

OPTIMISASI PRESTASI SISTEM ROKET BERTINGKAT

Oleh :

Adi Sadewo Salatun*

Abstract

Tulisan ini menyajikan teknik optimisasi Sistem Roket Bertingkat (SRB) dalam hal memaksimalkan kecepatan total berdasarkan teknik penerapan metoda perkalian Lagrange. Teknik ini dapat diterapkan pada motor-motor roket yang sedang dikembangkan LAPAN. Sebagai contoh penerapan praktisnya, konfigurasi SRB optimal yang terdiri dari motor-motor roket seri RX-300-LPN dan RX-150-LPN dirancang berdasarkan teknik tersebut. Prestasi terbang dari wahana ini disimulasikan dengan menggunakan paket software komputer PATROPB (Peramalan Awal Trayektori Roket Padat Bertingkat). Sebagai perbandingan, SRB non-optimal juga diikuti dalam simulasi. Disini dapat ditunjukkan bahwa penerapan teknik optimisasi menghasilkan SRB yang lebih efisien. Untuk berat beban-guna yang sama, SRB-optimal membutuhkan propelan lebih sedikit dan menghasilkan ketinggian-maksimal lebih besar.

Daftar Simbol

- a = massa beban-guna/massa awal wahana
- b = massa propelan / massa awal wahana
- c = massa struktur / massa awal wahana
- g_0 = konstanta gravitasi (9.8 m/detik^2)
- h = ketinggian roket dalam vakum tanpa kehilangan-gravitasi (gravitational losses).
- I = Impuls spesifik
- M_a = Massa awal SRB
- M_b = Massa beban-guna
- M_p = Massa propelan
- M_s = Massa struktur
- M_L = Massa beban-guna sebenarnya
- U = Rasio kecepatan ideal
- Vid = Kecepatan ideal
- ϵ = Efisiensi struktur
- λ = Rasio massa
- Γ = Rasio beban-guna

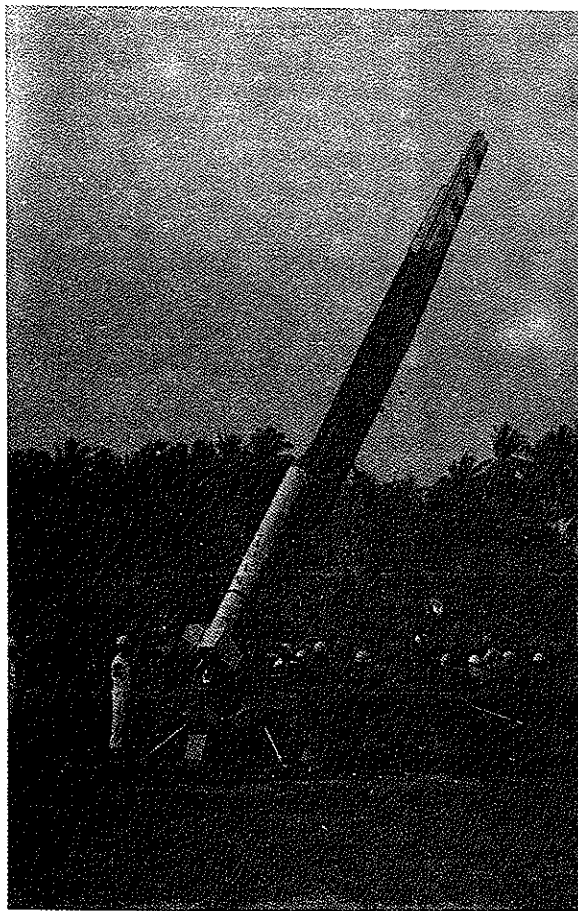
Pendahuluan

Prestasi terbang suatu wahana roket dalam hal pencapaian ketinggian maksimal dapat diperbaiki dengan SRB. Seperti diketahui, SRB terdiri dari gabungan beberapa motor roket. Dalam operasi penerbangannya, roket-roket tersebut akan bekerja secara beruntun. Struktur dari sisa roket yang telah digunakan dilepaskan dari sistem wahana, sementara itu roket berikutnya diaktifkan. Proses ini terus berlangsung sampai pada roket terakhir.

Proses diatas menunjukkan bahwa sebenarnya SRB merupakan suatu teknik untuk memperbaiki efisiensi struktur total wahana. Pembuangan struktur roket kosong dalam tahapan penerbangan bertenaga merupakan proses pengurangan massa total wahana. Dengan adanya efisiensi struktur yang lebih baik akan diperoleh penambahan kecepatan dan ketinggian yang lebih besar. Bagaimanapun juga, tidak semua SRB mempunyai prestasi terbang optimum. Kesalahan pengaturan parameter roket-roket yang tergabung dalam SRB dapat menghasilkan suatu wahana berprestasi-terbang yang rendah. Untuk memperoleh SRB yang lebih sempurna, dalam tulisan ini disajikan teknik optimisasi SRB. Optimisasi dilakukan berdasarkan kemampuan propelan dan efisiensi struktur roket setiap tingkatnya dengan menggunakan teknik penerapan metoda perkalian Lagrange (ref.1) menurut Vertregt (ref.2,3) sehingga penambahan kecepatan total maksimal. Disamping itu, khusus untuk SRB-2 teknik optimisasi juga dilakukan dengan penerapan metoda penurunan biasa untuk sistem periksa-silang perhitungan. Penerapan praktis teknik optimisasi disesuaikan dengan situasi yang dihadapi LAPAN saat ini dalam bidang pengembangan SRB. Dengan telah berhasil dikembangkannya 4 macam motor roket oleh LAPAN dari seri RX-300 dan RX-150, problema yang dihadapi disini adalah optimisasi prestasi terbang SRB berdasarkan parameter-parameter keempat roket tersebut. Dalam tulisan ini dicari konfigurasi SRB optimal dengan kombinasi roket-roket RX-300-LPN panjang 2 meter + RX-300-LPN panjang 1.5 meter; RX-300-LPN panjang 2 meter + RX-150-LPN panjang 1.5 meter; RX-300-LPN panjang 1.5 meter + RX-150-LPN panjang 1.5 meter; RX-300-LPN panjang 2 meter + RX-150-LPN panjang 2 meter; dan RX-300-LPN panjang 1.5 meter + RX-150-LPN panjang 2 meter sebagai tingkat pertama dan kedua. Prestasi-terbang setiap konfigurasi SRB-2 ini dibawah pengaruh kerapatan atmosfer diperiksa dengan teknik simulasi komputer digital melalui paket software PATROPB (ref.4). Dari hasil analisa dan simulasi, ternyata tidak semua konfigurasi diatas memenuhi persyaratan optimisasi. Kedua macam SRB optimal dan non-optimal yang dihasilkan dari kombinasi diatas diperbandingkan kemampuannya. Disini dapat ditunjukkan bahwa untuk berat beban-guna yang sama, SRB optimal membutuhkan propelan lebih sedikit dan dapat mencapai ketinggian-maksimal lebih besar.

* Staf Proyek Sainsat Pustekgan-LAPAN; anggota AIAA (the American Institute of Aeronautics and Astronautics);

Anggota Sigma Xi (the Scientific Research Society); peserta program pasca sarjana S3, Lab. Motor Bakar dan Sistem Propulsi, Jurusan Mesin, ITB



Gambar 1a. Motor Roket RX-300-LAPAN
Menjelang Uji-Terbang

Definisi Parameter SRB

Definisi parameter yang digunakan dalam analisa ini ditentukan berdasarkan tata nama SRB pada gambar 1e. SRB didefinisikan terdiri dari beberapa tingkat yang membentuk subroket. Subroket pertama merupakan SRB lengkap. Subroket kedua merupakan subroket pertama dikurangi roket tingkat pertama dan seterusnya hingga subroket terakhir adalah roket tingkat akhir ditambah beban-guna (payload). Pada setiap subroket bekerja sistem propulsi yang mendorong seluruh wahana sehingga seolah-olah subroket berikutnya merupakan beban-guna. Sedangkan beban-guna subroket terakhir merupakan beban-guna yang sebenarnya.

Massa total setiap subroket M_{ai} , terdiri dari massa beban guna M_{bi} , massa propelan M_{pi} , dan massa struktur M_{si} . Untuk subroket i dapat ditulis :

$$M_{ai} = M_{pi} + M_{si} + M_{bi} \quad 1$$

Seperti yang telah diterangkan diatas, M_{bi} adalah massa beban-guna yang merupakan massa total subroket berikutnya atau :

$$M_{bi} = M_{ai+1} \quad 2$$

$$M_{bN} = M_L \quad i = 1, 2, \dots, N-1 \quad 3$$

dimana N = jumlah tingkat

M_L = massa beban-guna sebenarnya

Parameter utama subroket i yang akan digunakan dalam penurunan adalah :

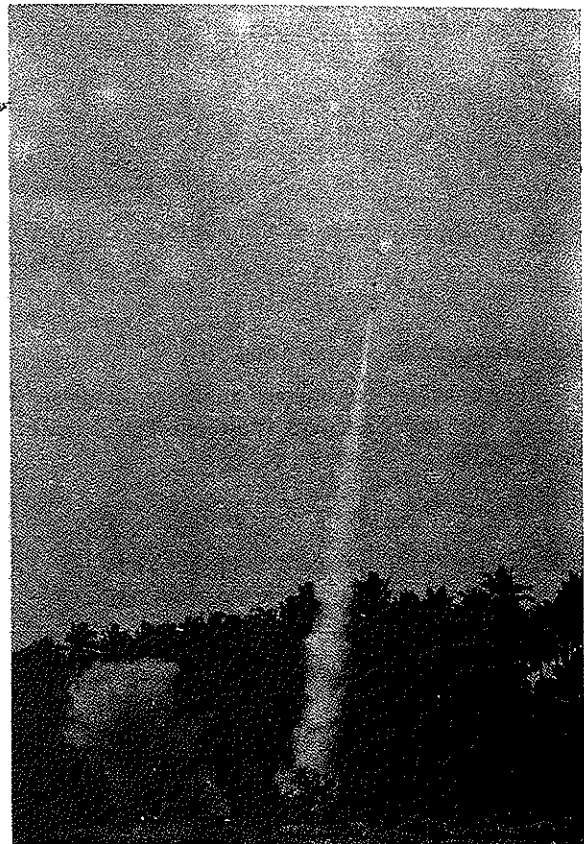
$$\begin{aligned} \text{rasio massa } \lambda_i &= \frac{\text{massa awal}}{\text{massa awal} - \text{massa propelan}} \\ &= \frac{M_{ai}}{M_{ai} - M_{pi}} \quad 4 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{rasio beban-guna } \Gamma_i &= \frac{\text{massa beban-guna}}{\text{massa awal}} \\ &= \frac{M_{bi}}{M_{ai}} = \frac{M_{ai+1}}{M_{ai}} \quad 5 \end{aligned}$$

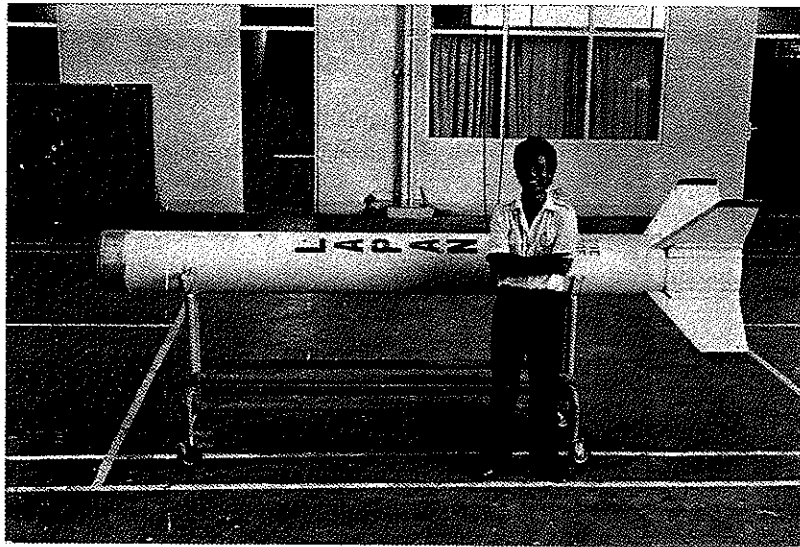
$$\begin{aligned} \text{efisiensi } \epsilon_i &= \frac{\text{massa struktur}}{\text{massa struktur} + \text{massa propelan}} \\ &= \frac{M_{si}}{M_{si} + M_{pi}} \quad 6 \end{aligned}$$

Dari ketiga definisi diatas dapat diperoleh relasi :

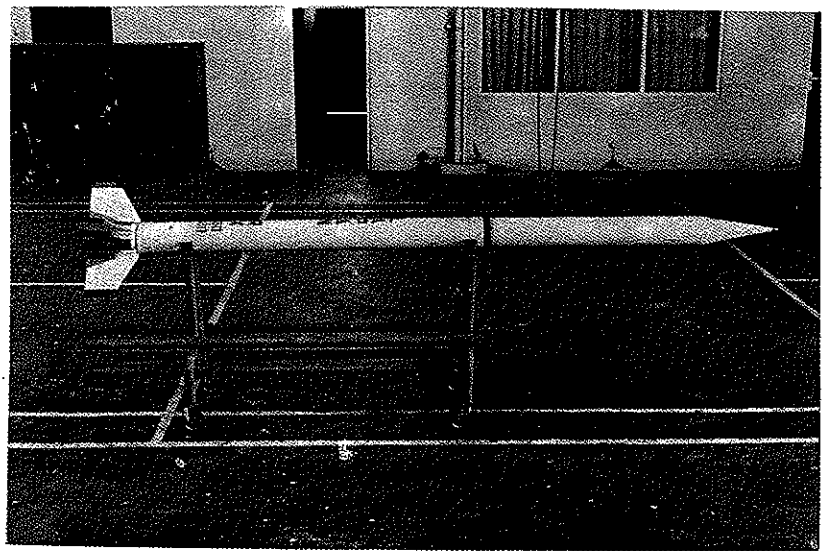
$$\lambda_i = 1/\epsilon_i (1 - \Gamma_i) + \Gamma_i \quad 7$$



Gambar 1b.
Uji-Terbang Motor Roket RX-150-LAPAN



Gambar 1c. Motor Roket RX-300-LAPAN



Gambar 1d. Motor Roket RX-150-LAPAN (foto-foto dapat dimuat atas kebaikan Proyek Romet, Pustekgan-LAPAN).

Memaksimalkan Kecepatan Total SRB

Penambahan kecepatan subroket i dalam tahapan terbang bertenaga (powered-flight) dapat ditulis sebagai :

$$\Delta V_i = I_i g_0 \ln \lambda_i \quad 8$$

dimana, I_i = Impuls spesifik subroket ke i
 g_0 = konstanta percepatan gravitasi
 (9.8 m/dt^2)

Jika V_{api-1} adalah akhir pembakaran dari subroket $i-1$, maka kecepatan akhir pembakaran dari subroket i ialah :

$$V_{api} = V_{api-1} + \Delta V_i \quad 9$$

Jika SRB tidak mempunyai kecepatan awal, maka kecepatan akhir pembakaran untuk roket bertingkat N menurut persamaan-persamaan 7,8 dan 9 adalah :

$$\begin{aligned} V_{apN} &= \sum_{i=1}^N \Delta V_i \\ &= \sum_{i=1}^N I_i g_0 \ln [\Gamma_i + e_i(1 - \Gamma_i)] \end{aligned} \quad 10$$

Kecepatan total akhir-pembakaran ini adalah kecepatan ideal yang merupakan parameter pengukur prestasi suatu SRB. Parameter ini proporsional dengan daya propulsi total SRB. Untuk roket-roket ilmiah balistik yang menghendaki pencapaian ketinggian maksimal, sasaran utama perancangan SRB adalah memaksimalkan V_{ap} berdasarkan rasio beban-guna Γ yang dipilih.

Selanjutnya akan dicari berapa rasio beban-guna sehingga kecepatan ideal $V_{id}(\Gamma_i)$ maksimal berdasarkan kondisi rasio beban-guna $\Gamma_1^1 \Gamma_2^2 \dots \Gamma_N^N = \Gamma_{total}$. Ini tidak lain merupakan problema optimisasi terbatas yang dapat dipecahkan dengan

metoda perkalian Lagrange. Metoda ini telah diterapkan pertama kali oleh Vertregt (ref.2,3) untuk problema optimasi prestasi SRB. Penurunan terperinci dapat diikuti dalam ref.1, halaman 265-268. Dari penurunan tersebut dihasilkan rumus rasio beban-guna maksimal SRB :

$$\Gamma_{\text{total}}^{\text{MAX}} = \frac{[e^{-u/n} - (\epsilon_1 \epsilon_2 \dots \epsilon_N)^{1/N}]^N}{(1 - \epsilon_1)(1 - \epsilon_2) \dots (1 - \epsilon_N)} \quad 11$$

dimana U = rasio kecepatan ideal yaitu $V_{\text{id}}/I_{\text{go}}$

Sedang rumus kecepatan ideal maksimalnya adalah :

$$V_{\text{id}}^{\text{MAX}} = -I_{\text{go}} \ln \left[\epsilon_1 \epsilon_2 \dots \epsilon_N \left[1 + \frac{[\Gamma_{\text{tot}}(1 - \epsilon_1)(1 - \epsilon_2) \dots (1 - \epsilon_N)]^{1/N}}{\epsilon_1 \epsilon_2 \dots \epsilon_N} \right]^N \right] \quad 12$$

Khusus Untuk SRB-2

Analisa selanjutnya akan berorientasi pada pemaksimalan kecepatan ideal sistem roket ber-tingkat dua yaitu suatu sistem yang sedang dikembangkan oleh LAPAN saat ini.

Khusus untuk SRB-2, berat beban-guna menurut metoda diatas dengan mudah dapat dituliskan setelah beberapa langkah penurunan aljabar persamaan rasio massa beban-guna tingkat 1 dan tingkat 2 yaitu :

$$M_L = \frac{\Gamma_1 \Gamma_2}{(1 - \Gamma_1 \Gamma_2)} (M_{s1} + M_{s2} + M_{p1} + M_{p2}) \quad 13$$

dimana rasio beban-guna total SRB-2, $\Gamma_1 \Gamma_2$, merupakan hal khusus persamaan 11 untuk $N=2$.

Sebagai sistem periksa-silang formula-formula diatas, khusus untuk SRB-2, berikut ini akan diturunkan formula-formula berdasarkan metoda penurunan biasa.

Mamaksimalkan Kecepatan Total SRB-2 dengan Metoda Penurunan Biasa

Untuk menyederhanakan penurunan, disini diasumsikan kedua motor roket menggunakan satu jenis propelan dengan Impuls spesifik yang sama. Demikian juga rasio perbandingan berat propelan dengan berat struktur kedua tingkat adalah sama. Atau jika dituliskan :

$$\frac{M_{p1}}{M_{s1}} = \frac{M_{p2}}{M_{s2}} = \frac{M_p}{M_s} \quad 14$$

sehingga rasio tingkat pertama dapat didefinisikan sebagai :

$$r_1 = \frac{M_{p1}}{M_p} = \frac{M_{s1}}{M_s} \quad 15$$

yang merupakan rasio massa tingkat 1 dibandingkan dengan massa total wahana. Demikian juga untuk rasio massa tingkat kedua, didefinisikan :

$$r_2 = \frac{M_{p2}}{M_p} = \frac{M_{s2}}{M_s} \quad 16$$

sehingga dapat dituliskan $r_1 + r_2 = 1$.

Kecepatan ideal SRB-2 dapat diperoleh dari persamaan-persamaan 8 dan 9 untuk $i = 2$. Setelah beberapa langkah manipulasi aljabar dengan memanfaatkan persamaan 15 dan 16, kecepatan ideal SRB-2 dapat ditulis dalam bentuk :

$$V_{\text{id}} = I_{\text{go}} \ln \left[\frac{a + br_2 + cr_2}{(a + br_2 + c)(a + cr_2)} \right] = I_{\text{go}} \ln \frac{u}{v} \quad 17$$

dimana $a = M_L/M_a$; $b = M_p/M_a$; $c = M_s/M_a$ untuk memudahkan penulisan. Kecepatan ideal akan dimaksimalkan terhadap rasio tingkat kedua dengan parameter lain dianggap konstan. Hal ini dapat dilakukan dengan penurunan persamaan 17 terhadap r_2 kemudian hasilnya disamakan dengan nol. Atau secara matematik dapat ditulis :

$$\frac{d}{dr_2} \left(\frac{u}{v} \right) = 0 = u \frac{dv}{dr_2} - v \frac{du}{dr_2} \quad 18$$

Setelah diterapkan kedalam faktor u/v pada persamaan 17, diperoleh persamaan kuadrat dengan bentuk :

$$(b + c) r_2^2 + 2ar_2 - a = 0 \quad 19$$

dengan solusi :

$$r_2 = \frac{a}{(b + c)} \left[\sqrt{1 + \frac{b + c}{a}} - 1 \right] \quad 20$$

kita mengetahui, $b + c = 1 - a$ sehingga,

$$r_2 = \sqrt{a} / (1 + \sqrt{a}) \quad 21$$

yang merupakan aturan rasio massa tingkat kedua yang harus dianut untuk memperoleh kecepatan ideal maksimal. Seperti yang dapat diamati, persamaan diatas tidak langsung menggambarkan massa beban guna yang diperbolehkan untuk memenuhi syarat optimum. Setelah dilakukan beberapa langkah aljabar persamaan 21 dan persamaan 14 didapatkan ekspresi massa beban-guna

optimum :

$$M_L = \frac{(M_{s2} / M_{s1})^2}{[1 - (M_{s2} / M_{s1})^2]} (M_{s1} + M_{s2} + M_{p1} + M_{p2}) \quad 22$$

Ekspresi diatas akan mempunyai bentuk yang sama dengan persamaan 13 jika rasio beban-guna total $\Gamma_1 \Gamma_2 =$ kuadrat perbandingan berat struktur tingkat 2 dan tingkat 1, $(M_{s2}/M_{s1})^2$. Hubungan ini merupakan salah satu sistem periksa-silang bagi teknik aplikasi metoda perkalian Lagrange.

Hubungan rasio massa tingkat 1 dan tingkat 2 untuk memperoleh kecepatan ideal maksimal dapat diperoleh dengan substitusi persamaan 20 kedalam persamaan 4 yaitu :

$$\lambda_1 = \frac{d}{(a + br_2 + c)} \quad \text{dan} \quad \lambda_2 = \frac{a + br_2 + cr_2}{(a + cr_2)} \quad 23$$

Setelah dilakukan beberapa langkah aljabar lagi dengan menggunakan hubungan $a + c = 1 - b$, dapat ditunjukkan bahwa

$$\lambda_1 = \lambda_2 = \frac{1 + \sqrt{a}}{1 + \sqrt{a} - b} \quad 24$$

Persamaan diatas merupakan *suatu relasi parameter yang sangat penting dalam perancangan SRB-2 optimal*. Untuk memperoleh kecepatan ideal maksimal (atau ketinggian maksimal) ternyata rasio massa tingkat pertama harus sama dengan rasio massa tingkat kedua. Dalam ref.5 ditunjukkan bahwa kondisi ini juga berlaku untuk SRB-optimal lebih dari 2 tingkat.

Dengan menggunakan persamaan rasio massa diatas dapat diperoleh kecepatan ideal maksimal menurut teknik penerapan metoda penurunan biasa yaitu :

$$Vid_{max} = 2 I_{g0} \ln \frac{(1 + \sqrt{a})}{(1 + \sqrt{a} - b)} \quad 25$$

Permintaan utama misi ilmiah dengan sistem pelontaran roket adalah ketinggian terbang beban-guna. Parameter ini berhubungan langsung dengan kecepatan ideal wahana pelontar. Untuk penerbangan dibawah pengaruh kerapatan atmosfer, relasi antara ketinggian-terbang-yang-dikehendaki dengan kecepatan ideal akan menghasilkan formula yang sangat rumit. Untuk menghindari hal itu, disini ditempuh prosedur perolehan ketinggian-yang-dikehendaki dengan mengabaikan pengaruh atmosfer dan kehilangan-gravitasi (gravitational-losses) terlebih dahulu. Prosedur ini akan menghasilkan

suatu SRB dengan penataan parameter masing-masing subroket sedemikian rupa sehingga kecepatan ideal maksimal. SRB tersebut kemudian diperiksa prestasi-terbangnya dibawah pengaruh kerapatan atmosfer dan gravitasi bumi dengan teknik simulasi komputer digital melalui paket software PATROPB.

Hubungan antara kecepatan ideal dengan ketinggian maksimal dengan mengabaikan pengaruh atmosfer adalah :

$$Vid \approx \sqrt{2g_0 h}, \quad \text{untuk } h \ll R_0 \quad 26$$

dimana h = ketinggian-maksimal-yang dikehendaki tanpa pengaruh atmosfer dan kehilangan-gravitasi; R_0 = jari-jari bumi.

Selanjutnya akan dicari hubungan parameter roket tingkat pertama dengan tingkat kedua sesuai dengan kondisi praktis yang dijumpai di LAPAN dimana motor roket yang telah mencapai terhadap pengembangan yang mantap dijadikan tingkat pertama dari suatu SRB-2. Dengan tetap memegang persyaratan optimal, persamaan berat propelan tingkat kedua dapat diturunkan setelah beberapa langkah manipulasi aljabar persamaan-persamaan 22,24 dan 25 dengan hasil :

$$M_{p2} = \frac{C(M_{p1} + M_{s1})(\lambda - 1)\beta}{(\beta + 1)(1 + C) - \lambda[1 + C(1 + \beta)]} \quad 27$$

dimana, $\beta = M_{p1}/M_{s1}$

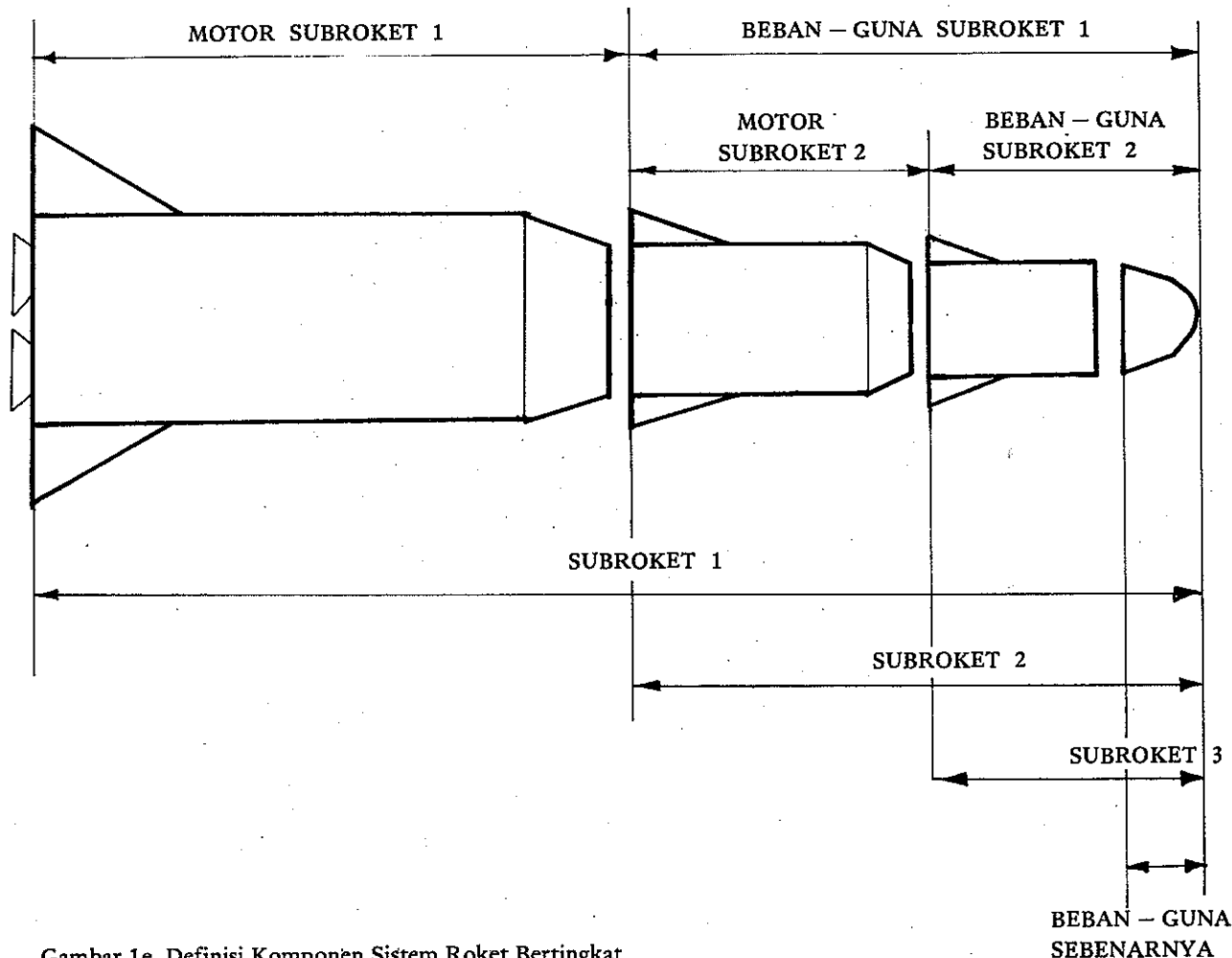
$$C = (M_{s2}/M_{s1})^2 / [1 - (M_{s2}/M_{s1})^2]$$

Berat struktur tingkat kedua dengan mudah dapat dihitung berdasarkan berat propelan diatas yaitu $M_{s2} = M_{p2}/\beta$.

Contoh Penerapan Numerik

Pada saat ini terdapat 4 macam motor roket yang sedang dikembangkan LAPAN yaitu RX-300 panjang 2 meter; RX-300 panjang 1.5 meter; RX-150 panjang 2 meter; dan RX-150 panjang 1.5 meter (simbol numerik setelah huruf RX menunjukkan diameter dalam milimeter). Keempat motor tersebut dalam contoh ini akan dikombinasikan dalam konfigurasi SRB-2, kemudian dibandingkan terhadap SRB-2 optimal yang dibentuk dengan motor tingkat pertama yang sama. Spesifikasi keempat motor tersebut ditulis dalam tabel 1 berdasarkan hasil uji-statik.

Untuk motor RX-300/2meter sebagai tingkat pertama, variasi berat propelan motor tingkat 2 dan variasi berat beban-guna maksimal diplot versus variasi ketinggian dalam vakum tanpa kehilangan-gravitasi dalam gambar 2. Demikian juga untuk motor-motor RX-300/1.5 meter dan RX-150/2 meter disajikan dalam gambar 3 dan 4. Dari pengamatan gambar 2, ternyata SRB-2 dengan kombinasi RX-300/2 meter dengan RX-150/2 meter



Gambar 1e. Definisi Komponen Sistem Roket Bertingkat.

sebagai tingkat pertama dan kedua memenuhi persyaratan penataan parameter SRB-optimal jika berat beban-guna maksimal yang diizinkan = 15 kg. Spesifikasi terperinci hasil optimisasi kombinasi kedua roket tersebut dapat dilihat pada tabel 2. Dalam gambar 2,3 dan 4 dapat ditunjukkan bahwa dengan adanya aturan rasio panjang per diameter tertentu untuk setiap motor, SRB dengan kombinasi roket berdiameter sama tidak dapat memenuhi syarat optimisasi. Sebagai contoh, dalam risalah ini dibentuk SRB-2 non-optimal yang terdiri dari dua motor roket dengan diameter sama yaitu RX-300/2 meter + RX-300/1.5 meter. SRB-2 non-optimal dibandingkan prestasi-terbangnya (flight-performance) terhadap SRB-2 optimal yang terdiri dari RX-300/2 meter + RX-150/2 meter dengan menggunakan paket softwarenya PATROPB. Hasil simulasi prestasi-terbang kedua wahana tersebut disajikan dalam tabel 3. Dari tabel tersebut dapat diamati bahwa untuk berat beban-guna yang sama (15 kg), SRB-2 non-optimal memerlukan berat total propelan 391 kg sedangkan SRB-2 optimal hanya

261.7 kg akibatnya SRB-2 non-optimal mempunyai berat-total 274.2 kg lebih besar. Dengan jumlah propelan yang jauh lebih sedikit SRB-2 optimal dapat mencapai apogee 23 km lebih tinggi. Komponen trayektori yang penting untuk diamati lainnya adalah hambatan total. SRB-2 non-optimal ternyata mengalami impuls total hambatan 31486 N-dt lebih besar.

Gambar 5a, b, c, d, & e memperlihatkan kurva-kurva variasi kecepatan, percepatan, hambatan, koefisien hambatan dan ketinggian selama penerbangan dari SRB-2 optimal sebagai hasil simulasi komputer digital melalui paket software PATROPB. Analisa terhadap kurva pertama dapat menunjukkan bahwa roket mencapai kecepatan mach 1 sebanyak dua kali selama penerbangan. Pertama dalam tahap penerbangan bertenaga dan kedua dalam tahap penerbangan tak bertenaga (coasting) pada waktu akan mencapai titik apogee. Pada setiap kecepatan roket mach 1 koefisien hambatan total akan mencapai harga maksimal. Dengan masih tingginya kerapatan atmosfer pada titik pertama, roket mengalami gaya hambatan maksimal seperti yang dapat diamati dalam gambar

5c dan d. Pada titik kecepatan mach 1 kedua walaupun koefisien hambatan total kembali men capai harga maksimal, namun gaya hambatan yang terjadi kecil sekali sesuai dengan kerapatan atmosfer disekitar titik tersebut.

Dalam contoh numerik disini SRB-2 optimal dibangun berdasarkan dua motor roket yang saling berbeda diameternya. Diameter tingkat dua lebih kecil dari tingkat pertama (300 dan 150 milimeter). Dibandingkan dengan SRB-2 non-optimal yang mengambil kombinasi RX-300/2meter – RX-300/1.5 meter sebagai contoh, SRB-2 optimal mempunyai diameter total yang lebih kecil sehingga ia mengalami impuls total hambatan yang lebih kecil pula, Teknik optimisasi lain juga dapat dibangun untuk minimisasi impuls total hambatan tersebut. Akan tetapi teknik ini menghendaki pengaturan gaya-dorongan yang sulit dilakukan oleh roket berbahan bakar padat.

Sistem roket bertingkat 2 lain yang memenuhi syarat optimal adalah RX-300/2 meter + RX-150/1.5 meter (gambar 2) dan RX-300/1.5 meter + RX-150/1.5 meter (gambar 3). Kedua SRB tersebut tidak dianalisa lebih jauh disini karena daya muatnya sangat kecil.

Pengujian Formulasi

Untuk menguji teknik optimisasi yang disajikan dalam risalah ini dan sekaligus memeriksa SRB yang telah mantap taraf pengembangannya, disini dilakukan perancangan ulang roket KAPPA-8 (buatan Jepang). Perancangan dilaksanakan berdasarkan karakteristik motor tingkat pertama roket tersebut. Spesifikasi SRB-2 KAPPA-8 hasil penerapan teknik optimisasasi ditulis pada kolom pertama tabel 4. Sedangkan spesifikasi roket KAPPA-8 orisinil ditulis pada kolom kedua. Dari perbandingan kedua spesifikasi tersebut dapat diketahui bahwa KAPPA-8 ternyata dirancang berdasarkan teknik optimisasi. Sedikit perbedaan terjadi pada berat struktur tingkat-2. KPPA-8 sedikit menyimpang dari aturan optimisasi dengan kelebihan berat struktur sebesar 25.77 kg.

Kesimpulan

Dari analisa yang dilakukan disini dapat diberikan beberapa kesimpulan :

1. Metoda perkalian-Lagrange untuk problema pencapaian kecepatan maksimal menghasilkan formula rasio beban-guna total yang berlaku untuk sistem roket bertingkat tak terhingga. Khusus untuk SRB-2, metoda penurunan biasa dapat digunakan sebagai sistem periksa-silang perhitungan.
2. Penerapan teknik optimisasi dalam perancangan SRB memberikan suatu sistem yang lebih unggul. Dari hasil simulasi komputer digital melalui paket software PATROPB terhadap SRB-2 optimal yang terdiri dari

kombinasi roket RX-300-LPN panjang 2 meter + RX-150-LPN panjang 2 meter dan SRB-2 non-optimal yang terdiri dari kombinasi roket RX-300-LPN panjang 2 meter + RX-300-LPN panjang 1.5 meter ditunjukkan bahwa untuk berat beban-guna yang sama yaitu 15 kg, SRB-2 non-optimal memerlukan propelan 129.3 kg lebih banyak, kelebihan berat total 274.2 kg, mengalami daya hambatan total 31486 N-dt lebih besar, dan mencapai apogee sekitar 23 km lebih rendah (95 km).

3. Dengan adanya aturan jumlah propelan tertentu untuk setiap diameter roket, SRB yang dibentuk berdasarkan roket-roket berdiameter sama tidak dapat memenuhi persyaratan optimisasi.
4. Kualitas SRB-optimal tetap ditentukan oleh kemampuan impuls total dan efisiensi struktur masing-masing motor roketnya.
5. Teknik optimisasi dapat diterapkan terhadap motor-roket-dalam taraf-pengembangan dimana efisiensi strukturnya masih belum sempurna. Dengan penerapan teknik tersebut, seolah-olah penalti adanya keterbatasan efisiensi struktur diimbangi oleh daya muat SRB.
6. Analisa terhadap roket KAPPA-8 (buatan Jepang) sebagai obyek pengujian formulasi yang dihasilkan disini menunjukkan bahwa roket tersebut dirancang dengan menggunakan teknik yang sama.

Penutup

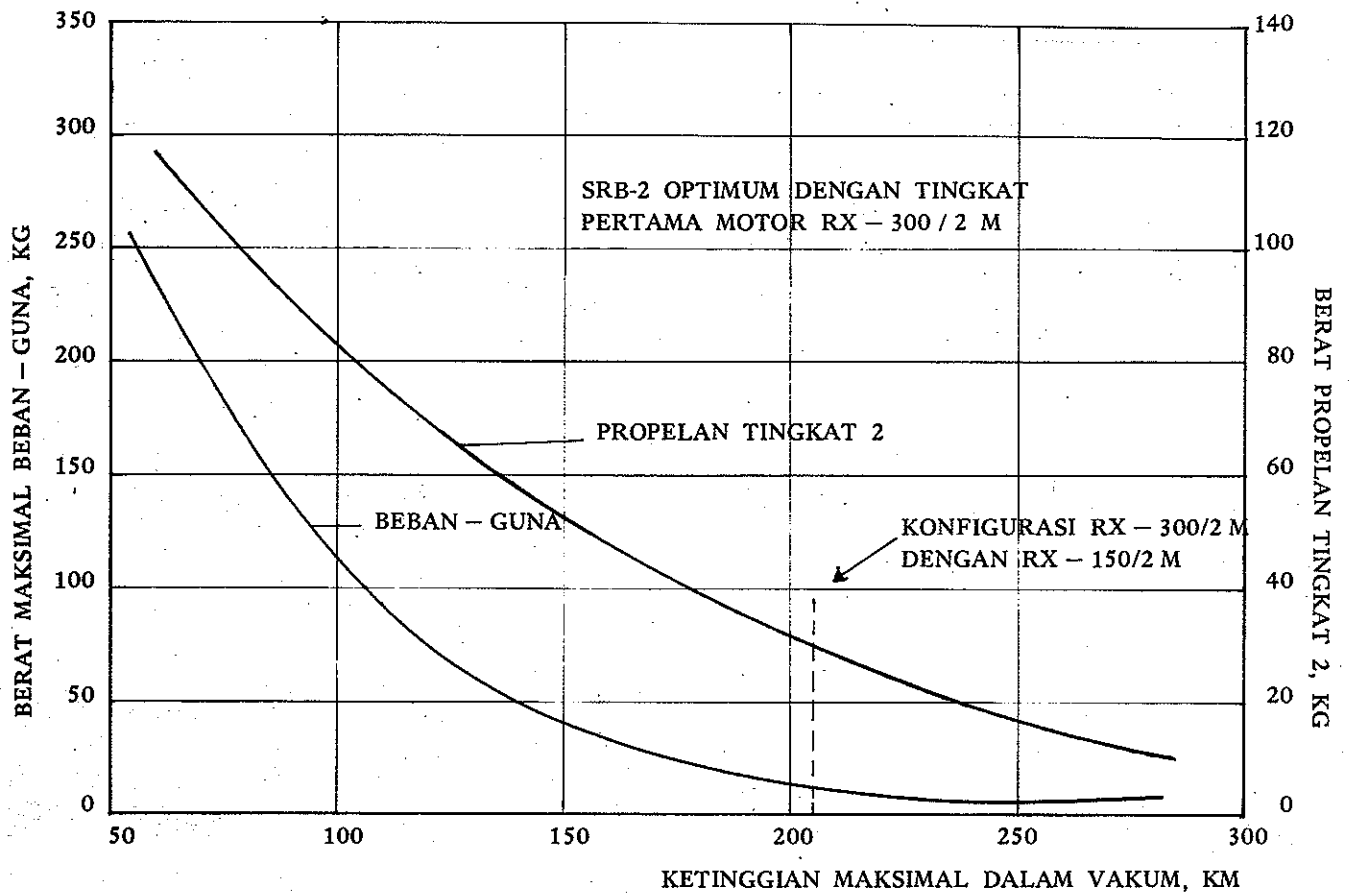
Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Prof. Wiranto Arismunandar, Wakil Ketua LAPAN (promotor program S-3) dan Bapak Ir. Kisman Subandhi, Kepala Pusat Teknologi Dirgantara LAPAN atas diskusi dan saran-saran yang diberikan. Juga terima kasih kepada Pimpinan Proyek Romet LAPAN, Drs. M. Chawari secara khusus dan seluruh staf Proyek Romet secara umum atas diskusi dan keterangan teknik roket-roket RX-150-LPN dan RX-300-LPN.

Prototip	RX-300-LPN 2 meter	RX-300-LPN 1.5 meter	RX-150-LPN 2 meter	RX-150-LPN 1.5 meter
Gaya dorong, N	72640	44000	22000	18500
Waktu pembakaran, dt	7	8.6	3.6	2.9
Berat propelan, kg	226	165	35	24
Berat struktur, kg	300	219	46.5	31.9
Diameter, cm	30	30	15	15
Konfigurasi propelan	Star-7	Star-7	Star-7	Star-7
Spesifik impuls, dt	225	225	225	225
Jenis propelan	Polysulfide	Polysulfide	Polysulfide	

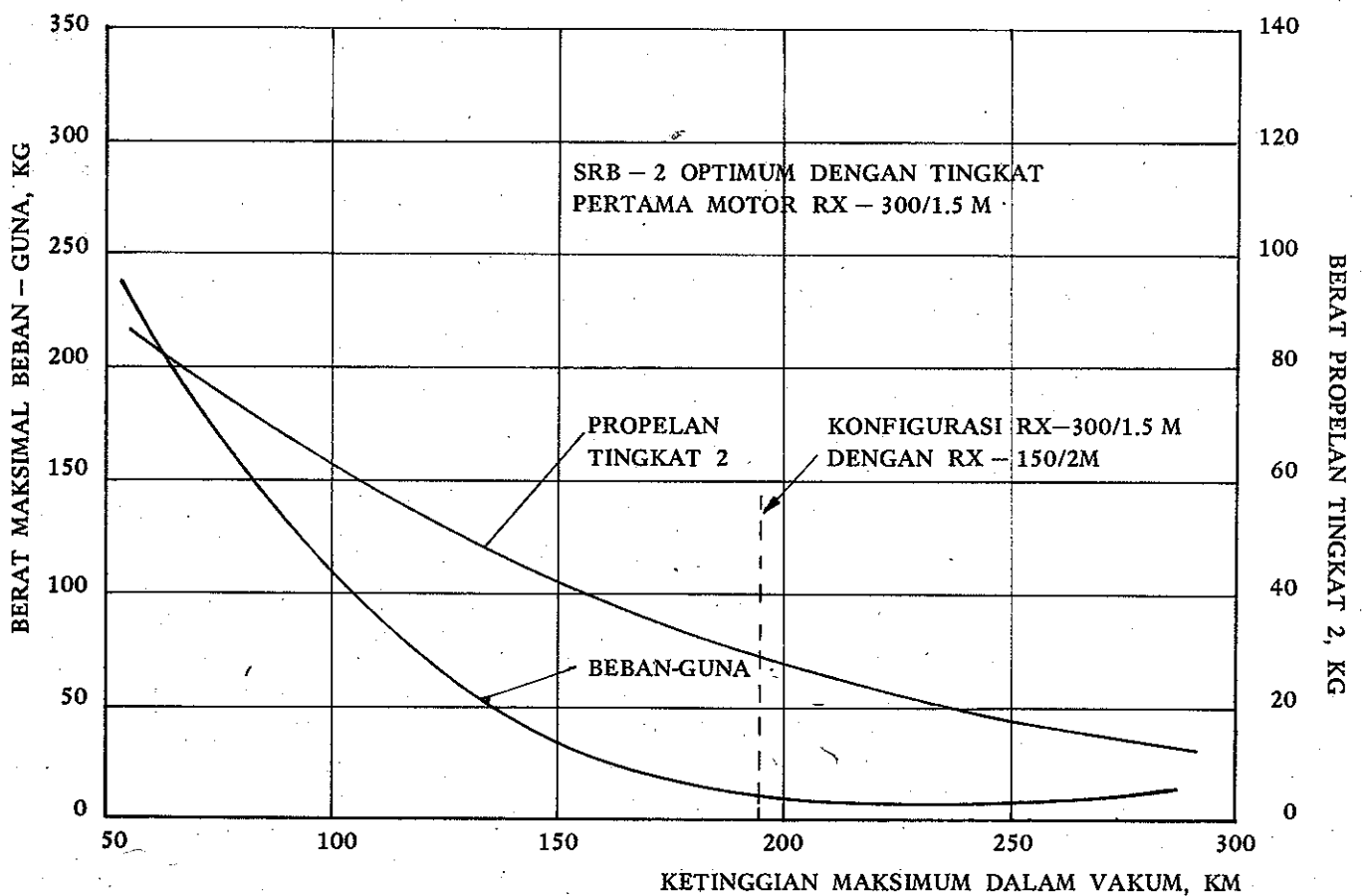
Tabel 1. Hasil Test Statik dan Spesifikasi Prototipe Motor Roket Seri RX-300-LPN dan RX-150-LPN (Ref 7).

SRB – 2 OPTIMAL RX-300/2 meter + RX-150/2 meter	
<i>Roket tingkat 1</i>	
Gaya dorong, N	72640
Waktu pembakaran, dt	7
Berat propelan, kg	226
Berat struktur, kg	300
Diameter, cm	30
Impuls spesifik, dt	225
Berat total roket, kg	624.67
<i>Roket tingkat 2</i>	
Gaya dorong, N	22000
Waktu pembakaran, dt	3.6
Berat propelan, kg	35.7
Berat struktur, kg	47.39
Diameter, cm	15
Impuls spesifik, dt	225
Berat total tingkat-2, kg	98.67
Berat beban-guna, kg (metoda perkalian Lagrange)	15.58
Rasio beban-guna total	0.0249
Rasio kecepatan ideal	0.8981
Efisiensi struktur	0.5703
Kecepatan maksimal dalam vakum, m/dt	1980.379
Kecepatan gas buang, m/dt	2204.913
Rasio gaya dorong per berat total	0.7982
Berat beban-guna, kg (metoda penurunan biasa).	15.58

Tabel 2 Spesifikasi SRB-2 Optimal (RX-300-LPN/2 meter + RX-150-LPN/2 meter).



Gambar 2. Kurva Variasi Berat Propelan Tingkat - 2 dan Beban-Guna Untuk Memperoleh SRB - 2 Optimal Berdasarkan Motor RX-300-LPN/2 meter Sebagai Tingkat - 1



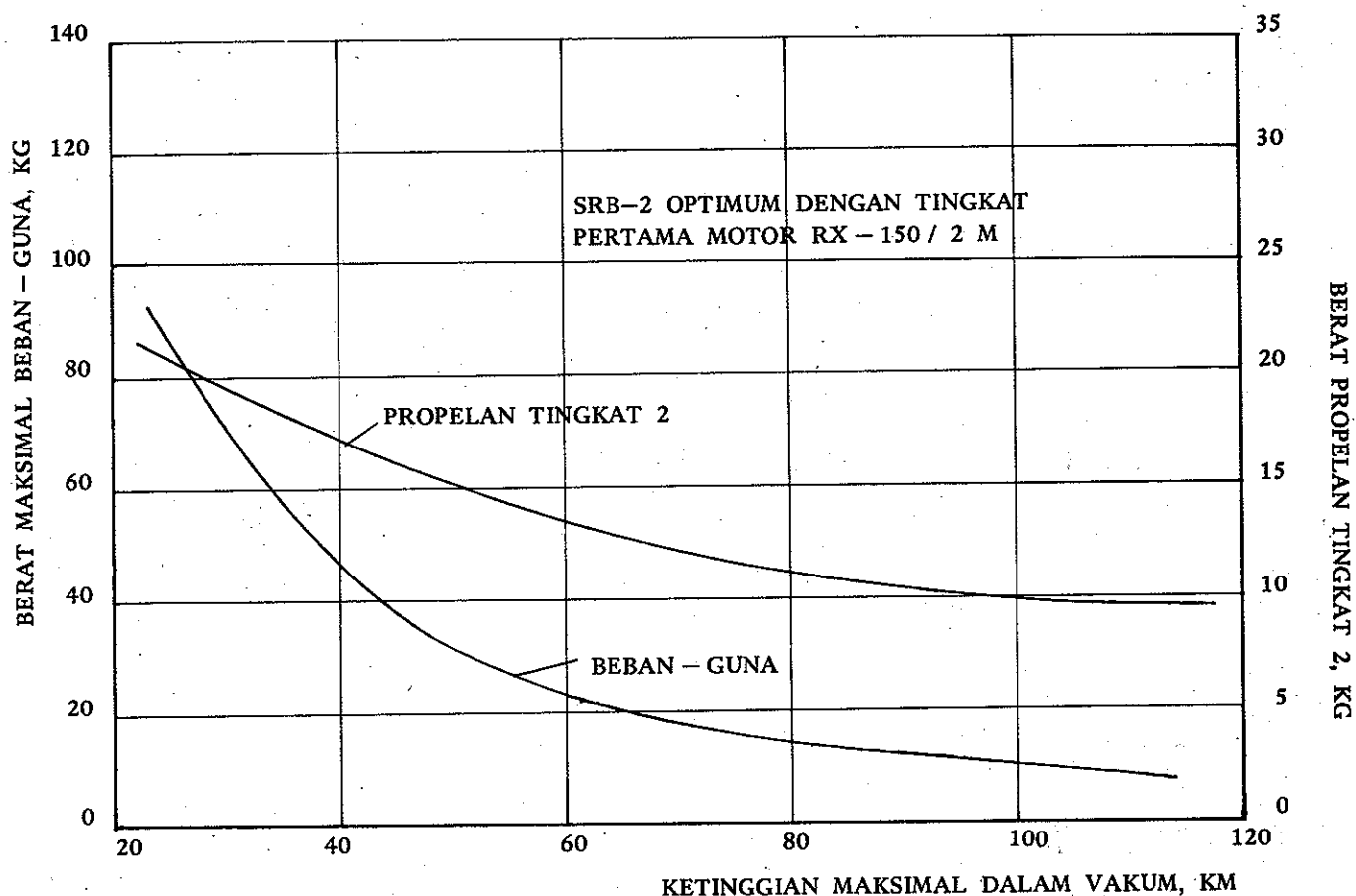
Gambar 3. Kurva Variasi Berat Propelan Tingkat-2 dan Beban-Guna Untuk Memperoleh SRB-2 Optimal Berdasarkan Motor RX-300-LPN/1.5 meter Sebagai Tingkat-1.

Spesifikasi	NON-OPTIMAL RX-300/2 meter + RX-300/1.5 meter	OPTIMAL RX-300/2 meter + RX-1500/2 meter
<i>Subroket 1</i>		
Gaya dorong, N	72640	72640
Waktu pembakaran, dt	7	7
Berat propelan, kg	226	226
Berat total, kg	910	624.8
Diameter, cm	30	30
Impuls spesifik, dt	225	225
<i>Subroket 2</i>		
Gaya dorong, N	44000	22000
Waktu pembakaran, dt	8.6	3.6
Berat propelan, kg	165	35.7
Berat total, kg	399	98.8
Berat beban-guna, kg	15	15
Diameter, cm	30	15
Impuls spesifik, dt	225	225
Waktu tenggang penyalaan tingkat-2, dt	0	0
Sudut elevasi, der	80	80
Hasil simulasi (PATROPB)		
Ketinggian akhir pembakaran tingkat-1, dt	2.504	2.573
Jarak horizontal akhir pembakaran tingkat-1, km	0.485	0.496
Kecepatan akhir pembakaran tingkat-1, mach	2.166	2.741
Ketinggian akhir pembakaran tingkat 2, km	9.206	6.156
Jarak horizontal akhir pembakaran tingkat-2, km	1.726	1.138
Kecepatan akhir pembakaran tingkat-2, mach (kecepatan maksimum)	4.643	5.060
Percepatan maksimum, g	7.652	11.988
Apogee, km	96.07	119.76
Jarak horizontal titik jatuh, km	134.306	171.378
Lama terbang, dt	308.24	338.44
Impuls total hambatan, N-dt	94726.09	63239.5

Tabel 3. Spesifikasi SRB-2 Optimal dan Non-Optimal dengan Hasil Simulasi Komputer Melalui Paket Software PATROPB

Spesifikasi	KAPPA – hasil perancangan teknik optimisasi	KAPPA – 8 orisinil (ref. 6)
Roket tingkat 1		
Gaya dorong, N	125000	125000
Waktu pembakaran, dt	15	15
Berat propelan, kg	742	742
Berat struktur, kg	748	748
Diameter, cm	42	42
Impuls spesifik, dt	252.7	252.7
Berat total roket, kg	1877.03	1903
Roket tingkat 2		
Gaya dorong, N	43000	43000
Waktu pembakaran, dt	9	9
Berat propelan, kg	153	153
Berat struktur, kg	154.23	180
Diameter, kg	25	25
Impuls spesifik, dt	252.7	252.7
Berat total tingkat 2, kg	387.03	413
Berat beban-guna, kg	79.8	80
Rasio beban-guna total	0.0425	0.0420
Rasio kecepatan ideal	1.006	1.006
Efisiensi struktur	0.502	0.502
Kecepatan maksimal dalam vakum, m/dt	2491.403	—
Kecepatan gas buang, m/dt	2476.4	2476.4
Rasio gaya dorong per berat total	0.665	0.656
Berat beban-guna, kg (metoda penurunan biasa)	79.8	—
Prestasi terbang	Simulasi komputer dengan software PATROPB	Hasil penerbangan
Ketinggian akhir pembakaran tingkat-2, km	30.	30.
Lama penerbangan, dt	451	440
Kecepatan maksimal, mach	6.39	6.91
Percepatan maksimal, g	16.3	?
Apogee, km	201.87	200

Tabel 4. Perbandingan Spesifikasi Roket KAPPA-8 Hasil Perancangan Teknik Optimisasi dengan Roket KAPPA – 8 orisinil.



Gambar 4. Kurva Berat Propelan Tingkat-2 dan Beban - Guna Untuk Memperoleh SRB - 2 Optimal Berdasarkan Motor RX - 150 - LPN/2 meter Sebagai Tingkat - 1

Daftar Pustaka

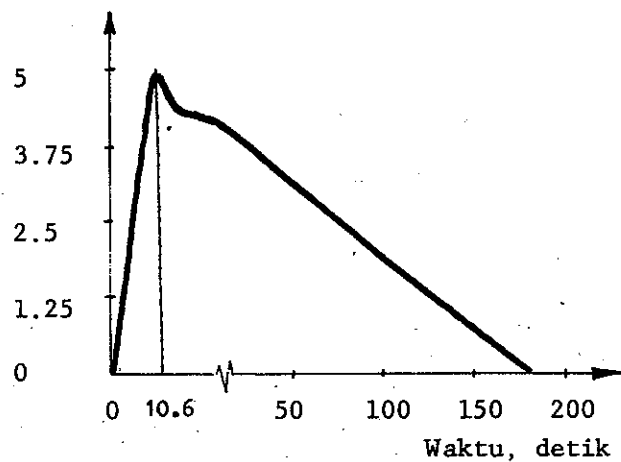
1. Cornelisse, J.W., Schoryer, H.F.R., and Wakker, K.F., "Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics", Pitman Publisher, London, 1979.
2. Vertregt, M., "Calculation of Step-Rockets", *Journal of British Interplanetary Society*, 14, hal 20-25, 1955.
3. Vertregt, M., "A Method for Calculating the mass Ratio's of Step-Rockets", *Journal of British Interplanetary Society*, 15, hal. 95-97, 1956.
4. Salatun, A.S., "Paket Software Komputer Peramalan Awal Trayektori Roket Padat Bertingkat (PATROPB)", catatan teknik Proyek Sainsat Pustekgan-LAPAN no. USPIS-TR-84-01, 1983.
5. Hosny, A.N., "Propulsion Systems", University of South Carolina Press, 1974
6. Sugiarmadji HPS dan Kuswadi, "Roket-roket Kappa-8 dan Rt-150", Loka Karya Peroketan LAPAN, 29 Maret - 1 April 1976.
7. Kamidjo H., "Analisa Uji Statik Motor Roket RX-300", Majalah LAPAN, ISSN 0126-0480, no. 35 tahun ke IX, Jan. 1985, hal.2-10.

-oo0oo-

Spesifikasi	KAPPA-8 hasil perancangan teknik optimisasi	KAPPA-8 orisinil (ref.6)
Roket tingkat 1		
Gaya dorong, N	125000	125000
Waktu pembakaran, dt	15	15
Berat propelan, kg	742	742
Berat struktur, kg	748	748
Diameter, cm	42	42
Impuls spesifik, dt	252.7	252.7
Berat total roket, kg	1877.03	1903
Roket tingkat 2		
Gaya dorong, N	43000	43000
Waktu pembakaran, dt	9	9
Berat propelan, kg	153	153
Berat struktur, kg	154.23	180
Diameter, cm	25	25
Impuls spesifik, dt	252.7	252.7
Berat total tingkat 2, kg	387.03	413
Berat beban-guna, kg	79.8	80
Rasio beban-guna total	0.0425	0.0420
Rasio kecepatan ideal	1.006	1.006
Efisiensi Struktur	0.502	0.502
Kecepatan maksimal dalam vakum, m/dt	2491.403	—
Kecepatan gas buang, m/dt	2476.4	2476.4
Rasio gaya dorong perberat total	0.665	0.656
Berat beban-guna kg (metoda penurunan biasa)	79.8	—
Prestasi terbang	Simulasi komputer dengan software PATROB	Hasil penerbangan
Ketinggian akhir pembakaran tingkat-2, km	30.	30
Lama penerbangan, dt	451	440
Kecepatan maksimal, mach	6.39	6.91
Percepatan maksimal, g	16.3	?
Apogee, km	201.87	200

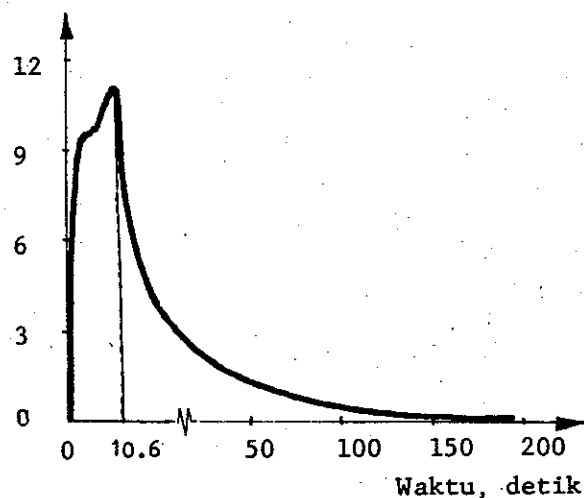
Tabel 5. Perbandingan Spesifikasi Roket KAPPA-8 hasil Perancangan Teknik Optimisasi dengan Roket KAPPA-8 orisinil.

Kecepatan, Mach



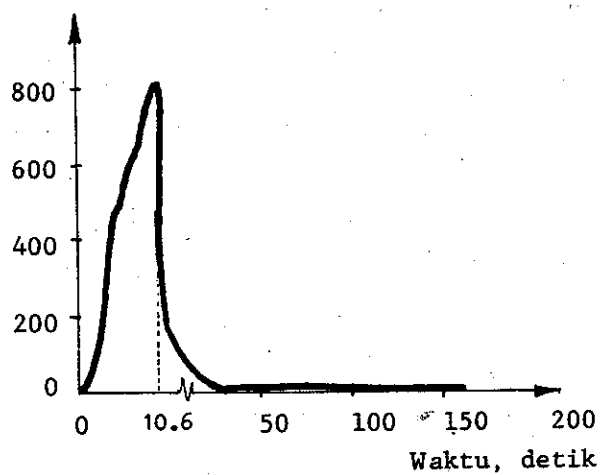
Gambar 5a. Variasi Kecepatan SRB-2 Optimal

Percepatan, g



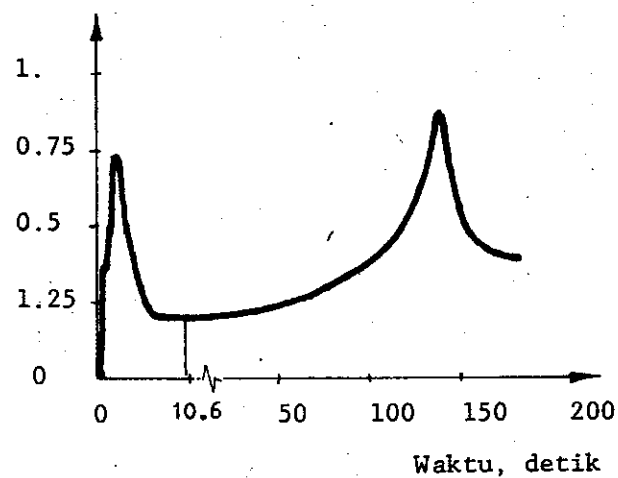
Gambar 5b. Variasi Percepatan SRB-2 Optimal

Gaya Hambatan, N(x10)



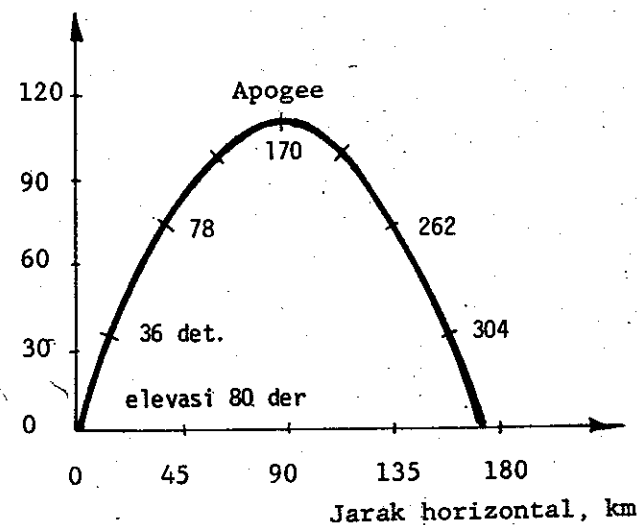
Gambar 5c. Variasi Gaya Hambatan Total SRB-2 Optimal

Koefisien Hambatan



Gambar 5d. Variasi Koefisien Hambatan SRB-2 Optimal

Ketinggian, km



Gambar 5e. Trayektori SRB-2 Optimal

Bakrie & Brothers

Menyumbangkan Karya Nyata
Sepenuh Bangga
bagi BANGSA dan NEGARA



PT. BAKRIE & BROTHERS

WISMA BAKRIE, 6th FLOOR
Jl. H.R. Rasuna Said Kav. B-1
JAKARTA SELATAN
Phone : 610192 - 610212
Telex : 45828 BAKROS 1A

Makin cepat waktu penyelesaian
proyek berarti Anda akan memperoleh
keuntungan lebih banyak