

PENERAPAN FEM UNTUK MENENTUKAN MATERIAL KOMPONEN PROPULSI ROKET RKX-10C16

Ganda Samosir

Peneliti Pada Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN
e-mail: gandasamosir@gmail.com

ABSTRACT

One of the most important rocket propulsion components is nozzle where the thermal energy is converted to kinetics and finally became the mechanics energy in the form of thrust. During the combustion process of the propellant, the nozzle will be influenced by some constraints, namely the *pressure* and the *thermal*. The nozzles material chosen, must than be strength enough to minimize those constraints, but still, the nozzle must be weight enough. The Finite Element Method (FEM) used to analyze the nozzles structure strength must be applied to those constraints separately. The result is then compared to the technical specification of the nozzle material chosen. From the static test of the rocket 100 mm clases, it is known that the operating pressure is $46 \text{ kg/cm}^2 = 4,51 \text{ MPa}$ and 3000°C of temperature but about 90 % are absorbed by the tube liners (inhibitor). If the calculated safety factor minimum, $S_F \text{ min} \geq 1$, the selected material then meets the requirement. Basically, the rocket nozzle consist of two different materials, the outer side is made from the metal (steel), the inner one is from the graphite, but the calculation in this paper was made to the metal part only. After being well analyzed, we arrive then to the conclusion that the metal part of the nozzle is made from the carbon steel S-45C.

Keywords: *Pressure, Thermal, Safety factor, Solid stress Von Misses*

ABSTRAK

Salah satu komponen propulsi roket terpenting adalah nosel di mana energi kalor hasil pembakaran propelan dikonversi menjadi energi kinetis, kemudian dikonversi lagi menjadi energi mekanis dalam bentuk gaya dorong (*thrust*). Selama proses pembakaran propelan, nosel akan terkena beberapa beban sekaligus, yakni beban akibat **tekanan** dan **panas**, oleh karena itu, material nosel harus mampu mengatasi konstrain yang terjadi, namun bobot nya tetap ringan. Aplikasi metode elemen hingga (FEM/Finite Element Method) untuk analisis kekuatan struktur nosel, dilakukan secara terpisah untuk kedua jenis beban tersebut. Hasilnya kemudian disuperposisi dan dibandingkan dengan data material nosel yang dipilih. Dari uji statik, diketahui tekanan kerja rerata sebesar $46 \text{ kg/cm}^2 = 4,51 \text{ MPa}$ dan temperatur sekitar 3000°C , namun 90 % nya diserap oleh *liner* tabung (inhibitor). Apabila faktor keamanan terkecil (*safety factor; S_F*) perancangan ≥ 1 material yang dipilih memenuhi persyaratan perancangan. Nosel roket pada dasarnya terdiri dari dua jenis material, bagian terluar terbuat dari logam (baja), bagian dalam dilapisi oleh grafit (karbon), pada makalah ini perhitungan hanya diterapkan untuk bagian logam saja.

Kata Kunci: *Tekanan, Termal, Faktor keamanan, Tegangan solid Von Misses*

1 PENDAHULUAN

Secara garis besar, komponen sistem propulsi roket adalah: nosel atau pipa pancar, tabung atau ruang bakar, cap, dan lain lain, yang semuanya merupakan struktur solid "*penyumbang*" berat total sebuah roket yang cukup signifikan. Karena salah satu variabel penentu unjuk kerja roket adalah bobot total struktur solidnya yang harus seringan mungkin, maka perlu dilakukan perhitungan yang cermat agar diperoleh material yang ringan, namun tetap mampu mengatasi seluruh konstrain yang ada.

Pada makalah ini akan diteliti, apakah pemilihan Baja Karbon S-45C ini sebagai material untuk membuat nosel sudah tepat, yakni di samping mampu menahan semua konstrain yang ada, juga tetap harus ringan.

Sebagai salah satu komponen sistem propulsi terpenting, nosel haruslah dirancang dengan baik agar mampu menahan beban-beban yang ada, namun tetap harus seringan mungkin. Beban-beban yang bekerja pada nosel adalah tekanan dan termal yang cukup tinggi sebagai akibat dari pembakaran propelan untuk menghasilkan gaya dorong (*thrust*) roket. Untuk itu, dalam perancangan dan pemilihan material struktur nosel harus seakurat mungkin dengan faktor keamanan yang baik. Perhitungan ini dapat dilakukan oleh piranti lunak NASTRAN yang berbasis elemen hingga (FEM). Analisis yang dilakukan meliputi tegangan statik yang terjadi, terutama akibat beban tekanan (*internal pressure*) dan beban termal.

Hasil penjumlahan kedua tegangan tersebut (tekanan dan termal), menghasilkan tegangan statik maksimum Von Misses (σ_{VM}), kemudian dibandingkan dengan tegangan leleh dari material yang dipilih (σ_{yield}), untuk mendapatkan faktor keamanan, S_F . Perancangan akan dapat dikatakan aman, bila $S_F \text{ min} \geq 1$.

2 DASAR TEORI

Struktur nosel sebuah roket, biasanya terdiri dari 2 (dua) macam material, baja karbon S-45C untuk bagian luar dan grafit, dari mulai inlet sampai dengan *throat* area, di bagian dalam nosel. Penggunaan lapisan grafit ini sangat diperlukan, sebab beban termal dan *ablasi* pada nosel sebagai akibat aliran gas fluida dari hasil pembakaran propelan adalah sangat besar.

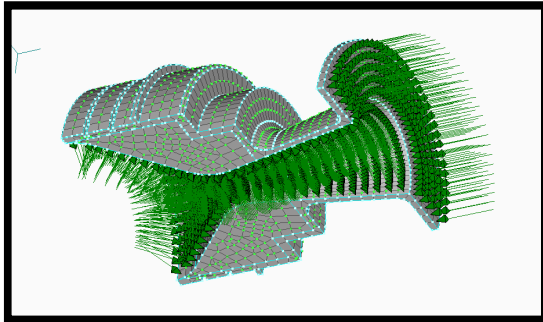
Penggunaan material baja karbon S-45C ini sudah dimulai sekitar awal tahun 2001, dimana spesifikasi teknis material ini adalah sebagai berikut: $\sigma_{ult} = 450 \text{ MPa}$, $\sigma_{yield} = 314 \text{ MPa}$, Modulus Elastisitas, $E = 1,96 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$, $G = 7,58 \times 10^{10} \text{ N/m}^2$, $\nu = 0,32$, tension = kompresi = $4 \times 10^8 \text{ MPa}$, $\rho = 7862,3 \text{ kg/m}^3$.

Analisis kekuatan komponen struktur propulsi nosel ini akan dapat diselesaikan dengan bantuan piranti lunak NASTRAN ber basis FEM, dimana besaran-besaran yang diperlukan sebagai masukan, antara lain adalah:

- geometri struktur nosel
- jenis dan karakteristik nosel
- beban-beban yang bekerja (diperoleh dari hasil simulasi propulsi untuk dinamika fluida).

Data selengkap nya disertakan pada lampiran.

Analisis meliputi tegangan statik, yang terjadi akibat beban termal dan beban tekanan, sebagai akibat pembakaran propelan. Langkah awal untuk aplikasi piranti lunak ini adalah membuat pemodelan FEM pada struktur nosel yang ditinjau, namun mengingat bentuk nosel adalah simetris terhadap sumbu z, maka pemodelan cukup dilakukan untuk setengahnya saja, seperti terlihat pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Model FEM "Setengah Nosel" (Distribusi Beban Kerja)

Dari pemodelan "setengah nosel" ini, diperoleh jumlah *elemen* sebanyak 1023 buah dan 1613 untuk *nodal*. Sedangkan nosel dihubungkan atau di kopel pada tabung roket, menggunakan sejumlah sistem baut tanam yang lebih dikenal dengan istilah *constraint fixed*. Menurut teori, tegangan yang terjadi bila menggunakan sambungan baut, akan selalu mengikuti arah T_x, T_y, T_z, R_x, R_y dan R_z . Terlihat ada enam buah komponen arah, oleh karena itu, penyelesaiannya juga menggunakan metode matrik 6 x 6.

2.1 Tegangan Statik pada Nosel

Seperti telah disinggung di atas, penyebab tegangan statik pada nosel ada dua, yakni beban akibat tekanan yang bekerja pada setiap elemen dan beban akibat termal yang bekerja pada setiap nodal. Oleh karena itu, peninjauannya pun dilakukan secara parsial.

2.1.1 Akibat beban tekanan

Untuk menganalisis beban tekanan ini, maka ditinjau elemen kaku (solid element) *isotropik* 3D (dimensi) dari nosel, yang bila ditulis dalam bentuk matriks, menjadi sebagai berikut:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} [F] \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix} \quad (2-1)$$

dengan:

σ = tegangan pada elemen, indeks x, menyatakan arah sumbu-x, dan seterusnya

E = modulus elastisitas (MPa)

ν = poisson ratio

$[F]$ = matriks gaya yang simetris

ϵ = strain (regangan) (mm)

Gaya F dalam bentuk matriks 6x6 yang simetris, dituliskan sebagai berikut:

$$[F] = \begin{bmatrix} (1-\nu) & \nu & \nu & 0 & 0 & 0 \\ & (1-\nu) & \nu & 0 & 0 & 0 \\ & & (1-\nu) & 0 & 0 & 0 \\ & & & (1-2\nu)/2 & 0 & 0 \\ & & & & (1-2\nu)/2 & 0 \\ & & & & & (1-2\nu)/2 \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

S I M E T R I S

Sementara itu, hubungan modulus geser; G dengan modulus elastisitas; E adalah:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2-3)$$

Matriks tegangan-regangan (stress-strain matrix); $[D]$ diperoleh dari persamaan (2-1) dan (2-2), yakni:

$$[D] = \frac{E}{(1+\nu)(1-2\nu)} [F] \quad (2-4)$$

Defleksi yang terjadi pada ke-4 titik nodal dari elemen solid, dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$\{d\} = \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ w_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ u_4 \\ v_4 \\ w_4 \end{Bmatrix} \quad (2-5)$$

Dari persamaan (2-5), dapat dikatakan bahwa terdapat 3 DoF (*Degree of Freedom*/derajat kebebasan) untuk setiap nodal yang ditinjau, dengan demikian ada 12 DoF untuk setiap elemen.

Dalam bentuk matriks, besarnya gaya untuk setiap nodal pada elemen adalah:

$$\{f\} = [k]\{d\} \quad (2-6)$$

dengan:

$\{d\}$ = matriks defleksi tiap nodal

$\{k\}$ = matriks kekakuan elemen akibat P

$$= \iiint_v [B]^T [D] [B] dV \quad (2-7)$$

V = volume elemen (mm)³

$[B]^T$ = matriks transpose dari $[B]$

$[B]$ = matriks perpindahan elemen segi-4 (*Quadrilateral Element Displacement Matrix*)

$$= [B_1 \ B_2 \ B_3 \ B_4]$$

Sub-matriks $[B_1]$, sebagai contoh; dapat dihitung melalui persamaan di bawah ini:

$$[B_1] = \begin{bmatrix} N_{1,x} & 0 & 0 \\ 0 & N_{1,y} & 0 \\ 0 & 0 & N_{1,z} \\ N_{1,y} & N_{1,x} & 0 \\ 0 & N_{1,z} & N_{1,y} \\ N_{1,z} & 0 & N_{1,x} \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

Demikian juga halnya untuk sub-sub matriks yang lain: B_2 , B_3 , B_4 , dapat di hitung dengan cara yang sama, cukup

merubah indeks i pada variable N_i dengan 2, 3 dan 4. Sementara itu, untuk N_2 , N_3 , N_4 ditentukan sebagai fungsi bentuk dengan menggunakan koefisien α_i , β_i , γ_i dan δ_i (dimana $i = 1, 2, 3$ dan 4), sebagai contoh dapat dilihat seperti dibawah ini:

$$N_1 = \frac{(\alpha_1 + \beta_1 x + \gamma_1 y + \delta_1 z)}{6V} \quad (2-9)$$

Karena diasumsikan bahwa tekanan internal P bekerja merata pada permukaan nodal 1, 2, 3, maka besarnya resultante gaya pada nodal-nodal, ditentukan melalui persamaan (2-10) dibawah ini:

$$\{f_s\} = \iint_s [N]^T \begin{Bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{Bmatrix} dS \quad (3-10)$$

Besarnya tegangan *von Mises*, dapat ditentukan dengan membagi persamaan (2-10) terhadap luas elemen yang ditinjau (agar perancangan aman, maka tegangan yang terjadi harus masih lebih kecil dibandingkan dengan kekuatan material).

Untuk tri-aksial, maka tegangan menurut Kriteria von Mises (Von Mises Criterion) adalah:

$$\sigma_{VM} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2} \quad (2-11)$$

dengan:

$$\sigma_x = \frac{E(\epsilon_x(1-\nu) + \nu(\epsilon_y + \epsilon_z))}{(1-\nu-2\nu^2)} \quad (2-12)$$

Untuk arah sumbu koordinat yang lain, σ_y dan σ_z , cukup hanya merubah indeksnya saja.

Dari persamaan (2-11), kemudian akan diperoleh besarnya faktor keamanan; SF (*Safety Factor*), yakni:

$$SF = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_{VM}} \quad (2-13)$$

2.1.2 Akibat beban termal

Tegangan akibat termal pada elemen dinding nosel, terjadi akibat pembakaran propelan di dalam ruang bakar atau *combustion chamber* untuk menghasilkan gaya dorong atau *thrust*. Secara matriks, hubungan antara tegangan-regangan pada elemen dinding nosel akibat termal, dapat ditulis sebagai berikut:

$$\{\sigma\} = [E]\{\varepsilon\} - \{\varepsilon_T\} \quad (2-14)$$

dengan:

$$\begin{aligned} \{\sigma\} &= \text{matriks tegangan elemen} \\ [E] &= \text{matriks kekakuan elemen akibat } T \\ \{\varepsilon\} &= \text{matriks regangan elemen } (\textit{element strain matrix}) \\ \{\varepsilon_T\} &= \text{matriks regangan akibat thermal.} \\ &= \{\alpha.T\} \end{aligned} \quad (2-15)$$

α = koefisien ekspansi thermal
 T = temperatur ruang bakar yang di asumsikan kenaikannya seragam.

Regangan akibat termal pada elemen pada suatu *bidang regangan* (plane strain) dalam bentuk matriks adalah:

$$\{\varepsilon_T\} = (1 + \nu) \begin{Bmatrix} \alpha T \\ \alpha T \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2-16)$$

Untuk *quadrilateral element* dengan nodal pada titik-titik 1(x_1, y_1), 2(x_2, y_2) dan seterusnya sampai dengan titik 4, maka distribusi gaya yang terjadi pada nodal adalah:

$$\{f_T\} = \{B\}^T [D_1] \{\varepsilon_T\} t.A \quad (2-17)$$

dengan:

$$\begin{aligned} \{B\} &= \text{matriks nodal displacement} \\ &\quad \textit{quadrilateral element} \\ &= \begin{Bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ u_2 \\ v_2 \\ u_3 \\ v_3 \\ u_4 \\ v_4 \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (2-18)$$

$$[D_1] = \frac{E}{1-\nu} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix} \quad (2-19)$$

t = tebal elemen dinding nosel (mm)

A = luas elemen quadrilateral (mm^2)

Bila kemudian persamaan (2-17) dibagi terhadap luas tiap-tiap elemen, maka akan diperoleh besarnya tegangan yang terjadi akibat termal untuk setiap elemen.

3 SIMULASI NASTRAN

Piranti lunak NASTRAN berbasis FEM, pada dasarnya dikembangkan berdasarkan formula-formula seperti yang dibahas pada BAB-2 di atas. Masukan atau input untuk menjalankan program, antara lain adalah:

- membuat gambar nosel (karena simetris, maka cukup setengahnya saja, lihat Gambar 2-1), yang ini disebut model FEM.
- data-data sifat (*mechanical properties*) material baja karbon S-45C, bisa dilihat pada Bab-2.
- dimensi nosel yang di rancang, yakni:
 - tebal nosel, $t = 3 \text{ mm}$
 - diameter inlet, $\Phi_{in} = 52 \text{ mm}$
 - diameter kerongkongan, $\Phi_{th} = 22 \text{ mm}$
 - diameter outlet $\Phi_{out} = 100 \text{ mm}$
- beban-beban yang terjadi:
 - tekanan kerja, $p = 46 \frac{kg}{cm^2}$
 - temperatur, $T = 3000 \text{ K}$

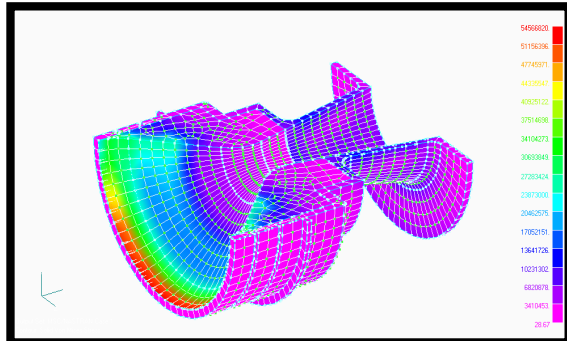
Karena penyebab tegangan statis ada dua, yakni akibat tekanan dan termal, maka analisisnya juga akan dilakukan secara terpisah.

3.1 Tegangan Akibat Tekanan

Umumnya semua komponen roket saling dihubungkan dengan sambungan tetap yang dikenal dengan istilah

constraint fixed, yakni pada arah 1, 2, 3, 4, 5, 6 atau T_x, T_y, T_z, R_x, R_y dan R_z .

Beban akibat tekanan yang terjadi pada dinding bagian dalam nosel merupakan perkalian antara tekanan yang terjadi terhadap luas tiap-tiap elemen, seperti terlihat pada Gambar 3-1 di bawah ini:



Gambar 3-1: Distribusi beban tekanan

Beberapa contoh hasil perhitungan tekanan kerja akibat pembakaran propelan dari piranti lunak NASTRAN berbasis FEM dapat dilihat di bawah ini:

No. elemen 1682 s.d 2141, selang 46 dan No.1636, menghasilkan $p = 7,277 E6 N/m^2$

No. elemen 1702 s.d 2161, selang 46 dan No.1656, menghasilkan $p = 6,922 E6 N/m^2$

No. elemen 1709 s.d 2168, selang 46 dan No.1676, menghasilkan $p = 6,203 E6 N/m^2$

.....dst nya.....

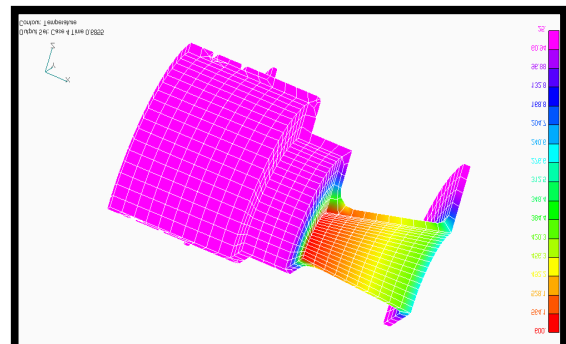
Elemen nomor 1682 tepat berada di daerah kerongkongan nosel bagian dalam yang menerima beban tekanan terbesar, yakni $p = 7,277 E6 N/m^2$. Sehingga dengan demikian diperoleh besarnya tegangan statik von Mises akibat tekanan:

$\sigma_{VM maks} = 12.957.753 N/m^2 = 12,96 MPa$ dan $\sigma_{VM min} = 47 kPa$, dan menghasilkan defleksi maksimum yang terjadi akibat tekanan pada dinding struktur nosel adalah, $\delta_{maks} = 2,57 E-4 m$.

3.2 Tegangan Akibat Temperatur

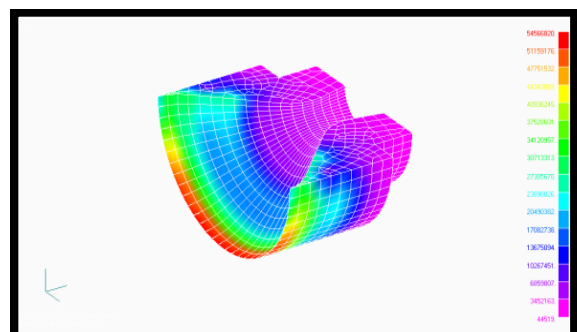
Beban akibat temperatur yang terjadi pada dinding bagian dalam nosel juga diselesaikan oleh piranti lunak NASTRAN (seperti halnya untuk menghitung beban akibat tekanan), seperti yang terlihat pada Gambar 3-2 di bawah ini.

Tegangan akibat temperatur ditinjau pada setiap nodal yang ada pada dinding struktur solid nosel, besarnya merupakan hasil bagi gaya termal yang terjadi di setiap nodal terhadap luas elemen, dimana gaya termalnya akan dihitung, yakni melalui persamaan (2-17).

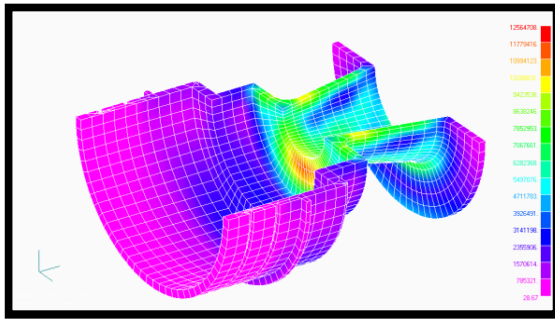


Gambar 3-2: Distribusi Beban Temperatur

Seperti telah disinggung di atas, komponen propulsi nosel terdiri dari dua jenis material berbeda, yakni di bagian inlet, terbuat dari grafit (Gambar 3-3), bagian luarnya terbuat dari baja S-45C (Gambar 3-4). Peninjauan dilakukan hanya untuk material baja saja, karena untuk grafit, akan selalu sama, yakni 30°C.



Gambar 3-3: Bagian Inlet Nosel (Grafit)



Gambar 3-4: Bagian Luar Nosel (Baja)

Beberapa contoh hasil perhitungan temperatur kerja oleh piranti lunak NASTRAN, dapat dilihat di bawah ini:

a. Pada nodal-nodal di exit cone nosel

No. 5539 s.d 6315, selang 70 dan No. 5460, menghasilkan temperatur $T = 1577^{\circ}\text{C}$

No. 5506 s.d 6282, selang 70 dan No. 5404, menghasilkan temperatur $T = 1487^{\circ}\text{C}$

No. 5522 s.d 6298, selang 70 dan No. 5424, menghasilkan temperatur $T = 817^{\circ}\text{C}$

..... dst nya.....

Nodal nomor 5539 berada tepat di ujung grafit (sedikit setelah kerongkongan bagian dalam nosel) yang menerima beban termal terbesar, yakni $T = 1577^{\circ}\text{C}$

b. Pada nodal-nodal sambungan grafit

Temperatur pada nodal-nodal, terutama di daerah sambungan dengan lapisan grafit, diasumsikan selalu sama dan merata, yakni $T = 30^{\circ}\text{C}$.

c. Pada nodal-nodal dinding luar nosel

Pada kondisi transien, yakni pada saat $t = 0,1$ detik, besarnya temperatur untuk setiap nodal selalu sama dan merata, yakni $T = 30^{\circ}\text{C}$. Dari besaran-besaran di atas, maka diperoleh harga tegangan statik solid von Misses sebesar, $\sigma_{VM maks} = 146.453.830 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 146,45$ MPa, dan $\sigma_{VM min} = 0,506$ MPa, sehingga besarnya defleksi maksimum, $\delta_{maks} = 1,15 \text{ E-}4$ m, yang terjadi di daerah pertemuan konvergen dan divergen nosel, yakni pada elemen nomor 1682

(lihat perhitungan tegangan akibat tekanan).

d. Pada nodal-nodal bagian dalam exit nosel

Setelah 3 detik pembakaran propelan (saat $t = 3$ detik), melalui analisis perpindahan panas (*heat transfer analysis*), diperoleh besarnya temperatur di bagian dinding dalam pada exit area nosel, sebesar $T = 550^{\circ}\text{C}$. Pada saat ini., NASTRAN menghitung harga tegangan statik solid von Misses sebesar, $\sigma_{VM maks} = 233$ MPa dan $\sigma_{VM min} = 22$ MPa, sehingga defleksi maksimum nya, $\delta_{maks} = 1,018 \text{ E-}4$ m.

4 FAKTOR KEAMANAN PERANCANGAN

Material bagian luar nosel adalah baja S-45C dengan $\sigma_{yield} = 313,9$ MPa, sedangkan besarnya tegangan kombinasi von Misses setelah $t = 3$ detik, adalah:

$$\sigma_{VM comb.maks} = \sigma_{VM maks} \text{ tekanan} + \sigma_{VM maks} \text{ temperatur} = 245,96 \text{ MPa}$$

Sehingga faktor keamanan (*safety factor*) perancangan terkecil adalah:

$$S_{F \cdot min} = \frac{\sigma_{yield} \text{ material}}{\sigma_{VM comb.maks}} = 1,3$$

5 KESIMPULAN

Dari analisis dan perhitungan di atas, dapat ditarik beberapa kesimpulan maupun saran, sebagai berikut:

- a. Dari hasil analisis dan perhitungan kekuatan komponen struktur sistem propulsi motor roket (nosel) ini, diperoleh faktor keamanan perancangan, $SF_{minimum} = 1,3$. Hal ini menjelaskan bahwa pemilihan jenis material nosel (S-45C), ketebalan dinding nosel serta desain konfigurasi strukturnya sudah cukup aman, bahkan bagi beberapa "enjinir peroketan moderat", angka 1,3 ini, dianggap terlalu besar.

- b. Masih mungkin untuk menggunakan material baja karbon dari kelas di bawah S-45C yang massa jenisnya lebih ringan, namun material ini tidak/belum tentu tersedia di pasar bebas, diperlukan pemesanan secara khusus, sehingga menjadi kurang ekonomis.
- c. Dimensi geometri dari konfigurasi struktur nosel yang dirancang sudah cukup aman, terutama dalam mengatasi beban akibat termal.

DAFTAR RUJUKAN

- D. Marty, 1986. *Conception Des Vehicules Spatiaux*. MASSON, Paris-New York-Barcelone-Milan-Sao Paulo.
- Ganda Samosir, 2006. *Laporan Peluncuran Roket di Pandanwangi 2006*. Deputi Bidang Teknologi Dirgantara-LAPAN.
- Huebner, Kenneth, H., 1974. *The Finite Element Method For Engineers*. John Willey & Son, Incrporation-USA.
- Larry. J . Segerlind, 1976. *Applied Finite Element Analysis*. John Willey & Son, Incorporation-USA.
- MSC/Nastran For Windows, 1994. *Installation and Application Manual*. Version 1.0. The Mac Neal Schwendler Co.
- S. M . Yahya, 2006. *Fundamentals of Compressible Flow With Aircraf And Rocket Propulsion*. SI- Unit, New Age International Publisher, New Delhi-India.
- Timoshenko & Young, 1968. *Element of Strenght of Materials*. 5th Edition, Van Nostrand Reinhold Co- New York.

LAMPIRAN

