

# Prediksi Kinerja Motor Roket Kendali Propelan HTPB Konfigurasi Hollow

Bagus H. Jihad, Saeri<sup>\*)</sup>

<sup>\*)</sup> Peneliti Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN

## ABSTRACT

Design and computer simulations of HTPB propellant with hollow configuration have done. Simulation results; burning time was 6,7 second, maximum pressure chamber was 60 Kg/cm<sup>2</sup> and maximum of thrust was 1237 Kg, Those values resulted possibility to conduct flight test.

## ABSTRAK

Perancangan dan simulasi propelan HTPB konfigurasi hollow telah dilakukan. Hasil simulasi diperoleh waktu bakar 6,7 detik, tekanan ruang bakar maksimum 60 Kg/cm<sup>2</sup> dan gaya dorong maksimum sebesar 1237 Kg. Nilai ini memberikan peluang untuk dilakukannya uji terbang.

## 1 PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Sebagaimana pada peluncuran-peluncuran sebelumnya, misi utama peluncuran roket adalah menguji prestasi terbang. Prestasi yang dapat diukur dari kegiatan uji terbang (UT), adalah menguji kinerja terbang (ketinggian, jangkauan dan waktu terbang), menguji muatan roket (sistem navigasi berbasis GPS, sensor indera dinamik dan sistem telemetri) serta menguji sistem separasi dan *recovery*.

Analisis dan disain sebuah roket merupakan hal yang cukup kompleks. Beberapa aspek yang harus diperhatikan adalah sistem aerodinamik, struktur propulsi, muatan serta kontrol dan kendali.

Sebelum dilakukan uji terbang, keseluruhan sistem baik per bagian maupun roket secara utuh telah dilakukan uji darat dan simulasi. Salah satu uji simulasi yang telah dilakukan adalah tentang kinerja propulsi.

LAPAN telah melakukan penelitian sistem propulsi motor roket padat dengan berbagai bahan dan konfigurasi propelan. Bahan yang dikembangkan mulai dari polisulfit, poliuretan dan HTPB, sedangkan konfigurasi yang digunakan antara lain tipe hollow, star, wagon wheel dan konfigurasi ganda (wagon wheel - hollow).

Tipe motor yang telah dikembangkan dan diuji coba meliputi RX-150, RX-180 dan RX 250 satu ataupun dua tingkat dengan variasi panjang motor, sedangkan penelitian untuk roket kendali (RKX) sedang dikembangkan.

Pada tulisan ini, penelitian diarahkan pada motor roket kendali (RKX-150/1200) dengan menggunakan bahan propelan HTPB dan konfigurasi grain bentuk hollow. Penggunaan konfigurasi ini pada roket kendali dimaksudkan untuk memperoleh *burning time* lebih lama dari konfigurasi *star* dengan spesifikasi yang sama. Waktu terbang yang cukup lama diperlukan oleh roket kendali untuk melakukan manuver.

Dengan menggunakan simulasi yang dibuat, akan diperoleh kurva gaya dorong

(F) vs waktu pembakaran (*burning time*), dan kurva tekanan ruang bakar vs waktu pembakaran. Kedua kurva tersebut akan memberikan parameter kinerja motor berupa gaya dorong, tekanan ruang bakar, waktu pembakaran serta impuls spesifik propelan.

Tekanan ruang bakar dan gaya dorong memberikan informasi tentang kekuatan tabung yang dibutuhkan, kapasitas sensor gaya dorong (*load cell*) dan *pressure transducer* yang digunakan. Pemakaian *load cell* yang lebih kecil kapasitasnya dari gaya dorong roket akan merusak *load cell* serta tidak akan memberikan informasi. Tekanan ruang bakar yang melebihi kekuatan ijin bahan, menyebabkan motor mengalami kegagalan. Dengan demikian, maka prediksi sebelum dilakukan uji statik motor roket sangatlah penting dilakukan.

## 1.2 Tujuan Penelitian

Penelitian ini bertujuan untuk memprediksi kinerja motor roket kendali menggunakan grain propelan HTPB konfigurasi hollow.

## 2 DASAR TEORI

Analisis dilakukan dengan mengambil beberapa asumsi yang digunakan untuk menyederhanakan persamaan matematis dan konstanta tertentu. Asumsi-asumsi tersebut, adalah

1. Aliran gas pada nosel adalah satu arah, tidak dalam keadaan transien, tidak terjadi perpindahan panas gas dengan dinding nosel serta tidak terjadi gesekan antar garis arus dalam *boundary layer*.
2. Gas dianggap homogen dan tidak mengalami perubahan komposisi.
3. Gas yang mengalir dianggap memenuhi persamaan gas ideal ( $PV = nRT$ ).
4. Panas jenis gas dianggap tidak berubah terhadap temperatur dan tekanan gas.

## 2.1 Tekanan Ruang Bakar ( $P_c$ )

Tekanan pada ruang pembakaran (*pressure chamber*) berbanding lurus dengan gaya dorong roket, di mana faktor yang dapat menentukan besarnya tekanan dalam ruang pembakaran adalah banyaknya laju alir gas yang melewati kerongkongan nosel. Hubungan tersebut dapat ditulis,

$$\dot{m} = C_D \cdot P_c \cdot A_t \quad \dots\dots\dots (2-1)$$

Karena laju alir gas pada nosel dan koefisien muatan propelan  $C_D$  masing-masing mempunyai hubungan sebagai berikut,

$$\dot{m} = \rho_p \cdot A_b \cdot r \quad \dots\dots\dots (2-2)$$

dan

$$C_D = \frac{\Gamma}{\sqrt{RT_c}} \quad \dots\dots\dots (2-3)$$

dengan,

$$\Gamma = \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad \dots\dots\dots (2-4)$$

Dengan demikian tekanan pada ruang bakar, adalah

$$P_c = \frac{\rho_p \cdot A_b \cdot r \sqrt{RT_c}}{\Gamma \cdot A_t} \quad \dots\dots\dots (2-5)$$

$$r = a \cdot P^n \quad \dots\dots\dots (2-6)$$

Di mana :

$a$  = konstanta yang besarnya tergantung pembakaran dan tempertaur awal.

$n$  = indeks pembakaran

$P_c$  = Tekanan ruang bakar,  $\text{kgf/cm}^2$ .

$\rho_p$  = densitas propelan,  $\text{gr/cm}^3$

$A_b$  = luasan pembakaran,  $\text{cm}^2$

$A_t$  = luas kerongkongan nosel,  $\text{cm}^2$

$r$  = kecepatan pembakaran propelan

$R$  = konstanta gas ideal

$T_c$  = temperatur ruang bakar,  $^\circ\text{K}$

$\Gamma$  = konstanta

$\dot{m}$  = laju alir gas.

Dari persamaan tersebut terlihat bahwa tekanan ruang pembakaran berbanding lurus dengan luas bagian propelan yang terbakar dan berbanding terbalik dengan luas kerongkongan nosel.

**2.2 Gaya Dorong (F) dan Koefisien Gaya Dorong (C<sub>F</sub>)**

Gaya dorong motor roket merupakan selisih dari gaya-gaya yang ditimbulkan oleh tekanan yang bekerja pada permukaan dalam dan luar motor roket tersebut.

$$F = \dot{m} V_e + (P_e - P_a) A_e \quad \dots (2-7)$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot R T_{cc} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad \dots (2-8)$$

di mana:

- V<sub>e</sub> = kecepatan aliran gas keluar nosel
- A<sub>e</sub> = luas penampang keluar nosel
- P<sub>a</sub> = tekanan statis keliling roket
- P<sub>e</sub> = tekanan statis dibagian keluar nosel

Dari persamaan tersebut, gaya dorong terdiri atas dua bagian, yaitu  $\dot{m} V_e$  yang dikenal dengan "momentum thrust" sedangkan  $(P_e - P_a) A_e$  disebut "pressure thrust". Momentum thrust merupakan komponen utama gaya dorong yang ditimbulkan oleh sumber tenaga (propelan),

Pada penggunaan praktis dalam perancangan grain propelan, biasa digunakan koefisien kesesuaian, yaitu perbandingan antara gaya dorong terhadap tekanan ruang pembakaran dan luas kerongkongan nosel,

$$F = C_F \cdot P_c \cdot A_t \quad \dots (2-9)$$

Hasil penurunan hubungan persamaan gaya dorong dan tekanan ruang bakar, diperoleh persamaan koefisien gaya dorong,

$$C_F = \Gamma \sqrt{\left[ \frac{2\gamma}{\gamma-1} \right] \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left[ \frac{P_e - P_a}{P_c} \right] \quad \dots (2-10)$$

di mana  $\gamma = C_p / C_v$ , adalah rasio panas spesifik.

Parameter C<sub>F</sub> menentukan nilai keefektifan nosel, semakin tinggi harga C<sub>F</sub> untuk harga pressure ratio P<sub>e</sub>/P<sub>c</sub> dan area ratio A<sub>e</sub>/A<sub>t</sub> tertentu, menunjukkan nosel yang baik dan sebaliknya.

**2.3 Impuls Spesifik (I<sub>sp</sub>)**

Impuls spesifik adalah ukuran yang dapat digunakan untuk menilai kinerja dari propelan, yang dapat dinyatakan dengan,

$$I_{sp} = \frac{F}{m} \quad \dots (2-11)$$

Diasumsikan bahwa jumlah massa propelan yang terbakar setiap detiknya konstan, sehingga persamaan tersebut dapat disederhanakan menjadi;

$$I_{sp} = \frac{F}{m/t} = \frac{F \cdot t}{m} \quad \dots (2-12)$$

- F = gaya dorong, kg
- t = waktu pembakaran

**3. ANALISIS DAN PEMBAHASAN**

Dengan menggunakan persamaan-persamaan di atas, dikembangkan perangkat lunak dengan bahasa C++ guna keperluan simulasi konfigurasi grain yang dirancang.

Data input yang didasarkan pada konfigurasi grain hollow propelan yang mempunyai karakteristik sebagai berikut:

## a. Sifat mekanik :

- ◊ Propelan HTPB tipe komposit
  - ◊ Jumlah *fuel* dalam propelan 17,5%
  - ◊ *Solid content* 82,5%
  - ◊ Berat jenis 1,584 gr/cm<sup>3</sup>
  - ◊ Kekerasan 69 (ASTM D2240A)
  - ◊ Konduktifitas termal 0,815 W/m.°C
  - ◊ Kuat tarik 4,65 Kg/cm<sup>2</sup>
  - ◊ Regangan 16,3 %
  - ◊  $\gamma = C_p/C_v = 1,2$
  - ◊ Laju pembakaran 0,6259 ccm/dt (pada 40 atm)
- b. Dimensi Propelan
- ◊ Diameter luar propelan, Ø 154 mm.
  - ◊ Diameter hollow, Ø 60 mm
  - ◊ Panjang propelan, 1200 mm
- c. Data nosel
- ◊ Model cone
  - ◊ Sudut konvergen 45°
  - ◊ Sudut divergen 11°
  - ◊ Diameter throat 43 mm

Dengan memasukkan data tersebut di atas untuk disimulasikan, diperoleh keluaran sebagai berikut:

- ◊ Waktu pembakaran 6,7 detik
- ◊ Tekanan ruang pembakaran pada detik ke 0,1 dari *burning time* 23,98 kg/cm<sup>2</sup> dan Tekanan ruang bakar maksimum sebesar 60 kg/cm<sup>2</sup>
- ◊ Luas area pembakaran pada detik ke 0,1 dari *burning time* 23.113,15 cm<sup>2</sup> dan area pembakaran pada detik ke 6,7 detik (sebelum *burning out*) adalah sebesar 5.795,18 cm<sup>2</sup>
- ◊ Gaya dorong awal diperoleh sebesar 450 kg dan gaya dorong maksimum diperoleh pada detik ke 6,7 sebesar 1.237 kg.

Data hasil simulasi dan kurva gaya dorong vs waktu bakar serta kurva tekanan ruang bakar vs waktu bakar dapat dilihat pada Gambar 3-1 dan Gambar 3-2.

Data hasil simulasi yang diperoleh memberikan keyakinan bahwa kinerja motor dengan propelan HTPB konfigurasi hollow ini cukup baik (Tabel 3-1).

*Burning time* atau waktu pembakaran yang cukup lama, yaitu 6,7 detik akan cukup memberikan waktu untuk roket mencoba melakukan manuver. Waktu ini diharapkan dapat memberikan roket ± 70 detik *flight*.

Dari hasil tersebut yang perlu mendapat perhatian adalah pada tekanan ruang bakar yang mencapai 60 kg/cm<sup>2</sup>. Nilai ini mendekati nilai disain dari tabung yang digunakan, yaitu sebesar 70 kg/cm<sup>2</sup>. Bila ketebalan tabung pada arah longitudinal tidak homogen, maka ada daerah yang akan sangat kritis. Ini akan menjadi lebih kritis, bila pada daerah tersebut tidak mampu menerima *thermal stress* karena pelapisan liner yang kurang akurat.

#### 4 KESIMPULAN

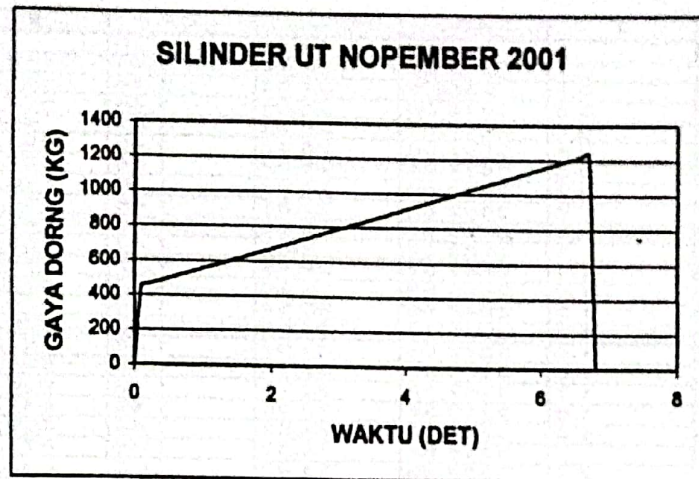
Dari data tekanan yang diperoleh tabung dapat dinyatakan aman, karena tekanan maksimum pada ruang bakar sebesar 60 kg/cm<sup>2</sup> (tabung didisain dengan tekanan 70 kg/cm<sup>2</sup>). Data Gaya dorong yang diperoleh pada detik ke 0,1 s.d. 0,4 cukup untuk mulai memberikan gaya angkat pada roket (diprediksi bahwa gaya awal yang dibutuhkan untuk menggerakkan roket ± 4 kali berat roket).

Guna mendapatkan data yang lebih pasti, perlu diadakan uji statik. Pengujian ini akan memberikan tingkat keyakinan akan hasil simulasi yang telah dilakukan. Selain itu juga akan memberikan presentase penyimpangan antara prediksi melalui simulasi dan statik, serta akan dapat diperoleh data impuls spesifik.

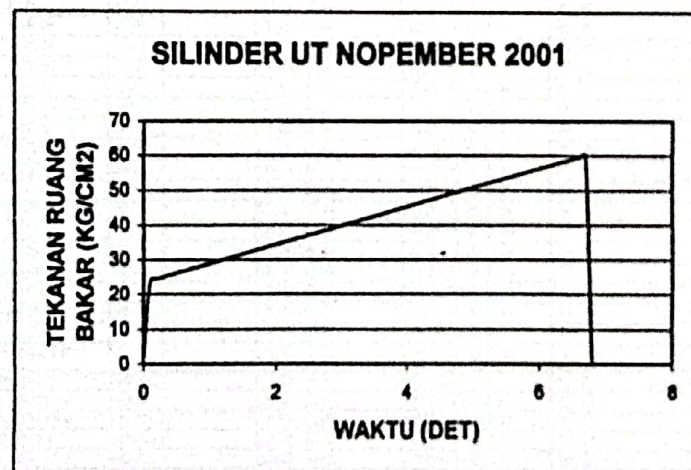
Diharapkan material tabung yang digunakan memiliki ketebalan yang seragam baik dalam arah radial maupun longitudinal, sehingga tetap mampu menerima beban sebesar 60 kg/cm<sup>2</sup>.

**DAFTAR RUJUKAN**

- Davenas, Alain, 1993, *Solid Rocket Propulsion Technology*, Pergamon Press, 1<sup>st</sup> English Edition, New York.
- Handoko dan H.S., Kamidjo, 1997, *Menentukan Tingkat Kualitas Bahan bakar Roket (HTPB) melalui Uji Statik*, Proceeding Tekgan Nomor: D-TEKGAN 02-97, November 1997, Detekgan LAPAN, Jakarta.
- Saeri dan Pinem, Kasman, 1997, *Kinerja Roket RX-150/1200 Geometri Grain Propelan Bintang Tujuh*, Proceedings Tekgan Nomor: D-TEKGAN 02-97, November 1997, Detekgan LAPAN, Jakarta.
- Sutton, G. P., 1980, *Rocket Propulsion Elements*, 3<sup>rd</sup> edition, John Willey and Sons Inc., New York.
- Tim Rekayasa, 2001, *DOKTEK ROKET RX-150/1200 (Uji Terbang 2001)*, Pustekwagan, Detekgan, LAPAN, Rumpin, Bogor.



Gambar 3-1 : Grafik gaya dorong (kg) vs waktu (detik)



Gambar 3-2 : Grafik tekanan ruang pembakaran (kg/cm<sup>2</sup>) vs waktu (detik)

Tabel 3-1 : HASIL UJI SIMULASI GRAIN HOLLOW

T	AB	PC	CF	F
0	0	1.032	0	0
0.1	2313.55	23.98	1.44	449.73
0.2	2366.3	24.53	1.44	461.23
0.3	2419.09	25.08	1.44	472.76
0.4	2471.81	25.62	1.45	484.3
0.5	2524.58	26.17	1.45	495.86
0.6	2577.31	26.72	1.45	507.44
0.7	2630.06	27.26	1.46	519.04
0.8	2682.82	27.81	1.46	530.65
0.9	2735.57	28.36	1.46	542.28
1	2788.32	28.9	1.47	553.93
1.1	2841.07	29.45	1.47	565.59
1.2	2893.82	30	1.47	577.27
1.3	2946.58	30.64	1.48	588.97
1.4	2999.33	31.09	1.48	600.68
1.5	3052.08	31.64	1.48	612.4
1.6	3104.83	32.18	1.48	624.14
1.7	3157.58	32.73	1.49	635.89
1.8	3210.34	33.28	1.49	647.66
1.9	3263.09	33.82	1.49	659.44
2	3315.84	34.37	1.49	671.23
2.1	3368.59	34.92	1.5	683.04
2.2	3421.34	35.46	1.5	694.86
2.3	3474.1	36.01	1.5	706.69
2.4	3526.85	36.56	1.5	718.54
2.5	3579.6	37.1	1.51	730.39
2.6	3632.35	37.65	1.51	742.26
2.7	3685.1	38.2	1.51	754.14
2.8	3737.86	38.75	1.51	766.03
2.9	3790.61	39.29	1.52	777.93
3	3843.36	39.84	1.52	789.84
3.1	3896.11	40.39	1.52	801.77
3.2	3948.86	40.93	1.52	813.7
3.3	4001.62	41.48	1.52	825.65
3.4	4054.37	42.03	1.53	837.6
3.5	4107.12	42.57	1.53	849.57
3.6	4159.87	43.12	1.53	861.55
3.7	4212.62	43.67	1.53	873.53
3.8	4265.38	44.21	1.53	885.53
3.9	4318.13	44.76	1.53	897.53
4	4370.88	45.31	1.54	909.54
4.1	4423.63	45.85	1.54	921.57
4.2	4476.38	46.4	1.54	933.6
4.3	4529.14	46.95	1.54	945.64
4.4	4581.89	47.49	1.54	957.69
4.5	4634.64	48.04	1.54	969.75
4.6	4687.39	48.59	1.55	981.82
4.7	4740.14	49.13	1.55	993.89
4.8	4792.9	49.68	1.55	1005.98
4.9	4845.65	50.23	1.55	1018.08
5	4898.4	50.77	1.55	1030.18
5.1	4951.15	51.32	1.55	1042.29
5.2	5003.9	51.87	1.56	1054.4
5.3	5056.65	52.42	1.56	1066.53
5.4	5109.41	52.96	1.56	1078.66
5.5	5162.16	53.51	1.56	1090.8
5.6	5214.91	54.06	1.56	1102.95
5.7	5267.66	54.6	1.56	1115.11
5.8	5320.41	55.15	1.56	1127.27
5.9	5373.17	55.7	1.57	1139.44
6	5425.92	56.24	1.57	1151.62
6.1	5478.67	56.79	1.57	1163.8
6.2	5531.42	57.34	1.57	1176
6.3	5584.17	57.88	1.57	1188.19
6.4	5636.93	58.43	1.57	1200.4
6.5	5689.68	58.98	1.57	1212.61
6.6	5742.43	59.52	1.57	1224.83
6.7	5795.18	60.07	1.58	1237.06
6.8	0	1.032	0	0
	4054.367	42.02612	1.518806	839.6676