

ANALISA PERUBAHAN STATIC MARGIN PERANCANGAN ROKET KENDALI RKX 70 MM

Salam Ginting, Maryono Ismail
Peneliti Bidang Aerodinamika, LAPAN

ABSTRACT

This rocket was designed for guidance missile, so that it should be fast and accurate manoeuvre movement. It was equipped with four canard control in front of rocket and fin at nozzle. Its static margin is positive so that it can be grouped as unstable missile. The guidance system is already active when the rocket takes off following the guiding program already planned. The rocket's center gravity is 0.7 times the rocket's length calculated from the nose cone. The center of aerodynamic pressure is calculated by using the aerodynamic coefficient of the lift derived from Quadrature Multhopp comment method. This paper represented the theoretically aerodynamic rocket design and has been validated by using NACA standard Report for the similar rocket.

Keywords: *Aerodynamic rocket, Guidance missile, Static margin*

ABSTRAK

Roket ini dirancang untuk roket kendali sehingga dibutuhkan gerakan manuver yang lincah, cepat, dan akurat. Roket ini dilengkapi dengan 4 kontrol *canard* dipasang pada bagian depan dan 4 buah sirip dipasang di bagian nozel roket. Nilai statik margin roket ini positif sehingga roket ini dapat digolongkan jenis *unstable missile*. Sistem kendalinya sudah aktif saat roket lepas dari peluncur mengikuti program pengendalian yang sudah tersedia. Titik berat roket ditetapkan pada titik 0,7 kali panjang roket terhitung dari *nose cone*. Pusat tekanan aerodinamiknya dihitung setelah diperoleh koefisien aerodinamika gaya angkat roket menggunakan metode *Quadrature Multhopp*, yang lazim digunakan dalam perancangan aerodinamika roket. Tulisan ini merupakan hasil dari perancangan aerodinamika roket secara teoritis yang harus divalidasi dengan hasil penelitian yang sudah baku yakni penelitian NACA Report untuk roket yang sejenis.

Kata kunci : *Aerodinamika roket, Kontrol kendali, Keseimbangan statik*

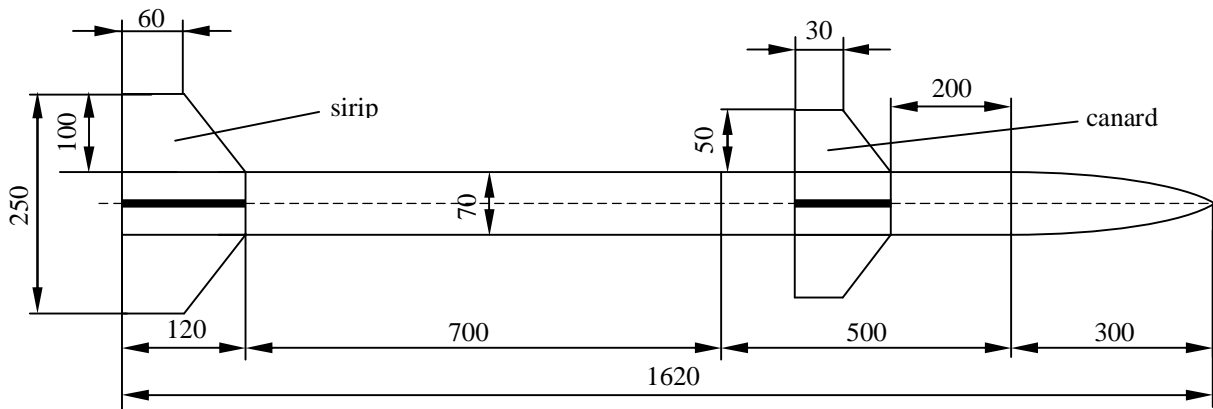
1 PENDAHULUAN

Dari kegunaannya roket ini harus mempunyai kriteria mudah dikendalikan. Nilai *static margin* antara titik berat dan pusat tekanan aerodinamika bernilai positif, sehingga lincah melakukan gerakan manuver. Roket ini termasuk dalam jenis *unstable missile* sehingga membutuhkan sistem kendali yang akurat. Pergeseran letak *static margin* didapat setelah diperoleh batasan pergeseran letak titik pusat tekanan aerodinamika roket. Pergeseran letak titik pusat tekanan (C_p) tergantung pada kecepatan dan sudut serang (α) namun dahulu diprediksi karakteristik aerodinamika roket berupa koefisien gaya angkat (C_L), koefisien gaya

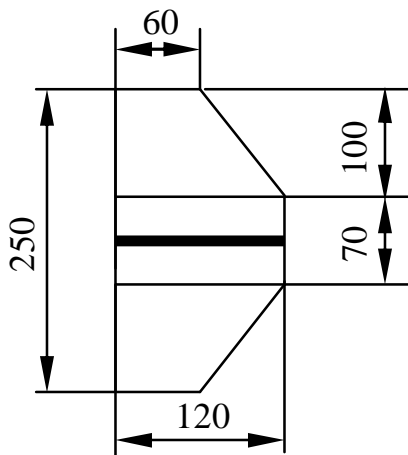
hambat (C_D) dan koefisien momen (C_M). Metoda pendekatan secara teoritis yang telah dikembangkan oleh krasnov, Jack. N. Nielsen digunakan untuk memperoleh karakteristik aerodinamika roket dan dilengkapi dengan referensi lainnya termasuk NACA Report. NACA Report merupakan data pembandingan yang sudah baku yang digunakan di Amerika sebagai referensi perancangan aerodinamika roket.

2 GEOMETRI ROKET RKX 70

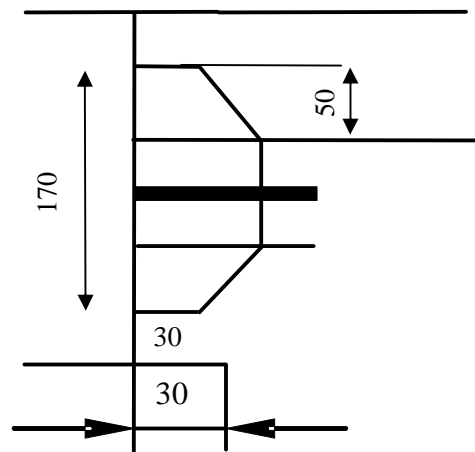
Di bawah ini dapat dilihat rancangan geometri roket RKX 70 dengan ukuran dalam mm.



Gambar 2-1: Geometri roket RKX 70



Gambar 2-2: Sirip roket



Gambar 2-3: Canard roket

Dari Gambar 2-1 dapat dilihat bahwa ukuran roket adalah sebagai berikut:

Panjang roket (ℓ)	=	1620 mm
Diameter roket (d)	=	70 mm
Panjang motor	=	700 mm
Tabung payload	=	500 mm
Panjang nose cone	=	300 mm
Lebar sirip belakang	=	250 mm
Lebar Canard	=	170 mm
Tinggi sirip	=	100 mm
Tinggi Canard	=	50 mm

3 METODE PENELITIAN

Sebagaimana biasanya bahwa metode yang sudah baku dalam penelitian karakteristik aerodinamika roket digunakan metode yang telah dikembangkan oleh *Quadrature Multhopp*, karena metode ini lebih spesifik pada perancangan roket secara matematik. Karakteristik aerodinamika roket terdiri dari koefisien

gaya angkat, koefisien gaya hambat dan momen pitch. Setelah diperoleh karakteristik aerodinamika maka dilanjutkan dengan perhitungan pusat tekanan aerodinamika total. Setelah diperoleh letak pusat tekanan aerodinamika dalam variasi bilangan Mach dan sudut serang roket dilanjutkan dengan prediksi pergeseran letak *static margin*. Dengan diketahuinya letak titik berat roket akan diketahui daerah pergeseran *static margin* yang berguna untuk mekanisme kendali roket.

4 DASAR TEORI

Masing-masing komponen roket menimbulkan gaya angkat, seperti nose, badan, sirip, sayap dan adanya interferensi antara badan dan sirip ataupun sayap. Penjumlahan gaya angkat yang terjadi pada komponen tersebut merupakan gaya angkat total yang terjadi pada roket.

4.1 Koefisien Gaya Angkat (C_L)

Koefisien gaya angkat total pada roket dapat dituliskan seperti rumus berikut :

$$C_{Ltot} = C_L^f + C_L^c + C_L^T + \Delta C_{L c(f)} + \Delta C_{L f(c)} + \Delta C_{L T(f)} + \Delta C_{L T(f)} + \Delta C_{L T(v)} + \Delta C_{L f(v)} \quad (4-1)$$

dimana :

C_{Ltot} = Koefisien gaya angkat total roket

C_L^f = Koefisien gaya angkat badan

C_L^T = Koefisien gaya angkat sirip

$\Delta C_{L c(f)}$ = Koefisien gaya angkat canard akibat badan

$\Delta C_{L f(c)}$ = Koefisien gaya angkat badan akibat canard

$\Delta C_{L T(f)}$ = Koefisien gaya angkat sirip akibat badan

$\Delta C_{L T(v)}$ = Koefisien gaya angkat sirip akibat vortex

4.2 Koefisien Gaya Hambat (C_{Dtot})

Tiap komponen roket (nose, badan, canard dan sirip) menghasilkan gaya hambat akibat adanya tekanan dan gesekan pada permukaan.

Koefisien gaya hambat total (C_{Dtot}) dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_{Dtot} = C_D^f + C_D^c + C_D^T + C_{D c,T(f)} + C_{D f(c,T)} \quad (4-2)$$

dimana :

C_{Dtot} = Koefisien gaya hambat total roket

C_D^f = Koefisien gaya hambat badan roket

C_D^T = Koefisien gaya hambat badan sirip

$C_{DT(f)}$ = Koefisien gaya hambat sirip akibat badan

Gaya hambat pada badan (C_D^f)

$$C_D^f = C_D^{cyl} + C_D^N \quad (4-3)$$

dimana:

C_D^f = Koefisien gaya hambat badan roket

C_D^{cyl} = Koefisien gaya hambat badan tanpa hidung

C_D^N = Koefisien gaya hambat hidung

4.3 Koefisien Momen Angguk (C_M)

$$C_M = C_M^f + C_M^c + C_M^T \quad (4-4)$$

$$C_M^f = C_M^{cyl} + C_M^c \quad (4-5)$$

$$C_M^{cyl} = \frac{2 \cdot C \cdot X}{\pi} \cdot \lambda_{cyl}^2 \left[1 + \frac{\lambda_n}{\lambda_L} \right] \quad (4-6)$$

dimana:

C_M = Koefisien momen total

C_M^f = Koefisien momen badan

C_M^c = Koefisien momen canard

C_M^T = Koefisien momen sirip

C_M^{cyl} = Koefisien momen badan

λ_n = perbandingan panjang hidung dengan diameter badan

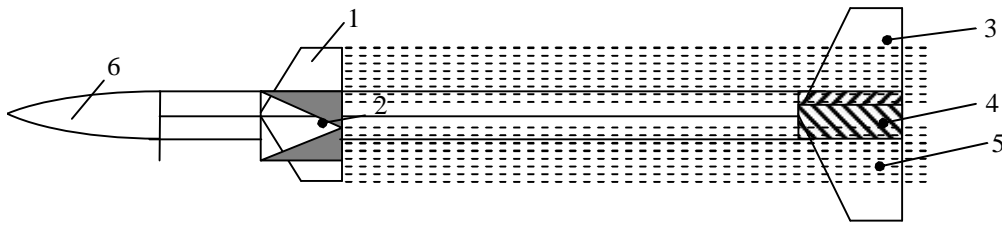
λ_L = perbandingan panjang roket dengan diameter badan

$C_{MF}^N \cong 0$ Dalam hal ini momen akibat gesekan dianggap kecil sekali, yang ada akibat $C_{MF}^N \cong 0$ tekanan

$$C_{MP}^N = -2\alpha \frac{W_T}{W_{cyl}} \quad (4-7)$$

4.4 Gaya Angkat Akibat Interferensi

Karena pemasangan komponen Canard dan sirip mengakibatkan terjadinya interferensi dengan badan.



Gambar 4-1: Terjadinya vortex canard pada badan dan sirip

Keterangan:

1. Canard
2. Interferensi canard pada badan
3. Sirip
4. Interferensi antara sirip dan badan
5. Vortek dari canard
6. Nose cone

- Koefisien gaya angkat canard akibat badan

$$C_{Lc(f)} = C_{La}^C [K_{c(f)} \cdot \alpha_c + K_{e(f)} \cdot \delta_c] \quad (4-8)$$

- Koefisien gaya angkat sirip akibat badan

$$C_{LT(f)} = C_{La}^T \left[K_{T(f)} (\alpha_c - \varepsilon) + K_{f(T)} \cdot \delta_T \left[\frac{S_T}{S_C} \right] \right] \quad (4-9)$$

- Koefisien gaya angkat badan akibat canard

$$\Delta C_{Lf(c)} = C_{La}^T [K_{T(c)} \cdot \alpha_c + K_{f(c)} \cdot \delta_c] \quad (4-10)$$

- Koefisien gaya angkat badan akibat adanya sirip

$$\Delta C_{Lf(T)} = C_{La}^T [K_{f(T)} \cdot \alpha_c + k_{f(T)} \cdot \delta_T \left(\frac{S_T}{S_C} \right)] \quad (4-11)$$

- Koefisien gaya angkat sirip karena trailing vortex canard

$$\Delta C_{LT(v)} = i_t \left[\frac{C_{La}^C C_{La}^T [K_{c(f)} \cdot \alpha_c + k_{c(f)} \cdot \delta_c]}{2\pi \Delta R_T} \right] \frac{(S_T - \pi_T)}{(y_v - \pi_v)} \quad (4-12)$$

- Koefisien gaya angkat badan dibelakang canard akibat trailing vortex canard.

$$\Delta C_{Lf(v)} = \frac{M \sqrt{m}}{v_\infty S_m} \left[\frac{y_v^2 - \pi_v^2}{y_v} - y_v^T + \frac{\pi_T^2}{\sqrt{y_v^2 - \pi_T^2}} \right] \quad (4-13)$$

dimana :

C_{La}^C = Turunan dari gaya angkat canard terhadap sudut α

$K_{c(f)}$ = Faktor interferensi canard akibat badan

$K_{T(c)}$ = Faktor interferensi sirip akibat canard

S_T = Luasan sirip

S_C = Luasan canard

ε = Sudut sayap semiapex

α = Sudut serang

δ_T = Sudut defleksi sirip

δ_C = Sudut defleksi canard

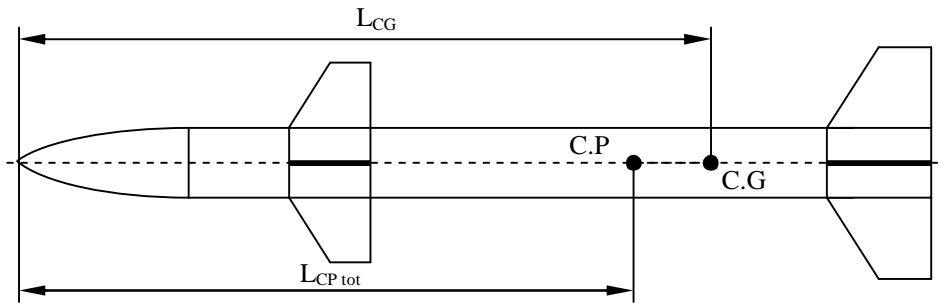
4.5 Pusat Tekanan Aerodinamika Roket

Penjumlahan dari hasil kali koefisien gaya angkat dari tiap komponen dengan jarak pusat tekanannya masing-masing dibagi dengan koefisien gaya angkat total yang disebut "pusat tekanan aerodinamika".

Dalam rumus dapat dituangkan seperti berikut ini.

Pusat tekanan aerodinamika (L_{cptot})

$$L_{cptot} = \left[C_{L}^f \cdot \ell_f + \Delta C_{Lf(c)} \cdot \ell_{f(c)} + C_{Le(f)} \cdot \ell_{e(f)} + \Delta C_{Lf(T)} \cdot \ell_{f(T)} + C_{LT(f)} \cdot \ell_{T(f)} + C_{LT(v)} \cdot \ell_{T(v)} \right] / C_{Ltot} \quad (4-14)$$



Gambar 4-2: Titik berat (C.G) di belakang pusat tekanan aerodinamika (C.P)

5 HASIL PENELITIAN

Penelitian dilakukan pada regim kecepatan subsonik dan supersonik. Karakteristik aerodinamika yang diperoleh berupa koefisien aerodinamika yakni koefisien gaya angkat (C_L), koefisien gaya hambat (C_D) dan koefisien momen (C_M).

Selanjutnya dari data koefisien gaya angkat (C_L) dapat dihitung letak pusat tekanan aerodinamika (C_P) roket RKX 70. Dalam hal ini untuk profil canard dan sirip digunakan *double wadge airfoil*.

5.1 Untuk Kecepatan Supersonik

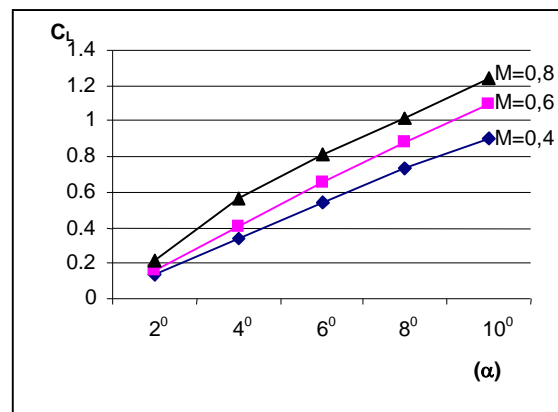
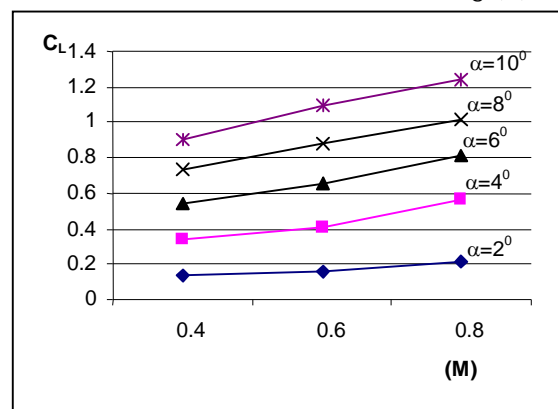
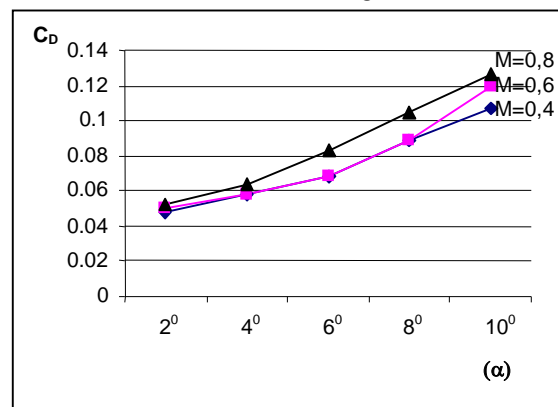
Kelihatan ada perbedaan kurva pada kecepatan supersonik. Hasil penelitian menunjukkan bahwa harga C_L , C_D dan C_M , cenderung turun dengan naiknya harga bilangan Mach (M). Untuk kenaikan harga sudut serang (α) harga koefisien aerodinamika pada kecepatan supersonik tetap bertambah besar.

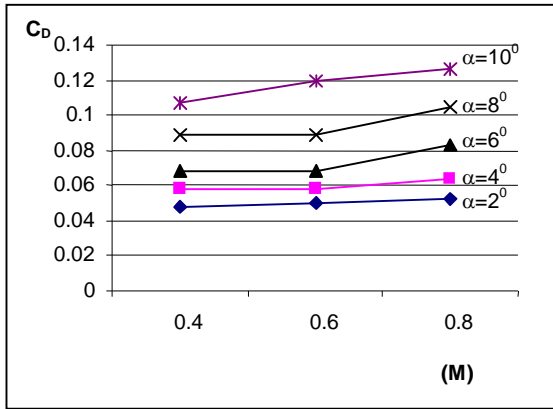
Kurva C_L dapat dilihat pada Gambar 5-7 dan 5-8. dan kurva C_D dapat dilihat pada Gambar 5-9 dan 5-10. Selanjutnya kurva C_M dituangkan pada Gambar 5-11 dan 5-12.

5.2 Letak Pusat Tekanan Aerodinamika (L_{cp})

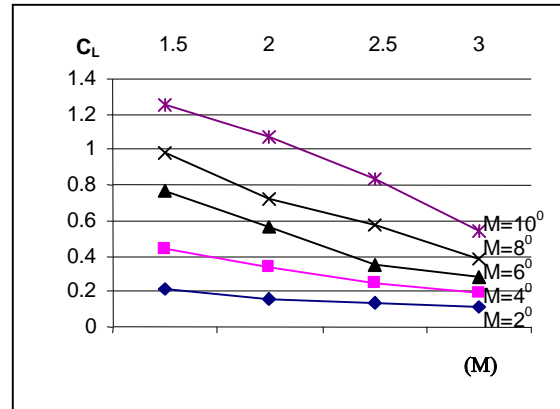
Untuk regim supersonik ditunjukkan kurvanya pada Gambar 5-15 dan 5-16.

5.3 Kurva Hasil Penelitian Koefisien Aerodinamika Kecepatan Subsonik

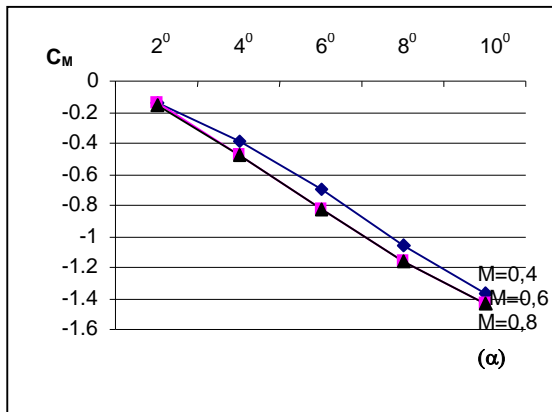
Gambar 5-1: C_L vs sudut serang (α)Gambar 5-2: C_L vs Bilangan Mach (M)Gambar 5-3: C_D vs sudut serang (α)



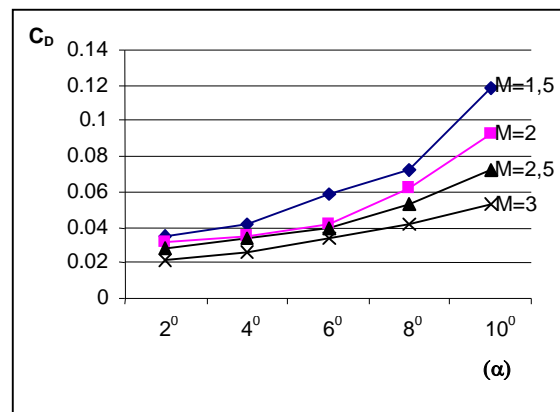
Gambar 5-4: C_D vs Bilangan Mach (M)



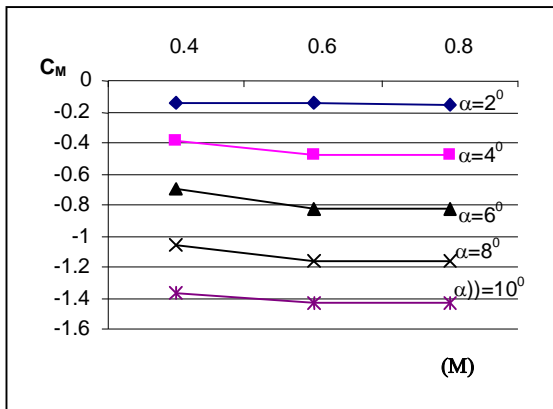
Gambar 5-8: C_L vs Bilangan Mach (M)



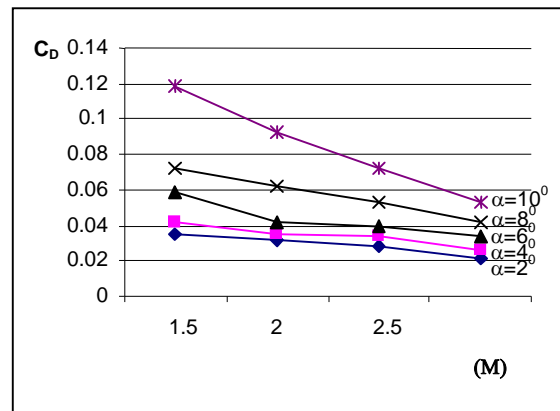
Gambar 5-5: C_M vs sudut serang (α)



Gambar 5-9: C_D vs sudut serang (α)

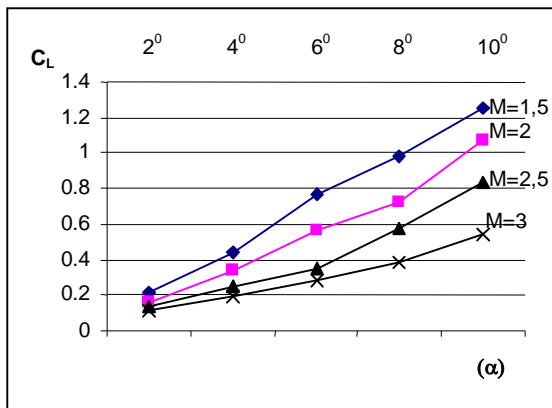


Gambar 5-6: C_M vs Bilangan Mach (M)

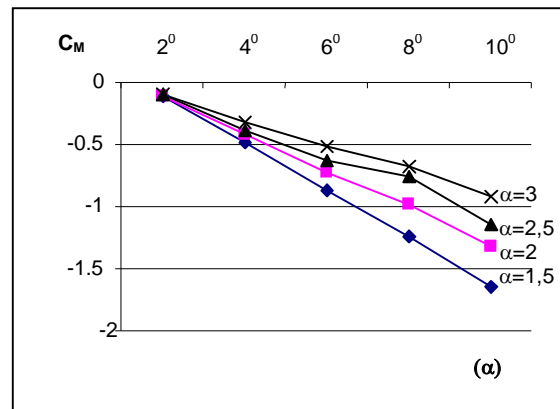


Gambar 5-10: C_D vs Bilangan Mach (M)

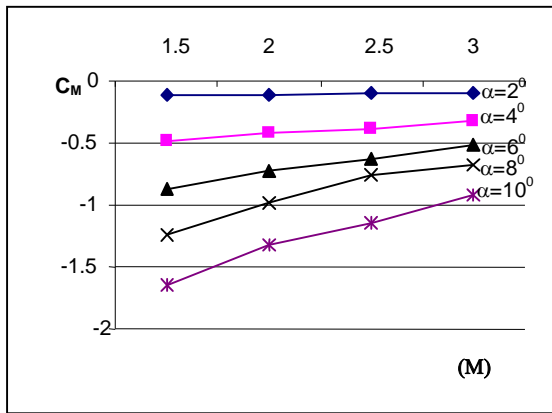
5.4 Kurva Hasil Penelitian Koefisien Aerodinamika Kecepatan Super-sonik



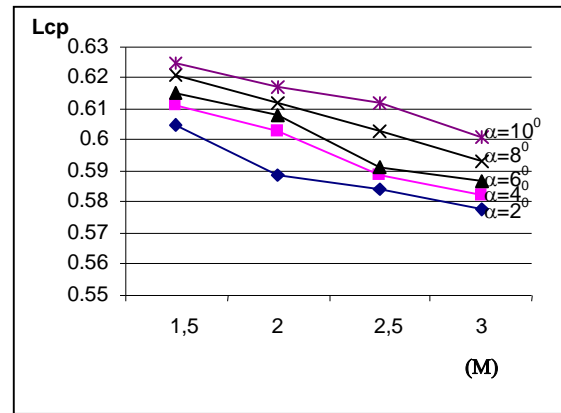
Gambar 5-7: C_L vs sudut serang (α)



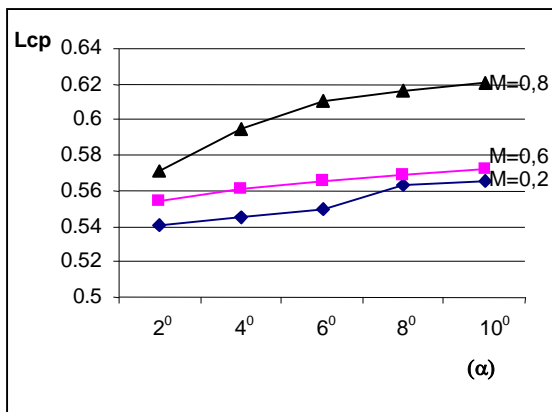
Gambar 5-11: C_M vs sudut serang (α)



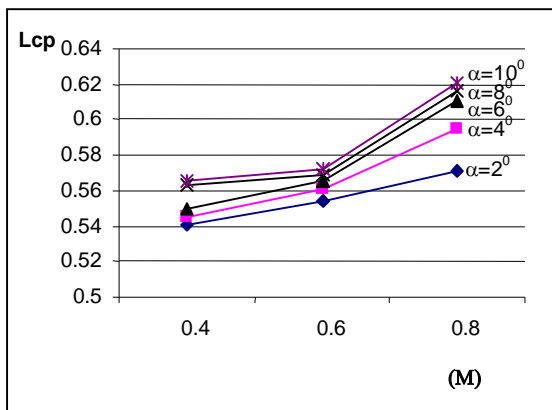
Gambar 5-12: C_M vs Bilangan Mach (M)



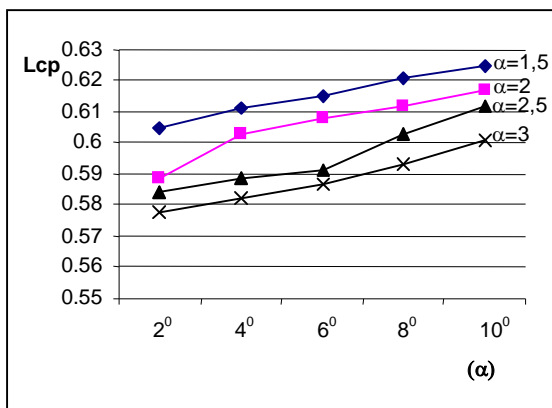
Gambar 5-16: L_{CP} vs Bilangan Mach (M)



Gambar 5-13: L_{CP} vs sudut serang (α)



Gambar 5-14: L_{CP} vs Bilangan Mach (M)



Gambar 5-15: L_{CP} vs sudut serang (α)

Untuk C_L sayap, C_L sirip, C_L fuselage, C_D sayap, C_D sirip, C_D fuselage, C_M sayap, C_M sirip, C_M fuselage akan ditampilkan pada karya tulis berikutnya.

6 PEMBAHASAN

Diperoleh hasil penelitian berupa koefisien aerodinamika dan letak pusat tekanan aerodinamika roket RKX 70. Hasil tersebut menggambarkan daerah pergeseran letak *statik margin* titik berat roket. Pembahasan hasil penelitian ini antara lain :

- Ada perbedaan hasil koefisien aerodinamika C_L , C_D dan C_M antara kecepatan subsonik dan supersonik dalam hal bentuk kurvanya. Pada kecepatan subsonik nilai koefisien aerodinamika bertambah besar dengan naiknya harga bilangan Mach (M). Pada kecepatan supersonik nilai koefisien aerodinamis justru turun dengan naiknya bilangan Mach. (lihat pada Gambar 5-2, 5-4, 5-8, 5-10 dan 5-12),

Hal ini disebabkan oleh harga kerapatan udara (ρ) konstan pada kecepatan subsonik. Sedangkan harga (ρ) turun pada kecepatan supersonik dengan naiknya harga bilangan Mach (M). turunnnya harga kerapatan udara (ρ) karena perubahan sifat aliran dari inkompresibel pada kecepatan subsonik menjadi aliran kompresibel pada kecepatan supersonik.

- Letak pusat tekanan aerodinamika cenderung bertambah besar (0,54 s.d 0,62) dengan kenaikan bilangan Mach

(M) dan sudut serang α pada regim subsonik. Ini dapat dilihat pada Gambar 5-13 dan Gambar 5-14,

- Harga pusat tekanan L_{cp} pada kecepatan supersonik turun dengan kenaikan harga bilangan Mach (M) dan naik pada kenaikan sudut serang (α). Hal ini dapat dilihat pada Gambar 5-15 dan 5-16, dan nilainya antara 0,62 s.d 0,57.

Ini terjadi karena L_{cp} dihitung dari koefisien *lift* sedangkan harga koefisien *lift* turun juga dengan kenaikan bilangan Mach.

- Hasil penelitian ini dibandingkan dengan hasil penelitian NACA Report no. 108 seri 1307 sebagai referensi yang baku, datanya dapat dilihat seperti di bawah ini.

NACA no. 108: $\frac{S_T}{S_C} = 5,7, \frac{l_C}{l} = 0,29, \frac{l_T}{l} = 0,64,$

$\beta_A = 1,69, \lambda = 0,323, \frac{l_R}{l} = 0,08$

Roket RKX 70 :

$\frac{S_T}{S_C} = 3,3, \frac{l_C}{l} = 0,31, \frac{l_T}{l} = 0,92$

NACA no. 108 :

$M = 2, L_{cp} = 0,595$ (experiment)

$L_{cp} = 0,625$ (teoritis)

Roket RKX 70 : $M = 2, L_{cp} = 0,589$

Dari data ini dapat dilihat bahwa harga L_{cp} roket NACA dan RKX 70 hampir sama. Meskipun $\frac{l_C}{l}$ roket NACA lebih

kecil dari roket RKX 70, tapi dilain pihak $\frac{S_T}{S_C}$ roket NACA lebih besar dari roket

RKX 70. Dari informasi ini dapat diartikan bahwa luas sirip roket NACA lebih luas dari pada roket RKX 70, dimana bentuk *root chord*-nya panjang tapi tinggi siripnya lebih pendek dibandingkan roket RKX 70. Kondisi ini tidak efektif untuk menggeser letak L_{cp} lebih kebelakang lagi, apa lagi letak canard roket NACA lebih kedepan dibanding roket RKX 70.

- *Static margin* roket RKX 70.
 - Pada kecepatan supersonik harga *static margin* paling kecil adalah pada

bilangan Mach 1,5 dan sudut $\alpha = 10^\circ$. Hal ini diperoleh dari pehitugan *Static margin* (S) = $L_{CG} - L_{CP} = 0,7$

$l - 0,62 l = 0,08 l$

$S = 0,08 \times 1620 = 12,9 \text{ cm}$

Pada kondisi 2° dan Mach 3 harga *static margin* paling besar :

(S) = $L_{CG} - L_{CP} = 0,7$

$l - 0,57 l = 0,122 l$

$S = 0,122 \times 1620 = 19,7 \text{ cm}$

Dari perhitungan ini terdapat pergeseran letak *static margin* adalah: 12,9 s/d 19,7 cm di depan titik berat roket.

Dari penelitian diperoleh pergeseran *static margin* roket RKX 70 pada kecepatan supersonik. Hal ini penting sebagai masukan pada perancangan sistem kendali roket terutama dalam hal penggunaan *canard*.

7 KESIMPULAN

- Telah diperoleh karakteristik aerodinamika roket kendali canard RKX 70.
- Terdapat perbedaan bentuk kurva koefisien aerodinamika pada kecepatan subsonik dan kecepatan supersonik, khusus pada kenaikan harga bilangan Mach.
- Roket ini termasuk dalam kelompok *unstable missile*, karena nilai *static margin*-nya positif, dimana letak C_P di depan titik berat C_G .
- Harga *static margin* pada bilangan Mach 3 dan sudut serang 2° adalah 19,5 cm, dan pada bilangan Mach 1,5 dan sudut serang 10° nilai *static margin* adalah 12,8 cm.
- Harga *static margin* berubah dengan bertambahnya nilai sudut serang (α) dan bilangan Mach (M), Pada kecepatan supersonik pergeseran antara 12,9 cm s/d 19,7 cm di depan titik berat roket.

DAFTAR RUJUKAN

- Ames Research Staff, 1953. Report 1153, National Advisory Committee for Aeronautics.

- Jack, N. Nielsen, 1960. *Missile Aerodynamics*, Mc Graw Hill Book Co, Inc. New York.
- Jenie, Said D., 1988. *Manual Perancangan Roket Kendali*, ITB/LAPAN.
- Jack N. Nielsen, NASA Ames Research Center Maffet Field California, volume 104. Progress in Astronautics and Aeronautics.
- Krasnov, NF, 1978. *Aerodynamics* (Translate From Russian), American Publ. Co. PUT-LTD, NEW Delhi.
- Martin Summerfield, Progress in Astronautics and Aeronautics, Val 119, in the AIAA, Test and Evaluation of the Tactical Missile.
- Alan Pope, 1978. *High Speed Wind Tunnel Testing*, robert, E. Kreiger. Publ. Co, Huntington, New York.
- Cumming, RM and Sun. J., 1960. *Evaluation of Missile Aerodynamics Characteristics*, company Canoga Park California.
- Gregarius, G. Dr. 25 Januari 1986. *An Interferensi to Missile Aerodynamics Problems*. IPTN Bandung.
- Reagen, J. Frank, 1986. *Lecture Missile Performance Calculation*, Aerolab. USA.
- Jlacner, F. Seghard, 1965. Pratical Information on Aerodynamic Drag and by Aerodynamic Resistance.
- William C. Pitts, Jack N. Nilsen, and George E. Kaattari, Lift and Center of Pressure of wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds, Report 1307.