

Penelitian Koefisien Aerodinamik Roket Kendali RKX-180 mm

Salam Ginting*
Endang Sumartinah**

ABSTRACT

The aerodynamic coefficients research of RKX-180 mm rocket is done such as input to aerodynamics pressure during burning time attitude rocket prediction. The configuration rocket is designed for sharp maneuver, so that, by placing the wing rocket at central gravity region, the static margin magnitude is expended as small as possible. The evaluation distance between aerodynamics pressure and central gravity at 1,5 to 3,5 Mach number speeds during thrust on needs done for that. The Analytic theory Aerodynamics calculation is expandable by quadrature Multhopp is used to solution this problems. For knowing static margin magnitude during turning speed, the change rocket attitude is needed, so that static stability rocket is shown more earlier. Beside that, such as input to software and hardware guidance design system of the RKX-180 mm rocket, the static margin is needed. The result shows that static margin value to incline to increase by increasing Mach number value. So, because the highest value of static margin at around 3,5 Mach number speed, then that is taken as the input data to hardware and software guidance design system.

ABSTRAK

Telah dilakukan penelitian koefisien aerodinamika roket kendali RKX-180 mm sebagai masukan dalam memprediksi perilaku tekanan aerodinamika roket selama *burning time*. Konfigurasi roket tersebut dirancang untuk gerakan manuver tajam sehingga diupayakan besaran *static margin* sekecil mungkin dengan cara memasang sayap di daerah titik berat roket. Untuk itu perlu dilakukan evaluasi jarak antara titik berat dan tekanan aerodinamis roket selama pembakaran (*thrust on*) pada kecepatan 1,5 sampai dengan 3,5 Mach. Metoda perhitungan yang digunakan dalam penyelesaian masalah ini adalah teori aerodinamik yang dikembangkan dengan metoda *quadrature Multhopp* secara analitis. Hasil yang diperoleh pada tulisan ini berupa koefisien aerodinamik yakni koefisien gaya angkat (CL), koefisien gaya hambat (CD) dan koefisien momen (CM). Koefisien aerodinamik yang diperoleh akan digunakan untuk memprediksi berapa besarnya statik margin selama perubahan kecepatan. Harga statik margin diperlukan sebagai masukan pada perancangan spesifikasi hardware dan software sistem kendali roket RKX-180 mm. Dari hasil yang diperoleh memperlihatkan bahwa harga statik margin cenderung bertambah besar dengan naiknya harga bilangan Mach. Dengan demikian masukan data statik margin untuk perancangan software dan hardware sistem kendali diambil pada sekitar kecepatan 3,5 bilangan Mach karena pada daerah tersebut *harga static margin* paling tinggi.

1. PENDAHULUAN

Penulisan makalah ini dilakukan dalam rangka menunjang program pengembangan roket kendali pada pusat roket dan satelit di LAPAN. Diketahui bahwa jika dilihat dari tipenya roket kendali dapat dibagi menjadi 3 bagian yakni roket darat ke udara, darat ke darat dan roket udara ke udara. Selanjutnya jika ditinjau dari gerakan manuvernya dapat diklasifikasi menjadi dua bagian yakni roket manuver tajam dan manuver lambat. Dalam tulisan ini ditampilkan konfigurasi roket kendali yang manuver tajam dimana penggu-

naannya untuk senjata yakni peluru kendali udara ke udara yang biasa di bawa oleh pesawat tempur. Melihat dari penggunaannya yakni untuk roket senjata dimana pesawat tempur sebagai target sehingga diperlukan beberapa kriteria yang harus terpenuhi, diantaranya ialah cepat dan mudah dikendalikan ke sasaran. Kriteria tersebut terpenuhi bila pusat tekanan aerodinamis roket dekat dengan titik berat, sehingga perlu dilakukan prediksi pergeseran tekanan aerodinamis dan titik berat roket tersebut selama *thrust on*. Pergeseran tekanan aerodinamis dapat diprediksi setelah diperoleh

* Peneliti Bidang Struktur Roket dan Satelit - LAPAN

** Peneliti Bidang Uji Sistem dan Validasi - LAPAN

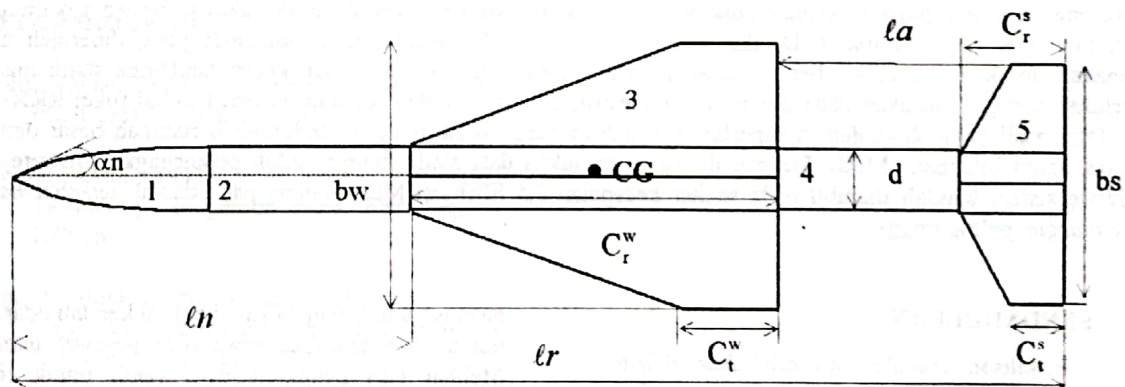
karakteristik, aerodinamik total roket. Berdasarkan hal tersebut terlebih dulu dilakukan perhitungan karakteristik aerodinamik roket selama pembakaran terjadi. Langkah berikutnya baru dilakukan penelitian perilaku pergeseran titik berat dan tekanan aerodinamis pada daerah kecepatan 1,5 s/d 3,5 Mach sebagai daerah kecepatan terbang roket. Untuk meminimalkan harga *static margin* perlu diperhatikan dalam hal penempatan letak sayap roket, dimana pemasangannya ditempatkan mendekati titik berat. Kecilnya jarak antara titik berat dan tekanan aerodinamis, diharapkan roket tersebut mampu melakukan gerakan manuver lebih tajam karena momen yang dibutuhkan untuk mengendalikan roket relatif kecil. Biasanya secara umum ditentukan harga maksimum statik margin 0,1 diameter untuk roket kendali yang digunakan untuk manuver tajam dan harga *load factor* (n) minimum 15 g. Metoda perhitungan yang digunakan dalam penyelesaian tulisan ini adalah teori analitis yang dikembangkan oleh *Quadrature Multhopp*. Koefisien lift dan koefisien drag yang diperoleh digunakan sebagai masukan untuk memprediksi *static margin* dan rancangan struktur sayap roket, karena beban yang paling besar terjadi pada sayap saat terjadi gerakan manuver. Hasil yang diperoleh pada penelitian ini berupa koefisien aerodinamis yakni koefisien gaya angkat (C_L), koefisien gaya hambat (C_D) dan koefisien momen angkung yang diperlihatkan pada Gambar 4-1, 4-2 dan 4-3. Harga C_L minimum adalah 0,03 dan maksimum 0,76, pada daerah kecepatan 1,5 sampai

dengan 3,5. Harga C_D minimum 0,05 dan maksimum adalah 0,60 dengan variasi bilangan Mach antara 1,5 dan 3,5. Harga C_M minimum -0,012 dan maksimum -0,098 pada variasi kecepatan 1,5 dan 3,5 Mach. Letak titik tekanan aerodinamis (L_{cp}) dan hubungan antara pergeseran titik berat dan *static margin* ditunjukkan dalam bentuk kurva pada Gambar 4-6. Hasil penelitian ini cukup baik dan sebagai pembandingnya adalah hasil penelitian roket kendali RKX-170 LPN dan penelitian yang dilakukan oleh Ames Aeronautical Laboratory Report 1307 California.

2. METODOLOGI PENELITIAN

2.1 Geometri Roket RKX-180

Geometri roket kendali RKX-180 dapat dilihat pada Gambar 2-1, dengan panjang total 410 cm, rentang sayap 54 cm, rentang sirip 50 cm, dan jarak antara tepi sirip bagian depan dengan tepi sayap bagian belakang 120 cm saat roket melakukan gerakan manuver. Panjang *root chord* sayap 110 cm, panjang tip 20 cm dan lebar masing sayap 18 cm. Sirip roket berbentuk segi empat, terdiri dari 4 buah, terpasang dengan sudut pasang 0° terhadap sumbu roket, berada di bagian belakang roket. Sirip roket di harapkan berfungsi sebagai kontrol dan stabiliser, dilain pihak dapat juga digunakan sebagai pengendalian sehingga terjadi gerakan manuver untuk menuju target.



Gambar 2-1 : Konfigurasi roket RKX-180 mm

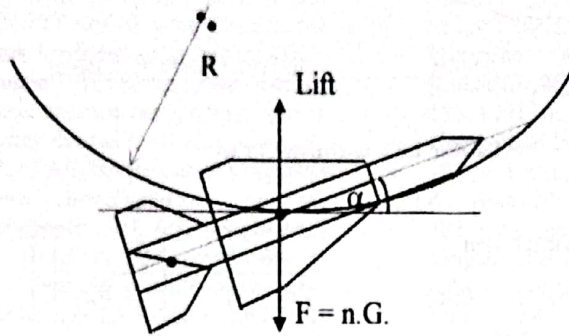
Data-data roket

l_r	=	410 cm	α	=	26° cm
l_n	=	155 cm	d	=	18 cm
C_r^w	=	110 cm	bw	=	54 cm
l_a	=	120 cm	bs	=	50 cm
C_t^r	=	25 cm	C_t^w	=	20 cm
CG	=	216 cm	C_t^t	=	15 cm

Bagian-bagian roket kendali terdiri dari nose, badan di depan sayap, sayap, badan di belakang sayap dan sirip roket. Dari konfigurasi pada Gambar 2-1 terlihat bahwa sayap berbentuk trapesoidal, banyaknya 4 buah terpasang simetris dengan sudut pasang 0° terhadap sumbu roket, sayap tersebut diharapkan mampu menahan beban sentrifugal yang terjadi. Letak titik berat awal roket dirancang pada jarak 216 cm dari ujung hidung roket.

2.2 Gerakan Manuver

Dari ilustrasi dibawah ini dapat dilihat fungsi sayap roket sewaktu terjadi gerakan manuver dimana sayap roket harus dapat menahan gaya sentrifugal $F = n \cdot G$, yang merupakan perkalian antara load faktor n dengan berat roket itu sendiri (G). Secara umum untuk harga load faktor *missile* dirancang 3 kali lebih besar dari load faktor sasaran. Makin kecil harga radius at curvature (R^*) makin besar harga load faktor (n).



Gambar 2-2: Gerakan manuver roket

Makin besar harga load faktor (n) makin besar lift yang harus diterima sayap roket, dimana akan mempengaruhi kekuatan struktur sayap roket.

2.3 Prediksi Teoritis

Roket adalah wahana peluncur yang konfigurasiya terdiri dari beberapa komponen yakni hidung, badan dan sirip, di integrasi merupakan satu kesatuan yang kompak yang biasa digunakan untuk peluncur satelit dan peluru kendali. Dalam tulisan ini wahana tersebut digunakan sebagai roket kendali. Wahana tersebut bergerak dalam media atmosfer sehingga mengalami beban aerodinamika. Beban aerodinamika yang terjadi berupa Gaya angkat (lift), Gaya hambat (drag), Momen angguk (M). diprediksi sebagai masukan untuk prediksi awal stabilitas statik, Thrust dan rancangan struktur roket.

2.3.1 Koefisien Aerodinamis

Gaya angkat total roket merupakan penjumlahan gaya yang terjadi pada tiap-tiap komponen roket ditambah dengan pengaruh interferensi. Gaya angkat tersebut dapat dituliskan sebagai berikut

$$L_{tot} = L^f + L^w + L^l + \Delta L_{w(\theta)} + \Delta L_{r(w)} + \Delta L_{r(\theta)} + \Delta L_{r(\tau)} + \Delta L_{r(v)} + \Delta L_{r(v)} \dots (2-1)$$

Dalam bentuk koefisien aerodinamis gaya angkat (CL) dapat dinyatakan sebagai berikut :

$$C_{L_{tot}} = C_L^f + C_L^w + C_L^l + \Delta C_{L_{w(\theta)}} + \Delta C_{L_{r(w)}} + \Delta C_{L_{r(\theta)}} + \Delta C_{L_{r(\tau)}} + \Delta C_{L_{r(v)}} + \Delta C_{L_{r(v)}} \dots (2-2)$$

Gaya hambat terjadi akibat *pressure* dan *friction* yang dialami oleh tiap komponen roket dengan udara atmosfer. Koefisien gaya hambat total (CD) tersebut dapat di tunjukkan seperti rumus berikut

$$C_{D_{tot}} = C_D^f + C_D^{w,T} + C_{D_{w,T(\theta)}} + C_{D_{r(w,T)}} \dots (2-3)$$

Koefisien momen

$$C_M = C_{M_f} + C_{M_w} + C_{M_T} \dots (2-4)$$

2.3.2 Pusat Tekanan Aerodinamis

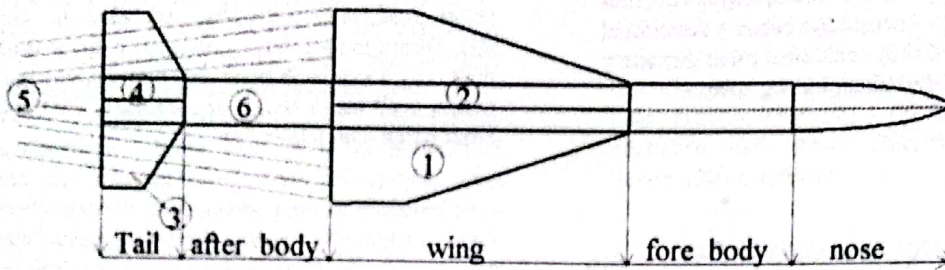
Letak titik pusat tekanan aerodinamis (l_{cp}) merupakan penjumlahan dari hasil kali koefisien gaya angkat masing-masing komponen dan pengaruh interferensi dengan jarak longitudinal titik pusat tiap komponen dibagi dengan koefisien gaya angkat total.

$$\bar{l}_{cp} = \left[C_L^f \cdot \bar{l}_f + \Delta C_{L_{r(w)}} \cdot \bar{l}_{r(w)} + C_{L_{w(\theta)}} \cdot \bar{l}_{w(\theta)} + \Delta C_{L_{r(\theta)}} \cdot \bar{l}_{r(\theta)} + C_{L_{r(\tau)}} \cdot \bar{l}_{r(\tau)} + C_{L_{r(v)}} \cdot \bar{l}_{r(v)} \right] / C_{L_{tot}} \dots (2-5)$$

2.3.3 Faktor Interferensi

Akibat pemasangan komponen roket menjadi suatu kesatuan konfigurasi sehingga

terjadi faktor interferensi di daerah sambungan antara badan dengan sayap, badan dengan sirip dan terjadi vortex di daerah belakang sayap.



Gambar 2-3 : Interferensi Roket

Tambahan gaya angkat pada sayap akibat badan

$$C_{Lw(t)} = C_{L\alpha}^* [K_{w(t)} \alpha_c + k_{w(t)} \delta_w] \dots\dots (2-6)$$

Tambahan Gaya angkat pada sirip akibat badan :

$$C_{Lr(t)} = C_{L\alpha}^* [K_{r(t)} \alpha_c - \epsilon] + k_{r(t)} \delta_r (ST/S_w) \dots\dots (2-7)$$

Tambahan Gaya angkat pada Badan akibat sayap :

$$\Delta C_{Lb(t)} = C_{L\alpha}^* [K_{b(t)} \alpha_c + k_{b(t)} \delta_w] \dots\dots (2-8)$$

Tambahan Gaya angkat pada badan akibat sirip

$$\Delta C_{Lr(t)} = C_{L\alpha}^* [K_{r(t)} \alpha_c + k_{r(t)} \delta_r] (ST/S_w) \dots\dots (2-9)$$

Tambahan Gaya angkat pada sirip akibat vortex sayap :

$$\Delta C_{Lr(t)} = C_{L\alpha}^* \left[\frac{C_{L\alpha}^* C_{L\alpha}^* [K_{w(t)} \alpha_c + k_{w(t)} \delta_w]}{2\pi AR_r} \right] (ST-r/l) \dots\dots (2-10)$$

Koefisien Interferensi :

$$K_{w(t)} = \frac{2}{\pi (\bar{S}_w - 1)^2} \left[\frac{\pi (\bar{S}_w - 1)^2}{4} \frac{(\bar{S}_w - 1)^2}{\bar{S}_w^2} - \left[\frac{\bar{S}_w^2 - 1}{\bar{S}_w} \right] + \frac{(\bar{S}_w^2 + 1)^2}{2 \bar{S}_w^2} \sin^{-1} \left[\frac{\bar{S}_w^2 - 1}{\bar{S}_w^2 + 1} \right] \right] \dots\dots (2-11)$$

$$k_{w(t)} = \frac{1}{\pi^2} \left[\frac{\pi^2 (\bar{S}_w + 1)^2}{4} \frac{(\bar{S}_w + 1)^2}{\bar{S}_w^2} + \frac{\pi (\bar{S}_w + 1)^2}{\bar{S}_w^2 (\bar{S}_w - 1)^2} \sin^{-1} \left[\frac{\bar{S}_w - 1}{\bar{S}_w + 1} \right] - \frac{2\pi (\bar{S}_w + 1)}{\bar{S}_w (\bar{S}_w - 1)} \right]$$

$$\frac{(\bar{S}_w + 1)^2}{\bar{S}_w^2 (\bar{S}_w - 1)^2} \left[\sin^{-1} \left[\frac{\bar{S}_w^2 - 1}{\bar{S}_w^2 + 1} \right] - \frac{4(\bar{S}_w + 1)}{\bar{S}_w (\bar{S}_w + 1)} \sin^{-1} \left[\frac{\bar{S}_w - 1}{\bar{S}_w + 1} \right] \right]$$

$$\frac{8}{(\bar{S}_w - 1)^2} \ln \left[\frac{\bar{S}_w^2 + 1}{2 \bar{S}_w} \right] \dots\dots (2-12)$$

$$\left. \begin{aligned} & - \left[m^2 \beta \left(\frac{Cr}{\beta d} \right)^2 \cos^{-1} \left(\frac{1}{m\beta} \right) \right] + \left[m\beta \left(\frac{Cr}{\beta d} \right)^2 \sqrt{m^2 \beta^2 - 1} \left[\sin^{-1} \left(\frac{\beta d}{Cr} \right) \right. \right. \\ & \left. \left. - \sqrt{m^2 \beta^2 - 1} \cosh^{-1} \left(\frac{Cr}{\beta d} \right) \right] \right\} \dots\dots (3-13) \end{aligned}$$

3. HASIL PREDIKSI TEORITIS

Hasil yang diperoleh berupa data-data hasil perhitungan yang dapat dilihat pada tabel 4-1, dan dihitung dengan menggunakan rumus 2-2 yakni berupa harga koefisien gaya angkat. Tabel 4-2 dihitung dengan menggunakan rumus 2-3 adalah data koefisien gaya hambat (CD). Tabel 4-3 dihitung dengan menggunakan rumus 2-4 berupa data koefisien momen (CM). Tabel 4-4 adalah data dari pergeseran pusat tekanan aerodinamis. Dari tabel ini dapat digambarkan kurva koefisien aerodinamis diantaranya koefisien gaya angkat (CL), koefisien gaya hambat (CD) dan koefisien momen (CM), merupakan masukan untuk menentukan letak pusat tekanan aerodinamik (Lcp) pada harga Mach antara 1,5 s/d 3,5. Koefisien gaya angkat (CL) dapat dilihat pada Gambar 4-1 dan 4-2, yang divariasikan dengan sudut serang α dan bilangan Mach (M). Harga CL naik dengan naiknya sudut α dan turun dengan naiknya bilangan Mach (M). Koefisien gaya hambat (CD) ditunjukkan pada Gambar 4-3 dan 4-4, juga di variasikan dengan sudut serang (α) dan bilangan Mach (M). Hasilnya terlihat bahwa harga CD naik dengan kenaikan sudut serang (α) dan turun dengan kenaikan bilangan Mach (M). Koefisien momen (CM) di tunjukkan pada Gambar 4-5 dimana hasilnya

cenderung turun (negatifnya bertambah besar) dengan naiknya harga α . Demikian juga harga Lcp diperagakan pada Gambar 4-6 dalam bentuk kurva divariasikan dengan harga bilangan Mach (M) dan sudut serang (α). Dari gambar tersebut terlihat bahwa harga Lcp naik dengan kenaikan kecepatan (M) pada sudut serang yang konstan dan Lcp juga naik dengan bertambahnya sudut serang (α).

4. PEMBAHASAN

Telah diperoleh koefisien aerodinamik roket kendali RKX-180 seperti yang ditunjukkan pada Bab 3, berupa koefisien gaya angkat (CL), koefisien gaya hambat (CD), koefisien momen (CM) dan letak pusat tekanan aerodinamis (Lcp). Hasilnya dibandingkan dengan hasil penelitian yang telah dilakukan di LAPAN dan penelitian yang telah dilakukan di *Ames Aerodynamical laboratory Moffett California Report 1307*, juga dengan hasil penelitian Dr. G. Gregario, *An Introduction to Missile Aerodynamic Problem*. Hasil koefisien gaya angkat (CL) roket kendali RKX-180 hampir sama dengan koefisien gaya angkat (CL) roket kendali RKX-170-LPN. A karena konfigurasi roket ini hampir sama, yang berbeda hanya *chord* dan lebar sayap RKX-180 sedikit lebih besar dan jarak sayap RKX-180 dari sirip belakang lebih jauh jika dibandingkan dengan roket kendali RKX-170. LPN. A. (Gambar 4-1 dan 4-8). Koefisien gaya hambat (CD) roket RKX-180 sedikit lebih kecil dibandingkan dengan roket RKX-170 LPN.A. dimana maksimal harganya adalah 0,60 untuk sudut serang $\alpha = 12^\circ$ dan minimum 0,05 untuk sudut serang 2° . Sedangkan untuk roket RKX-170. LPN. A, maksimum harga CD adalah 0,7 untuk sudut serang $\alpha = 12^\circ$, dan minimum $CD = 0,08$ untuk $\alpha = 2^\circ$. Hal ini diperkirakan karena sudut kerucut *nose* δ_{01} roket RKX-180 lebih kecil dari sudut *nose roket* RKX-170 LPN.A. (Gambar 4-3 dan 4-9). Pusat tekanan aerodinamik (Lcp) roket kendali RKX-180 maksimum 0,641 pada Mach 3,5 dan sudut serang $\alpha = 2^\circ$, minimum 0,533 pada $\alpha = 12^\circ$, Mach = 1,5. Sedangkan untuk roket RKX-170 LPN. A. harga Lcp maksimum 0,66, dan minimum = 0,52. Perbedaan harga Lcp antara roket RKX-180 dan roket RKX-170 LPN.A sekitar 3%. (Gambar 4-6 dan 4-7). Kalau dibandingkan dengan hasil penelitian *Ames Aeronautical laboratory Report 1307* untuk roket yang sejenis dan konfigurasi hampir sama, harga Lcp juga hampir sama besarnya. Lcp rata-rata roket RKX-180 = 0,586, sedangkan dari referensi Report 1307 no 122 dan no 106 masing-masing 0,588 dan 0,599. (Lampiran Report 1307, tabel III). Selanjutnya Bila dibandingkan dengan penelitian Dr. G. Gregario, kontur Lcp antara roket RKX-180 dengan penelitian Dr. G. Gregario hampir sama, dalam arti harga LCP cenderung naik (Gambar 4-8) dengan bertambahnya harga bilangan Mach (M),

sehingga harga *Static margin* maksimum pada Mach 3,5.

5. KESIMPULAN

Telah diperoleh karakteristik aerodinamik berupa koefisien aerodinamis dan Prilaku Pusat Tekanan Aerodinamis roket RKX-180 yang ditunjukkan pada Gambar 4-1 s/d 4-6, untuk variasi kecepatan antara 1,5 s/d 3.5. Harga koefisien aerodinamik gaya angkat cenderung naik dengan naiknya kecepatan (M). Harga koefisien aerodinamik gaya hambat cenderung naik dengan naiknya sudut serang α dan turun dengan naiknya kecepatan (M). Harganya hampir sama dengan penelitian yang pernah dilakukan pada roket RKX-170. LPN. A, karena konfigurasi hampir sama. Untuk pusat tekanan Aerodinamis Lcp roket RKX-180 juga hampir sama dengan roket RKX-LPN. A dan Ames lab. Report 1307 untuk roket no 106 dan 122 yang mempunyai konfigurasi hampir serupa dengan roket RKX-180. Dilihat dari hasil bahasan bahwa antara hasil penelitian yang dilakukan dengan hasil yang ada pada referensi, dapat disimpulkan bahwa hasil penelitian ini cukup baik karena hampir sama dengan yang ada pada referensi.

Catatan

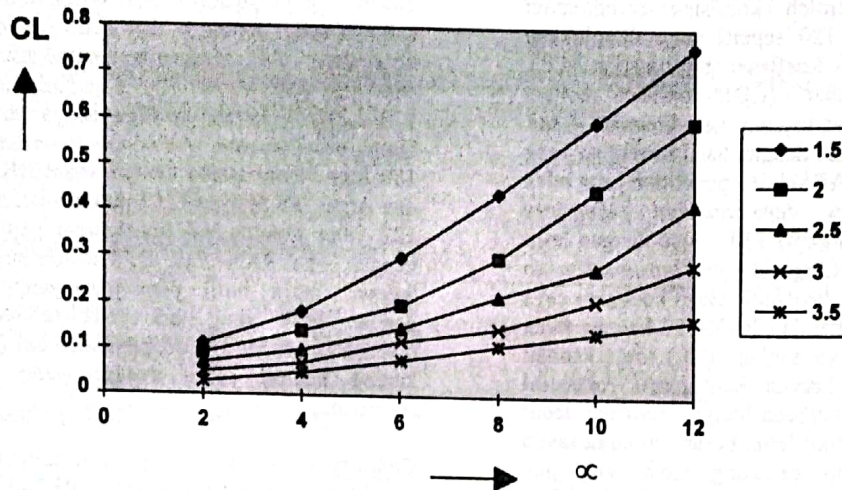
Karakteristik aerodinamis roket RKX-170 LPN.A, hasil Ames lab. Report 1307 no 106 dan 122 hasil penelitian Dr. G. Gregario terlampir.

DAFTAR RUJUKAN

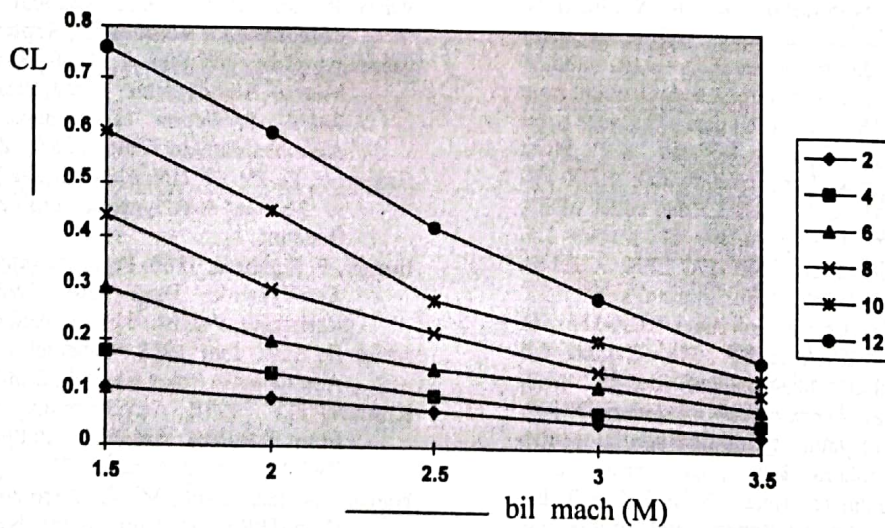
- Ames Resarch Staff, 1953, National Adversory Committee for Aeronautics, Report 1135.
- Cumming, R.M, and Sun. J., 1960, Evaluation of Missile Aerodynamic Characteristics Using Rapid Prediction Techniques, Hughes-Aircraft Company Canoga Park, alifornia.
- Gregorius, G. Dr. 25 Januari 1986, An Interferensi to Missile Aerodynamic Problems, IPTN Bandung.
- Iloener, F. Signhard, 1965, Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance, Published by the Author.
- Jenie, D. Said, Juni 1988, Manual Perancangan Aerodinamik Roket Kendali, Bandung.
- Krasnov, N.F., 1978, Aerodynamics, (Translated from Russian) American Publishing CO. PVT.LTD, New Delhi.
- Nielsen, N. Jack, 1960, Missile Aerodynamics, Mc Graw-Hill Book Company Inc. New Yprk.
- Pope, Alan, 1978, High Speed Wind Tunnel Testing, Robert E Krieger Publishing Company Huntington, New York.
- Reagan, J. Frank, 1986, Lecture Missile Performance Calculations Aerolab, USA.

Tabel 4-1 : DATA KOEFISIEN GAYA ANGGAT (CL)

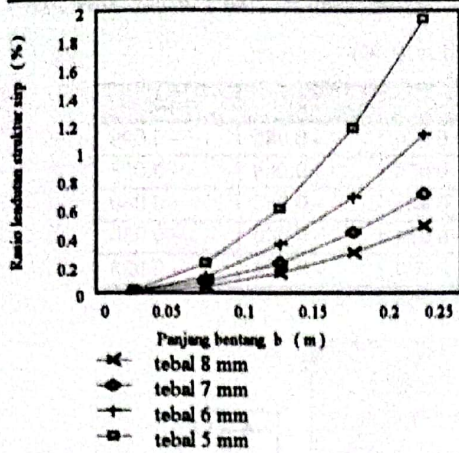
M \ α	2	4	6	8	10	12
1.5	0.11	0.18	0.30	0.44	0.60	0.76
2	0.09	0.14	0.20	0.30	0.45	0.60
2.5	0.07	0.10	0.15	0.22	0.28	0.42
3	0.05	0.07	0.12	0.15	0.21	0.29
3.5	0.03	0.05	0.08	0.11	0.14	0.17



Gambar 4-1 : Curva CL vs α



Gambar 4-2 : CL vs bil Mach (M)



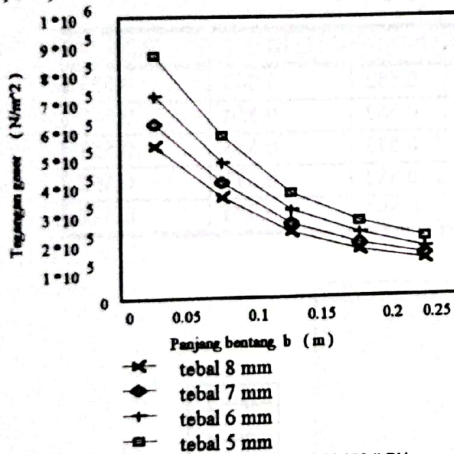
Gambar 3-5: Rasio antara lendutan sirip dibandingkan dengan panjang bentang

Tahap kedua perhitungan dilakukan untuk bagian persegi empat kedua yaitu posisi 11 sampai dengan 20, langkah perhitungan seperti pada tahap pertama, tetapi gaya tangensial yang digunakan adalah :

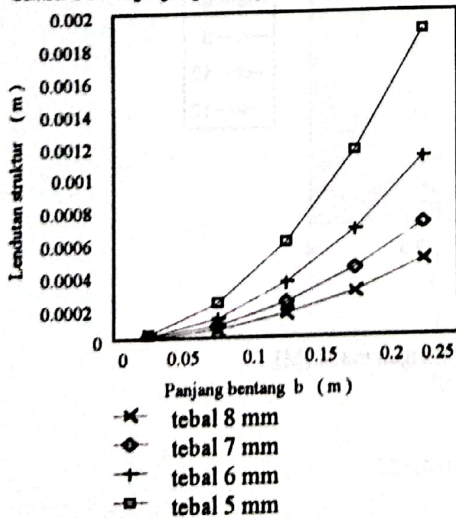
$$Fz_1 = 3000 * \frac{50 * 35}{53750}$$

$$Fz_1 = 97,6744 N$$

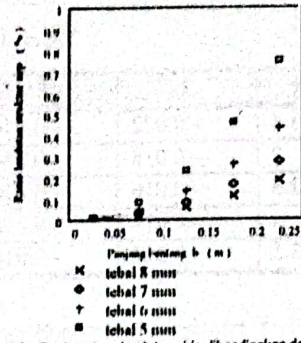
Dengan anggapan titik 14, 15, 17, 18, 19 dan 20 sama dengan nol karena titik pusatnya berada di dalam segitiga kayal. Berdasarkan langkah-langkah ini, maka diperoleh grafik beban seperti pada Gambar 3-6, 3-7, 3-8, dan Gambar 3-9.



Gambar 3-6 : Tegangan geser sirip roket RX-150-LPN



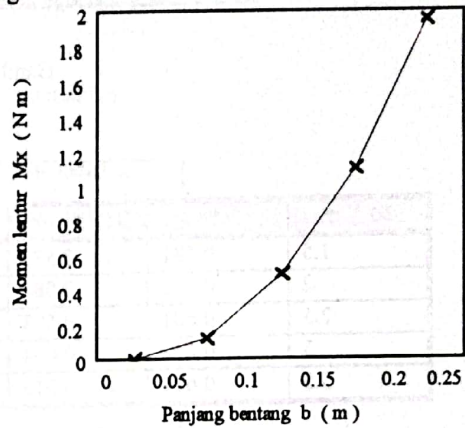
Gambar 3-7 : Lendutan struktur sirip roket RX-150-LPN



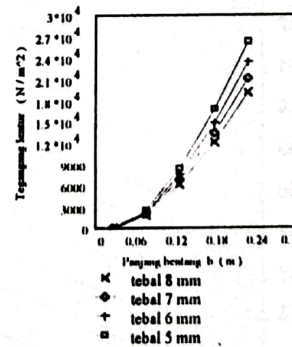
Gambar 3-8 : Rasio antara lendutan sirip dibandingkan dengan panjang bentang

3.2.2 Perhitungan struktur sirip roket RX-150-LPN karena gaya aksial

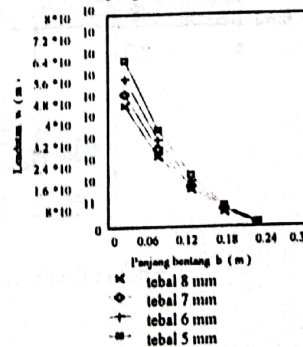
Gaya aksial yang bekerja pada struktur sirip roket dianggap merata di permukaan sepanjang bentang struktur sirip roket, yaitu 1500/250 N/m atau sama dengan 6 N/m. Beban ini kemudian dimasukkan dalam persamaan 2-7 sampai dengan 2-11 sehingga diperoleh momen lentur, tegangan lentur dan lendutan yang terjadi seperti grafik pada Gambar 3-9 sampai dengan Gambar 3-11.



Gambar 3-9 : Momen lentur sirip roket RX-150-LPN



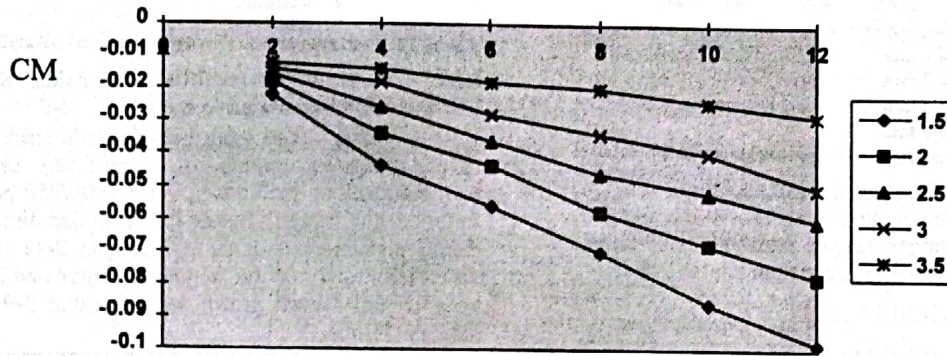
Gambar 3-10 : Tegangan lentur sirip roket RX-150-LPN



Gambar 3-11 : Lendutan sirip roket RX-150-LPN

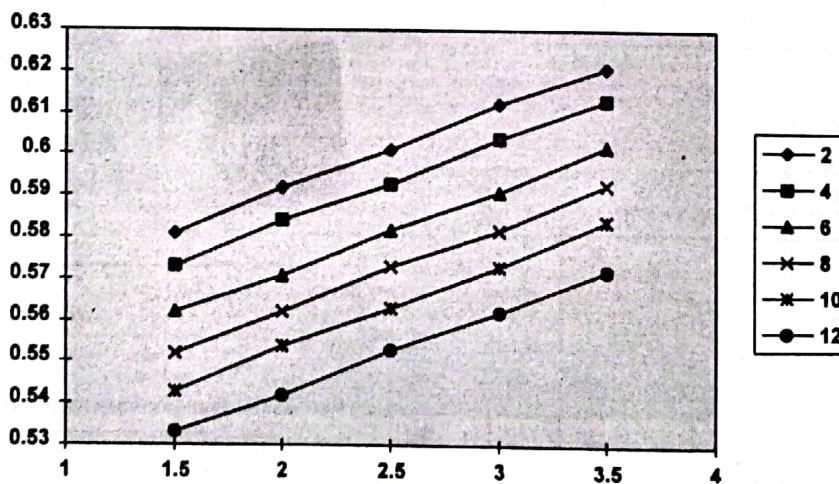
Tabel 4-3: KOEFISIEN MOMEN (CM)

M \ α	2	4	6	8	10	12
1.5	-0.022	-0.044	-0.056	-0.070	-0.086	-0.098
2	-0.018	-0.034	-0.044	-0.058	-0.068	-0.078
2.5	-0.016	-0.026	-0.036	-0.046	-0.052	-0.060
3	-0.014	-0.018	-0.028	-0.034	-0.040	-0.050
3.5	-0.012	-0.014	-0.018	-0.020	-0.024	-0.028

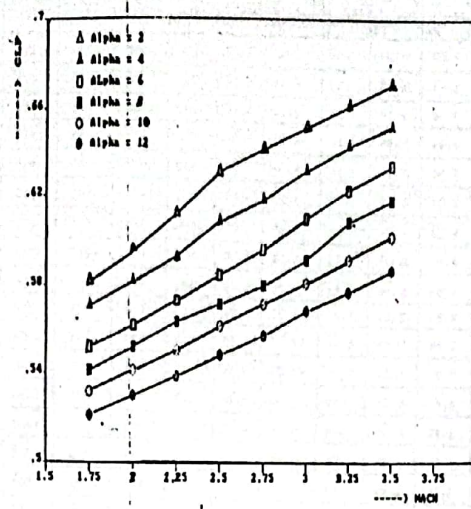
Gambar 4-5 : CM vs sudut (α)

Tabel 4-4 : LETAK PUSAT TEKANAN

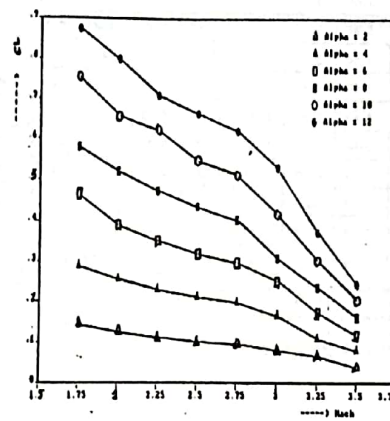
M \ α	2	4	6	8	10	12
1.5	0.581	0.573	0.562	0.552	0.543	0.533
2	0.592	0.584	0.571	0.562	0.554	0.542
2.5	0.601	0.593	0.582	0.573	0.563	0.553
3	0.612	0.604	0.591	0.582	0.573	0.562
3.5	0.621	0.613	0.602	0.593	0.584	0.572



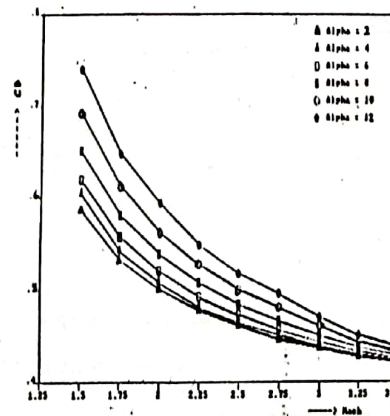
Gambar 4-6 : Kurva Kp vs bilangan mach (M)



Gambar 4-7 : Grafik LPC vs number



Gambar 4-8 : Grafik CL total vs mach number



Gambar 4-9 : Grafik CD total vs mach number

REPORT 1307—NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS

TABLE III.—SUMMARY OF GEOMETRIC AND AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND TEST CONDITIONS FOR WING-BODY-TAIL COMBINATIONS - Continued
(b) Aerodynamic characteristics

Lampiran

Case	M_0	α (deg)	C_{L0}	C_{D0}	C_{L0}/C_{D0}	Theoretical														Experimental	
						Lift					Center of pressure									C_{L0}	c.p.
						$(C_{L0})_W$	$(C_{L0})_T$	$(C_{L0})_{WT}$	$(C_{L0})_C$	$(C_{L0})_C$	\bar{x}_L	$\bar{x}_L(u)$	$\bar{x}_L(b)$	$\bar{x}_L(\tau)$	$\bar{x}_L(\tau)_a$	$\bar{x}_L(\tau)_b$	$\bar{x}_L(\tau)_c$	$\bar{x}_L(\tau)_d$	$\bar{x}_L(\tau)_e$		
1	1.17	.21	1.16	.12	1.27	4.00	4.00	.68	7.99	7.20	.134	.358	.500	.931	.931	.575	.535	---	7.74	.350	
2	.08	.24	1.14	.24	1.14	3.47	3.48	.27	6.45	5.56	.229	.480	.485	.915	.918	.557	.521	---	3.20	.305	
3	.07	.24	1.14	.24	1.14	3.16	3.16	.23	5.71	5.16	.229	.480	.485	.915	.918	.557	.519	---	4.35	.300	
4	.07	.24	1.14	.24	1.14	2.83	2.83	.19	4.70	4.21	.229	.478	.485	.915	.918	.565	.525	---	4.25	.493	
5	.06	.24	1.14	.24	1.14	2.51	2.51	.16	4.50	4.02	.229	.477	.485	.914	.918	.558	.515	---	3.87	.485	
6	.06	.24	1.14	.24	1.14	2.02	2.02	.12	3.60	3.17	.229	.474	.485	.912	.918	.559	.510	---	3.11	.483	
7	.96	.70	1.42	.32	1.19	1.32	1.32	.14	2.51	2.06	.104	.257	.261	.683	.701	.602	.581	---	1.97	.583	
8	.89	.62	1.42	.27	1.19	2.34	2.34	.23	4.17	3.40	.104	.281	.267	.714	.719	.627	.607	---	3.30	.601	
9	.88	.51	1.18	.62	1.36	2.93	2.93	.22	5.74	5.19	.182	.947	.475	.931	.864	.559	.500	---	5.00	.485	
10	(.82)	.63	1.41	.26	1.41	2.94	3.12	2.01	12.77	8.70	(.165)	.640	.574	.956	.948	.635	.408	2.41	8.39	---	
11	(.82)	.63	1.41	.06	1.29	2.94	3.64	2.01	12.87	11.73	(.118)	.655	.591	.982	.973	.647	.616	2.41	11.15	(.599)	
12	(.82)	.63	1.41	.14	1.34	2.94	3.67	1.99	13.81	10.31	(.118)	.655	.591	.964	.959	.662	.561	2.39	12.72	.555	
13	(1.15)	.69	1.46	.54	1.31	2.94	2.94	.49	4.98	4.26	(.118)	.431	.361	.868	.830	.666	.625	.59	3.93	.595	
14	(3.48)	.70	1.54	.54	1.31	3.91	2.94	.49	4.54	4.16	(.118)	.505	.440	.868	.830	.718	.705	.59	3.77	.671	
15	(1.55)	.50	1.43	.54	1.31	3.91	2.94	.49	4.92	4.16	(.118)	.492	.432	.868	.830	.698	.675	.59	3.82	.661	
16	(.87)	.44	1.36	.54	1.31	3.91	2.94	.49	5.39	4.26	(.118)	.482	.431	.868	.830	.672	.629	.59	4.00	.604	
17	(.87)	.12	1.11	.07	1.19	3.65	3.60	.23	5.73	5.45	(.036)	.636	.471	.968	.954	.548	.527	.23	5.24	.527	
18	(.87)	.12	1.11	.07	1.19	3.65	3.60	.23	5.73	5.45	(.036)	.632	.562	.968	.954	.615	.597	.23	5.31	.500	
19	(.87)	.12	1.11	.07	1.19	3.65	3.60	.23	5.73	5.45	(.036)	.719	.648	.968	.954	.682	.661	.23	5.36	.671	
20	(.48)	.53	1.30	.53	1.30	3.62	3.62	1.51	14.97	9.78	(.162)	.450	.390	.955	.914	.609	.445	1.72	9.09	.485	
21	(.48)	.53	1.30	.53	1.30	3.62	3.62	1.51	14.97	9.78	(.162)	.617	.568	.955	.914	.686	.565	1.72	9.94	.570	
22	(.48)	.59	1.30	.53	1.30	3.62	3.62	1.51	14.53	10.73	(.162)	.461	.430	.955	.914	.628	.522	1.72	10.02	.515	
23	(.48)	.59	1.30	.53	1.30	3.62	3.62	1.51	14.53	10.73	(.162)	.628	.597	.955	.914	.698	.621	1.72	9.32	.615	
24	(.48)	.59	1.30	.80	1.30	3.62	3.62	1.51	13.29	9.49	(.162)	.461	.430	.955	.914	.613	.492	1.72	9.00	.485	
25	(.48)	.59	1.30	.80	1.30	3.62	3.62	1.51	13.29	9.49	(.162)	.628	.597	.955	.914	.690	.600	1.72	9.00	.500	
26	(.31)	.59	1.30	.53	1.30	2.79	2.79	.76	11.02	6.79	(.162)	.461	.403	.952	.927	.638	.457	.87	6.99	---	
27	(.31)	.59	1.30	.53	1.30	2.79	2.79	.76	11.02	6.79	(.162)	.628	.570	.952	.927	.714	.591	.87	7.25	(.578)	
28	(.26)	.53	1.30	.53	1.30	2.19	2.76	.50	7.96	4.67	(.162)	.411	.367	.952	.927	.604	.371	.58	4.55	.392	
29	(.26)	.53	1.30	.53	1.30	2.19	2.76	.50	7.96	4.67	(.162)	.578	.533	.952	.927	.689	.514	.58	4.48	---	

1. Lift curve slopes (per radian) referred to exposed area of larger lifting surface except AC_{LW} or AC_{LT} , as by neglecting wing-tail interference.
 2. Indicates experimental value used in theory for combination.
 3. Horizontal C_L or C_D curve nonlinear near $\alpha = 0$.
 4. Washburn technique applied in estimating interference.

