

PREDIKSI PERHITUNGAN TABUNG MOTOR ROKET RX-180 TERHADAP TEMPERATUR PEMBAKARAN

Oleh :
Ediwan *
Ganda Samosir *

Abstrak

Struktur tabung motor roket perlu dianalisis terhadap segala kemungkinan yang menyebabkan kegagalannya. Salah satu penyebab yang perlu dianalisis adalah pengaruh temperatur pembakaran terhadap dinding ruang bakar. Analisis teoritis dengan formula Fungsi kesalahan Gauss (Error Function), sehingga dari analisis nantinya akan didapat struktur yang sesuai dengan daya gunanya. Pendekatan akan dilakukan dengan menganggap propellant sebagai bidang datar yang pembakarannya sempurna.

1. PENDAHULUAN

Pada motor roket yang dipengaruhi panas akan mengalami tegangan dan regangan termal. Tegangan dan regangan termal dapat dihitung dengan pendekatan teoritik maupun dikaji secara eksperimen.

Disini akan dibahas perhitungan distribusi temperatur dan tegangan secara teoritik dengan menggunakan rumus Fungsi kesalahan Gauss (Error Function). Untuk mengamati perubahan temperatur dan pengaruhnya terhadap dinding ruang bakar dengan pendekatan bahwa akan terjadi pembakaran dengan sempurna secara linier, dimana perpindahan panas akibat pembakaran akan terjadi kenaikan temperatur dengan tiba-tiba.

* Staf Bidang Struktur dan Mekanika LAPAN

2. PERSAMAAN DASAR

Dalam analisa perpindahan panas suatu sistem persamaan keseimbangan energi harus memenuhi konservasi energi :

$$E_{in} + E_g = E_{out} + E_s$$

dengan :

E_{in} = Energi mengalir kedalam perwaktu

E_g = Energi yang dibangkitkan perwaktu

E_{out} = Energi mengalir keluar perwaktu

E_s = Perubahan energi yang tersimpan perwaktu.

3. ANALISA PERPINDAHAN PANAS

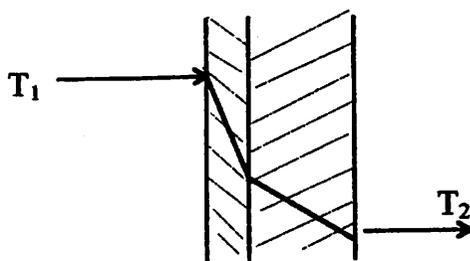
Ilmu perpindahan panas adalah suatu cabang ilmu pengetahuan yang mempelajari bagaimana energi dalam bentuk panas berpindah dari suatu benda ke benda lain pada temperatur yang lebih rendah, berdasarkan perbedaan temperatur diantara benda-benda tersebut.

Dengan menguasai ilmu perpindahan panas kita dapat merencanakan alat atau bahan penukar panas yang terbaik dengan data yang ditentukan, misalnya alat tersebut harus kompak, ringan dan murah tanpa mengurangi tujuan yang hendak dicapai.

Cara-cara energi ini berpindah dari suatu benda ke benda lainnya yang temperaturnya lebih rendah, sampai sekarang belum ditemukan suatu teoripun yang dapat merangkum seluruh gejala perpindahan energi ini. Ada tiga teori secara umum yang menjelaskan perpindahan energi dengan gejala yang berbeda yaitu konveksi, konduksi dan radiasi.

4. KONDUKSI

Aliran energi panas dengan mode konduksi yang menembus penampang silinder panjang atau dinding homogen diantara permukaan isothermal yang berbeda temperaturnya.



Gambar 4-1 PERPINDAHAN PANAS KONDUKSI ANTARADUA PERMUKAAN ISOTHERMAL

Dari persamaan Fourier, aliran panas konduksi stasioner pada setiap lintasan panas dinyatakan :

$$q = -k A \frac{dT}{dr}$$

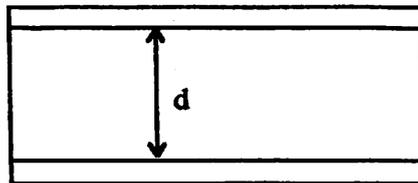
dengan :

- q = rambatan panas
- k = konduktivitas thermal
- A = penampang bidang
- T = temperatur

5. ANALISIS TABUNG

Propellant berfungsi sebagai pelindung atau isolasi bagi dinding ruang bakar, disamping liner (isolasi). Jadi yang diamati adalah perambatan panas pada propellant dan dinding tabung. Untuk memprediksi pengaruhnya terhadap ke-kuatan dinding tersebut. Pendekatan adalah dengan menganggap propellant sebagai bidang datar yang terbakar dimulai dari bagian dalam dengan proses yang sempurna sampai habis.

Pada tabung Perpindahan temperatur yang dominan adalah hantaran(konduksi) sehingga yang lainnya dianggap kecil dan diabaikan. Lihat gambar 1.1 berikut,



Gambar 1.1 GEOMETRI TABUNG

sehingga keseimbangan energi menjadi :

$$q_r + E_g = q_{r+\Delta r} + E_s$$

dengan : $q_r = - (kA \frac{\partial T}{\partial r})_r$

$$E_g = q''(A \Delta R)$$

$$q_{r+\Delta r} = - (kA \frac{\partial T}{\partial r})_{r+\Delta r}$$

$$E_s = \rho c (A \Delta R) \frac{\partial T}{\partial t}$$

dengan : t = waktu

sehingga didapat,

$$-kA \frac{\partial T}{\partial r} + q''(A\Delta R) = -(kA \frac{\partial T}{\partial r})_{r+\Delta r} + \rho C A \Delta R \frac{\partial T}{\partial t}$$

persamaan diferensialnya :

$$\frac{k \cdot A \frac{\partial T}{\partial r} - k \cdot A \frac{\partial T}{\partial r}}{\Delta R} + q''(A \cdot \Delta R) = \rho C (A \cdot \Delta R) \frac{\partial T}{\partial t}$$

bila $R = 0$

$$\frac{\partial}{\partial r} \left(kA \frac{\partial T}{\partial r} \right) + q'' A = \rho C A \frac{\partial T}{\partial t}$$

dengan $A = \text{Constan}$

sehingga,

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t}$$

dengan :

$$\alpha = \frac{k}{\rho c} \quad (\text{cm}^2/\text{s})$$

$\alpha = \text{coefisien diffusivitas thermal}$

Perambatan energi panas $T(r,t)$, sehingga persamaannya dengan perkiraan bahwa pembakaran dengan kenaikan temperatur secara tiba-tiba dengan pendekatan persamaan energi panas pada dinding,

$$\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + q'' = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t}$$

dengan menganggap sifat-sifat tetap $g'' = 0$ maka persamaan diferensial untuk distribusi temperatur $T(r,t)$ adalah :

$$\text{dengan} \quad \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t}$$

dengan :
 $T = \text{temperatur}$
 $t = \text{waktu}$
 $r = \text{rambatan}$
 $\alpha = \text{diffusi thermal}$

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t}$$

sarat batas $T(0,t) = T_c - T_i$
 $T(r,t) = 0$

Persoalan ini dapat diselesaikan dengan teknik Laplace-transform

$$\int_{t=0}^{\infty} e^{-st} T(x,t) dt = \frac{1}{\alpha} \int_{t=0}^{\infty} e^{-st} T_t dt$$

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left(\int_{t=0}^{\infty} e^{-st} T dt \right) = \frac{1}{\alpha} (T e^{-st}) + \frac{s}{\alpha} \int_{t=0}^{\infty} e^{-st} T dt$$

atau

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = -\frac{1}{\alpha} T(x,0) + \frac{s}{\alpha} T$$

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} - \frac{s}{\alpha} T = 0$$

sehingga,

$$T(0,s) = \int_{t=0}^{\infty} T(0,t) e^{-st} dt$$

$$T(0,s) = \int_{t=0}^{\infty} (T_c - T_i) e^{-st} dt$$

$$T(0,s) = (T_c - T_i) \frac{1}{s}$$

penyelesaian dengan Laplace menjadi :

$$T(r,s) = A e^{(-r \sqrt{s/\alpha})} + B e^{r \sqrt{s/\alpha}}$$

B=0

$$T(0,s) = (T_c - T_i) 1/s = A$$

maka:

$$T(r,s) = (T_c - T_i) 1/s \cdot e^{-r \sqrt{s/\alpha}}$$

Dengan Laplace Transform :

$$f(t) = \frac{\text{erf}(q)}{2\sqrt{t}}$$

$$f(s) = \exp\left(X \sqrt{\frac{s}{\alpha}}\right)$$

dengan *erf* sebagai error function :

$$T(r,t) = (T_c - T_i) \text{erf}\left(\sqrt{\frac{cx}{\alpha t}}\right)$$

dapat juga ditulis,

$$T(r,t) = T_i - (T_c - T_i) \text{erf}(x) / (2\sqrt{\alpha t})$$

$$T(r,t) - T_i / (T_c - T_i) = \text{erf}(cx) / 2\sqrt{\alpha t}$$

6. PENETRASI TEMPERATUR

Perubahan temperatur ($T - T_i$) sebagai fungsi jarak dan waktu yang disebabkan oleh kenaikan distribusi temperatur permukaan propellant T_c pada T_i sebagai titik awal ($T - T_i$) adalah sebagai berikut:

$$\frac{(T - T_i)}{(T_c - T_i)} = \text{erf}\left(\frac{cx}{-2\sqrt{\alpha t}}\right)$$

dengan $n = \frac{x}{2\sqrt{\alpha t}}$

dari sini terlihat bahwa penetrasi adalah kedalaman (r)

7. DISTRIBUSI TEMPERATUR

Dalam analisa pada propellant dan dinding ruang bakar, Perediksi temperatur dianggap merupakan system dimensi satu dengan harga karekteristiknya difusivitas thermal liner

$$\alpha = 0.0226 \text{ cm}^2/\text{s}$$

asumsi selanjutnya $\alpha_{\text{liner}} = \alpha_{\text{propellant}}$

$$T.F = T \left(1 - \operatorname{erf} \frac{x}{2\sqrt{\alpha.t}} \right)$$

dengan : $t = 0.2$ sampai 2 detik

$$T = 2000 \text{ } ^\circ\text{F}$$

Bila temperatur dinding pada waktu (t) , maka dapat dihitung penetrasi dT dengan selang waktu $t = 0.2$ detik

Distribusi dinding dalam dari sumbu tabung dari 0 sampai T_c adalah:

$$\frac{t}{t_c} = 1 - \operatorname{ERF} \frac{x}{2\sqrt{\alpha.t}}$$

Waktu rambatan pada propelan diasumsi tidak terjadi rambatan pembakaran propelan sehingga temperatur 1-2 %.

$$T_{\text{dinding}} = 0.02 T_c = 0.02 * 2000 = 2040$$

$$n = 2$$

$$n = \frac{x}{2\sqrt{\alpha.t}}$$

sehingga $t = 10$ detik sampai habis. kecepatan bakar propelan > kecepatan rambatan. Perubahan temperatur pada titik atur F secara kasar pada 0.2 detik untuk ketebalan liner saja (tinggal linier saja)

$$n = \frac{x}{2\sqrt{\alpha.t}}$$

Tabel 6.1 distribusi suhu pada liner

t detik	n	erf	$\Delta T.F$ C	$\Delta T.F$ F
0.2	2.500	0.999	2.01	35.84
0.4	1.7677	0.987	26.11	79.0
0.6	1.4433	0.958	85.06	185.122
0.8	1.250	0.922	158.1	316.58
1.0	1.118	0.880	243.78	470.804

Data Aluminium :

$$\alpha = 0.457 \text{ cm /s}$$

sehingga didapat distribusi suhu seperti pada tabel 6.2 dibawah ini

Tabel 6.2
Distribusi suhu pada dinding tabung

X cm	t detik	n	erf(n)	T °C	T °F
0.20	0.0				
	0.2	0.333	0.35	158	317
	0.4	0.235	0.25	182	360
	0.6	0.192	0.21	199	378
	0.8	0.166	0.179	199	390
	1.0	0.149	0.16	204	399
0.40	0.0				
	0.2	0.666	0.649	189	185
	0.4	0.471	0.49	124	255
	0.6	0.384	0.409	143	290
	0.8	0.333	0.35	158	317
	1.0	0.298	0.327	163	326
0.60	0.0		-		
	0.2	1.00	0.842	39	102
	0.4	0.707	0.677	79	174
	0.6	0.577	0.577	103	218
	0.8	0.50	0.520	116	241
	1.0	0.447	0.466	129	264

8. PERHITUNGAN TEGANGAN THERMAL

Distribusi temperatur yang terjadi didalam ketebalan dinding tabung ruang bakar akan menimbulkan tegangan, yang disebut tegangan thermal. Pendekatan dari tabung adalah silinder berlubang pada arah sumbunya dengan jari-jari luar b dan jari-jari dalam a sehingga didapat di-stribusi tegangan :

Radial :

$$\sigma_r = \frac{\alpha \cdot E(T_1 - T_0)}{2(1 - \nu)} \left(-\log \frac{r}{a} + \frac{b^2(r^2 - b^2)}{r^2(b^2 - a^2)} \log \frac{b}{a} \right)$$

Keliling :

$$\sigma_\theta = \frac{\alpha \cdot E(T_1 - T_0)}{2(1 - \nu)} \left(1 - \log \frac{r}{a} - \frac{b^2(r^2 - b^2)}{r^2(b^2 - a^2)} \log \frac{b}{a} \right)$$

data :

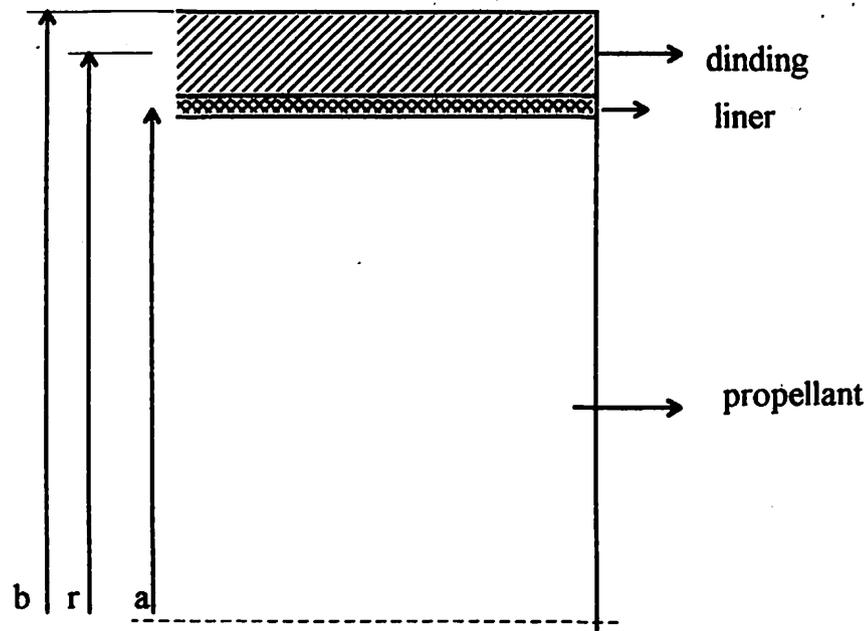
$\alpha = 13.5 \cdot 10^{-6}$ (coefisien of thermal expansion)

$E = 7.24 \cdot 10^5 \text{ kg/cm}^2$

$\nu = 0.3$

$b = 9.6 \text{ cm}$

$a = 9 \text{ cm}$



Gambar 1.2 GEOMETRI TABUNG

sehingga tegangannya diambil kenaikan temperatur yang tertinggi

Tabel 7.1
Tegangan tabung

r (cm)	σ_r	σ_θ
9.1	0.477	-100
9.3	0.18	-215
9.5	0.13	-313

9. KESIMPULAN

1. Untuk tabung hasil perhitungan tegangan adalah aman untuk data dan geometri yang direncanakan, baik tegangan radial maupun tegangan keliling.
2. Pengamatan perubahan temperatur perlu diuji dengan seksama sehingga hasil yang didapat akan sangat dipercaya.
3. Untuk nosel perlu dihitung dengan semua beban thermal yang ada.

10. DAFTAR PUSTAKA

1. L.H Abraham, 1962, *Structural Design of Missiles and SpaceCraft*, Mc Graw Hill Book Co, New York
2. Boley And Weiner, 1982, *Theory of Thermal Stesses*, John wiley and Son, Singapore
3. B.N Agrawal, 1984, *Design of Space Craft*, Khana Publisher, Delhi India
4. Stanley, 1990, *Shell and Tube*, Mc Graw Hill, New York
5. E.R Parker, 1967, *Material Missiles and SpaceCraft*, University Barkley California
6. Suchas.V, 1980, *Numerical Heat transfer*, McGraw Hill , New York