinan yang

lebih besar terjadi, maka pada bagian dalam ujung nosel diberi insulasi yang lebih kuat dengan massa yang lebih padat untuk mencegah terjadi penumpukan panas pada tempat tersebut.

Karena pembakaran erosif terjadi disebabkan oleh kenaikan kecepatan pembakaran, maka banyak teori dan percobaan dengan pendekatan ini.

Untuk mempelajari pembakaran erosi, dapat dilakukan dengan dua cara, yaitu cara teoritis dan cara eksperimen. Di antaranya, adalah Lenoir dan Robillard membuat model yang relatif sederhana yang dikembangkan pertama kali pada tahun 1956 dan telah banyak dipakai dalam perhitungan *performance* motor roket. Dengan cara menambahkan dua laju kecepatan pembakaran seperti terlihat pada rumus:

$$\dot{r} = \dot{r}_0 + \dot{r}_e \dots \dots \dots (2-1)$$

dikembangkan, menjadi

$$\dot{r} = a p^n + \alpha G^{0,8} D^{-0,2} \exp. (-\beta \cdot r \cdot \rho_b / G) \dots \dots (2-2)$$

Keterangan:

$r_o$  : Kecepatan pembakaran sebagai fungsi tekanan dan suhu *ambient grain* tanpa terjadi erosi

$r_e$  : Bertambahnya kecepatan pembakaran akibat erosi

G : Kecepatan aliran massa per luas ( $\text{kg/m}^2 - \text{detik}$ )

D : Dimensi karakteristik *port*, dimana  $D = 4 A_p/S$

$A_p$  : luas *port*

S : Keliling *port*

$\rho$  : Densiti propelan yang tak terbakar

$\alpha$  dan  $\beta$  : Konstante yang didapat secara empirik (Nilai  $\beta$  tak tergantung dari formula propelan dan kira-kira = 53 m/detik

p : Tekanan dalam paskal

Dengan demikian nilai  $\alpha$  dapat ditentukan dari perpindahan panas dengan rumus:

$$\alpha = \frac{0,00288 c_p \mu^{0,2} P_r^{-2/3} (T_1 - T_2)}{\rho_b (T_2 - T_0)} \dots (2-3)$$

Keterangan:

$c_p$  : Kapasitas panas spesifik rata-rata dari gas pembakaran ( $\text{kcal/kg-K}$ ),

$\mu$  : Viskositas gas ( $\text{kg/m-sec}$ ),

$P_r$  : Bilangan Prandtl,

k : Konduktivitas panas dari gas,

$c_s$  : Kapasitas panas dari propelan padat ( $\text{kcal/lg-K}$ ),

$T_1$  : Suhu absolut dari reaksi gas pembakaran (K),

$T_s$  : Suhu permukaan propelan padat (K),

$T_0$  : Suhu ambien awal dalam batang propelan.

Pengamatan lain, adalah pembakaran erosif yang dilakukan dari hasil eksperimen seperti yang dilakukan oleh King dengan modelnya. Model ini dilakukan menggunakan propelan komposit dengan komposisi tertentu dan amonium perklorat sebagai oksidatornya. Dua nyala yang terjadi termasuk pada :

- Nyala (*flame*) sebelum bercampurnya amonium perklorat yang disebut sebagai mono propelan.

- Nyala (*flame*) difusi di antara gas yang dihasilkan dari dekomposisi amonium perklorat dan *binder*-nya.

Kecepatan pembakaran ( $r$ ) ditentukan oleh kesetimbangan energi pada permukaan propelan tanpa diikuti oleh aliran eksternal, yaitu

$$r = \frac{1}{\rho_p \cdot Q} \left[ \frac{\lambda_1 (T_{fox} - T_s)}{L_1} + \frac{\lambda_w (T_f - T_s)}{L_{diff} + L_{kin}} \right] \dots (2-4)$$

Keterangan:

$\rho_p$  : Densiti propelan

Q : Energi yang dibutuhkan untuk memanaskan propelan dan merubah ke bentuk gas

$\lambda_1$  : Konduktivitas panas gas dari amonium perklorat

$\lambda_2$  : Konduktivitas panas dari campuran fuel dan oksidator dari hasil penguraian amonium perklorat dan *binder*

$T_{fox}$  : Suhu nyala (*flame*) amonium perklorat

$T_f$  : Suhu nyala (*flame*) difusi

$T_s$  : Suhu permukaan propelan

$L_1$  : Tinggi nyala (*flame*) amonium perklorat

$L_{diff}$  dan  $L_{kin}$  : Parameter yang berhubungan dengan nyala (*flame*) difusi dan reaksi kinetik.

Bila dirujuk pada bermacam ketinggian nyala (*flame*) difusi, maka

$$r = A_1 \cdot p \left\{ 1 + \frac{A_2}{1 + A_3 p^2 d_{AP}^2} \right\} \dots (2-5)$$

Keterangan:

$A_1, A_2, A_3$  : Konstanta yang tergantung pada sifat panas propelan dan gas, pada suhu permukaan propelan, dan tinggi nyala (*flame*) dari bermacam tipe nyala (*flame*)

P : Tekanan

$d_{AP}$  : Diameter partikel amonium perklorat.

Pada model ini, bila kegiatan aliran diambil ke dalam perhitungan melalui *bending* difusi nyala (*flame*) di

bawah efek kecepatan fluida, maka persamaannya menjadi :

$$r = \frac{1}{\rho_p \cdot Q} \left[ \frac{\lambda_1(T_{fox} - T_s)}{L_1} + \frac{\lambda_2(T_f - T_s)}{L_{Diff} \sin\theta + L_{kt}} \right] \dots \dots (2-6)$$

Keterangan:

$\theta (\pi/2)$  : adalah sudut yang dibentuk di antara axis difusi nyala (*flame*) dengan permukaan pembakaran

Dari pengujian ini dapat dilihat atau diketahui adanya besar partikel padat dan penyebaran partikel padat pada permukaan propelan.

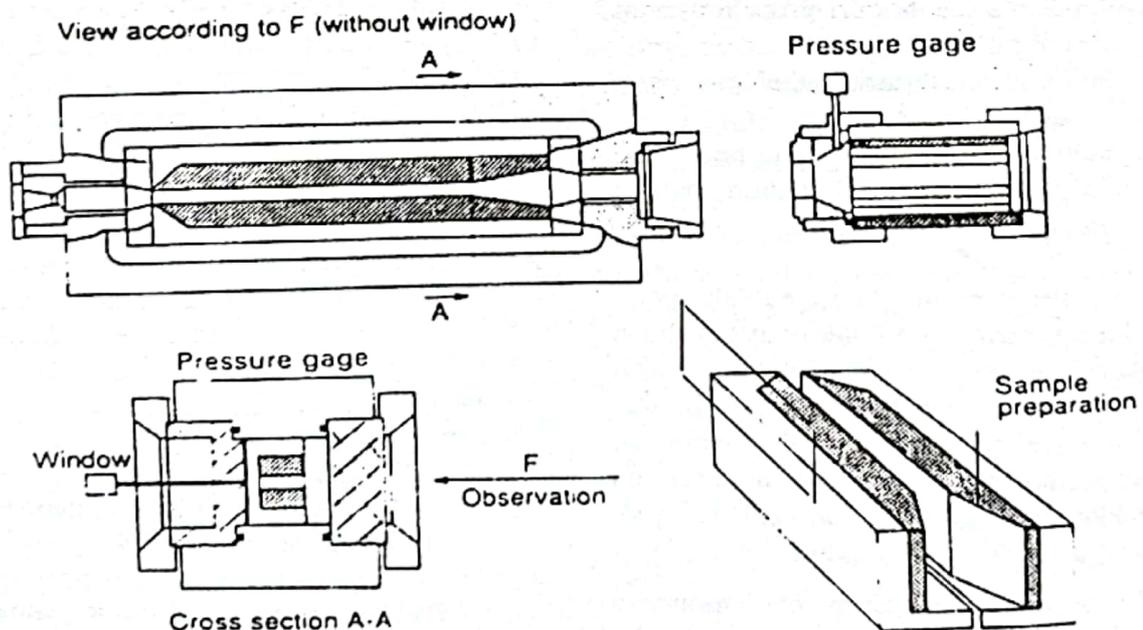
Pengujian secara eksperimen untuk mengetahui pembakaran erosi ini dapat dilakukan dengan dua cara, pertama skala penuh dari motor roket dengan kondisi gas yang realistis, tetapi akurasi kurang, dan kedua skala laboratorium dengan pengukuran akurasi yang lebih tepat.

Bagaimanapun uji laboratorium penting untuk mencari akibat dari bermacam parameter fisik dan untuk membandingkan hasil teori dengan hasil pengukuran. Ada beberapa metode yang dapat dipakai, yaitu

- X ray Flash Method,
- Photomultiplier Method,

- Pressure Pick up Method,
- Probe Method,
- Interrupted Burning Method,
- Indirect Motor Firing Method.
- Ultrasonic method.

Untuk mengetahui lebih mendetail lagi penyebab terjadinya pembakaran erosi, ONERA dan SNPE, institusi di Perancis telah mengembangkan sistem uji ini dengan metode ultrasonik. Dengan metode ini lokasi muka bakar dapat diukur langsung di tempat, sehingga dengan cara defresiasi, laju dari kecepatan pembakaran propelan dapat dicari tanpa terjadi gangguan. Sistem ini dilakukan dalam alat yang tertutup untuk mendapatkan pembakaran yang lebih nyata lagi dari pembakaran batang propelan dan memakai beberapa *tranduser ultrasonic* untuk memantaunya seperti terlihat pada Gambar 2-2. Sedangkan untuk mengukur gejala terjadinya pembakaran erosif, maka dapat dilakukan dengan memakai program COMBEROS. Program ini didasarkan pada model aliran satu dimensi dan dapat digunakan untuk menghitung perubahan tekanan dari ujung depan penutup tabung sampai ujung belakang tabung motor roket dekat nosel.



Gambar 2-2: Susunan alat pengujian pembakaran erosif

### 3 PERCOBAAN DAN HASIL

#### 3.1 Percobaan Uji Statik

Sebelum percobaan uji statik motor roket padat buatan LAPAN beberapa parameter dari motor roket, propelan, igniter, dan peralatan uji disamakan dahulu mengenai :

##### a. Motor Roket

Dimensi ukuran motor roket yang akan diuji harus sama baik tabung maupun noselnya.

##### b. Propelan

Dimensi ukuran propelan sama dengan bentuk konfigurasi bintang, sehingga luas *port* sama dan luas pembakarannya sama. Begitu pula dengan proses pembuatannya dilakukan dengan cara yang sama.

Pemakaian liner dan inhibitor sama dan sejenis.

Perbedaan terletak pada komposisi.

##### c. Igniter

Memakai jenis piroteknik yang sama dengan dimensi tabung yang sama pula.

##### d. Peralatan Uji

Pengujian dilakukan pada bangku uji (*test bed*) dengan alat uji yang sama dan sejenis.

Banyak percobaan uji statik telah dilakukan di Stasiun Uji statik, Pusat Teknologi Wahana Dirgantara LAPAN-

Rumpin dari beberapa jenis motor roket diameter 70 mm, 100 mm, 150 mm, 180 mm, dan 250 mm. Dari hasil percobaan tersebut diperoleh kurva grafik historis yang ekstrim yang akan mewakili diameternya masing-masing:

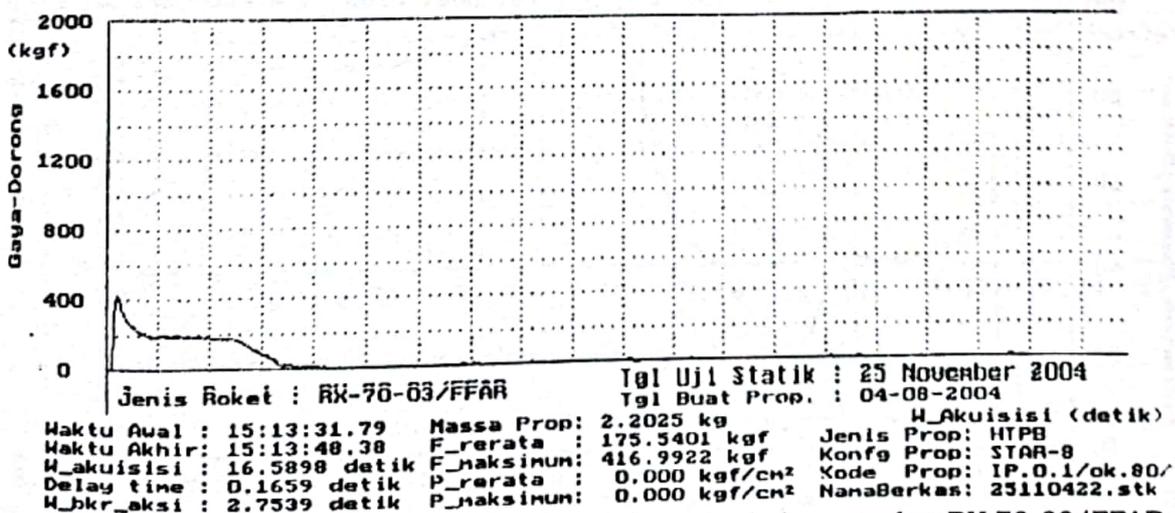
- a. Motor roket diameter 70 mm
- b. Motor roket diameter 100 mm
- c. Motor roket diameter 150 mm
- d. Motor roket diameter 180 mm
- e. Motor roket diameter 250 mm

#### 3.2 Hasil

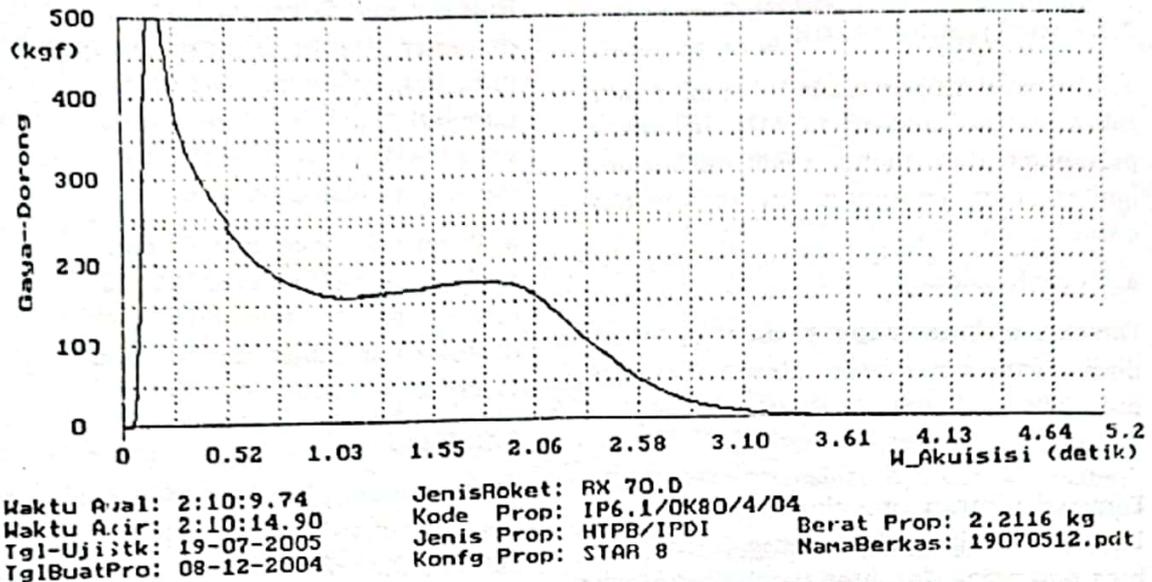
Adapun hasil kurva grafik historis baik dari  $F$  vs  $t_b$  atau dan  $P_c$  vs  $t_b$  yang ekstrim dari masing-masing motor roket 70 mm, 100 mm, 150 mm, 180 mm, dan 250 mm adalah sebagai berikut.

##### a. Motor roket diameter 70 mm

Dari beberapa uji statik motor roket 70 mm yang memakai propelan HTPB IP 01 dengan berat sekitar 2,2 kg dan berkonfigurasi bintang 8 menghasilkan gaya dorong maksimum = 416,9922 kgf pada awal pembakaran propelan dengan gaya dorong rerata = 175,5401 kgf seperti terlihat pada kurva grafik Gambar 3-1. Juga pada percobaan uji statik lainnya dengan memakai propelan HTPB 04 menghasilkan gaya dorong rerata = 160 kgf dan maksimum lebih dari 500 kgf pada awal pembakaran propelan seperti terlihat pada kurva grafik Gambar 3-2.



Gambar 3-1: Grafik kurva gaya dorong vs waktu pembakaran roket RX 70-03/FFAR



Gambar 3-2: Grafik kurva gaya dorong vs waktu pembakaran roket RX 70 D

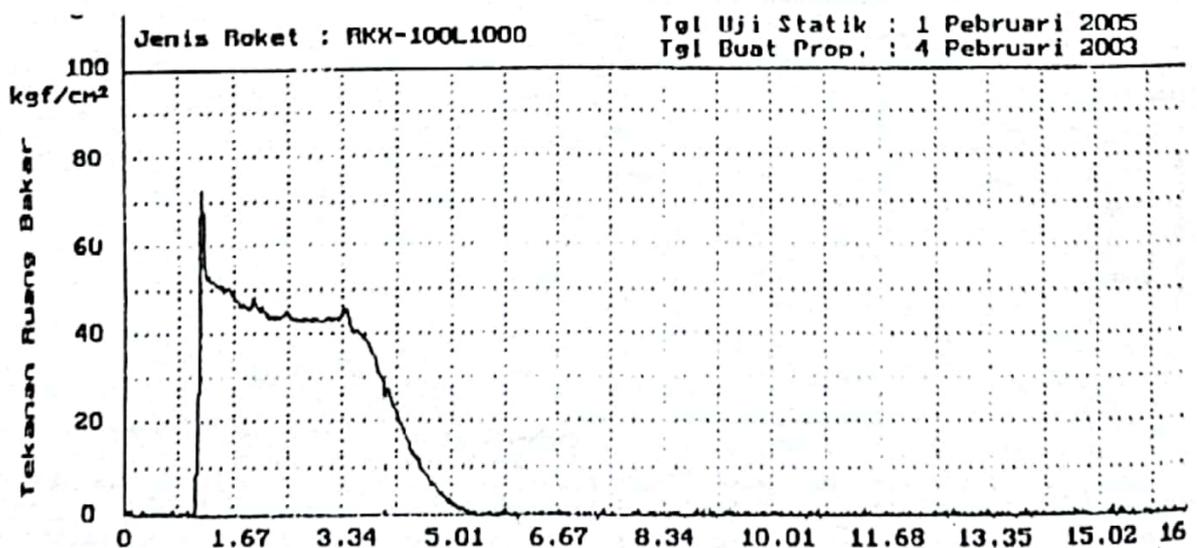
b. Motor roket diameter 100 mm

Pada percobaan uji statik motor roket padat berdiameter 100 mm ini memakai propelan komposit polibutadiena HTPB-IPDI dengan bentuk konfigurasi bintang 8. Hasil tekanan ruang bakar rata-rata = 44 kg/cm<sup>2</sup> dan tekanan ruang bakar maksimum pada awal pembakaran propelan = 74 kg/cm<sup>2</sup> seperti terlihat pada Gambar 3-3.

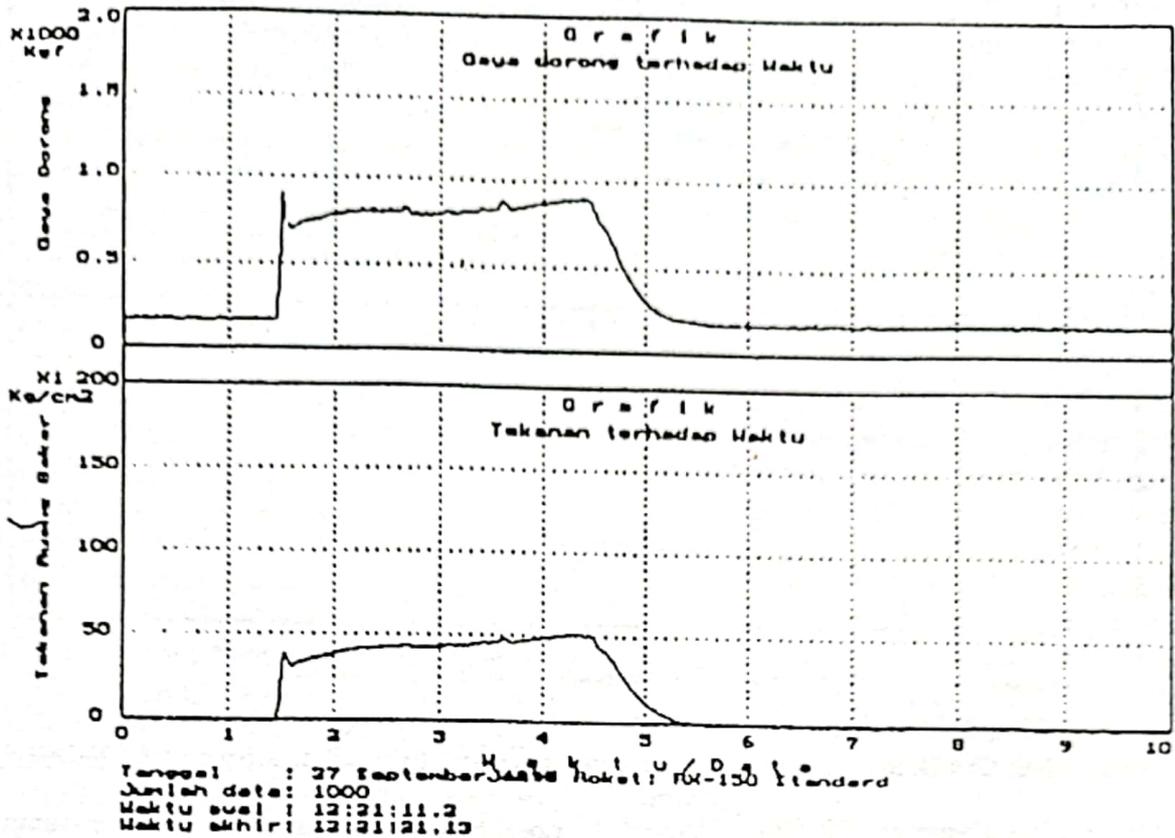
c. Motor roket diameter 150 mm

Pada percobaan uji statik motor roket padat dengan propelan HTPB TA,

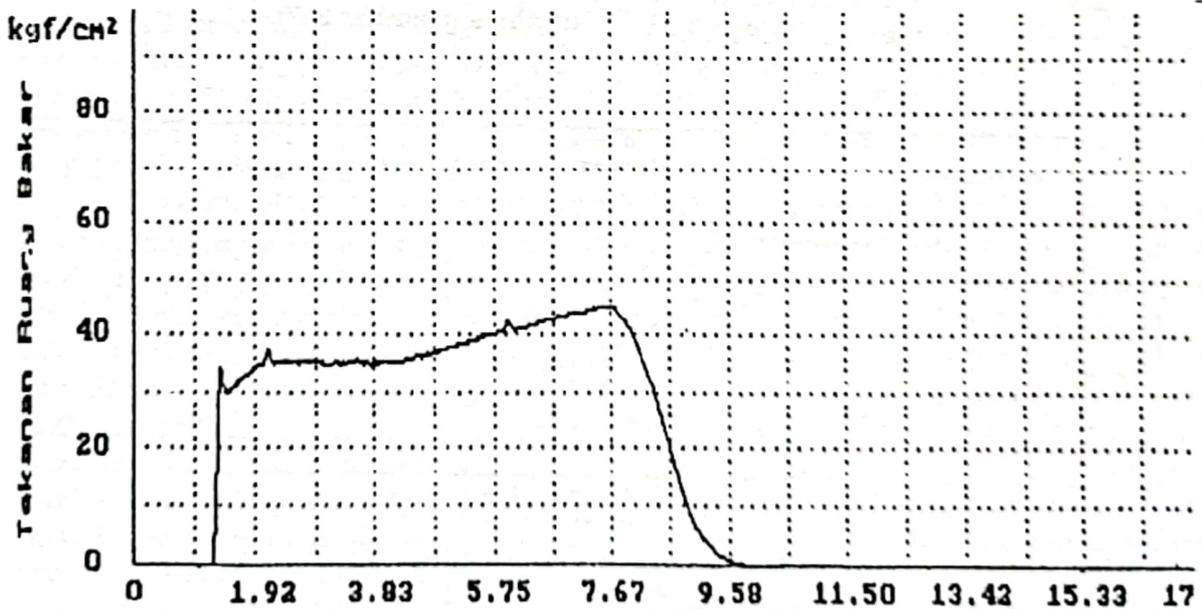
berdiameter 150 mm panjang 1000 mm, berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter nosel 38 mm terlihat pula pada Gambar 3-4 baik grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya kenaikan pada pembakaran awalnya. Begitu pula pada uji statik motor roket dengan propelan HTPB 6,8 berdiameter 150 mm dengan panjang 1200 mm berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter nosel 50 mm terlihat pula pada Gambar 3-5, baik grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya kenaikan pada pembakaran awalnya



Gambar 3-3: Grafik kurva tekanan ruang bakar vs waktu pembakaran roket RXX-100



Gambar 3-4: Grafik kurva tekanan ruang bakar vs waktu pembakaran roket RX-150 S

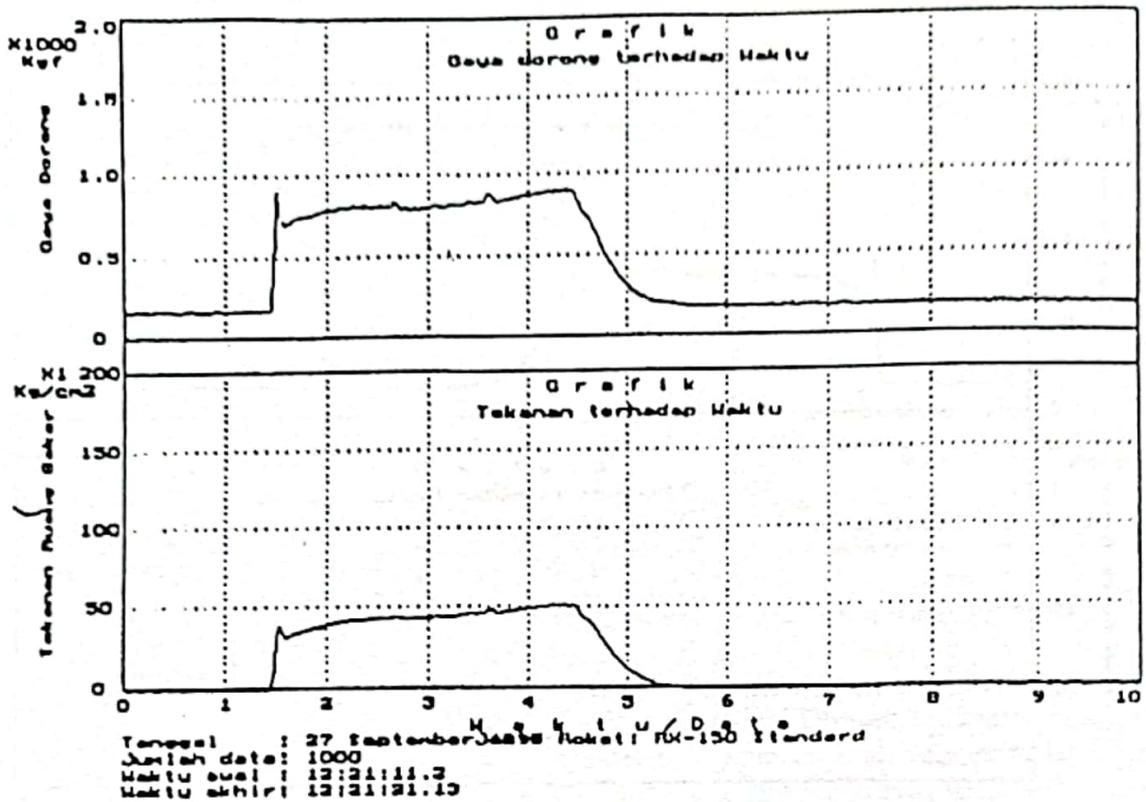


Gambar 3-5: Grafik kurva tekanan ruang bakar vs waktu pembakaran

d. Motor roket diameter 180 mm

Pada percobaan uji statik motor roket padat dengan propelan HTPB S 5,6 berdiameter 180 mm panjang 1200 mm, berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter

nosel 63 mm terlihat grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya kenaikan pada pembakaran awalnya (Gambar 3-6).

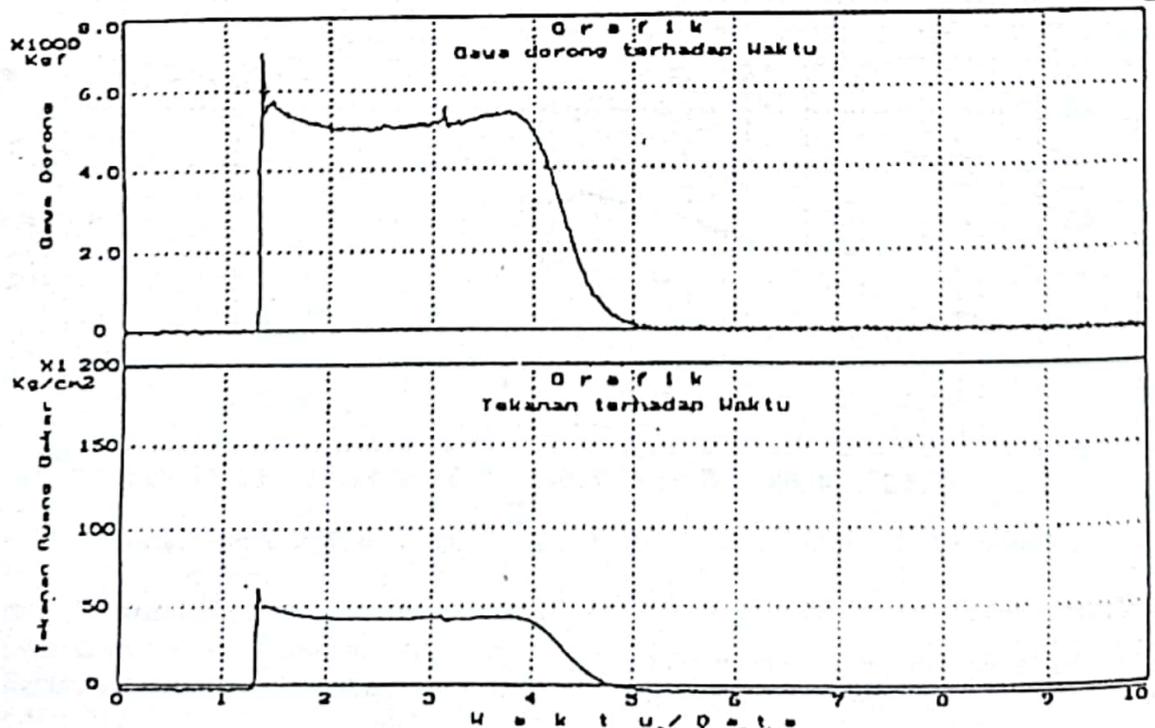


Gambar 3-6: Grafik kurva tekanan ruang bakar vs waktu pembakaran roket RX-180 S

e. Motor roket diameter 250 mm

Pada percobaan uji statik motor roket padat dengan propelan HTPB 7,5 berdiameter 250 mm panjang 2000 mm, berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter

nosel 80 mm terlihat grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya kenaikan pada pembakaran awalnya (Gambar 3-7).



Gambar 3-7: Grafik Kurva Tekanan ruang bakar vs Waktu pembakaran roket RX-250

#### 4 PEMBAHASAN

Dari hasil percobaan uji statik pada motor roket diameter 70 mm dengan memakai propelan padat HTPB 01 tertentu komposisinya, nampak terlihat adanya kenaikan gaya dorong rata-rata dari 175,5401 kgf menjadi 416,9922 kgf pada awal pembakaran (Gambar 3-1). Hal ini menandakan adanya fenomena pembakaran erosi sampai 138 %. Sedangkan pada percobaan uji statik lainnya dengan memakai propelan HTPB 04 menghasilkan gaya dorong rerata = 160 kgf dan maksimum lebih dari 500 kgf pada awal pembakaran propelan seperti terlihat pada kurva grafik Gambar 3-2 terlihat adanya kenaikan pembakaran erosif lebih dari 213 %.

Hasil uji statik roket diameter 100 mm yang memakai jenis propelan HTPB dengan komposisi tertentu dan berkonfigurasi bintang terlihat pula adanya kenaikan tekanan rata-rata dari 460 kg/cm<sup>2</sup> menjadi kira-kira 740 kg/cm<sup>2</sup>. Ini juga menandakan adanya kenaikan pembakaran erosif sampai kira-kira 61 % (Gambar 3-3).

Hasil percobaan uji statik motor roket padat dengan propelan HTPB TA, berdiameter 150 mm panjang 1000 mm, berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter nosel 38 mm terlihat pula pada Gambar 3-4, baik grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya kenaikan pada pembakaran awalnya sekitar 25 %. Begitu pula pada uji statik motor roket dengan propelan HTPB 6,8 berdiameter 150 mm dengan panjang 1200 mm berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter nosel 50 mm terlihat pada Gambar 3-5 baik grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya kenaikan pada pembakaran awalnya sebesar kira-kira 13 – 20 %.

Adapun hasil percobaan uji statik motor roket padat dengan propelan HTPB S 5,6 berdiameter 180 mm panjang 1200 mm, berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter nosel 63 mm terlihat pada Gambar 3-6, baik grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya

kenaikan pada pembakaran awalnya sebesar kira-kira 20 %.

Sedangkan hasil uji statik motor roket padat dengan propelan HTPB 7,5, berdiameter 250 mm panjang 2000 mm, berkonfigurasi bintang 7 dengan diameter nosel 80 mm terlihat pula pada Gambar 3-7, baik grafik kurva tekanan ruang bakar maupun gaya dorong adanya kenaikan pada pembakaran awalnya sekitar 75 %.

Pembakaran erosif merupakan bagian dari pembakaran tak stabil. Bila naik-turunnya tekanan kurang dari 5 % tekanan ruang bakar motor roket ( $P_c$ ) disebut pembakaran tak stabil lunak (*smooth combustion*), di antara 5 – 30 % dari tekanan ruang bakar motor roket disebut pembakaran kasar (*rough combustion*) Apabila tekanan ruang bakar lebih dari 30 % maka dapat terjadi hal-hal yang tidak diinginkan seperti gerakan roket yang tak stabil atau pecahnya tabung roket.

Pada percobaan uji statik motor roket 70 mm terjadi pembakaran erosif lebih dari 30 % (yaitu 138 % dan 213 %). Pembakaran ini tak diinginkan sama sekali, karena akan menghadapi resiko yang besar (meledaknya motor roket). Pada percobaan uji statik motor roket 100 mm terjadi pembakaran erosif lebih dari 30 % (yaitu 61 %). Ini juga tak diinginkan. Pada percobaan uji statik motor roket 150 mm, terjadi pembakaran erosif di antara 5 – 30 % (yaitu 25 % dan 13-20 %). Ini perlu berhati-hati dalam proses pembuatan propelan atau lain-lainnya yang dapat menyebabkan hal yang tak diinginkan terjadi. Pada percobaan uji statik motor roket 180 mm terjadi juga pembakaran erosif di antara 5 – 30 % demikian juga pada uji statik motor roket 150 mm perlu berhati-hati dalam proses pembuatan propelan atau lain-lainnya yang dapat menyebabkan hal yang tak diinginkan terjadi. Pada percobaan uji statik motor roket 250 mm terjadi pembakaran erosif lebih dari 30 % (yaitu 75 %). Pembakaran ini tak diinginkan sama sekali, karena akan

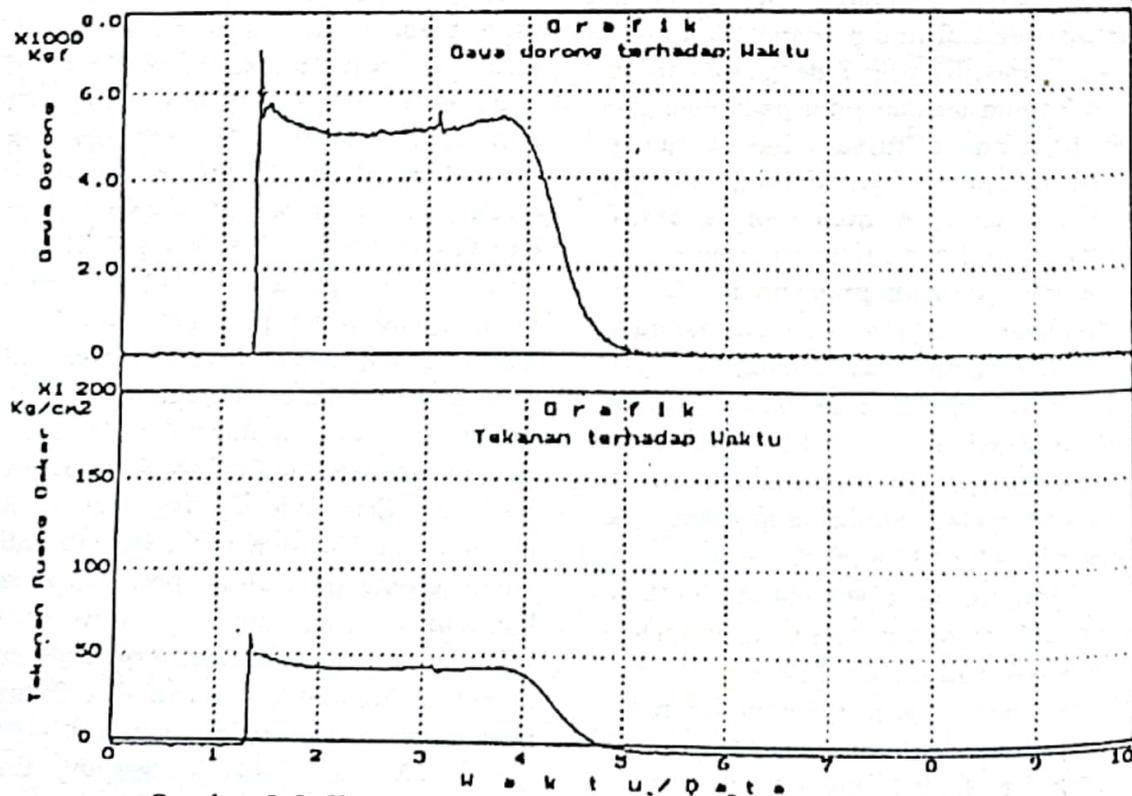
menghadapi resiko yang besar (meledaknya motor roket).

Ternyata tidak saja terjadi pembakaran erosif pada pemakaian propelan HTPB (Hidroxy Terminated Poly Butadiene), tetapi juga pada pemakaian propelan poli uretan dengan bentuk geometri bintang tujuh seperti terlihat pada percobaan uji statik motor roket diameter 150 mm standard (1000 mm) Gambar 3-8. Pada percobaan ini terlihat adanya kenaikan tekanan awal pembakaran pada ruang bakar motor roket.

Dengan adanya kesamaan diameter, panjang, *web thickness*, luas *port* dan konfigurasi yang sama (bintang 7 atau 8) serta proses pembuatan propelan yang sama. Juga motor roket, igniter dan pemakaian alat uji yang sama ternyata masih juga terlihat adanya pembakaran erosif. Berarti ada faktor lainnya penyebab terjadinya pembakaran erosif, yaitu pemakaian propelan jenis HTPB dengan komposisi yang berlainan (ada jenis IP 01, 04, TS, S 5,6; 6,8; dan 7,5), yang berbeda dari komposisi biasanya (Amonium perklorat kasar 24,17 % dan Amonium perklorat halus 48,33 %, HTPB 16,7 %, IPDI 3,3 % serta

Aluminium 7,5 %), seperti pada propelan HTPB jenis IP 01 dengan komposisi amonium perklorat 80 % mempunyai kurva historisnya seperti terlihat pada Gambar 3-1, sedangkan propelan HTPB jenis IP 04 dengan komposisi amonium perklorat 82,5 % mempunyai kurva historisnya seperti terlihat pada Gambar 3-2. Selain itu pula penyebaran partikel padat pada permukaan propelan dan pengaruh pemakaian binder (pendapat Rozdam dan Kuo) dapat diduga pula kemungkinan hal ini penyebab terjadinya pembakaran erosif.

Oleh karena itu untuk mendapatkan lebih akurat lagi adanya pengaruh yang kuat dari komposisi terutama adanya penyebaran partikel padat dipermukaan propelan atau binder maka dapat dilakukan dengan alat khusus seperti yang dilakukan oleh institusi ONERA dan SNPE. Selain itu untuk menghitung perubahan tekanan ruang bakar dari muka sampai belakang tabung motor roket dekat nosel dapat dicari dengan menggunakan program COMBEROS.



Gambar 3-8: Kurva *thrust* dan *pressure* vs waktu pembakaran

## 5 KESIMPULAN

Dari hasil pembahasan dapat disimpulkan bahwa salah satu faktor penyebab terjadinya pembakaran erosif, adalah

- Adanya penambahan partikel padat dalam propelan terutama penambahan logam dalam komposisi propelan. Juga penyebaran-penyebaran partikel padat pada permukaan propelan.
- Terjadi pada aliran dengan *mach number* yang besar.
- Pengaruh kekasaran permukaan propelan terutama pada propelan komposit.
- Pengaruh yang kuat pemakaian jenis *binder* (pendapat Rozdam dan Kuo).
- Untuk mendapatkan data yang lebih akurat lagi perlu dilakukan pengujian laboratorium dengan alat khusus seperti

yang dilakukan oleh ONERA dan SNPE dan juga memakai program COMBEROS.

## DAFTAR RUJUKAN

- Barrere, M, 1960. *Rocket Propulsion*, Elsevier Publishing Co, USA.
- Davenas, Alain, 1993. *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, USA.
- Marty, D, 1986. *Conception Des Vehicules Spatiaux*, Masso, Paris, Perancis.
- Schoor, Morton and A.J.Zaehring, 1967. *Solid Rocket Technology*, John Wiley and Sons, USA.
- Sutton, George. P., and Oscar Biblarz, 2001. *Rocket Propulsion Elements*, John Wiley and Sons, USA.
- Warren, Francis A., 1958. *Rocket Propellants*, Reinhold Publishing Co, USA.