

EVALUASI UNJUK KERJA SISTEM PROPULSI MOTOR ROKET RX-150/1200 DENGAN MENGUNAKAN PIRANTI LUNAK PRODUK LAPAN

Ganda Samosir
Peneliti Bidang Propulsi, LAPAN

ABSTRACT

The propulsion calculations of the rocket motor RX-150/1200 was done by using the propulsion simulation software developed by the researchers of the Propulsion Division - LAPAN. The results were compared to that of motor rocket static test to find out the accuracy of the motor rocket propulsion system design. Mostly, if there is a difference between those two results are less than 10 %, we may concluded that the propulsion rocket motor design is correct or pseudo-correct classified, because the deviation obtained in this paper is 1.05 % only.

Keywords : *Propulsion, Rocket motor*

ABSTRAK

Telah dilakukan perhitungan-perhitungan sistem propulsi dari sebuah motor roket RX-150/1200 dengan menggunakan piranti lunak simulasi propulsi yang dibuat dan dikembangkan oleh para peneliti di Bidang Propulsi-LAPAN. Tujuan penelitian ini adalah untuk melihat seberapa besar akurasi dari rancangan sistem propulsi sebuah motor roket dengan cara membandingkan hasil simulasi (teoritis) dengan hasil uji statik (praktek). Secara umum, apabila perbedaan antara teoritis dan praktek kurang dari 10 %, maka dapat disimpulkan bahwa rancangan tersebut sudah benar atau mendekati keadaan yang sesungguhnya, sebab pada paper ini diperoleh perbedaan hanya sebesar 1,05 % saja.

Kata kunci: *Propulsi, Motor roket*

1 PENDAHULUAN

Rancangan sistem propulsi motor roket RX-150/1200 telah dilakukan dengan bantuan piranti lunak simulasi propulsi. Hasil simulasi ini akan memberikan beberapa besaran (teoritis), seperti: distribusi gaya dorong (*thrust*) terhadap waktu pembakaran propelan padat yang dalam hal ini adalah dari jenis HTPB (*Hydroxyl Terminated Poly butadiene*). Selain itu, besaran lain yang diberikan adalah: distribusi tekanan kerja sebagai fungsi dari waktu pembakaran, demikian juga distribusi temperatur untuk setiap titik di sepanjang nosel motor roket. Besaran-besaran ini akan disajikan dalam bentuk grafik, tujuan-

nya untuk mempermudah menggambar dan pembuatan nosel. Setelah dirancang, komponen motor roket dibuat di Unit Fabrikasi, selanjutnya di *assembling* untuk dilakukan uji statik. Besaran-besaran yang diperoleh dari uji statik dan hasil simulasi, selanjutnya akan digunakan untuk prediksi trayektori serta pembuatan roket utuh guna keperluan uji terbang. Melalui uji statik akan diperoleh gaya dorong, tekanan kerja dan waktu pembakaran, baik nilai minimum, maksimum, maupun rata-rata. Langkah selanjutnya adalah membandingkan besaran teoritis dengan praktek, untuk mengetahui berapa besar penyimpangan dalam perancangan.

2 DASAR TBORI

Pada sistem propulsi, aliran dalam sebuah nosel dapat dibagi menjadi 3 (tiga) jenis, yakni: *subsonik*, *transonik* dan *supersonik*. Dalam perancangan, ketiga jenis aliran ini harus dihitung secara bersama-sama, sesuai dengan persamaan dasar dinamika gas, yaitu persamaan kontinuitas, persamaan momentum dan persamaan energi atau berturut-turut disebut neraca massa, neraca momentum dan neraca energi. Umumnya aliran di dalam nosel adalah *isentropik*, yaitu mengabaikan kerja dari luar. Dengan demikian, akan diperoleh suatu persamaan perbandingan antara tekanan, temperatur dan kecepatan laju aliran gas keluar nosel. Untuk penyederhanaan matematisnya, perlu beberapa asumsi, yaitu:

- Gas mengalir di dalam nosel hanya ke satu arah, tidak transient, tidak ada panas mengalir dari gas ke dinding nosel, tidak ada gesekan antara garis arus di dalam lapisan batas (*boundary layer*),
- Gas hasil pembakaran adalah homogen yang disepanjang alirannya tidak mengalami perubahan komposisi kimiawi,
- Gas yang terjadi adalah ideal yang memenuhi persamaan $p = nRT$, dengan p = tekanan, n = jumlah mol gas, R = konstanta gas dan T = temperature,
- Panas jenis gas tidak berubah terhadap perubahan temperatur dan tekanan gas hasil pembakaran.

2.1 Tekanan Gas Pembakaran

Tekanan yang terjadi di dalam ruang bakar (*combustion chamber*) adalah akibat adanya pembakaran propelan. Besar-kecilnya tekanan di ruang bakar tergantung kepada: luas permukaan bakar propelan (grain proppelan; dalam hal ini adalah: bintang-7), temperatur, luas kerongkongan (*nozzle throat*) nosel dan karakteristik propelan. Semakin cepat proses pembakaran, akan semakin

tinggi tekanan di ruang bakar. Hal ini dapat ditunjukkan oleh persamaan di bawah ini:

$$P_c = \frac{\rho_p \cdot A_b \cdot r_r \sqrt{R \cdot T_c}}{A_t \Gamma} \quad (2-1)$$

Keterangan:

P_c = tekanan ruang bakar (kg/cm^2)

ρ_p = rapat massa propelan (kg/m^3)

A_b = luas bidang bakar (cm^2)

= $P_b \times L$

P_b = perimeter pembakaran (cm)

L = panjang propelan (cm)

r_r = laju pembakaran propelan (cm/s)

Γ = konstanta = $f(\gamma)$

R = konstanta gas universal

= $8316,6 \times 10$ erg/mole K

T_c = Temperatur ruang bakar (K)

Umumnya tekanan ruang bakar motor roket berkisar antara 30 sampai dengan 100 (kg/cm^2).

2.2 Gaya Dorong

Bila tekanan pada ruang bakar naik, maka laju aliran gas akan meningkat. Dengan demikian gaya dorong (*thrust*) pun akan naik yang juga akan memastikan laju aliran gas di daerah supersonik lebih besar dari kecepatan suara.

Besarnya gaya dorong dapat dihitung dengan:

$$F = C_f A_t P_c \quad (kgf) \quad (2-2)$$

Keterangan:

C_f = koefisien gaya dorong

A_t = luas kerongkongan nosel (cm^2)

P_c = tekanan ruang bakar (kg/cm^2)

Koefisien gaya dorong didefinisikan sbb:

$$C_f = \sqrt{\gamma} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_c}{P_e}\right)^\gamma\right]} \frac{A_t \left(\frac{P_c}{P_e} \frac{P_a}{P_c}\right)}{A \left(\frac{P_c}{P_e} \frac{P_a}{P_c}\right)} \quad (2-3)$$

Keterangan:

γ = C_p/C_v = ratio kapasitas panas

P_e = tekanan gas keluar nosel (kg/cm^2)

P_a = tekanan atmosfer = 1,032 (kg/cm^2)

Untuk kondisi yang optimum, maka dapat dikatakan $Pe = Pa$, sehingga koefisien gaya dorong menjadi:

$$C_f = \sqrt{\gamma} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2-4)$$

Rumus gaya dorong untuk kondisi optimum ($Pe = Pa$) dapat juga ditulis sebagai berikut:

$$F = \dot{m} \cdot V_e \quad (2-5)$$

Keterangan:

\dot{m} = laju aliran massa = Γ

$$\frac{P_c \cdot A_t}{\sqrt{R \cdot T_c}} \quad (2-6)$$

dan

V_e = kecepatan gas keluar nosel (cm/det)

$$= \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2-7)$$

2.3 Kondisi Attain di Dalam Nosel

Untuk penyederhanaan, diasumsikan bahwa aliran fluida adalah *laminer* dan *isentropis*, sehingga penerapan persamaan energi, momentum dan kontinuitas dapat menghasilkan rancangan kontur nosel yang diharapkan.

• Persamaan kontinuitas adalah:

$$\rho V A = \text{konstan} \quad (2-8)$$

atau

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dV}{V} + \frac{dA}{A} = 0 \quad (2-9)$$

• Persamaan energi aliran gas adalah:

$$V dV + \frac{dP}{\rho} = 0 \quad (2-10)$$

atau dalam bentuk integral

$$\frac{V^2}{2} + \int \frac{dP}{\rho} = \text{kons tan} \quad (2-11)$$

sehingga

$$dP = -\rho V dV \quad (2-12)$$

Penggabungan persamaan-persamaan di atas akan menghasilkan suatu bentuk persamaan baru sebagai berikut:

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dV}{V} \left(1 + V^2 \left(\frac{d\rho}{dP}\right)\right) \quad (2-13)$$

$$\frac{dA}{A} = \frac{dV}{V} \left(\frac{V^2}{dP/d\rho} - 1\right)$$

Tetapi, karena $\frac{dP}{d\rho} = a^2$ (2-14)

atau $a^2 = \frac{\gamma P}{\rho} = \gamma R T$ (2-15)

dengan a = kecepatan suara

Sehingga: $\frac{dA}{A} = \frac{dV}{V} \left(\frac{V^2}{a^2} - 1\right)$ (2-16)

atau $\frac{dA}{A} = \frac{dV}{V} (M^2 - 1)$

dengan $M = \frac{V}{a}$. (*Mach number*) (2-17)

• Persamaan momentum dapat diturunkan dari persamaan gaya dorong sbb:

$$F = \dot{m} \cdot V$$

$$= \frac{dm}{dt} V, \text{ sehingga}$$

$$F dt = dm \cdot V \quad (2-18)$$

Persamaan Momentum nya menjadi :

$$\int F dt = m V \quad (2-19)$$

Kesimpulan yang dapat diambil dari persamaan-persamaan di atas adalah sebagai berikut:

• Aliran akan *subsonik*, bila $V < a$, maka $\frac{dA}{dV} < 0$ (2-20)

artinya, jika luas penampang A berkurang, maka kecepatan V akan bertambah.

• Aliran akan *sonik*, bila $V = a$, maka $\frac{dA}{dV} = 0$ (2-21)

artinya, jika kecepatan V mencapai sonik, maka tidak ada perubahan luas penampang A .

• Aliran *supersonik*, bila $V > a$, maka

$$\frac{dA}{dV} > 0 \quad (2-22)$$

artinya, bila A diperbesar hingga harga tertentu, maka kecepatan aliran juga bertambah besar dan akhirnya menjadi aliran *supersonik*.

2.4 Kondisi Stagnasi

Aliran dikatakan stagnasi, apabila $V = 0$, sehingga persamaan energinya dapat ditulis sebagai berikut:

$$h + \frac{1}{2}V^2 = h_0 \quad (2-23)$$

dengan: h = entalpi stagnasi

$$h = C_p T \quad (2-24)$$

Maka persamaan energinya dapat ditulis sebagai fungsi dari temperatur stagnasi, yaitu:

$$T_0 = T + \frac{V^2}{2C_p} \quad (2-25)$$

$$\text{dengan: } C_p = \frac{\gamma}{\gamma - 1} R \quad (2-26)$$

Untuk gas ideal dengan aliran isentropis, maka persamaan tekanan stagnasinya dapat dituliskan:

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma = \left(\frac{T}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2-27)$$

Karena:

$$P = \rho R T$$

maka:

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (2-28)$$

Sehingga hubungan temperatur stagnasi dengan aliran gas didalam nosel adalah:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma R V^2}{2 C_p R T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (2-29)$$

dan

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2-30)$$

2.5 Hubungan Antara Ruang Bakar dan Aliran Gas

Persamaan energi untuk gas hasil pembakaran di dalam ruang bakar adalah :

$$\frac{V^2}{2} + C_p T = \text{konstan}$$

Atau dapat juga ditulis menjadi:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma - 1} R T = \text{konstan} \quad (2-31)$$

dan karena gasnya ideal, maka persamaannya menjadi

$$\frac{V^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma + 1} \frac{P}{\rho} = \text{konstan} \quad (2-32)$$

Dengan demikian hubungan kondisi ruang bakar dengan laju aliran gas dapat ditulis menjadi:

$$\frac{V_c^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma - 1} R T_c = \frac{V^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma - 1} R T \quad (2-33)$$

tetapi, karena kondisi stagnasi di dalam ruang bakar, dengan kecepatan gas $V = 0$, maka

$$V^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} R T \left(\frac{T_c}{T} - 1 \right) \quad (2-34)$$

karena $a^2 = \gamma R T$, maka

$$V^2 = \frac{2a^2}{\gamma - 1} \left(\frac{T_c}{T} - 1 \right) \quad (2-35)$$

dan karena $\frac{V^2}{a^2} = M^2$, maka

$$\frac{V^2}{a^2} = \left(\frac{T_c}{T} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \quad (2-36)$$

Dengan demikian hubungan temperatur ruang bakar dengan kondisi aliran gas adalah:

$$\frac{T_c}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (2-37)$$

Sehingga tekanan kerja gas menjadi:

$$\frac{P_c}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2-38)$$

2.6 Perubahan Kecepatan

Persamaan kontinuitas fluida yang diperoleh dari prinsip kekekalan massa, dimana laju aliran massa masuk akan sama dengan laju aliran massa keluar, maka dapat ditulis persamaan sebagai berikut:

$$\rho \cdot A \cdot V = \rho_1 \cdot A_1 \cdot V_1$$

atau

$$\frac{A}{A_1} = \frac{\rho_1 \cdot V_1}{\rho \cdot V} \quad (2-39)$$

dengan $V_t = a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T_t}$

sehingga; $V = a \cdot M = M \cdot \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$ (2-40)

Dengan mensubstitusikan persamaan di atas, diperoleh hubungan antara perubahan kecepatan terhadap perubahan bilangan Mach, yaitu:

$$\frac{V}{V_t} = M \sqrt{\frac{\gamma + 1}{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)}} \quad (2-41)$$

Demikian juga akan diperoleh persamaan terhadap perubahan luas penampang dari nosel:

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\frac{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}{\gamma + 1} \right] \quad (2-42)$$

Dengan menggunakan persamaan fluida kompresibel, diperoleh persamaan yang dapat menjelaskan hubungan antara kondisi ruang bakar dan kerongkongan nosel terhadap gas yang mengalir di dalamnya. Berdasarkan persamaan inilah akan dirancang dan digambar kontur nosel.

3 SIMULASI UJI PROPULSI

Sebelum melakukan simulasi propulsi dengan menggunakan piranti lunak yang telah ada di Bidang Propulsi-LAPAN, terlebih dahulu harus melakukan beberapa perhitungan variabel-variabel

yang nantinya menjadi masukan (*input*) untuk program simulasi tersebut. Besaran-besaran yang dimaksud adalah gaya dorong dan tekanan ruang bakar, seperti yang telah ditunjukkan pada rumus-rumus di atas.

Dari perhitungan-perhitungan (secara teoritis), diperoleh:

- ° Gaya dorong (*Thrust*); $F = 1280$ Kgf
- ° Tekanan ruang bakar; $P_c = 43,64$ Kg/Cm⁴
- ° Waktu bakar propelan; $t_b = 4,6$ det
- ° Total Impuls teoritis; $I_{sp} = 5888$ Kg-det

Dari besaran-besaran yang diperoleh tersebut, akan dijadikan patokan untuk merancang dan menggambar kontur nosel roket yang diharapkan.

Kurva-kurva gaya dorong terhadap *time* (*thrust-time history*) dan tekanan ruang bakar terhadap *time* (secara teoritis), dapat dilihat pada Lampiran-1. Demikian juga rancangan nosel dan dimensinya, dapat dilihat pada Lampiran-2.

4 UJISTATIK

Berikut ini adalah beberapa langkah dan prosedur penting untuk melakukan uji statik :

- Komponen-komponen propulsi motor roket harus dirakit dengan hati-hati dan harus mengikuti standar operasi (SOP) yang ada,
- Rangka uji (*test bed*) disiapkan dengan baik,
- Motor roket diletakkan pada rangka uji,
- Sensor gaya dorong (*load cell*) dan tekanan ruang bakar (*pressure transducer*) dipasang, setelah dikalibrasi terlebih dahulu,
- Air pendingin (*cooling system*) disiapkan,
- Peralatan data akuisisi dan dokumentasi disiapkan dengan baik.

Hasil uji statik dari motor roket RX-150/1200 berupa kurva dapat dilihat pada Lampiran-3.

5 ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Tabel 5-1 di bawah ini adalah hasil simulasi (teoritis) dan praktek untuk melihat penyimpangan.

Tabel 5-1: HASIL SIMULASI (TEORITIS) DAN PRAKTEK

No.	Variabel	Teoritis	Praktek	Deviasi
1.	F (kgf)	1280	1223,14	1,05 %
2.	P_c $\left(\frac{kg}{cm^2}\right)$	43,64	41,6	0,95 %
3.	tb (det)	4,6	4,8	0,95 %
4.	Isp (kg-det)	5888	5871	0,98 %

Dengan memperhatikan tabel di atas, terlihat bahwa ada sedikit perbedaan antara teori dan praktek, walau masih dalam batas toleransi. Perbedaan ini dapat disebabkan oleh beberapa hal, antara lain:

- Variabel-variabel yang diasumsi sebagai *input* untuk program simulasi kurang akurat;
- Data-data rancangan yang kurang tepat;
- Hasil fabrikasi komponen-komponen propulsi motor roket yang mungkin kurang akurat,
- Bentuk dan dimensi *mandrill* kurang akurat;
- Gas *real* hasil pembakaran bukan gas ideal.

6 KESIMPULAN

- Hasil simulasi propulsi roket RX-150/1200 sangat mendekati hasil uji statiknya dan perbedaan cukup kecil, yakni <2% ,
- Unjuk kerja sistem propulsi motor roket ini masih dapat ditingkatkan bila rancangannya menggunakan piranti

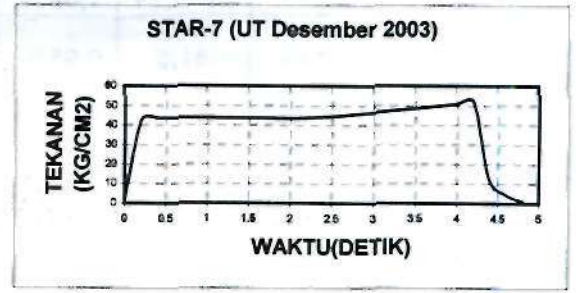
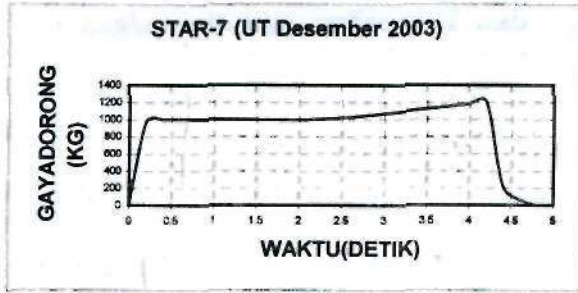
lunak CPD (*Computational Fluid Dynamic*) Fluent. Agar penelitian dilakukan dengan 2 (dua) bahkan 3 (tiga) dimensi, sehingga distribusi temperatur, tekanan dan kecepatan laju fluida/gas dapat terlihat lebih akurat,

DAFTAR RUJUKAN

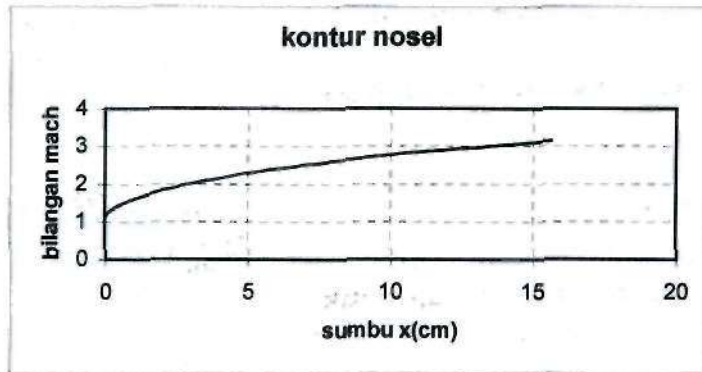
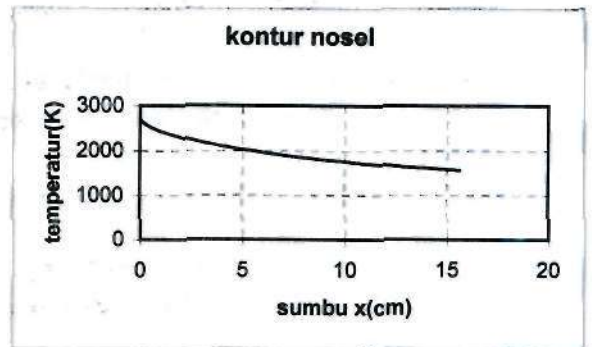
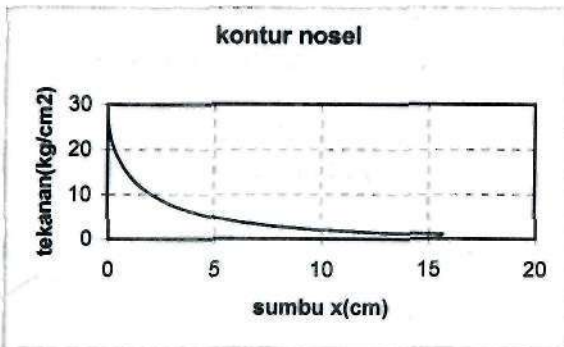
- Barrere, M., 1960. *Rocket Propulsion*, New York, Elseveir.
- George Emmanuel, 1986. *Gas Dynamics: Theory and Application*, New York: AIAA Education Series.
- Jhon D. Anderson, 1982. *Modern Compressible Flow*, New York: McGraw-Hill, New Age Publishers-New Delhi, 2006.
- Philip G. Hill; Carl Peterson, 1992. *Mechanic and Thermodynamics of Propulsion*, 2nd Edition: Addison Wesley Publishing House Cambridge, Mass.
- Popov, E.P., 1982. *Mechanics of Materials*, 2nd, (SI Version), New Jersey, Prentice Hall, Inc., Englewood Cliff.
- R. Andrea, 1992. *Generalized Geometric Analysis of Right Circular Cylindrical Star Perforated and Tapered Grains*, J. Propulsion, Vol. 8. Jan-Feb.
- S.M. Yahya. *Fundamentals of Compressible Flow with Aircraft and Rocket Propulsion*, SI. Unit, 3rd Edition.
- Soma, A. Salam, G., 1997. *Perhitungan Beban Pada Nosel Roket Dengan Metode Grid Hingga* Majalah LAPAN No.81.
- Sutton, G., 2001. *Rocket Propulsion Elements*, New York, Jhon Willey & Sons.

Lampiran - 1

Gratik Gaya dorong dan Tekanan ruang bakar Vs. Waktu untuk RX-150/1200 (Hasil Simulasi Propulsi)

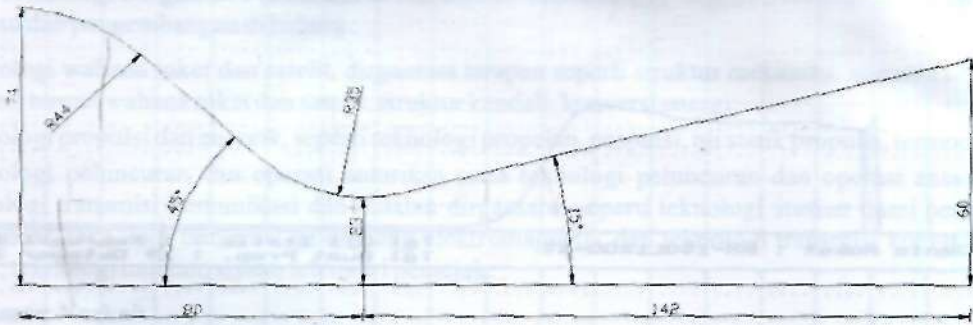


Gratik Tekanan (p), Temperatur (T) dan Bilangan Mach (M) Vs. Sumbu nosel (Sumbu-X)

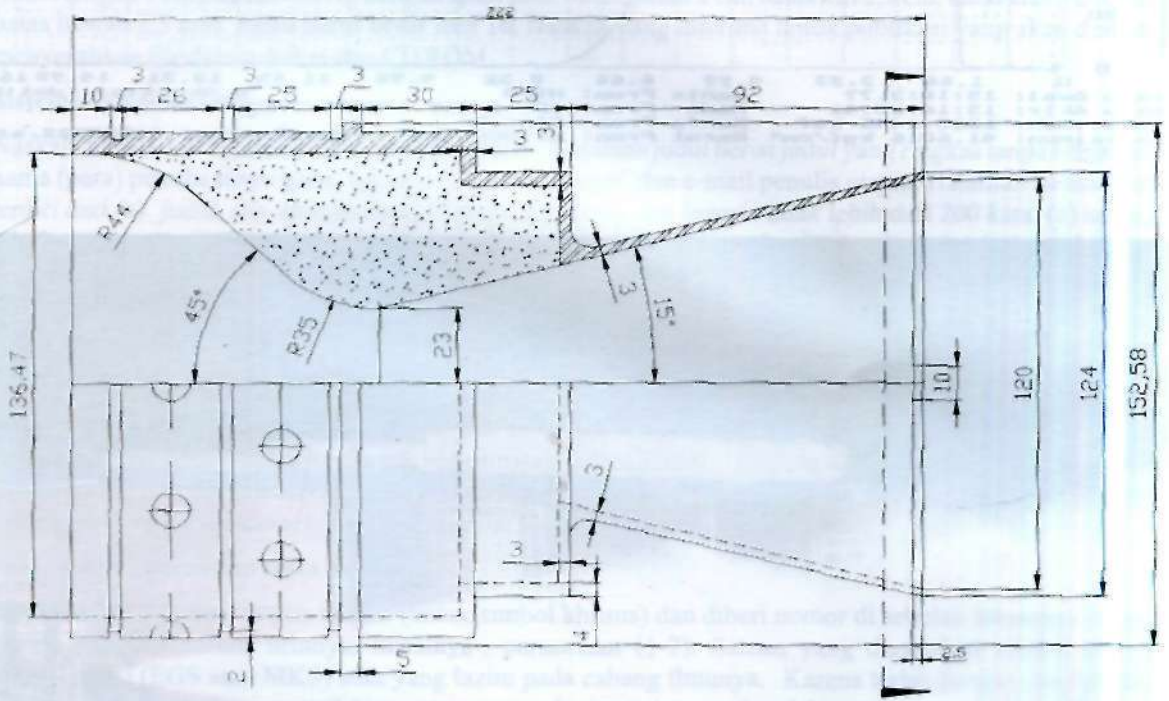


Lampiran - 2

Gambar hasil design kontur nosel motor roket RX-150/1200



KONTUR NOSEL RX-1512.01 (KONFIGURASI BINTANG 7)



Gambar dan dimensi nosel RX-150/1200

Lampiran - 3

Gambar grafik hasil uji statik dan jalannya uji statik motor roket RX-150/1200 (hasil praktek)

