

# ANALISA AERODINAMIKA KENDALI CANARD ROKET RXX 250

Salam Ginting  
Peneliti Bidang Aerodinamika, LAPAN

## ABSTRACT

In the framework of guided missile development in LAPAN, Center of Technology has been rocket designed, constructed and then performed a guided missile trial launching in Pameungpeuk in May 2002. However the result was still far from expectation. It has been realized that numerous of factors played a part in the failure of the missile trial launching, which are structure strength, propulsion, propellant, guidance system and aerodynamic stability. From all the above factors, aerodynamic static stability is the initial requirement which has to be validated before stepping to the next design process. Based on the above situation, it has been carried out a analysis un RXX 250 rocket aerodynamic static stability with canard guidance which configuration is almost similar with the one that was launched in Pameungpeuk. To find out the rocket's aerodynamic static stability, a research on lift coefficient & drag coefficient must be done first. From the lift coefficient data, a conduction the center pressure of aerodynamics rocket. Method that is used in this research is the one which was developed by quadrature multhopp which is analytical method (Krasnov N. F. 1978).

## ABSTRAK

Dalam rangka pengembangan roket kendali di LAPAN, Pusat Wahana Dirgantara pernah merancang, membuat dan melakukan uji coba peluncuran di Pameungpeuk pada bulan Mei 2002. Namun keberhasilan masih jauh dari harapan. Disadari bahwa banyak faktor menjadi penyebab kegagalan uji coba peluncuran antara lain, kekuatan struktur, propulsi, propelan, sistem kendali dan stabilitas aerodinamika. Dari semua faktor tersebut, stabilitas statik aerodinamika merupakan persyaratan awal yang harus diketahui kebenarannya untuk melangkah ke stabilitas dinamik. Berdasarkan hal tersebut, dilakukan analisa penelitian stabilitas statik aerodinamika roket RXX 250 dengan kendali *canard* dimana konfigurasinya hampir serupa dengan roket kendali yang pernah diluncurkan di Pameungpeuk. Untuk itu dilakukan penelitian koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat dan koefisien momen roket tersebut. Dari data-data koefisien gaya angkat, dilakukan penelitian pusat tekanan aerodinamika ( $C_p$ ) dari roket. Metode yang digunakan dalam penelitian ini ialah yang telah dikembangkan oleh Quadrature Multhopp yakni teori pendekatan secara analitis pada pustaka; Krasnov N. F. 1978.

Kata kunci : *Canard, Dinamika stabilitas, Statik stabilitas, Static margin, Pusat tekanan aerodinamika, Mach number*

## 1 PENDAHULUAN

Uji coba produk penelitian tidak selamanya berhasil, kadang kala menemui kegagalan. Faktor kegagalan uji coba dapat bersumber pada kesalahan perhitungan perangkat lunak maupun perangkat keras. Untuk itu dicoba menganalisa hasil perangkat lunak aerodinamika roket tersebut karena

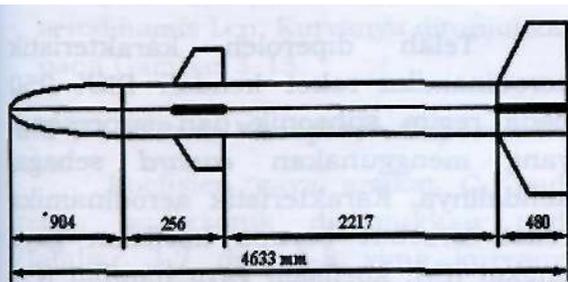
faktor ini merupakan persyaratan awal yang harus diketahui kebenarannya. Hasil analisa ini sebagai masukan untuk perancangan roket selanjutnya, terutama pada dinamika stabilitas besarnya static margin dan sistem kendalinya. Dari geometri- roket pada bab 2 dengan kendali *canard* dilakukan penelitian karakteristik aerodinamika diantaranya

adalah koefisien aerodinamika gaya angkat, gaya hambat dari momen *pitch*. Dari data-data koefisien aerodinamika ini akan dilanjutkan perhitungan dan analisa letak pusat tekanan aerodinamika. Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah yang telah dikembangkan oleh Quadrature Multhopp yakni metode pendekatan secara analitis. Penelitian dilakukan pada regim kecepatan subsonik dan supersonik yakni berkisar pada bilangan Mach 0,4 sampai dengan 0,8 dan Mach 1,5 s.d 3.

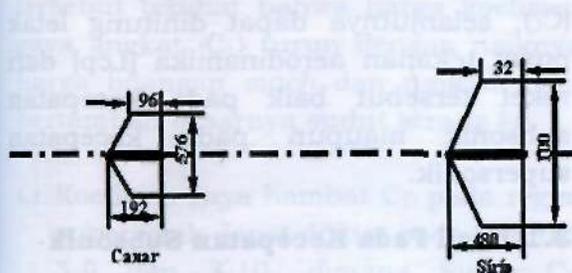
Disamping itu harga koefisien aerodinamika divariasikan terhadap sudut serang ( $\alpha$ ) dan bilangan Mach. Hasil dari penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 3-1 sampai dengan 3-14. Dari penelitian ini dapat diharapkan gambaran sistem kendali yang harus diterapkan pada roket dan skenario pengendalian yang harus dibuat, karena kendali *canard* cenderung membuat roket tidak stabil karena momen yang ditimbulkannya positif yang membantu terjadinya pembelokan arah roket.

## 2 METODE PENELITIAN

### 2.1 Geometri Roket RKX 250



Gambar 2-1: Geometri roket kendali RKX 250



Gambar 2-2: Geometri canard dan sirip roket

## 2.2 Metode Perhitungan

Metoda perhitungan yang digunakan adalah teori pendekatan yang telah dikembangkan oleh Quadrature Mukhopp. Hasil yang akan diperoleh berupa koefisien aerodinamika dan letak pusat tekanan aerodinamika ( $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$  dan  $C_p$ ).

### 2.3 Koefisien Gaya Angkat ( $C_L$ )

Koefisien gaya angkat total yang terjadi pada roket merupakan penjumlahan dari masing-masing gaya angkat yang terjadi pada tiap-tiap komponen roket, diantaranya yang terjadi pada badan, *canard*, sirip dan pengaruh interferensi antara badan dengan *canard* atau sirip.

#### Total gaya angkat

$$L_{tot} = L^f + L^e + L^i + \Delta L_{c(f)} + \Delta L_{f(c)} + \Delta L_{T(f)} + \Delta L_{f(T)} + \Delta L_{T(v)} + \Delta L_{f(v)} \quad (c = \text{canard})$$

#### koefisien gaya angkat

$$C_{L_{tot}} = C_L^f + C_L^c + C_L^i + \Delta C_{L_{c(f)}} + \Delta C_{L_{f(c)}} + \Delta C_{L_{T(f)}} + \Delta C_{L_{f(T)}} + \Delta C_{L_{T(v)}} + \Delta C_{L_{f(v)}}$$

### 2.4 Koefisien Gaya Hambat ( $C_D$ )

Gaya hambat terjadi akibat adanya tekanan dan gesekan yang dialami oleh permukaan tiap komponen roket (*nose*, badan, *canard*, sirip) dengan udara atmosfer.

#### Gaya hambat total ( $C_D$ )

$$C_{D_{tot}} = C_D^f + C_D^{c,T} + C_{D_{c(f)}} + C_{D_{f(c)}}$$

#### Gaya hambat pada canard dan sirip

$$C_D^{C \cdot T} = C_{DP}^{C \cdot T} + C_{Df}^{C \cdot T}$$

### 2.5 Koefisien Momen *Pitch* ( $C_M$ )

Koefisien momen *pitch* dapat ditulis seperti rumus berikut ini :

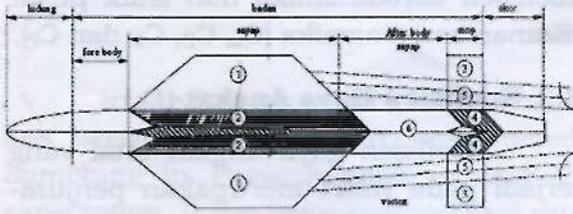
$$C_M = C_M^f + C_M^c + C_M^T$$

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

$$C_M^{cyl} = C_{Mp}^{cyl} + C_{Mf}^{cyl}$$

## 2.6 Gaya Angkat Aerodinamika Interferensi

Interferensi terjadi akibat pemasangan komponen-komponen roket pada badan menjadi satu kesatuan konfigurasi.



Gambar 2-3: Gaya angkat aerodinamika interferensi

Gaya angkat aerodinamika interferensi dapat digolongkan sebagai berikut :

- Tambahan gaya angkat pada *canard* akibat adanya badan ( $\Delta L_{c(f)}$ ).
- Tambahan gaya angkat pada badan akibat adanya *canard* ( $\Delta L_{f(c)}$ ).
- Tambahan gaya angkat pada sirip akibat adanya badan ( $\Delta L_{T(f)}$ ).
- Tambahan gaya angkat pada badan akibat adanya sirip ( $\Delta L_{f(T)}$ ).
- Tambahan gaya angkat pada badan dibelakang *canard* akibat adanya *canard* ( $\Delta L_{f(v)}$ ).

⇒ Koefisien gaya angkat sirip akibat badan

$$CL_{C(f)} = CL_{\alpha}^C [K_{C(f)} \cdot \alpha_C + k_{C(f)} \cdot \delta_C]$$

⇒ Koefisien gaya angkat sirip akibat badan

$$CL_{T(f)} = CL_{\alpha}^C [K_{T(f)}(\alpha_C - \varepsilon) + k_{f(T)} \cdot \delta_T] \left[ \frac{S_T}{S_C} \right]$$

⇒ Koefisien gaya angkat badan akibat adanya *canard*

$$\Delta C_{L(c)} = C_{L\alpha}^C [K_{f(c)} \cdot \alpha_C + k_{f(c)} \cdot \delta_C]$$

⇒ Koefisien gaya angkat badan akibat adanya sirip

$$\Delta C_{L(f)} = C_{L\alpha}^C [K_{f(c)} \cdot \alpha_C + k_{f(T)} \cdot \delta_T] \left( \frac{S_T}{S_C} \right)$$

⇒ Koefisien gaya angkat sirip karena *trailing vortex canard*

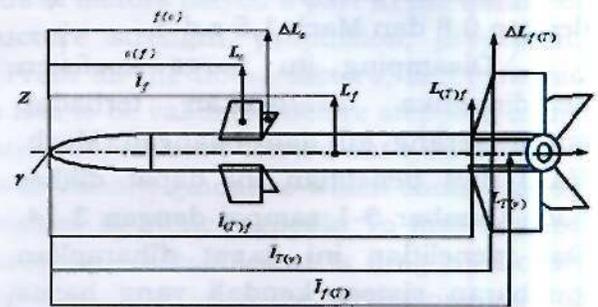
$$\Delta C_{L(TV)} = i_t \left[ \frac{C_{L\alpha}^C C_{L\alpha}^C [K_{C(f)} \alpha_C + k_{C(f)} \delta_C]}{2\pi \Delta R_T} \right] \frac{(S_T - \pi_T)}{(Y_V - \pi_V)}$$

⇒ Koefisien gaya angkat badan dibelakang *Canard* akibat *trailing vortex canard*

$$\Delta C_{L(f)} = -\frac{\mu \bar{m}}{V_{\infty} S_m} \left[ \frac{(Y_V^2 - \pi_V^2)}{Y_V} - Y_V^T + \frac{\pi_T^2}{\sqrt{Y_T^2 - \pi_T^2}} \right]$$

## 2.7 Pusat Tekanan Aerodinamika Roket

Pusat tekanan aerodinamika roket ( $L_{cp}$ ) total adalah merupakan penjumlahan dari hasil kali masing-masing koefisien gaya angkat tiap komponen dengan jarak pusat tekanannya dibagi dengan koefisien gaya angkat total.



Gambar 2-4: Ilustrasi gaya angkat pada roket

Dengan rumus dapat dituliskan sebagai berikut :

$$\bar{L}_{cp\ total} = \left[ C_L^f \cdot \bar{L}_f + \Delta C_{L(f)} \cdot \bar{L}_{f(c)} + C_{L(c)} \cdot \bar{L}_{c(f)} + \Delta C_{L(c)} \cdot \bar{L}_{f(T)} + C_{L(T)} \cdot \bar{L}_{T(f)} + C_{L(TV)} \right] / C_{L\ total}$$

## 3 HASIL PENELITIAN

Telah diperoleh karakteristik aerodinamika roket kendali RKX 250 pada regim subsonik dan supersonik yang menggunakan *canard* sebagai kendalinya. Karakteristik aerodinamika roket tersebut berupa koefisien gaya angkat (CL), koefisien gaya hambat (CD) dan koefisien momen (CM).

Dari data koefisien gaya angkat (CL), selanjutnya dapat dihitung letak pusat tekanan aerodinamika ( $L_{cp}$ ) dari roket tersebut baik pada kecepatan subsonik maupun pada kecepatan supersonik.

### 3.1 Hasil Pada Kecepatan Subsonik

o Koefisien gaya angkat (CL) pada kecepatan subsonik dapat dilihat pada Gambar 3-1 dan 3-2. Dari gambar ini terlihat bahwa harga CL total bertambah besar nilainya dengan kenaikan sudut

serang  $\alpha$  untuk bilangan Mach ( $M$ ) yang konstan, demikian juga dengan kenaikan bilangan Mach ( $M$ ), harga  $C_L$  juga bertambah besar untuk harga sudut serang ( $\alpha$ ) konstan.

- o Pada Gambar 3-3 dan 3-4 diperlihatkan kurva  $C_D$  yang divariasikan dengan sudut serang ( $\alpha$ ) dan bilangan Mach ( $M$ ). Dari kurva tersebut terlihat bahwa harga  $C_D$  juga naik dengan naiknya harga sudut serang ( $\alpha$ ) pada bilangan Mach ( $M$ ) yang konstan dan  $C_D$  juga naik dengan naiknya bilangan Mach ( $M$ ) pada sudut serang ( $\alpha$ ) konstan.
- o Selanjutnya pada Gambar 3-5 dan 3-6 dapat dilihat hubungan antara koefisien momen ( $C_M$ ) dengan berubahnya harga sudut serang ( $\alpha$ ) dan bilangan Mach ( $M$ ). Terlihat bahwa harga koefisien momen  $C_M$  juga bertambah besar dengan naiknya harga sudut serang, pada bilangan Mach yang konstan, dan juga harga  $C_M$  bertambah besar dengan kenaikan bilangan Mach pada harga  $\alpha$  yang konstan.
- o Dari harga koefisien gaya angkat, baik dari masing-masing komponen, maupun dari koefisien gaya angkat total pada kecepatan subsonik digunakan untuk menghitung letak titik pusat tekanan aerodinamis  $Lcp$ . Kurvanya ditunjukkan pada Gambar 3-13.

### 3.2 Hasil Pada Kecepatan Supersonik

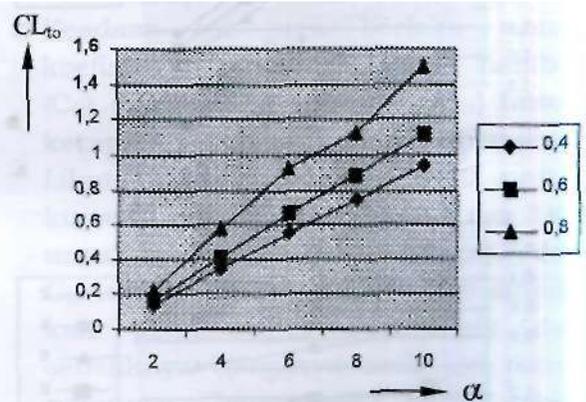
Koefisien gaya angkat  $C_L$  pada regim supersonik ditunjukkan pada Gambar 3-7 dan 3-8 yang kurvanya divariasikan terhadap sudut serang ( $\alpha$ ) dan bilangan Mach ( $M$ ), dari gambar tersebut terlihat bahwa harga koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) turun dengan naiknya harga bilangan Mach dan naik dengan bertambah besarnya sudut serang ( $\alpha$ ).

lit Koefisien gaya hambat  $C_D$  pada regim supersonik dapat dilihat pada Gambar 3-9 dan 3-10, dimana kurva  $C_D$  divariasikan terhadap harga sudut serang ( $\alpha$ ) dan bilangan Mach ( $M$ ), dari gambar terlihat bahwa harga  $C_D$  turun dengan naiknya kecepatan,

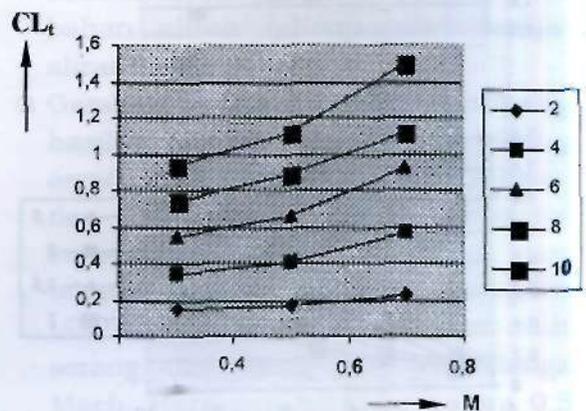
dan naik dengan bertambahnya harga sudut serang ( $\alpha$ ).

QJ Koefisien momen  $C_M$  pada regim supersonik dapat dilihat pada Gambar 3-11 dan 3-12 yang kurvanya divariasikan terhadap harga sudut serang ( $\alpha$ ) dan bilangan Mach ( $M$ ). Dari gambar kurva terlihat hasilnya bahwa harga  $C_M$  bertambah besar dengan naiknya sudut serang ( $\alpha$ ) dan menurun harganya dengan naiknya bilangan Mach ( $M$ ). Bentuk kurva dan kecenderungan dari hasil penelitian ini mengikuti hasil penelitian yang telah dilakukan sebelumnya di LAP AN maupun oleh lembaga penelitian yang ada diluar negeri.

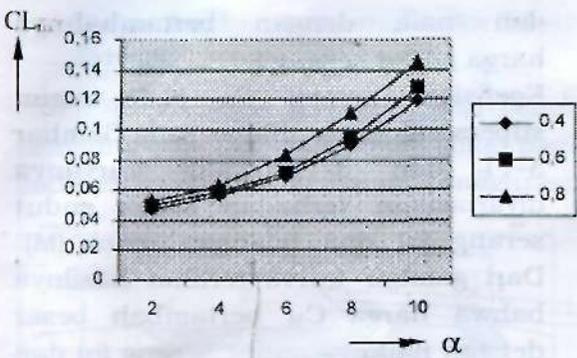
03 Selanjutnya dari data-data koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) pada regim supersonik baik dari koefisien gaya angkat tiap-tiap komponen, maupun dari koefisien gaya angkat total, digunakan untuk menghitung posisi pusat tekanan aerodinamika roket ( $Lcp$ ) untuk harga  $\alpha$  dan bilangan Mach berubah-ubah. Kurvanya dapat dilihat pada Gambar 3-14.



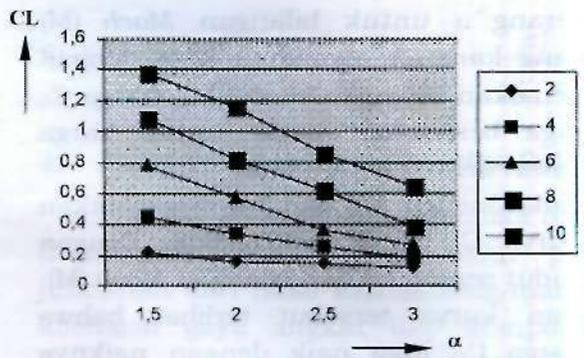
Gambar 3-1:  $CL$  vs  $\alpha$



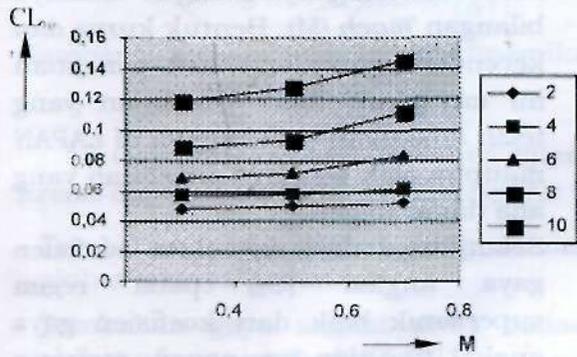
Gambar 3-2:  $CL$  vs bilangan Mach



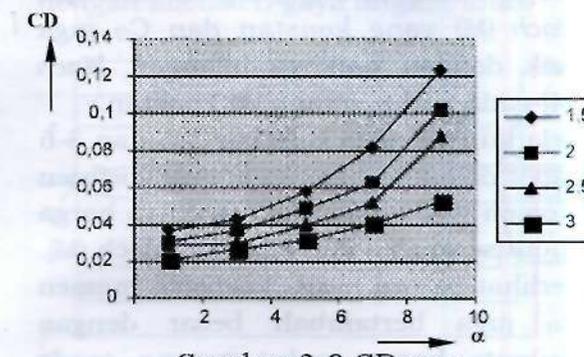
Gambar 3-3: CD vs  $\alpha$



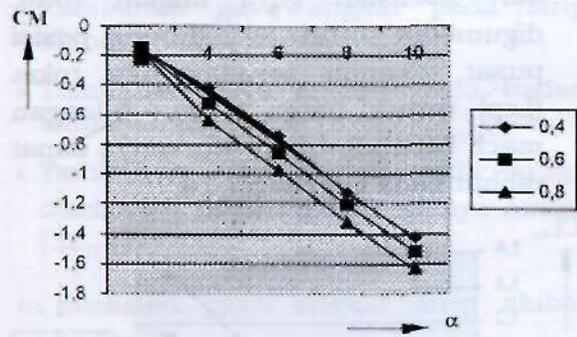
Gambar 3-8: CL vs M



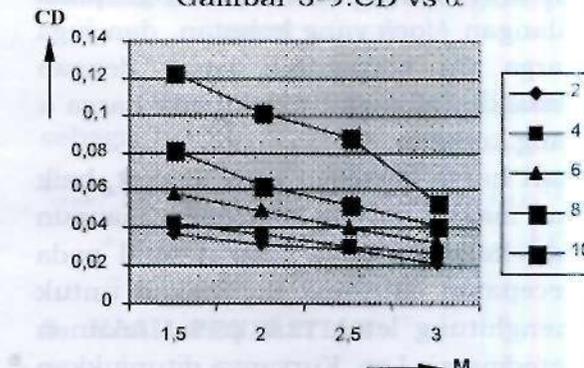
Gambar 3-4: CD vs M



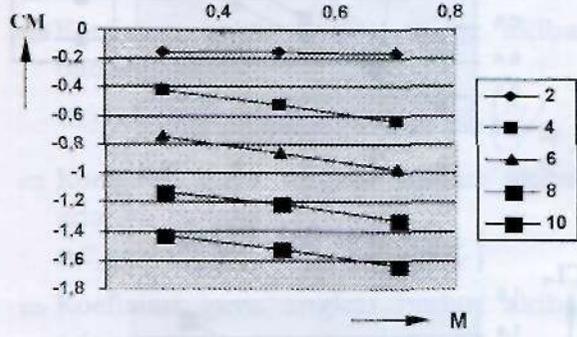
Gambar 3-9: CD vs  $\alpha$



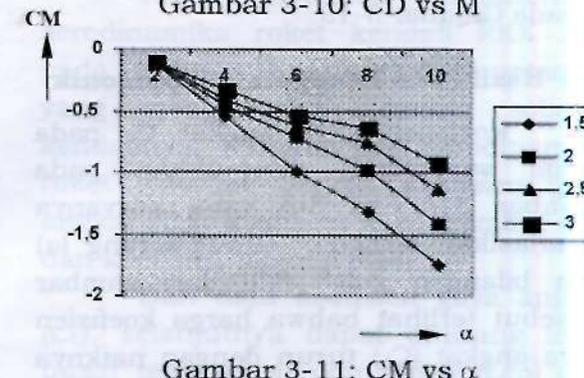
Gambar 3-5: CM vs Alpha



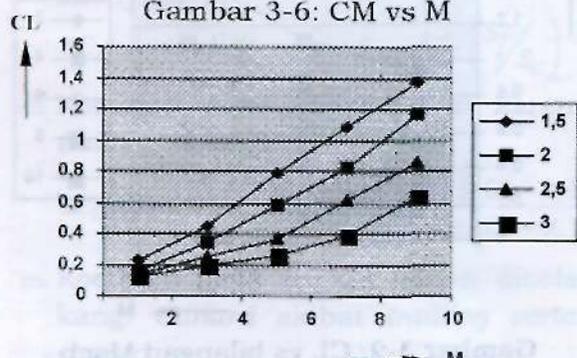
Gambar 3-10: CD vs M



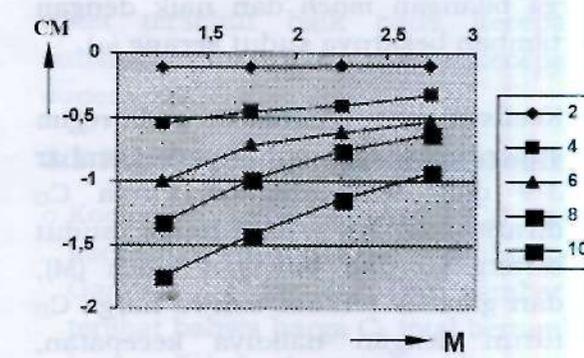
Gambar 3-6: CM vs M



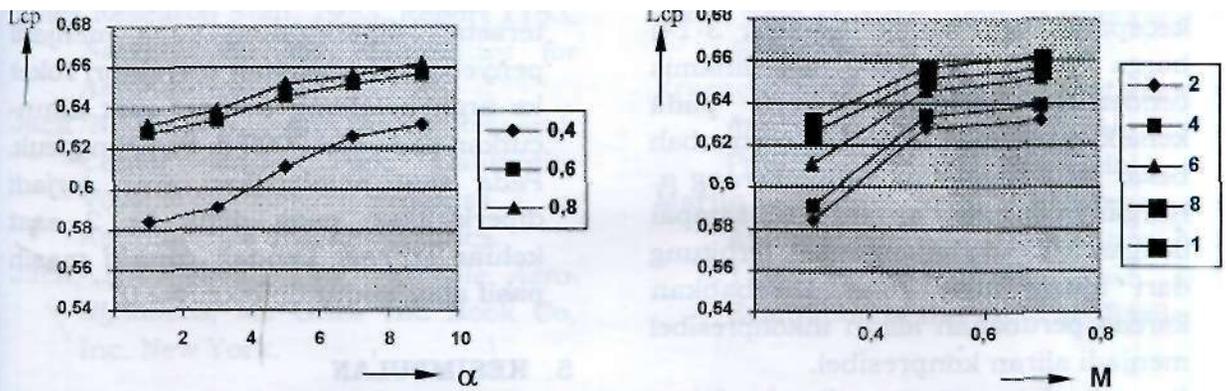
Gambar 3-11: CM vs  $\alpha$



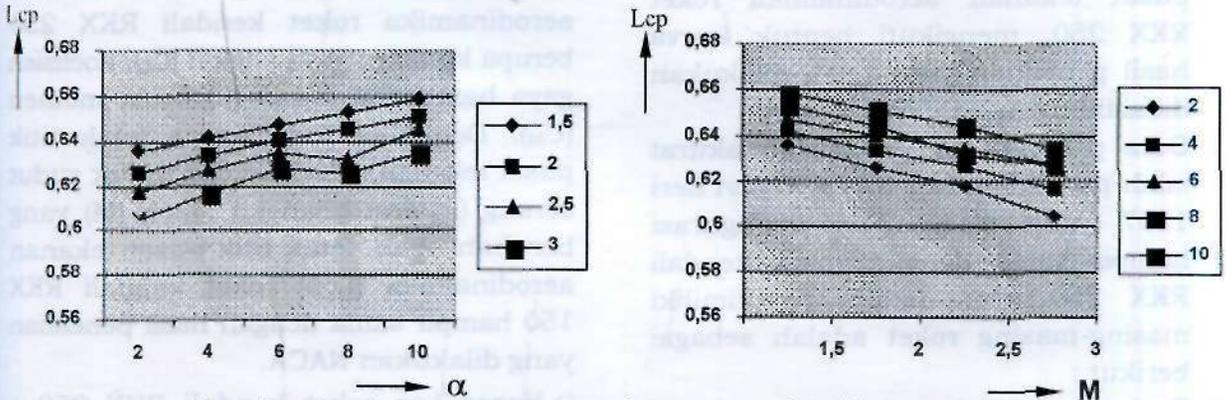
Gambar 3-7: CL vs Alpha



Gambar 3-12: CM vs M



Gambar 3-13: Kurva Lcp Alpha dan bilangan Mach



Gambar 3-14: Kurva Lcp vs sudut serang dan bilangan Mach

#### 4 PEMBAHASAN

Hasil penelitian ini dapat dilihat pada bab 3 dimana telah digambarkan kurva koefisien aerodinamika dan letak pusat tekanan aerodinamika, baik pada kecepatan subsonik maupun kecepatan supersonik.

- Dari Gambar 3-2 dan 3-8 masing-masing diperlihatkan yakni kurva koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) pada kecepatan subsonik dan supersonik. Dari kurva ini (Gambar 3-2) terlihat bahwa harga  $C_L$  bertambah besar dengan kenaikan bilangan Mach pada regim subsonik, sedangkan sebaliknya bahwa harga  $C_L$  turun (Gambar 3-8) dengan naiknya bilangan Mach pada regim supersonik. Hal ini terjadi karena pengaruh kerapatan udara ( $\rho$ ) dimana harga  $\rho$  konstan untuk kecepatan subsonik, sedangkan harga  $\rho$  berubah-ubah untuk kecepatan supersonik. Walaupun kecepatan dinaikkan pada regim supersonik, diikuti dengan penurunan harga kerapatan udara ( $\rho$ ) secara drastis pula, sehingga koefisien gaya angkat  $C_L$  turun walaupun

kecepatan bertambah. Karena perubahan aliran inkompresibel menjadi aliran kompresibel.

- Q Keadaan ini juga berlaku untuk koefisien aerodinamika gaya hambat ( $C_D$ ) dan koefisien momen ( $C_M$ ) untuk kecepatan subsonik dan supersonik. Lihat Gambar 3-4 dan 3-10 untuk kurva  $C_D$  dan lihat Gambar 3-6 dan 3-12 untuk kurva  $C_M$ ; dimana harga  $C_D$  dan  $C_M$  turun walaupun kecepatan dinaikkan pada regim supersonik dan sebaliknya harganya naik jika kecepatannya bertambah pada regim subsonik. Disebabkan karena perubahan aliran inkompresibel menjadi aliran kompresibel.

- a Gambar 3-13 dan 3-14, merupakan hasil penelitian letak pusat tekanan aerodinamika pada kecepatan subsonik dan supersonik. pada kecepatan subsonik (Gambar 3-13) harga pusat tekanan aerodinamika cenderung bertambah besar dengan kenaikan sudut serang dan bertambahnya bilangan Mach. Harganya berkisar antara 0,58 sampai dengan 0,66 kali panjang roket, terhitung dari *nose cone*. Pada

kecepatan supersonik (Gambar 3-14) harga pusat tekanan aerodinamis cenderung bertambah kecil pada kenaikan bilangan *Mach* dan bertambah besar [ada kenaikan sudut serang  $\alpha$ . Harganya berkisar antara 0,65 sampai dengan 0,6 kali panjang roket, terhitung dari ujung *nose cone*. Disebabkan karena perubahan aliran inkompresibel menjadi aliran kompresibel.

- a Kurva koefisien aerodinamika dan kurva pusat tekanan aerodinamika roket RKX 250, mengikuti bentuk kurva hasil penelitian yang telah dilakukan didalam maupun diluar negeri.
- Data pembandingan yang lebih akurat ialah penelitian dari NACA *Report* Seri 1307 yang mempunyai konfigurasi hampir sama dengan roket kendali RKX 250. Data-data yang dimiliki masing-masing roket adalah sebagai berikut:
  - Dari informasi lampiran dibawah ini didapat bahwa harga  $L_{cp}$  RKX 250 lebih besar 2,3 % dari  $L_{cp}$  NACA *Report* no. 108 penyebabnya diperkirakan karena letak sirip roket NACA *Report* no. 108 lebih kedepan jika dibandingkan dengan roket RKX 250 dan  $p_{T,AR}$  roket RKX 250 lebih besar dari  $p_{T,AR}$  roket NACA.

Data roket kendali RKX 250 :  
 $S_T/S_C=4,8$ ;  $M=2$ ;  $l_c/l=0,20$ ;  $l_T/l=0,73$ ;  
 $p_{T,AR}=2,2$ ;  $p_{c,AR}=2$ ;  $*_{T,AR}=0,4$ ;  
 $L_{cp}=0,618$ .

Data NACA *Report* 1307 no. 108 s.ebagai berikut :  $S_T/S_C=5,74$ ;  $M=2$ ;  
 $l_c/l=0,29$ ;  $l_T/l=0,64$ ;  $p_{T,AR}=1,01$ ;  
 $p_{c,AR}=1,69$ ;  $A_{T,AR}=0,4$ ;  $L_{cp}=0,595$ .

- Q Jika hasil penelitian ini dibandingkan dengan hasil penelitian roket kendali yang telah diluncurkan pada bulan Mei 2002 di Pameungpeuk khusus mengenai harga pusat tekanan aerodinamis ( $C_p$ ). Terlihat bahwa  $C_p$  pada penelitian ini adalah 0,61. Sedangkan pada roket kendali yang diluncurkan pada bulan Mei 2002 adalah 0,8. Dengan pusat ( $e_g$ ) adalah 0,7. Ternyata  $C_p$  roket yang diluncurkan di Pameungpeuk terletak di depan  $e_g$  bukan dibelakangnya, sehingga hal

tersebut diperkirakan yang menjadi penyebab pembelokan trayektori roket ke arah belakang *launcher* saat diluncurkan pada Mei 2002 di Pameungpeuk. Pada saat pembelokan arah terjadi diperkirakan pada detik ke 2 saat keluar *launcher* kendali *canard* masih pasif atau sudut defleksinya  $0^\circ$ .

## 5 KESIMPULAN

Telah diperoleh karakteristik aerodinamika roket kendali RKX 250 berupa koefisien gaya angkat ( $CL$ ), koefisien gaya hambat ( $C_o$ ) dan Koefisien momen ( $CM$ )- Demikian juga kurva letak titik pusat tekanan aerodinamika untuk sudut serang ( $\alpha$ ) dan bilangan *Mach* ( $M$ ) yang berubah-ubah, letak titik pusat tekanan aerodinamika ( $L_{cp}$ ) roket kendali RKX 150 hampir sama dengan hasil penelitian yang dilakukan NACA.

- a Harga  $L_{cp}$  roket kendali RKX 250  $\pm 0,618$  dan  $L_{cp}$  roket NACA *Report* no. 108 adalah = 0,595 pada bilangan *Mach* 2.
- a Harga  $L_{cp}$  roket kendali RKX 150 yang diluncurkan pada bulan Mei 2002 adalah 0,8. Sedangkan referensi *report* NACA roket dengan kendali *canard*, harga  $L_{cp}$  antara 0,4 s/d 0,62.
- a Selisih perbedaan harga  $L_{cp}$  antara roket RKX 250 pada tulisan ini dengan  $L_{cp}$  roket yang lalu (tahun 2002) adalah cukup besar yakni  $0,8 - 0,61 = \pm 0,2$ .
- a Pusat titik berat roket kendali yang diluncurkan di pameungpeuk adalah 0,71 sedangkan pusat tekanan aerodinamis  $\pm 0,61$ . Sehingga posisi  $C_p$  didepan  $e_g$  yang mengindikasikan roket dari saat diluncurkan sudah tidak stabil, penyebab roket menyimpang dari skenario trayektori yang telah dirancang.
- a Kendali *canard* menggeser pusat tekanan aerodinamika ke bagian depan roket.

## DAFTAR RUJUKAN

- Alan Pope, 1978. *High Speed Wind Tunnel Testing*, Robert, E. Kreiger. Publ. Co, Huntington, New York.

- Ames Research Staff, 1953. Report 1153, National Advisory Committee for Aeronautics.
- Jack N. Nielsen, NASA Ames Research Center Maffet Field California, Volume 104. Progress in Astronautics and Aeronautics.
- Jack, N. Nielsen, 1960. *Missile Aerodynamics*, Mc Graw Hill Book Co, Inc. New York.
- Jenie, Said D, 1988. *Manual Perancangan Roket Kendati*, ITB/LAPAN.
- Krasnov, NF, 1978. *Aerodynamics (translate from rusian)*, American Publ. Co. PUT-LID, New Delhi.
- Martin Summerfield, progress in Astronautics and Aeronautics, V;il 119, in the AIAA, Test and Evaluation of the Tactical Missile.