

## PERANCANGAN SISTEM PROPULSI FFAR DENGAN NOSEL TUNGGAL

Ganda Samosir<sup>\*)</sup>, Agus Nuryanto<sup>\*\*)</sup>

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

<sup>\*\*)</sup> Perekayasa Pada Pusat Teknologi Wahana Dirgantara-LAPAN

Gandasamosir@gmail.com

agnur@indo.net.id

### ABSTRACT

FFAR (Folding Fin Aerial Rocket) is a tactical rocket, having the diameter and length of 70 mm and 680 mm respectively. It could be use as ground to ground, air to air, and air to ground rockets weapon. FFAR 2.75" has 4 (four) small similar nozzles (*Multiple Nozzles*) which are puts together in 1 (one) unit with special arrangement (their axes are not inline). By making this special arrangement, the rocket than could obtain the spin effect (bullets movement) along it's mission (flight), that is why they could reach 8 km horizontally at 40° of angels of elevation. The FFAR substitution rocket has only 1 (one) nozzle (*Single Nozzle*) and using *composite* propellant, while the original one is *double base* type. This paper describes the design simulation of propulsion system, manufacturing and testing (static and flight) of single nozzle RX-70 rocket to substitute the multiple nozzle of FFAR rocket. From the flight test which was held on 2004 at Pandanwangi-East Java and followed at Pameungpeuk-West Java, knowing that RX-70 rocket could reach 7.8 km horizontally range at 40° of elevation, taking only 2,5 % deviation from design.

Keywords: *FFAR, Tactical rocket, Multiple Nozzle, Single Nozzle, Composite, Double base*

### ABSTRAK

Roket FFAR (*Folding Fin Aerial Rocket*), merupakan roket taktis dengan diameter dan panjang, berturut-turut 70 mm dan 680 mm. Roket ini dapat digunakan, baik dari darat ke darat, udara ke udara, dan bahkan dari udara ke darat. Roket FFAR 2.75", mempunyai 4 (empat) buah nosel kecil-kecil sejenis (*Multi Nose*) yang pemasangannya diatur sedemikian rupa, sehingga satu dengan lainnya membentuk sudut tertentu. Dengan posisi nosel-nosel seperti ini, dapat menghasilkan efek puntir (sebagai mana gerak laju peluru) pada saat terbang, sehingga roket ini mempunyai jangkauan horizontal sekitar 8 km pada sudut elevasi 40°. Roket substitusi FFAR (RX-70) mempunyai 1 (satu) nosel (*Nosel Tunggal*), berbahan bakar propelan padat jenis *komposit*, sementara FFAR asli menggunakan tipe *double base*. Paper ini membahas simulasi perancangan sistem propulsi, pembuatan dan pengujian (statik maupun terbang) roket RX-70 dengan nosel tunggal sebagai pengganti FFAR nosel jamak. Dari hasil uji terbang yang telah dilaksanakan mulai tahun 2004 di Pandanwangi-Jawa Timur dan dilanjutkan di Pameugpeuk-Jawa Barat, diketahui bahwa roket RX-70 mempunyai jangkauan horizontal 7,8 km pada sudut elevasi 40°, terjadi penyimpangan 2,5 % dari rancangan.

Kata Kunci: *FFAR, Roket taktis, Nosel jamak, Nosel Tunggal, Komposit, Double base*

## 1 PENDAHULUAN

Pemerintah RI, pada awal dekade 70-an telah membeli sejumlah roket balistik taktis kaliber 70 mm yang lebih dikenal dengan sebutan FFAR 2.75" dari Belgia dan mendirikan fasilitas *assembling* yang terletak di Tasikmalaya, Jabar.

Dengan bergulirnya waktu dan alasan lainnya, maka sebagian besar dari roket-roket tersebut diklasifikasikan rusak serta propelannya yang sudah kadaluarsa. Melalui kerja sama LAPAN dengan LITBANG TNI-AU, disepakati antara lain untuk melakukan penelitian, perancangan, pembuatan dan pengujian terhadap roket diameter 70 mm pengganti FFAR. Penelitian yang dimaksud mencakup penggantian propelan padat jenis *double base* (senyawa nitrogliserin) menjadi komposit (karakteristik ke-2 jenis propelan ini sangat berbeda) dan penggantian nosel jamak menjadi nosel tunggal. Roket pengganti FFAR ini kemudian disebut sebagai RX-70 (RX-0707.01), yang juga direncanakan dapat digunakan pada pesawat tempur *Sukhoi*.

Secara garis besar dapat dikatakan bahwa untuk melakukan substitusi sistem propulsi dari suatu roket padat mencakup 3 (tiga) hal, yakni:

- karakteristik propelan
- konfigurasi grain propelan
- perancangan kontur nosel.

Pada makalah ini, pembahasan hanya akan difokuskan pada penelitian untuk penggantian dari nosel jamak menjadi tunggal, menggunakan data-data balistik propelan komposit yang telah dirancang dan dibuat oleh LAPAN. Unjuk kerja dari roket nosel tunggal (roket substitusi) ini dirancang sedemikian rupa sehingga bisa menyamai, paling tidak mendekati unjuk kerja dari roket aslinya. Bila terdapat perbedaan unjuk kerja, maka akan dibahas mengapa hal ini bisa terjadi, termasuk memberikan solusi yang dianggap paling tepat.

Data-data roket FFAR, yang diperoleh dari buku manual (*manual book*) yang diterbitkan oleh pabrik

pembuat roket, antara lain sebagai berikut:

- Gaya dorong rerata : 333 Kgf
- Burning time : 1,3 det
- Jenis propelan : double base
- Panjang propelan : 68 cm
- Diameter tabung : 70 mm
- Jumlah nosel : 4-buah
- Rupture disc : ada
- Konfigurasi grain propelan: bintang-8
- Jarak tembak (pada elevasi: 8 km 40°)

Sedangkan data-data balistik propelan komposit buatan LAPAN, adalah sebagai berikut:

- Jenis propelan : HTPB (Hydroxyl Terminated Poly Butadiene)
- Berat jenis propelan ( $\rho$ ) : 1,5 gr/cm<sup>3</sup>
- Berat molekul gas hasil Pembakaran : 25 gr/mol
- Ratio panas jenis ( $\gamma$ ) : 1,2
- Kecepatan pembakaran rerata kg/cm<sup>2</sup> : 0,7 cm/det pada p = (40 s.d 60)
- Rupture disc : tidak ada
- Panjang propelan : 68 cm
- Jari-jari terluar propelan : 29 mm

Kesamaan antara FFAR 2.75" dengan RX-70 hanya terletak pada: tabung ruang bakar, *nose cone*, *payload* (hulu ledak) dan fin (sayap), sedangkan perbedaannya terletak pada: nosel, jenis propelan, konfigurasi grain propelan, termasuk sistem penyala mula (igniter) yang digunakan.

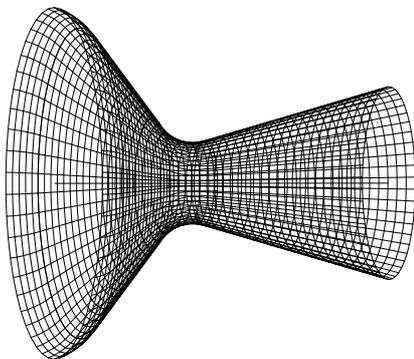
Kelemahan pemakaian propelan jenis komposit (HTPB) untuk roket RX-70 adalah gas hasil pembakaran mengandung asap, sehingga kurang baik digunakan sebagai senjata taktis. Asap yang terbentuk, juga dapat mengganggu jarak pandang Pilot, apabila roket ini ditembakkan dari pesawat terbang atau helikopter. Oleh karena itu, dimasa mendatang perlu

diupayakan membuat propelan komposit tanpa asap (*smokeless*).

## 2 LANDASAN TEORI

Penggunaan nosel tunggal pada roket RX-70 ini didasarkan pada pertimbangan akan kemudahan fabrikasinya, walaupun penggunaan nosel jamak (4-buah) yang disusun tidak satu garis, selain akan memberikan efek puntir yang membuat jarak tembak bisa lebih jauh, juga untuk meng-efisienkan ekspansi gas buang yang bertekanan. Namun demikian roket dengan nosel tunggal juga dapat memperoleh efek puntir pada saat terbang, dengan cara merancang *launcher* (alat peluncur) yang menggunakan alur sedemikian rupa, sehingga pada saat keluar dari *launcher*, roket sudah dalam keadaan terpuntir dengan baik. Dengan demikian, maka roket dengan nosel tunggal diharapkan memiliki unjuk kerja yang sama dengan roket nosel jamak (FFAR).

Secara ilustratif, sebuah nosel roket padat dapat dilihat pada Gambar 2-1 di bawah ini:



Gambar 2-1: Nosel roket padat

Di dalam nosel akan mengalir gas hasil pembakaran propelan dalam 3 (tiga) jenis kecepatan yang berbeda-beda, yakni *sub-sonik*, *trans-sonik* dan *super-sonik*.

Dengan asumsi tidak ada pengaruh kerja dari luar ke dalam ruang bakar roket, maka aliran di dalam nosel dikatakan sebagai aliran *isentropik*. Oleh karena itu, dalam perancangan nosel,

tiga (3) jenis kecepatan tersebut, harus dihitung secara simultan, menggunakan persamaan dasar dinamika gas (Persamaan Kontinuitas, Momentum dan Energi). Penggabungan persamaan-persamaan tersebut akan membentuk suatu persamaan baru yang dapat membandingkan antara tekanan, temperatur dan kecepatan gas keluar nosel.

Untuk memudahkan perhitungan dan penyederhanaan permasalahan, maka dalam perancangan nosel ini perlu ditetapkan beberapa asumsi, yakni:

- Gas hasil pembakaran propelan akan selalu homogen.
- Gas yang terjadi adalah ideal dan memenuhi persamaan;  $p = nRT$  ( $p$  = tekanan,  $n$  = jumlah mol gas,  $R$  = konstanta gas Universal dan  $T$  = temperatur).
- Tidak ada gesekan antara gas dengan dinding nosel bagian dalam.
- Tidak ada transfer panas di sepanjang dinding nosel.
- Aliran gas pembakaran adalah *steady* (tunak) dengan arah aksial.
- Kecepatan, tekanan, temperatur dan kerapatan massa gas, selalu konstan di setiap titik pada sumbu normal nosel.
- Kesetimbangan kimia gas hasil pembakaran selalu konstan di sepanjang nosel.

Dalam merancang nosel tunggal dengan menggunakan propelan komposit, dimensi batang propelan, tetap menggunakan dimensi propelan FFAR, yakni:

- panjang jari-jari luar grain = 29 mm
- tebal nya *web* = 11,8 mm
- panjang total = 680 mm

Penilaian hasil rancangan akan dilakukan dengan cara:

- Membandingkan Gaya Dorong (*Thrust*) roket nosel tunggal yang diperoleh melalui perhitungan simulasi dengan uji darat (uji statik) dan roket FFAR.
- Jangkauan terbang roket secara horizontal dengan sudut elevasi tertentu yang diperoleh melalui uji dinamik (uji terbang), yang hasilnya

kemudian dibandingkan dengan data roket FFAR.

Dari data roket FFAR 2.75", diketahui bahwa:

- Gaya dorong rerata roket FFAR 2.75" tipe MK-4 adalah = 333 Kgf.
- Jangkauan horizontal pada sudut elevasi 40° adalah = 8 Km.

Langkah awal yang dilakukan untuk menentukan bentuk kontur nosel tunggal adalah melalui simulasi propulsi dengan menggunakan piranti lunak milik LAPAN.

### 3 PERHITUNGAN

Dalam perhitungan kontur nosel tunggal pengganti nosel jamak, perlu adanya batasan-batasan yang diasumsi sekaligus dasar dalam perancangan, yaitu:

- tekanan maksimum dari ruang bakar diusahakan sama dengan aslinya, yakni 33 kg/cm<sup>2</sup>, sehingga tabung aslinya bisa dipakai.
- *factor bentuk* roket dan gaya dorong (thrust), diusahakan sama, agar jarak jangkau roket mendekati aslinya, yakni 8 km.

#### 3.1 Simulasi Propulsi

Perhitungan simulasi propulsi dilakukan dengan menggunakan *piranti lunak* yang dikembangkan *Bidang Propulsi-LAPAN*, untuk menghasilkan grafik Gaya Dorong (kgf) Vs. Waktu (det) dan Tekanan Ruang Bakar (kg/cm<sup>2</sup>) Vs. Waktu (det), yang semuanya lebih dikenal dengan istilah: *Thrust - Time* dan *Pressure - Time history*.

Dalam perhitungan dengan menggunakan piranti lunak propulsi, besarnya gaya dorong dan tekanan ruang bakar adalah:

- Gaya dorong (*thrust*); F = 333 kgf
- Tekanan Ruang Bakar; P<sub>c</sub> = 33 kg/cm<sup>2</sup>.

Secara teoritis, untuk memperoleh ke-2 (dua) variabel tersebut cukup dengan

meng-*input* luasan *throat* (jari-jari); A<sub>th</sub> nosel yang direncanakan.

Secara matematis, A<sub>th</sub> dapat diperoleh melalui rumus dibawah ini:

$$F = C_f \cdot A_{th} \cdot P_c \tag{3-1}$$

dengan C<sub>f</sub> = koefisien gaya dorong

$$C_f = \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma-1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^\gamma \right] \frac{A_e}{A_{th}} \left( \frac{P_e}{P_c} - \frac{P_a}{P_c} \right)} \tag{3-2}$$

Keterangan:

γ = rasio kapasitas panas = C<sub>p</sub> / C<sub>v</sub>

P<sub>e</sub> = tekanan gas keluar nosel (kg/cm<sup>2</sup>)

P<sub>a</sub> = tekanan atmosfer = 1,032 (kg/cm<sup>2</sup>)

Dalam keadaan optimum (ideal), P<sub>e</sub> = P<sub>a</sub>, sehingga persamaan (3-2) menjadi:

$$C_f = \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma-1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^\gamma \right]} \tag{3-3}$$

Sedangkan untuk menentukan luasan *throat* (jari-jari) nosel, bisa diperoleh dari persamaan untuk menentukan Tekanan Ruang Bakar, yakni sebagai berikut:

$$P_c = \frac{\rho_p \cdot A_b \cdot r_r \sqrt{R \cdot T_c}}{A_t \Gamma} \tag{3-4}$$

dengan:

ρ<sub>p</sub> = kerapatan massa propelan (kg/cm<sup>3</sup>)

A<sub>b</sub> = luas bidang bakar = P<sub>b</sub> x L (cm<sup>2</sup>)

P<sub>b</sub> = perimeter pembakaran (cm)

L = panjang propelan (cm)

r<sub>r</sub> = laju pembakaran propelan (cm/det)

R = konstanta gas hasil pembakaran = R<sub>0</sub> / BM

R<sub>0</sub> = konstanta gas universal (erg/mole K)

BM = Berat Molekul gas hasil pembakaran

T<sub>c</sub> = temperatur ruang bakar (°C)

Γ = konstanta (fungsi dari γ)

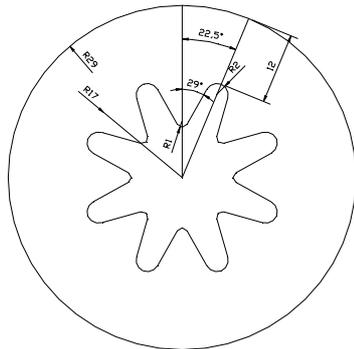
$$= \sqrt{\gamma} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

### 3.2 Optimalisasi Luasan Throat Nosel

Untuk memperoleh kinerja roket yang optimal, kekuatan tabung ruang bakar juga perlu mendapatkan perhatian yang seksama. Peningkatkan gaya dorong (*thrust*) dengan cara memperkecil luasan *throat*, akan menaikkan tekanan ruang bakar, hal ini dapat mengancam kekuatan struktur tabung ruang bakar.

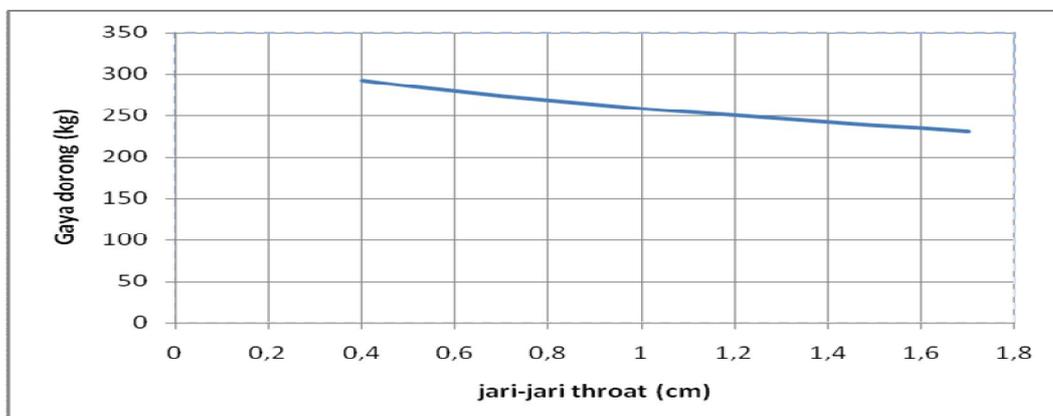
Oleh karena itu, untuk mendapatkan luasan *throat* yang optimum perlu dilakukan simulasi dengan cara coba-coba (*trial and error*) sampai diperoleh harga *thrust* ( $F$ ) = 333 kgf dan tekanan kerja rata-rata ( $P_c$ ) = 33 kg/cm<sup>2</sup> seperti yang diisyaratkan di atas.

Sementara itu, bentuk grain propelan yang dipilih adalah *bintang-8* (*star-8*) dengan jari-jari luar grain = 29 mm, tebal web = 12 mm dan panjang propelan = 680 mm, seperti yang terlihat pada gambar 3-2 di bawah ini:



Gambar 3-2: Bentuk Grain Propelan RX-70

Dengan meg-*input* kan ke-2 (dua) variable di atas ( $F$  dan  $P_c$ ) pada piranti



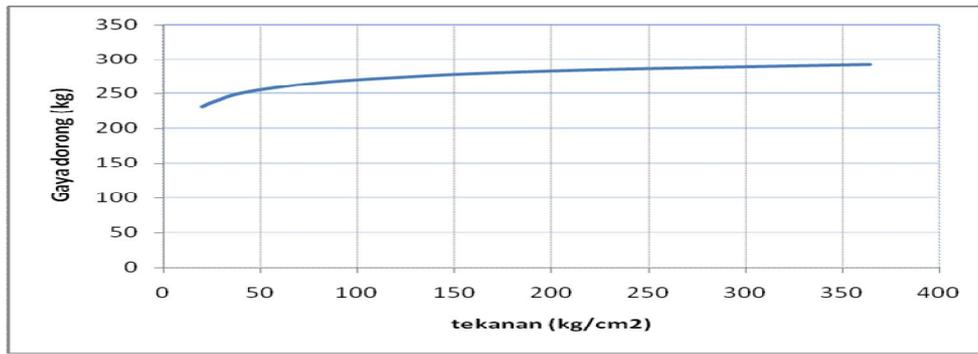
Gambar 3-4a: Grafik gaya dorong vs jari-jari *throat*

lunak simulasi sistem propulsi, maka diperoleh hasil, Tekanan ruang bakar dan Gaya Dorong untuk setiap titik pada *throat*, seperti terlihat pada Tabel 3-3 di bawah ini:

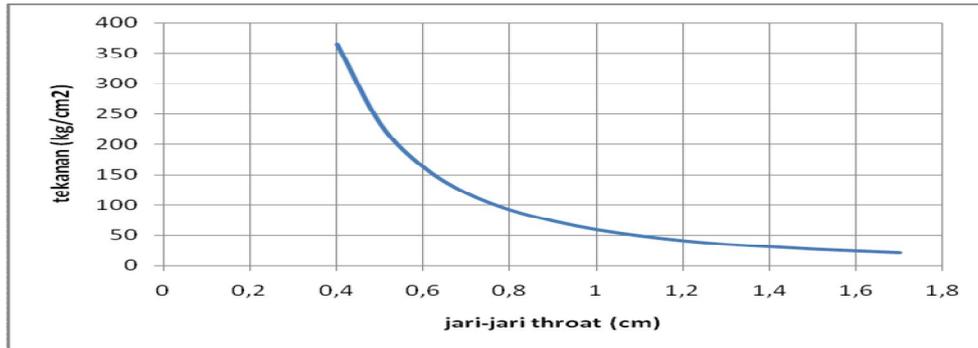
Tabel 3-3: Tekanan dan Gaya Dorong Roket RX-70

$R_{throat}$ (cm)	$P_c$ (kg/cm <sup>2</sup> )	$F$ (kgf)
0,4	364	292
0,5	233	285
0,6	162	279
0,7	119	273
0,8	91	268
0,9	72	263
1	58	258
1,1	48	254
1,2	40	250
1,3	34	246
1,4	30	242
1,5	26	238
1,6	23	235
1,7	20	231

Dari Tabel 3-3 di atas, dapat dihasilkan grafik yang merepresentasikan karakteristik aliran gas hasil pembakaran di sepanjang daerah divergen nosel (*nozzle outlet area*). Untuk jelasnya, grafik tersebut dapat dilihat pada Gambar 3-4 di bawah ini:



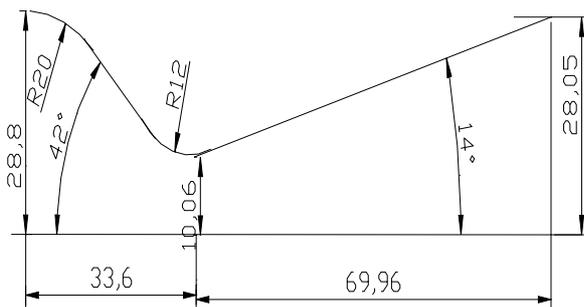
Gambar 3-4b:Grafik gaya dorong vs tekanan



Gambar 3-4c: Grafik tekanan vs jari-jari throat

### 3.3 Gambar Kontur Nosel Tunggal

Berdasarkan hasil optimalisasi di atas, yakni Tabel 3-3 dan Gambar 3-4, maka dengan bantuan piranti lunak komputer sederhana, gambar kontur dan dimensi nosel tunggal dari roket RX-70 dapat digambarkan seperti yang terlihat pada Gambar 3-5 berikut ini:



Gambar 3-5: Kontur Nosel Tunggal Roket RX-70

Secara lengkap, dimensi dari nosel tunggal yang dirancang adalah sebagai berikut:

- Jari-jari throat (kerongkongan) = 10 mm

- Jari-jari exit area = 28 mm
- Jari-jari inlet area = 29 mm
- Sudut konvergen = 42°
- Sudut divergen = 14°
- Panjang bagian konvergen = 33,6 mm
- Panjang bagian divergen = 70 mm
- Panjang total = 103,6 mm

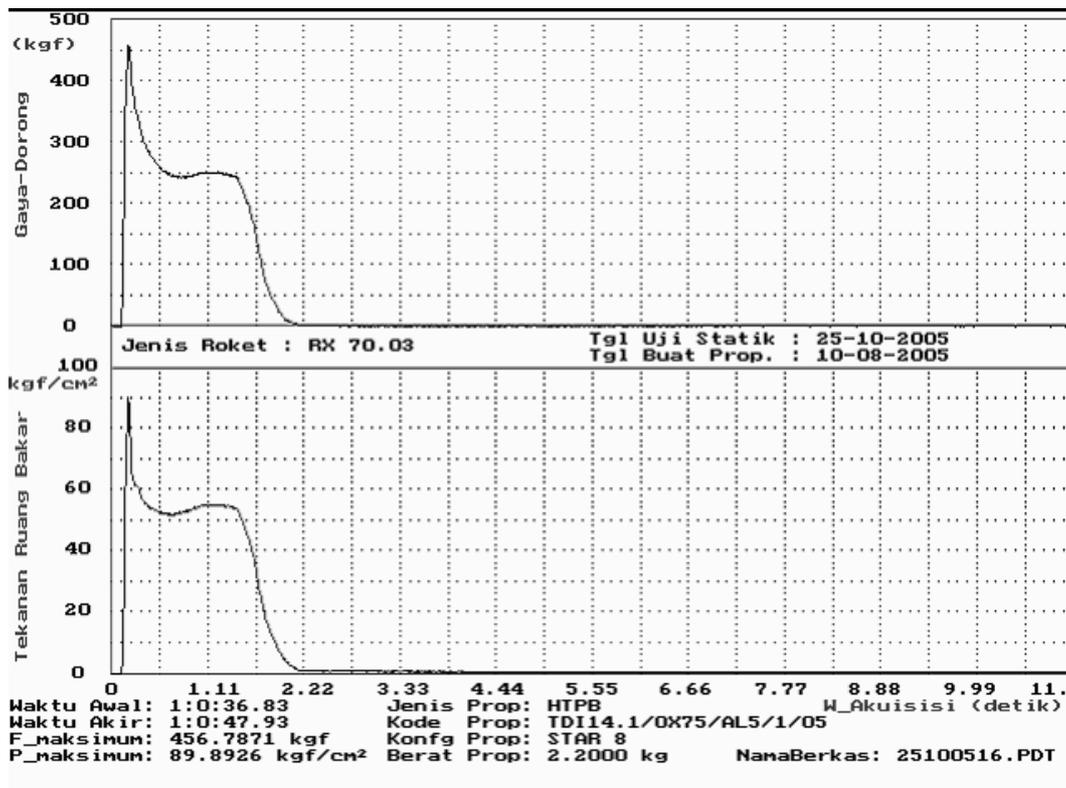
### 4 UJI STATIK MOTOR ROKET RX-70

Dari dimensi nosel yang diperoleh, maka langkah berikutnya adalah pembuatan nosel (*manufacture*) tersebut beserta komponen-komponen roket lainnya untuk kemudian di-assembling sesuai prosedur tetap (S.O.P) yang sudah baku. Pada Gambar 4-1 di bawah ini, terlihat sebuah roket RX-70 (pengganti FFAR 2.75") dalam pengujian statik di LAPAN-Rumpin yang dilangsungkan pada sekitar Oktober 2005 dengan hasil yang cukup baik.



Gambar 4-1: Uji statik roket RX-70

Dari uji statik ini diperoleh hasil, berupa grafik Gaya Dorong dan Tekanan Ruang Bakar Vs Waktu. Secara lengkap grafik tersebut, dapat dilihat pada Gambar 4-2 di bawah ini:



Gambar 4-2: Grafik gaya dorong dan tekanan vs waktu hasil uji statik

Dari grafik hasil uji statik, terlihat bahwa Gaya Dorong maksimum yang diperoleh = 456,7 kgf, hal ini terjadi akibat pengaruh dari *igniter* (penyala mula) yang relatif lebih energetik, sedangkan harga rata-ratanya adalah = 250 kgf. Ada terlihat perbedaan sekitar 4 % bila dibandingkan dengan hasil simulasi propulsi yang telah disinggung di atas (Gaya Dorong rerata hasil simulasi adalah = 240 kgf). Perbedaan antara hasil simulasi dengan uji statik, dapat disebabkan karena beberapa besaran kurang tepat dalam pengasumsian,

namun demikian penyimpangan masih kecil.

Demikian juga perbedaan tekanan yang terjadi, nampaknya tidak linier dengan perbedaan gaya dorong, hal ini terjadi karena dalam perhitungan ada beberapa besaran yang harganya diambil dari beberapa referensi, bukan dari hasil eksperimen. Namun demikian, tujuan utama dari penelitian ini adalah mencoba memperoleh jarak jangkauan roket pengganti (RX-70), sama atau mendekati jarak jangkauan roket aslinya, yakni = 8 km.

## 5 UJI TERBANG ROKET RX-70

Uji terbang roket RX-70 dengan nosel tunggal pengganti roket FFAR (multi nozzle) telah dilaksanakan mulai tahun 2004 sampai dengan 2006 di Pandanwangi-Jawa Timur dan Pameungpeuk-Jawa Barat. Gambar 5-1 di bawah ini menunjukkan peluncuran roket RX-70 nosel tunggal di Pandanwangi dengan latar belakang Gunung Semeru.



Gambar 5-1: Peluncuran Roket RX-70

Mengingat roket RX-70 berdimensi kecil, maka tidak dimungkinkan untuk memasukkan sensor GPS (*Global Positioning System*) sebagai *payload* untuk dapat mengukur jangkauan terbangnya. Oleh karena itu, pengukuran jangkauan terbang horizontal dilakukan secara konvensional, yaitu dengan membuat beberapa *patok* dengan jarak 1 (satu) km untuk setiap *patoknya*. Dari beberapa roket RX-70 yang diterbangkan, menunjukkan jarak tempuh rata-ratanya adalah 7,8 km, sedangkan roket FFAR aslinya 8 km, sehingga terlihat ada penyimpangan sekitar 2,5 %, namun demikian, penyimpangan ini masih dalam batas toleransi (< 10 %) yang bisa diterima.

Sebagaimana telah diuraikan pada bab sebelumnya, beberapa perbedaan antara roket FFAR dan RX-70 adalah, propelan dari jenis homogen menjadi komposit, jumlah dan struktur nosel dari empat menjadi satu dan sistem penyala mula roket (*igniter*). Walaupun dimensi dan bentuk roket secara

keseluruhan hampir sama, namun demikian berat total roket dan karakteristik perubahan gaya dorong dan tekanan terhadap waktu kedua jenis roket tersebut tidak sama. Hal ini yang akan mengakibatkan beberapa perbedaan antara hasil uji statik maupun uji terbang dari kedua jenis roket tersebut. Oleh karena tujuan akhir dari rancangan RX-70 adalah kemampuan membuat roket sendiri, seperti roket FFAR dan menghasilkan unjuk kerja yang sama, walaupun dengan menggunakan propelan, sistem penyala dan nosel yang berbeda (yang nantinya komponen-2 lain dari FFAR juga akan dibuat sendiri), maka hasil uji terbang menjadi sangat penting untuk dapat mengukur tingkat keberhasilan perancangan roket RX-70 ini.

## 6 KESIMPULAN

Dari uraian tersebut, maka dapat diambil beberapa kesimpulan, antara lain:

- Simulasi hasil rancangan roket RX-70 dengan nosel tunggal, menghasilkan kurva F (Gaya Dorong) terhadap waktu dan P (Tekanan) juga terhadap waktu (t). Bila dibandingkan dengan hasil uji statik, terlihat ada sedikit perbedaan (tidak terlalu signifikan).
- Perbedaan-perbedaan dalam perhitungan, maupun simulasi, dapat terjadi karena penetapan (asumsi) besaran-besaran yang diambil, tidak/kurang tepat.
- Dari hasil uji dinamik (*flight test*), maka roket RX-70 dengan nosel tunggal memberikan hasil yang cukup baik, karena penyimpangan yang terjadi hanya sekitar 2,5 % saja bila dibandingkan dengan roket FFAR 2.75".
- Penyimpangan (deviasi) rancangan yang sebesar 2,5 % ini akan dapat dikurangi, apabila:
  - material nosel terbuat dari Titanium, bukan dari Baja (kasus RX-70), sehingga bisa lebih ringan, tetapi tetap kuat.
  - *launcher* yang digunakan, haruslah sedemikian rupa, sehingga ketika

roket meluncur (*lift off*) dapat memberikan efek puntir (*spin*), sehingga perbedaan yang memengaruhi unjuk kerja terbang ke-2 (dua) jenis roket tersebut menjadi lebih kecil.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Bidang Propulsi., 2005. *Laporan Bidang Propulsi*. Tahun Anggaran 2005.
- Marty, D., 1986. *Conception Des Vehicules Spatiaux*, Masson, Paris-New York.
- Noname, *Information On Components of the 2.75 FFAR Rocket Weapon System*. The S.A. Les Forges de Zeebrugge-Belgium.
- S.M.Yahya., 2005. *Fundamentals of Compressible Flow With Aircraft And Rocket Propulsion*”, SI-Unit, New Age International Publisher, New Delhi-India.
- Sutton, G.P., 2001. *Rocket Propulsion Elements*, Jhon Wiley & Son Inc., New-York.