

ANALISIS STRUKTUR NOSEL RX320 DENGAN MENGGUNAKAN BAHAN S45C

Edtwan
Peneliti Bidang Struktur, LAPAN

ABSTRACT

In May and July 2008, flight test of RX 320 rocket were successfully conducted. However there are still some areas need further improvements not only in design but also in fabrication process in order to have a lighter and easy-to-assembly nozzle by reducing its thickness.

At nozzle's inlet, basically the nozzle case only receives pressure loads since it is mainly protected by graphite, while its divergent part receives mainly thermal loads. Therefore the nozzle analysis can be adjusted to its main working loads. Simulations using the mentioned working loads result in stress distribution occurred in both parts of the nozzle i.e. convergent and divergent. Factor of safety as much 4 is obtained for convergent-nozzle part due to the pressure loads while factor of safety as much 1.7 is obtained for the divergent part due to the thermal loads. From the safety of factor values, it can be seen that the largest stress *is occurred in the divergent part which is mainly due to the temperatures.*

Keywords : *Rocket, Nozzle, Static*

ABSTRAK

Pada bulan Mei 2008 serta bulan Juli 2008 telah dilakukan uji terbang roket RX 320. Walaupun hasil uji terbang yang telah dilakukan cukup baik, namun masih diperlukan perbaikan, baik desain maupun proses pembuatannya agar lebih ringan serta lebih mudah proses pemasangannya.

Pada bagian sisi masuk, hanya menerima beban tekanan saja karena bagian tersebut dilindungi dengan grant, sedangkan bagian divergen hanya menerima beban temperatur saja, sehingga analisis yang dilakukan disesuaikan dengan beban yang diterima struktur nosel tersebut. Dari simulasi beban tersebut diperoleh tegangan yang terjadi pada kedua bagian nosel tersebut, faktor keamanan bagian konvergen akibat pengaruh tekanan sebesar 4 atm sedangkan bagian divergen yang menerima beban temperatur sebesar 1.7, sehingga tegangan terbesar sesuai dimensi roket yang dibuat adalah pada bagian divergen akibat pengaruh temperatur.

Kata kunci: *Roket, Nosel, Statik*

1 PENDAHULUAN

Untuk menghasilkan struktur yang sesuai dengan rancangan diperlukan keterampilan di berbagai bidang dan tersedianya sarana penunjang, seperti pemilihan material yang sesuai dan proses pembuatan yang memadai serta perancangan dengan simulasi komputer yang terampil.

Kendala besar yang sering dihadapi dalam pengembangan motor roket secara umum adalah keterbatasan material yang sesuai dengan kriteria optimasi rancangan struktur yang diinginkan.

Nosel motor roket merupakan salah satu komponen motor roket yang berfungsi selain untuk menghasilkan

kecepatan dan gaya dorong motor roket, nosel harus mampu menahan beban tekanan dan temperatur gas pembakaran dalam tabung motor roket, sehingga struktur nosel harus mempunyai faktor keamanan yang cukup baik

Dalam analisis kekuatan struktur nosel motor roket, akan dilakukan dengan bantuan perangkat lunak yang berbasis elemen hingga. Analisis akan meliputi tegangan yang terjadi akibat beban tekanan hasil pembakaran, sedangkan pengaruh temperatur dilindungi dengan bahan grafit sebagai pelindung tahan panas.

Sebuah roket hanya dapat digunakan satu kali, maka untuk melakukan penelitian diperlukan bahan struktur yang cukup banyak, dari tahap awal sudah dilakukan optimasi perancangan dengan maksud mengurangi biaya produksi dan memperpendek waktu pembuatan. Struktur harus kuat dan ringan, semua dimensi dan spesifikasinya harus sudah diperkirakan sejak awal seperti diameter, tebal, bahan yang digunakan mudah didapat dan sesuai dengan kekuatan yang disyaratkan untuk struktur roket.

Untuk memenuhi unsur di atas, maka dilakukan perancangan nosel motor roket menggunakan perangkat lunak bidang struktur. Perancangan dengan menggunakan perangkat lunak ini bertujuan mempercepat hasil rancangan dengan simulasi dan gambar yang dapat dianalisa dengan cepat dan mudah, serta dapat dibaca dan dimodifikasi lagi dengan menggunakan perangkat lunak lainnya, seperti Autocad.

Setiap logam akan memuai akibat pengaruh temperatur, yang besarnya bervariasi dipengaruhi oleh ketebalan, bahan yang digunakan dan temperatur yang diterimanya. Biasanya bahan yang tidak tahan terhadap temperatur

dilindungi oleh isolator termal atau dilapisi dengan bahan yang lebih tahan terhadap temperatur, seperti yang akan dibahas pada tulisan ini yaitu nosel motor roket dengan bahan S45C dengan pelindung grafit.

Fungsi tabung atau pipa akan aman dan dapat diandalkan bila beban yang bekerja dapat dianalisa. Beban berasal dari pembakaran bahan bakar yang berupa panas dan tekanan. Untuk mengurangi berat struktur pipa atau tabung, maka bagian tertentu harus dimodifikasi. Salah satu bagian yang akan dimodifikasi adalah ketebalan yang optimum dan bentuk yang baik.

2 DIMENSI NOSEL MOTOR ROKET

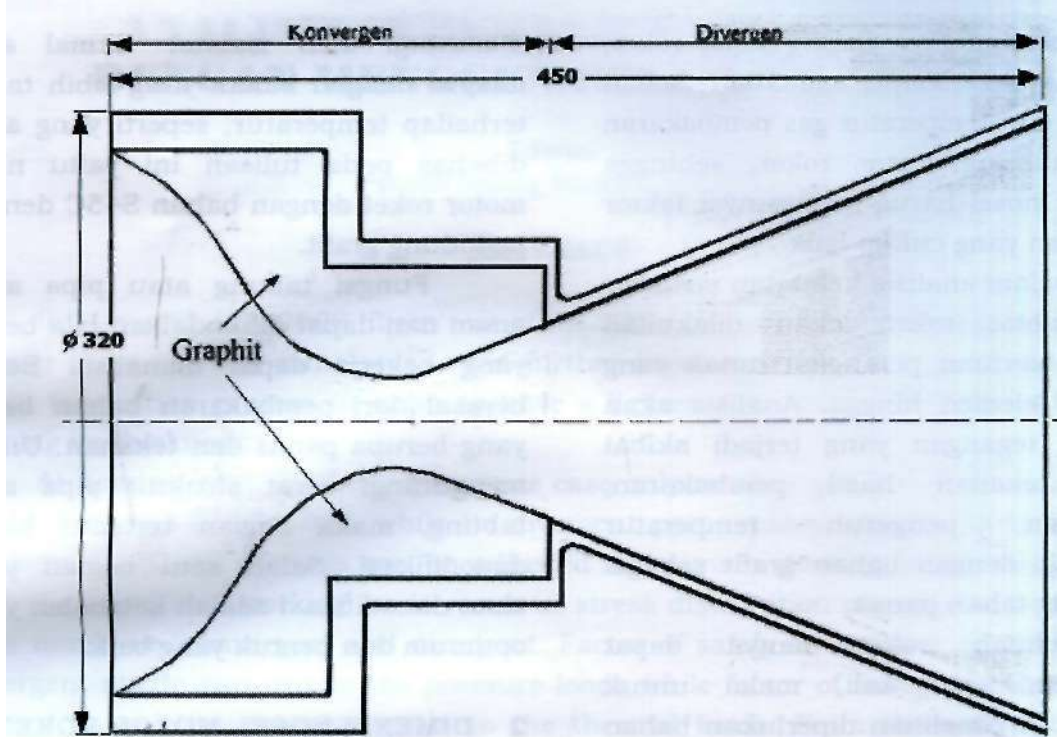
Geometri nosel motor roket yang dianalisa berdiameter 320 mm. Bahan nosel adalah S45C dengan spesifikasi sebagai berikut, dimulai dari modulus elastisitas (E), masa jenis (ρ), harga Poisson (ν) dan kekuatan tarik bahan maksimum (σ_{ult})

$$E = 2.1 \times 10^6 \text{ kg/cm}^2$$
$$\nu = 0.3 \text{ (harga Poisson)}$$
$$\rho = 7.8 \times 10^{-3} \text{ kg/cm}^3$$
$$\sigma_{ult} = 6000 \text{ kg/cm}^2$$

Untuk dimensi nosel RX-320 seperu' yang dapat dilihat pada Gambar 2-1.

Untuk mengetahui kekuatan struktur nosel, terhadap pengaruh tekanan, maka dilakukan perhitungan dengan menggunakan tekanan yang terjadi sewaktu uji statik yaitu tekanan 70 kg/cm^2 untuk RX 320 dengan tebal 6 mm.

Perhitungan tegangan statik ini dilakukan dengan cara membuat model Metode Elemen Hingga (FEM) dari dimensi nosel di atas dengan 242 titik simpul dan 216 elemen nodal segi empat.



Gambar 2-1: Dimensi nosel motor roket RX-320

3 METODE ELEMEN HINGGA

Konsep dasar dari metode elemen hingga menyatakan bahwa untuk setiap besaran-besaran kontinu seperti temperatur, tekanan dan perpindahan, dapat didekati oleh sebuah model diskrit dari kumpulan fungsi kontinu yang didefinisikan pada batas dari sejumlah sub domain. Fungsi kontinu yang terpotong kecil-kecil ini akan didefinisikan dengan menggunakan harga dan besaran kontinu pada titik-titik di dalam domain tersebut, dan harga besaran ini tidak diketahui, tetapi dapat dicari sehingga untuk selanjutnya pada setiap titik tertentu di dalam daerah domain akan dapat ditentukan harga numeriknya.

Matrik kekakuan

$$[k] = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \quad (3-1)$$

$$k_{11} = \frac{2 \cdot \pi \cdot E \cdot t}{(1 - \nu^2)(R_2 - R_1)^2} R_2 \left[R_2 \cdot \ln \left(\frac{R_2}{R_1} \right) - 2(1 + \nu)(R_2 - R_1) \right] + (1 + \nu)(R_2^2 - R_1^2)$$

$$k_{12} = k_{21} = \frac{2 \cdot \pi \cdot E \cdot t}{(1 - \nu^2)(R_2 - R_1)^2} [-R_1 \cdot R_2 \cdot \ln \left(\frac{R_2}{R_1} \right)]$$

$$k_{22} = \frac{2 \cdot \pi \cdot E \cdot t}{(1 - \nu^2)(R_2 - R_1)^2} R_1 \left[R_1 \cdot \ln \left(\frac{R_2}{R_1} \right) - 2(1 + \nu)(R_2 - R_1) \right] + (1 + \nu)(R_2^2 - R_1^2)$$

Asumsi awal untuk perpindahan adalah sebagai berikut,

$$w = \alpha_1 + \alpha_2 \cdot r$$

Vektor regangan awal dan tegangan bidang [D]

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_r \\ \epsilon_H \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{dw}{dr} \\ \frac{w}{r} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 1/r & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \end{Bmatrix} \quad (3-2)$$

dimana

$$\{\alpha\} = [C^{-1}] \cdot \{U_i\}$$

atau

$$\begin{Bmatrix} w_1 \\ w_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & R_1 \\ 1 & R_2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \end{Bmatrix}$$

4 PERHITUNGAN TEGANGAN

Untuk memudahkan perhitungan, model dibuat dengan menjadikan bagian exit bebas, sedangkan bagian ke tabung dijepit seperti Gambar 4-1.



Gambar 4-1: Hasil permodelan metode elemen hingga

Tegangannya adalah,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_r \\ \sigma_H \end{Bmatrix} = \frac{E}{(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \nu \\ \nu & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_r \\ \epsilon_H \end{Bmatrix} \quad (3-3)$$

Keterangan :

ϵ_r = Regangan radial

ϵ_H = Regangan tangensial

σ_r = Tegangan radial

σ_H = Tegangan tangensial

fungsi perpindahan

$$u = (1 - \zeta) \cdot u_1 + \zeta \cdot u_2$$

$$w = (1 - 3 \cdot \zeta^2 + 2 \zeta^3) \cdot w_1 + \theta_1 \cdot l(\zeta + 2 \zeta^2 + \zeta^3) + (3 \zeta^2 - 2 \zeta^3) w + \theta_2 \cdot l(-\zeta^2 + \zeta^3)$$

dimana $\zeta = x/l$

vektor tegangan dan momen adalah,

$$\begin{Bmatrix} \sigma_r \\ \sigma_H \\ M_x \\ M_H \end{Bmatrix} = \frac{E}{(1-\nu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 & 0 \\ \nu & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & l^2/12 & \nu l^2/12 \\ 0 & 1 & \nu l^2/12 & l^2/12 \end{bmatrix} \cdot \{\epsilon\} \quad (3-4)$$



Gambar 4-2: Tegangan 1400 kg/cm² pengaruh tekanan RX 320



Gambar 4-3: Tegangan 3400 kg/cm² pengaruh temperatur RX 320

5 ANALISIS HASIL SIMULASI

Hasil yang didapat dari Gambar 4-2: tegangan sebesar 1400 kg/cm² akibat pengaruh tekanan $P=70$ kg/cm² sehingga menghasilkan faktor keamanan sebesar 4. Sedangkan akibat pengaruh temperatur diperoleh tegangan sebesar 3400 kg/cm², sehingga harga faktor keamanan akibat pengaruh temperatur sebesar 1.7. Untuk perhitungan lengkapnya adalah sebagai berikut

Untuk pengaruh tekanan

$$SF = \frac{5800}{1430} = 4$$

Untuk pengaruh temperatur

$$SF = \frac{5800}{3400} = 1.7$$

Dari hasil perhitungan di atas nosel RX-320 cukup aman akibat pengaruh tekanan dan temperatur yang terjadi sewaktu roket diuji terbang.

6 KESIMPULAN DAN SARAN

Dari analisis yang dilakukan terhadap nosel motor roket RX-320 bahan baja S45C dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

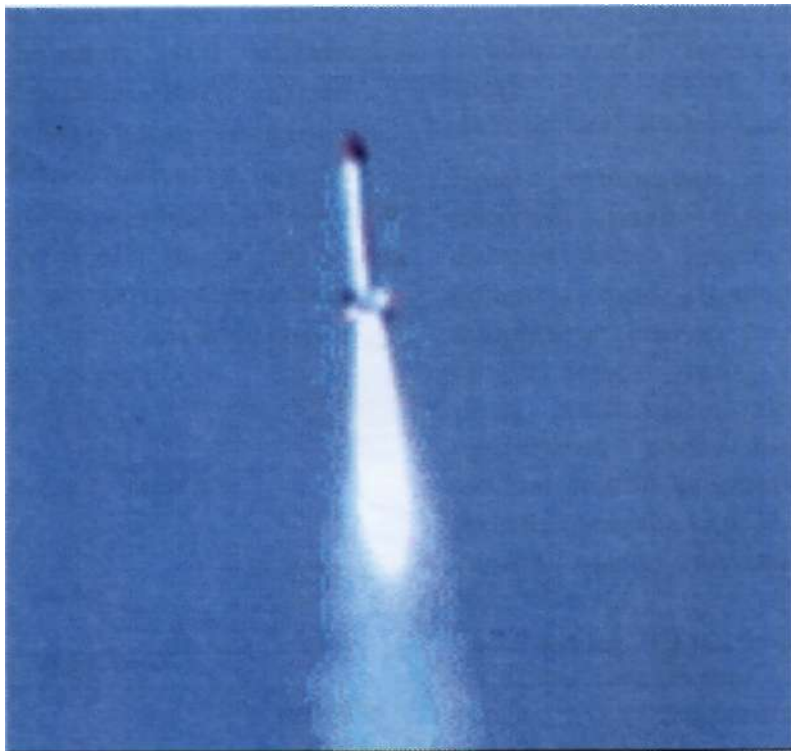
- Hasil perhitungan akibat pengaruh tekanan pada bagian konvergen didapat faktor keamanan sebesar 4 dengan mengabaikan pengaruh temperatur karena bagian konvergen dilapisi dengan grafit,
- Hasil perhitungan akibat pengaruh temperatur pada bagian divergen didapat faktor keamanan sebesar 1.7 dengan mengabaikan pengaruh tekanan karena bagian divergen tekanannya cukup kecil,
- Dari kedua poin di atas dapatlah disimpulkan secara umum bahwa pengaruh temperaturlah yang merupakan bagian paling kritis sehingga diperlukan analisis lebih mendalam yaitu perlu dilakukan pengujian tegangan dan regangan secara langsung sewaktu dilakukan uji statik dengan menggunakan *Strain gage*.

DAFTAR RUJUKAN

- L.H. Abraham, 1962. *Structured Design of Missiles and Spacecraft*, McGraw-Hill, New York.
- Y. C. PAO, 1986. *A First Course in Finite Element Analysis*. Allyn and Bacon, Boston USA.
- J. P. Holman, 1981. *Heat Transfer*, McGraw-Hill Book, Inc, New York.
- Boley And Weiner, 1982. *Theory of Thermal Stresses*, John wiley and Son, Singapore.
- Cook D.1982. *Consepts And Applications of Finite Element Analys*, John Wiley Inc.
- Alan A., 1984. *Computer-Aided Heat Transfer Analysis*, McGraw-Hill, Tokyo.
- Morgan, 1981. *Numerical Metods in Heat Transfer*, John Willey.
- E.R. Parker, 1967. *Material Missiles and Spacecraft*, University Barkley California.
- User Manual SAP90, 1989. *Structure Analysis Program* Computer and Structure Inc, California University Avenue Berkeley, USA.



Gambar 1: Nosel RX 320 beserta graphit



Gambar 2. Roket RX-320 pada uji terbang Mei dan Juli 2008