

## PUSAT TEKANAN AERODINAMIKA ROKET $\phi$ 420 PELUNCUR SATELIT

Oleh :  
Salam Ginting\*  
Yudha Agung Nugroho\*

### Abstrak

Untuk memperoleh ketinggian yang lebih besar perlu ditingkatkan ukuran diameter roket dari  $\phi 320$  mm menjadi  $\phi 420$  mm, dalam rangka menunjang program peroketan peluncur satelit yang dikembangkan di LAPAN. Metoda pendekatan secara analitis yang telah dikembangkan oleh F.N. Krasnov, digunakan untuk menentukan konfigurasi aerodinamik roket RX 420. Adapun hasil konfigurasi aerodinamik adalah berupa karakteristik aerodinamik diantaranya koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat dan koefisien momen. Dari data koefisien gaya angkat akan ditentukan letak pusat tekanan aerodinamik roket. Karakteristik aerodinamik diteliti pada kecepatan supersonic yakni antara 1,5 s/d 2,5 Mach. Adapun sebagai pembanding dari data aerodinamik yang diperoleh digunakan hasil penelitian NACA Report 1307 no. 24 dan 25 yang konfigurasi roketnya hampir serupa.

Kata kunci : konfigurasi, aerodinamik, Mach

### Abstract

To obtain a larger altitude, the rocket's diameter needs to be increased from  $\phi 320$  mm to  $\phi 420$  mm, in order to support the rocket program satellite launching that has been developed in LAPAN. The analytical method which was developed by F.N. Krasnov is used in this research to determine the aerodynamic configuration of RX 420 rocket. The result of the aerodynamic configuration is in the form of aerodynamic characteristic which are lift coefficient, drag coefficient, and pitch moment. From the data of lift coefficient, it will be determined the position of rocket's aerodynamic centre pressure. The aerodynamic characteristic is examined at supersonic velocity which is between 1,5 to 2,5 Mach. As a comparison for the aerodynamic data which obtained, is used the result of NACA Report 1307 number 24 and 25 which configuration was about similar.

Key words : configuration, aerodynamic, Mach

## 1. PENDAHULUAN

Penulisan makalah ini dalam rangka pengembangan peroketan yang dilakukan di LAPAN. Untuk menunjang program peroketan peluncur satelit yang diameter 420 mm. Perancangan roket RX 420 direncanakan dapat mencapai ketinggian 200 km, sehingga roket ini dapat digunakan sebagai roket peluncur satelit. Bila digunakan untuk senjata dapat mengamankan wilayah dengan ajrak jangkauan horizontal mencapai 800 km. Penelitian karakteristik aerodinamika roket dilakukan pada kecepatan 1,4 s/d 2,5 Mach. Perhitungan karakteristik aerodinamika roket dilakukan pada masing-masing komponen roket, diantaranya hidung, badan sirip roket. Selanjutnya dari perhitungan masing-masing komponen tersebut dijumlahkan yang merupakan karakteristik aerodinamika roket secara keseluruhan (total). Parameter yang digunakan dalam perhitungan karakteristik aerodinamika roket adalah,

konfigurasi roket, sudut serang, ukuran roket, kecepatan, kerapatan aliran udara dan bilangan Reynold. Karakteristik aerodinamika yang didapatkan dari penelitian ini berupa : koefisien gaya angkat ( $CL$ ), koefisien gaya hambat ( $CD$ ) koefisien momen ( $CM$ ) (lihat pada Gambar 3). Metoda perhitungan yang digunakan dalam penelitian ini adalah teori analitis yang dikembangkan oleh *Quadrature Multhopp*. Data koefisien gaya angkat ( $CL$ ) dapat digunakan menentukan pusat tekanan aerodinamis roket ( $Lcp$ ), sehingga kesetabilan *static* roket dapat ditentukan, dalam arti besarnya *static margin* diketahui karena letak titik berat roket sudah tertentu. Selanjutnya data koefisien gaya hambat ( $CD$ ) dijadikan sebagai masukan pada rancangan propulsi roket dan trayektori.

## 2. ROKET RX 420 PELUNCUR SATELIT

Pada Gambar 2.1 dapat dilihat konfigurasi dari roket RX 420. Panjangnya 6,7 m, diameter

---

\* Peneliti pada Pusat Teknologi Dirgantara Terapan-LAPAN

luar 42 CM, tabung motor panjangnya 4 m, tabung *payload* 1,0 m, dan tinggi *nose cone* 1,0 m sirip roket terdiri dari 4 buah dan terpasang dengan kombinasi palang. Tinggi siripnya 60

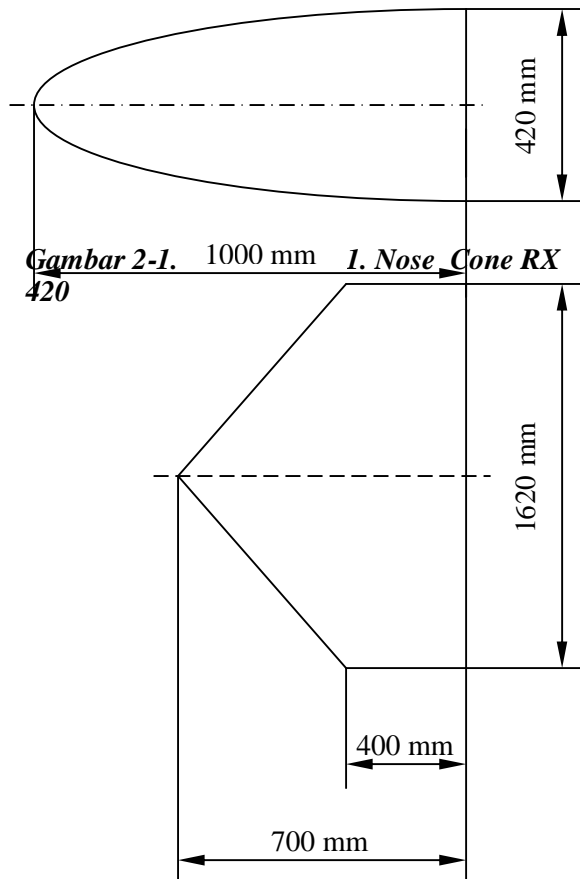
CM, root chord sirip 70 CM, tip chord adalah 40 CM. fungsi sirip pada roket RX 420 adalah sebagai stabilisator dan pelurus gerakan roket, bukan sebagai kendali.

Gambar 2-1. Konfigurasi roket RX 420

Dari konfigurasi roket seperti pada Gambar 2-1 diharapkan posisi C.G berada didepan pusat tekanan aerodinamis C.P, sebagai persyaratan awal *static* stabilitas. Jarak antara C.G dan C.P yang disebut *static margin* biasanya minimum adalah satu kali diameter dan jika jarak tersebut makin besar dan lebih besar dari diameter, maka roket akan terbang lebih stabil. Sirip roket berfungsi sebagai stabilisator saat roket meluncur, dan sebagai pelurus gerakan roket. Sebagai stabilisator artinya bahwa dengan stabil. Tabung *payload* berfungsi sebagai kemasan alat-alat elektronik/*instrument* selama peluncuran, sehingga diharapkan peralatan tersebut dapat berfungsi dengan abik sebagai alat komunikasi dan tidak terjadi kerusakan selama peluncuran.

**2.1. Geometri Komponen Roket**

Roket terdiri dari beberapa komponen diantaranya *nose cone*, badan roket dan sirip roket.



Gambar 2-2. Sirip Roket RX 420

**3. METODA PERHITUNGAN**

Metoda perhitungan yang digunakan adalah metoda pendekatan yang analitis yang telah

dikembangkan oleh F.N. Krasnov. Analisa perhitungan adalah prediksi karakteristik aerodinamis roket RX 420 pada kecepatan supersonik. Diantaranya adalah koefisien gaya angkat ( $C_L$ ), koefisien gaya hambat ( $C_D$ ), koefisien momen ( $C_M$ ) dan pusat tekanan aerodinamis ( $L_{cp}$ ).

**3.1. Koefisien Aerodinamis**

Masing-masing komponen dari roket mempunyai koefisien gaya angkat, sehingga koefisien gaya angkat roket secara total adalah merupakan penjumlahan dari masing-masing gaya angkat yang terjadi pada tiap-tiap komponen, ditambah dengan gaya angkat akibat interferensi antara sirip dengan badan. Menghitung koefisien gaya angkat dapat diformulasikan sebagai berikut :

- Koefisien gaya angkat total roket.

$$C_{L_{tot}} = C_L^N + C_L^{cyl} + C_{LT(f)} + \Delta C_{L_{f(T)}} + \Delta C_{LT(f)} \dots 3-1.$$

$$C_L^f = C_L^N + C_L^{cyl}$$

$$C_{LT(f)} = C_{LT} + \Delta C_{LT(f)}$$

Dalam bentuk gaya angkat dapat ditulis sebagai berikut :

$$L_{tot} = L^f + L_{T(f)} + \Delta L_{f(T)} \dots 3-2.$$

- Koefisien gaya hambat total roket

Koefisien gaya hambat total dari roket, merupakan penjumlahan dari koefisien gaya hambat yang terjadi pada hidung, badan dan sirip roket, baik akibat friction atau pressure antara permukaan luar roket dengan udara atmosfer. Koefisien gaya angkat dapat ditulis sebagai berikut :

$$C_{D_{tot}} = C_D^f + C_D^T + \Delta C_{DT(f)} + C_{D_{f(T)}} \dots 3-3.$$

- Koefisien momen total roket

Koefisien momen juga terjadi pada tiap komponen roket yakni pada *nose cone*, badan dan sirip roket. Terjadinya koefisien momen pada tiap komponen akibat *aerodynamic pressure* dan gesekan antara udara dan kulit luar roket. Dalam formulasi secara umum

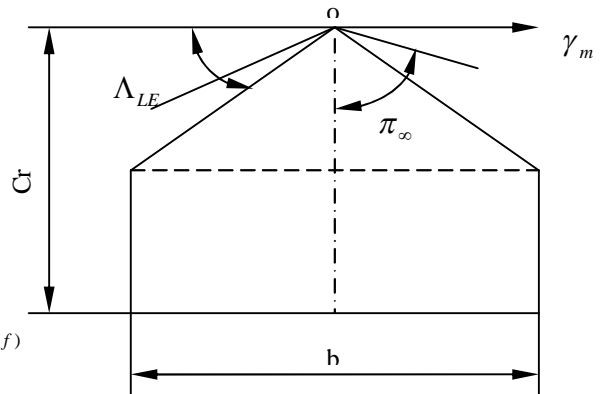
koefisien momen dapat ditulis sebagai berikut :

$$C_{mp} = C_{mp}^N + C_{mp}^{cyl} + C_{mp}^T \dots 3-4.$$

$$C_{mf} = C_{mf}^N + C_{mf}^{cyl} + C_{mf}^T$$

**3.2. Koefisien Aerodinamik Masing-masing Komponen**

- Koefisien gaya angkat sirip



Gambar 3-1. Sirip Roket

Untuk sirip segilima koefisien gaya angkat terjadi pada sirip dapat dituliskan sebagai berikut :

$$C_{LP}^T = \frac{2mARx}{\pi a_t^2 \sqrt{m^2 - 1}} \left[ -\frac{m}{2} + (m+a_t)^2 \sqrt{m-1} x \cos^{-1} \sqrt{\frac{(m+1)at}{m+at}} - (m-a_t)^2 \sqrt{m+1} \cos^{-1} \sqrt{\frac{m(1-at)}{m+at}} + 2\sqrt{m^2 - 1} \cos^{-1} \sqrt{1-at} \right] \dots 3-5.$$

- Koefisien gaya hambat sirip akibat tekanan

$$C_{DP}^T = \frac{(C_{LP}^T)^2}{\pi \cdot AR} \dots 3-6.$$

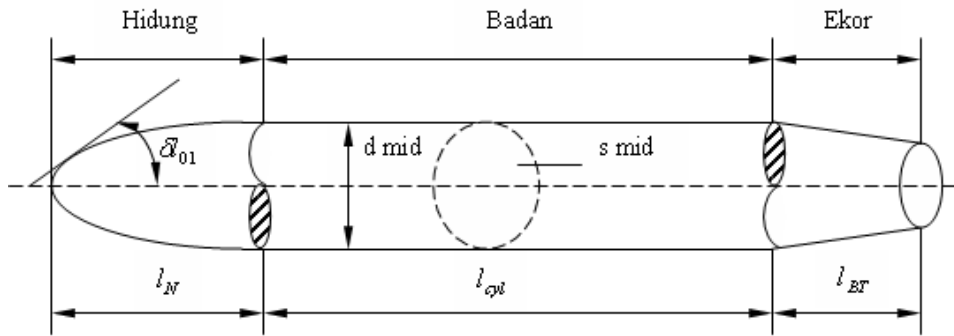
- Koefisien gaya hambat sirip akibat friction

$$C_{Df}^T = 2C_{ft} \left( 1 + C \frac{t}{chord} \right) \dots 3-7.$$

- Koefisien gaya angkat sirip pengaruh interferensi

$$C_{LT(f)} = C_{L\alpha}^T \left[ K_{T(f)} \cdot \alpha_c + k_{T(f)} \cdot \delta_T \right] \dots 3-8.$$

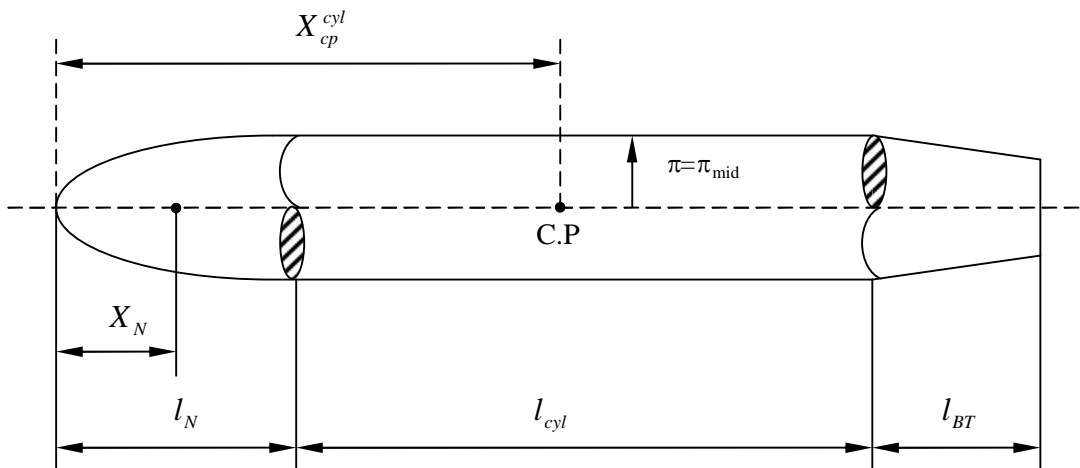
- Koefisien aerodinamik badan utama



Gambar 3-2. Badan Utama

- Koefisien gaya hambat total badan utama ( $C_D^f$ )  
 $C_D^f = C_{DP}^f + C_{DB}^f$   
 ..... 3-9.
- Koefisien gaya normal total badan utama  
 $C_N^f = C_{NP}^f + C_{Nf}^f$
- Koefisien gaya momen *pitch* badan utama  
 $C_M^f = C_{MP}^f + C_{Mf}^f$
- Koefisien gaya angkat badan akibat interferensi antara badan dan sirip  
 $\Delta C_{Lf(T)} = C_{La}^T (K_{f(T)} \cdot \alpha + k_{f(T)} \cdot \delta_T)$   
 ...3-10.

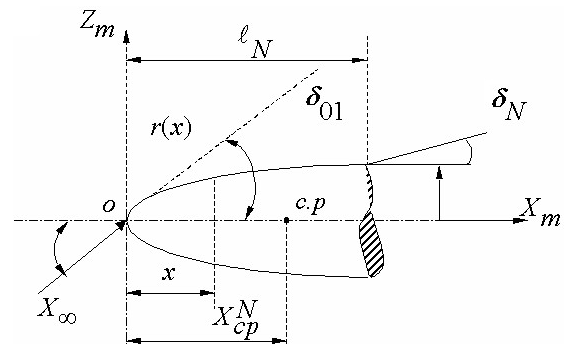
3.3. Titik pusat tekanan aerodinamis



Gambar 3.3. Titik pusat tekanan pada badan

- Untuk menghitung letak titik pusat tekanan aerodinamis pada badan dapat dilakukan dengan formula berikut :

$$\bar{X}_{cp}^{cyl} = 1/2 \left[ 1 + \frac{\lambda_N}{\lambda_L} - \frac{\lambda_{BT}}{\lambda_L} \right]$$



Gambar 3-4. Hidung roket bentuk parabolik

$$\lambda_N \leq 5, \delta_N = 0$$

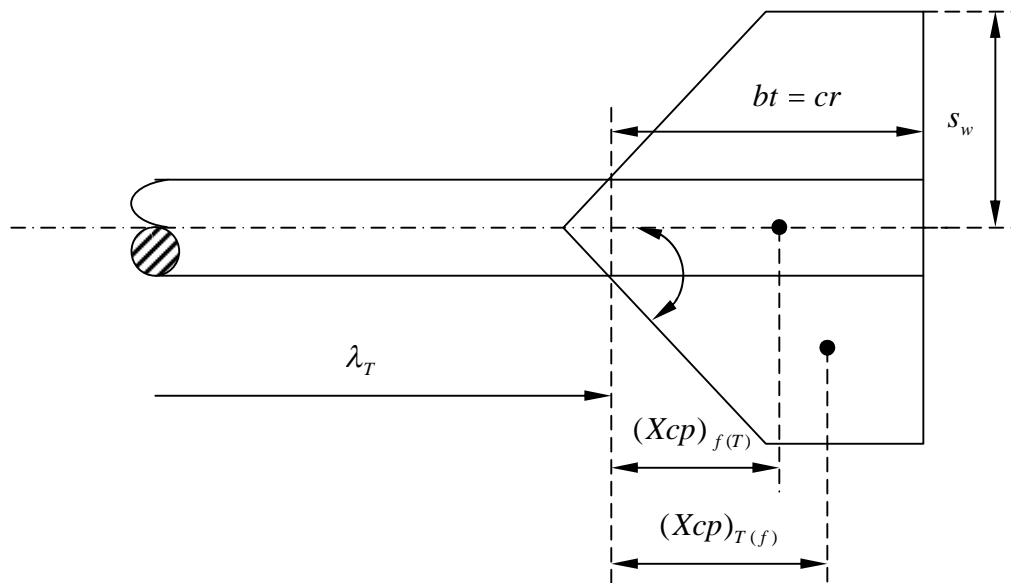
$$\bar{X}_{CP}^N = 2/3 - 0,01(11 + 40)\bar{X}_N$$

$$u_0 = \frac{1}{\beta\delta_0}$$

$$\bar{X}_N = \frac{X}{\lambda_N}$$

- Pusat tekanan aerodinamis pada sirip. Titik tekan pada sirip karena pengaruh badan  $\bar{\lambda}_{T(f)}$

$$\bar{\lambda}_{T(f)} = \bar{\lambda}_T + (\bar{X}_{cp})_{T(f)} \cdot (\bar{X}_{cp})_{T(f)} \equiv [(\bar{X}_{cp})_{T(f)} / crt] [crt / \lambda_T]$$



Gambar 3-5. Sirip roket

$\ell_T \equiv$  jarak dari ujung hidung ke *root chord* sirip kemudian dapat dihitung titik tekan pada bahan karena sirip  $\bar{\ell}_{f(T)}$

$$\bar{\ell}_{f(T)} = \bar{\ell}_T + (Xcp)_{f(T)} \dots\dots\dots 3-12.$$

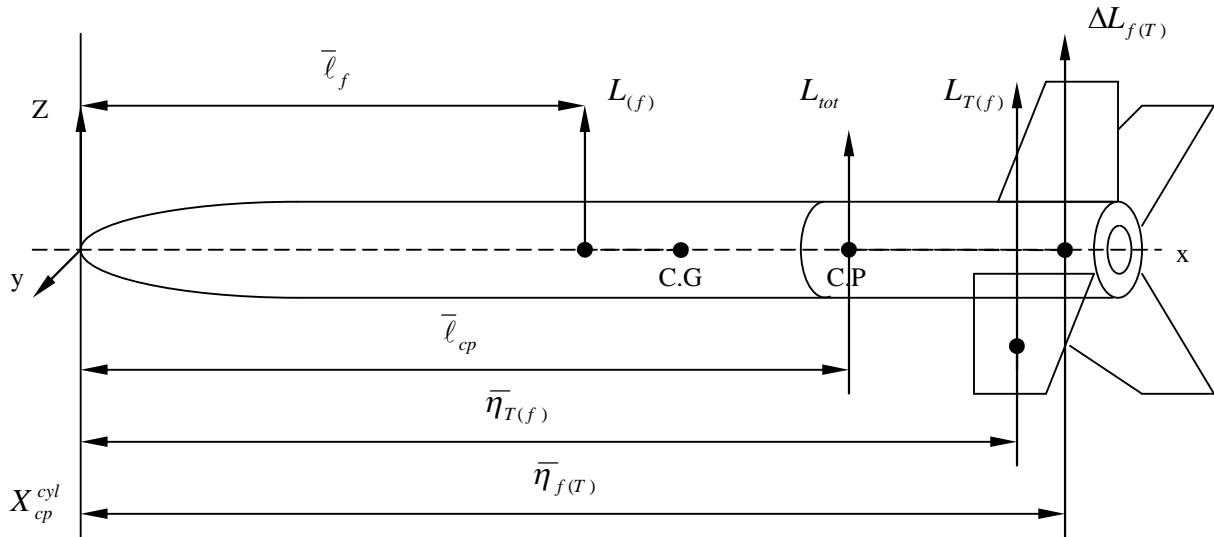
dimana :

$$(Xcp)_{T(f)} = [(Xcp)_{f(T)} / crt] [crt / \ell_T]$$

$$(Xcp)_{T(f)} = \frac{[K_{T(f)}(X_{CP})_{\alpha} + k_{T(f)}(x_{CP})_{\alpha} \cdot \delta]}{[K_{T(f)} \cdot \alpha + k_{T(f)} \cdot \delta]} \dots\dots\dots 3-13.$$

- Letak pusat tekanan aerodinamis total roket dapat di formulasikan sebagai berikut :

$$\bar{\ell}_{cp} = [C_L^f \bar{\ell}_f + \Delta C_{L(f)} \cdot \bar{\ell}_{f(T)} + C_{LT(f)} \cdot \bar{\ell}_{T(f)}] / C_{Ltot} \dots\dots\dots 3-14.$$



Gambar 3-6. Ilustrasi pusat tekanan aerodinamis roket RX 420

Dari rumus diatas dapat ditetapkan letak pusat tekanan aerodinamis total pada roket ( $l_{cp}$ ). Dengan telah diketahui  $l_{cp}$  maka besaran *static margin* dapat dihitung, karena titik berat roket telah diketahui sebesar 0,7 kali panjang roket, terhitung dari ujung roket.

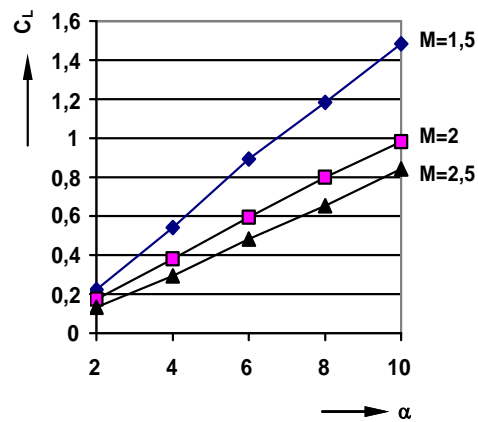
- Karena letak titik berat telah diketahui sehingga harga *static margin* telah diperoleh untuk beberapa sudut serang dan bilangan *Mach* yang berubah. Harganya berkisar antara 0,19 s/d 0,13 kali panjang roket (lihat Gambar 4-5).

#### 4. HASIL PENELITIAN

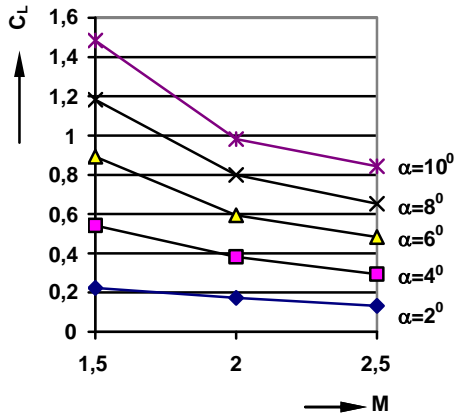
Telah diperoleh karakteristik aerodinamik roket RX 420 berupa koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat, koefisien momen dan pusat tekanan aerodinamik roket. Besarnya *static margin* juga dapat ditentukan karena letak titik berat telah ditetapkan 0,7 kali panjang roket terhitung dari ujung hidung.

- Koefisien gaya angkat ( $CL$ ) roket nilainya berkisar antara 0,135 s/d 1,4835 untuk harga sudut serang  $\alpha$  bervariasi antara  $0^0$  s/d  $10^0$  dan bilangan *Mach* antara 1,5 s/d 2,5 (lihat Gambar 4-1).
- Koefisien gaya hambat ( $CD$ ) besarnya berkisar antara 0,022 s/d 0,12 untuk harga sudut serang  $\alpha$  bervariasi antara  $2^0$  s/d  $10^0$  dan bilangan *Mach* antara 1,5 s/d 2,5 (lihat Gambar 4-2).
- Koefisien momen ( $CM$ ) besarnya berkisar antara -0,1812 s/d -1,9887 untuk harga sudut serang  $\alpha$  bervariasi antara  $2^0$  s/d  $10^0$  dan bilangan *Mach* antara 1,5 s/d 2,5 (lihat Gambar 4-3).
- Letak pusat tekanan aerodinamik besarnya berkisar antara 0,802 s/d 0,838 untuk harga sudut serang  $\alpha$  bervariasi antara  $2^0$  s/d  $10^0$  dan bilangan *Mach* antara 1,5 s/d 2,5 (lihat Gambar 4-4).

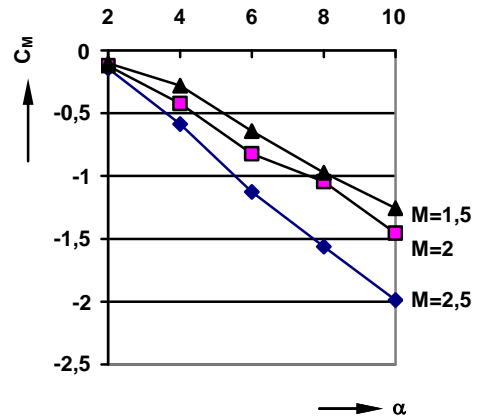
Tabel 4-1. Harga  $CL$  total dengan variasi bilangan *Mach* dan sudut  $\alpha$



Kurva 4-1.  $CL_{tot}$  vs sudut  $\alpha$

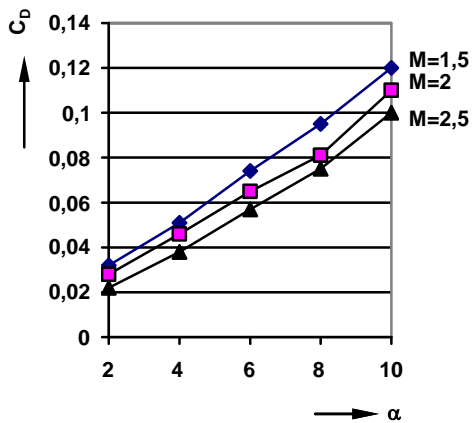


Kurva 4-2.  $CL_{tot}$  vs bilangan Mach (M)

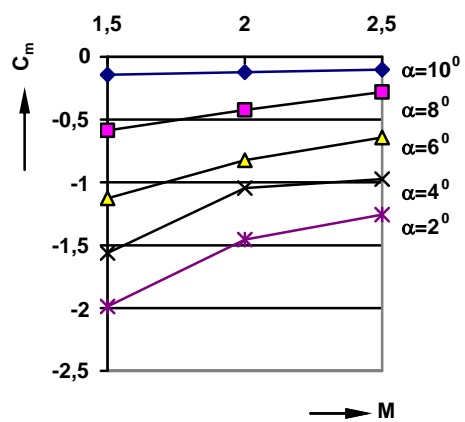


Kurva 4-5.  $CM$  vs sudut  $\alpha$

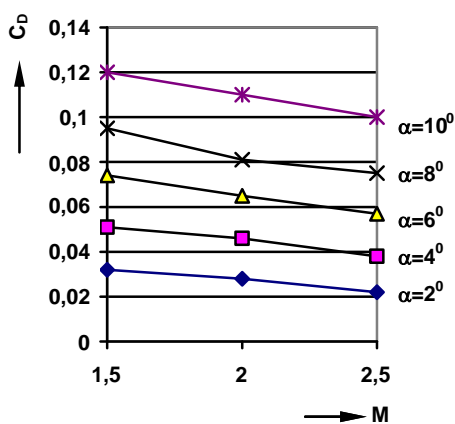
Tabel 4-2.  $CD$  total dengan bilangan Mach dan sudut  $\alpha$



Kurva 4-3.  $CD$  vs sudut  $\alpha$

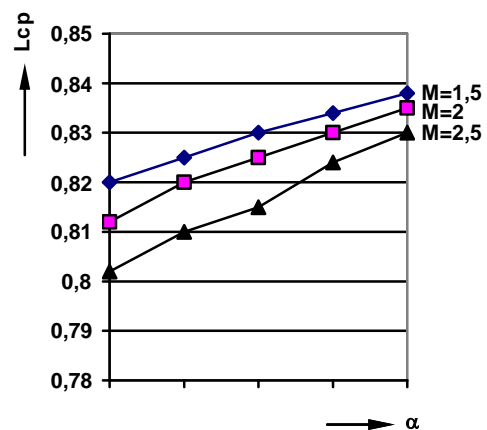


Kurva 4-4.  $CM$  vs bilangan Mach (M)



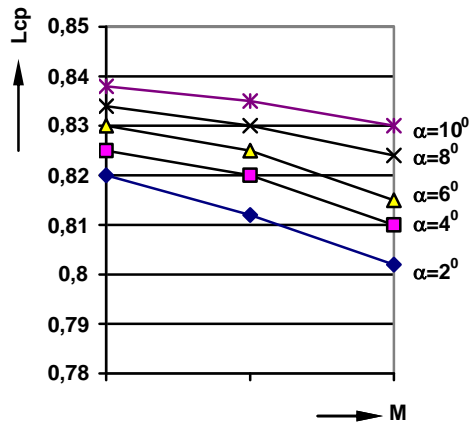
Kurva 4-4.  $CD$  vs bilangan Mach (M)

Tabel 4-4. Pusat Tekanan Aerodinamika ( $Lcp$ )



Kurva 4-7.  $Lcp$  vs sudut  $\alpha$

Tabel 4-3. Koefisien Momen dengan bilangan Mach dan sudut  $\alpha$



Kurva 4-8. *Lcp* vs bilangan *Mach* (M)

### 5. PEMBAHASAN

- Dari kurva 4-1 terlihat harga *CL* bertambah besar dengan naiknya harga sudut serang  $\alpha$ .
- Sedangkan pada kurva 4-2 terlihat bahwa kurva *CL* turun dengan kenaikan harga bilangan *Mach* (M).
- Harga koefisien Drag (tahanan) cenderung mengikuti tren yang terjadi pada koefisien gaya angkat, harga *CD* cenderung naik dengan kenaikan sudut serang, tapi sebaliknya untuk kenaikan harga bilangan *Mach*, harga *CD* bertambah kecil. (lihat kurva 4-3 dan 4-4).
- Untuk koefisien momen juga terlihat bahwa harga *CM* bertambah besar dengan naiknya harga sudut serang ( $\alpha$ ), tapi sebaliknya bahwa *CM* bertambah kecil dengan naiknya harga bilangan *Mach* (lihat kurva 4-5 dan 4-6).
- Harga pusat tekanan aerodinamik bertambah besar dengan kenaikan sudut serang ( $\alpha$ ) dan bertambah kecil dengan kenaikan bilangan *Mach*. Harganya berkisar antara 0,802 s/d 0,838 (lihat kurva 4-7 dan 4-8).
- Harga *static margin* (*Sm*) paling kecil = 0,10 pada sudut serang  $2^\circ$  dan bilangan *Mach* 2,5. Paling besar = 0,13 pada sudut serang  $\alpha$   $10^\circ$  dan bilangan *Mach* 1,5 (lihat kurva).
- Jika dibandingkan dengan hasil penelitian yang pernah dilakukan oleh *NACA Report* 1307 no 24 dan 25, khusus mengenai harga pusat tekanan aerodinamik (*CP*), hasil penelitian ini menarik untuk dibahas, karena konfigurasi roketnya hamper serupa.

Data geometri yang dimiliki roket RX 420

$$\frac{\lambda_T}{\lambda} = 0,915., \beta A = 2,49, \lambda = \frac{C_r}{C_r} = 0,625$$

$$\frac{\lambda_N}{\lambda} = 0,176., \beta = 1,73$$

Data geometri yang dimiliki roket *NACA Report* no. 24 adalah :

$$\frac{\lambda_T}{\lambda} = 0,86., \beta A = 1,73, \lambda = 1$$

$$\frac{\lambda_N}{\lambda} = 1,43., \beta = 1,73$$

Data geometri yang dimiliki roket *NACA Report* no. 25 adalah :

$$\frac{\lambda_T}{\lambda} = 0,86., \beta A = 3,46, \lambda = 1$$

$$\frac{\lambda_N}{\lambda} = 1,43., \beta = 1,73$$

Pusat tekanan aerodinamik roket RX 420, *Lcp* = 0,812

Pusat tekanan aerodinamik roket *NACA Report*, no 24 *Lcp* = 0,78

Pusat tekanan aerodinamik roket *NACA Report*, no 24 *Lcp* = 0,83

Penyebab perbedaan *Lcp* dari ke tiga roket adalah karena letak sirip dan aspek *ratio* yang berbeda.

- *Lcp* roket *NACA* no. 24 (dari *Lcp* roket RX 420, karena aspek *ratio* dan  $\frac{\lambda_T}{\lambda}$  roket RX 420) dari roket *NACA* no. 24.
- *Lcp* roket RX 420 (dari *NACA* no. 25, karena aspek *ratio* *NACA* 25) dari roket RX 420.

### 6. KESIMPULAN

Telah diperoleh karakteristik aerodinamik roket RX 420 berupa koefisien aerodinamik gaya angkat (*CL*), koefisien gaya hambat (*CD*) koefisien momen (*CM*) untuk bilangan *Mach* antara 1,5 s/d 2,5 dan sudut serang ( $\alpha$ ) antara  $2^\circ$  s/d  $10^\circ$ . Pergeseran letak pusat tekanan (*Lcp*) juga telah diperoleh, sehingga dengan diketahuinya letak titik berat roket, harga *static margin* juga dapat ditentukan pada variasi bilangan *Mach* dan sudut serang tersebut. Hasilnya dapat dilihat pada kurva 4-2 s/d 4-10.



- Harga  $CL$  turun dengan bilangan  $Mach$  dan bertambah dengan naiknya sudut serang ( $\alpha$ ). (lihat kurva 4-1 s/d 4-2).
- Harga  $CD$  juga turun dengan bilangan  $Mach$  dan bertambah dengan naiknya sudut serang ( $\alpha$ ). (lihat kurva 4-3 s/d 4-4).
- Pusat tekanan aerodinamik  $Lcp$  cenderung bertambahkecil dengan naiknya harga bilangan  $Mach$  (lihat kurva 4-8).
- Penelitian ini telah dibandingkan dengan penelitian yang ada pada *NACA Report* 1037 no. 24 dan 25 yang konfigurasi roketnya hamper sama. Hasilnya juga hamper sama (mendekati) sehingga penelitian ini dianggap cukup baik.

#### DAFTAR PUSTAKA

- Ames Research Staff, 1953, *National Adversory Committee for Aeronautics*, Report 1135.
- Cumming, R.M, and Sun. J, 1960. *Evaluation of Missile Aerodynamics Characteristics Using Rapid Prediction Techniques*, Hughes Aircraft Company Canoga Park, California.
- Hoerner, F, Signhard, 1965, *Practical Information On Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*, Published by the author.
- Jack. N. Nielsen, 1960, *Missile Aerodynamics*, Mc Graw Hill Book Company Inc. New York.
- Jenie, D Said, Juni 1988, *Manual Perancangan Aerodinamik Roket*, Bandung.
- Krasnov, N.F. 1978, *Aerodinamics (Translated from Russian)* America Publishing co. PVT. LTD, New Delhi.
- Reagen, J. Frank, 1986, *Lecture Missile Performance Calculation*, Aerolab. USA.
- Salam Ginting, Wigati, 1989, *Pergeseran Letak Pusat Tekanan Aerodinamika Roket RKX-170-LPN*. A. pada kecepatan yang berbeda, majalah LAPAN no. 51. tahun ke XIV, Jakarta