

## Pengujian model Roket RKK-300-LPN dengan variasi sudut flaps wing dan tail horizontal pada kecepatan subsonik.

Maludin Sitanggang \*)

### Abstrak

Tulisan ini menyajikan hasil pengujian model roket RKK-300-LPN, untuk mendapatkan karakteristik aerodinamik pada daerah kecepatan subsonik (15 s/d 55) m/dt. Parameter prestasi yang diteliti diantaranya koefisien gaya angkat ( $C_L$ ), koefisien gaya hambat ( $C_D$ ), koefisien momen guling dan angguk ( $C_{MP}$ ), dengan variasi sudut flaps wing dan tail horizontal. Sebagai pembandingan, dicantumkan hasil penelitian model roket yang telah dilakukan oleh Stanniland D. R., pada Aircraft Research Association LTD Bedford, England. Untuk sudut serang yang sama tidak terlihat perbedaan yang berarti, dengan demikian hasil pengujian ini mendekati kebenaran dan datanya dapat dipakai untuk perancangan roket yang sebenarnya.

### Daftar Simbol

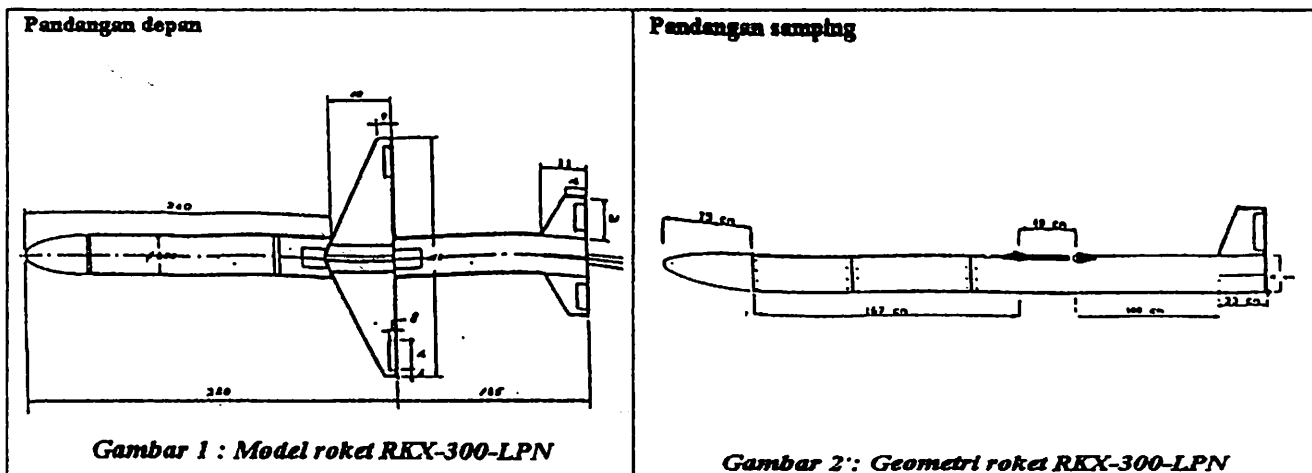
a	= kecepatan suara	$l_r$	= panjang total roket
b	= rentang sayap	$l_n$	= panjang total roket
$A_o$	= luas penampang bibir nozel	$l_{bt}$	= panjang ekor roket
AR	= kelampaian sayap	$l_{cyl}$	= panjang badan roket
$A_t$	= luas tenggorokan nozel	$M_\infty$	= bilangan mach
$C_D$	= koefisien gaya hambat	r	= jari-jari roket
$C_L$	= koefisien gaya angkat	$S_w$	= luas sayap badan
$C_r$	= panjang pangkal (root chord)	$S_t$	= luas sayap belakang
$C_t$	= panjang ujung (tip chord)	$S_{mid}$	= luas penampang badan roket yang terbesar
D	= gaya hambat	v	= kecepatan
$i_j$	= interferensi sirip karena trailing vortex sayap	$y_v$	= jarak trailing vortex sayap terhadap sumbu badan utama (vertical)
$K_{w(\delta)}$	= koefisien interferensi sayap terhadap badan untuk $\delta = 0$	$t_v$	= jarak trailing vortex sayap terhadap sumbu badan utama (horizontal)
$K_{w(\alpha)}$	= koefisien interferensi sayap terhadap badan untuk $\alpha_w = 0$ .	$\alpha$	= sudut serang
$K_{T(\delta)}$	= koefisien interferensi tail terhadap badan untuk sudut pasang ( $\delta$ ) = 0	$\beta$	= sudut slip
L	= gaya angkat	$\delta_o$	= sudut ujung hidung total
		$\theta$	= sudut pitch

\*) Peneliti Unit Uji Aerodinamika.

## 1. Pendahuluan

Roket RKX-300-LPN mempunyai ukuran panjang badan 4200 mm, diameter badan 300 mm dan rentang sayap 2200 mm, yang dilengkapi dengan 2 buah flaps yang terpasang pada kiri kanan sayap bagian depan yang digunakan untuk menghindari rolling yang terjadi pada wahana. Flap dipasang juga pada masing-masing sirip yang ada di belakang roket dengan kedudukan 2 buah terpasang pada posisi horizontal dan 1 buah posisi vertikal yang gunanya untuk gerakan pitch dan yaw. Flaps ini digerakan dengan aktuator yang dihubungkan dengan tangki udara bertekanan tinggi yang berada di dalam tabung payload. Pergerakan aktuator mengikuti komando dari program pengendalian yang mengantar pembukaan solenoid valve pada masing-masing aktuator sehingga roket dipandu menurut lintasan yang sudah diprogram.

Pengujian roket RKX-300-LPN ini dalam terowongan angin Subsonik mempunyai konfigurasi yang sama dengan roket sebenarnya seperti gambar 1 dan gambar 2. Data hasil pengujiannya berupa koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat, koefisien momen guling dan tukik disajikan dalam bentuk grafik yang merupakan prestasi aerodinamis yang diinginkan. Disamping itu dicantumkan data penelitian yang telah dilakukan oleh Dr. Stainland pada Aircraft Research Association Ltd Bedford, England, sebagai pembanding.

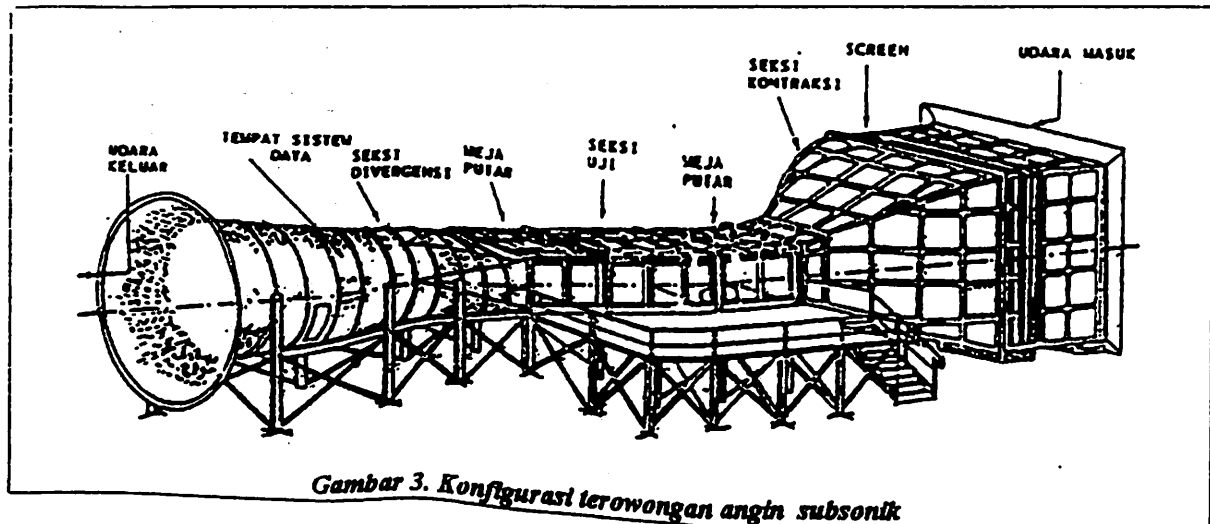


## 2. Metode Pengujian

### 2.1 Fasilitas dan Instrumentasi Terowongan Angin.

Fasilitas terowongan angin yang digunakan adalah terowongan angin kecepatan rendah yang berada di Rumpin, Bogor. Terowongan angin ini memiliki seksi uji sebesar 1,75 m x 2,334 m untuk penampang hulu dan 1,75 m x 2,834 m untuk penampang hilir serta panjang 10 m. Memiliki external balance dan internal balance yang dapat digunakan bergantian sesuai dengan kebutuhan. Mampu bekerja secara kontinue dengan kecepatan maksimum sebesar 90 m/s, dan dapat diatur kecepatannya dengan mudah. Memiliki Six

Component Internal Balance unuk mengukur gaya-gaya serta compment aerodinamisnya. Konfigurasi terowongan angin dapat dilihat seperti gambar 3.



## 2.2 Kalibrasi Seksi Uji

Kalibrasi terowongan angin dimaksudkan agar dapat mengetahui kondisi seksi uji karena pengaruh adanya alat-alat yang dimasukkan dalam seksi uji itu. Tahapan kalibrasi dilakukan dengan pengujian dalam keadaan terowongan angin kosong, kemudian pengujian dengan keadaan ada model di dalam seksi ujinya. Hasil pengukuran kalibrasi digunakan sebagai koreksi dan untuk mengetahui sejauh mana pengaruh adanya model di dalam seksi uji.

## 2.3. Prosedur Pengujian

Setelah diperiksa secara keseluruhan komponen terowongan angin dan dinyatakan baik dan akurat serta layak untuk dioperasikan, maka dapat dioperasikan untuk melakukan percobaan/penelitian sesuai dengan langkah dan prosedurnya. Beban aerodinamik yang dialami oleh model terukur oleh strain gauge yang terpasang pada sting balance. Data aerodinamis tersebut terekam dalam bentuk signal elektronik yang telah dikonversikan dalam satuan gaya (lbs). Data yang terekam berupa koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat dan koefisien momen guling.

## 3. Basic Theory.

Basic theory ialah metode pendekatan secara teoritis yang telah dikembangkan oleh N.F. Krasnov. Metode ini untuk memprediksi gaya pada masing-masing komponen roket dan penjumlahan gaya dari masing-masing komponen tersebut yang merupakan gaya total yang bekerja pada roket.

Gaya-gaya yang diperhitungkan adalah :

- Gaya yang terjadi pada hidung roket.
- Gaya yang terjadi pada badan ditambah gaya akibat interferensi.
- Gaya yang terjadi pada sayap ditambah gaya akibat interferensi.
- Gaya yang terjadi pada sirip ditambah gaya akibat interferensi.

Penjumlahan gaya angkat ini dituangkan dalam rumus sebagai berikut :

Gaya angkat total ( $L_{tot}$ ) :

$$L_{tot} = L^t + L^w + L^t + \Delta L_{\alpha(w)} + L_{w(f)} + L_{\alpha(f)} + L_{\alpha(f)}$$

Dalam koefisien aerodinamis adalah sebagai berikut. Koefisien gaya angkat total

$$L_{tot} = C_{L_{(tot)}} = C \frac{f}{L} + C_{L_{w(f)}} + C_{L_{f(w)}} + C_{L_{\alpha(f)}} + C_{L_{f(\alpha)}}$$

Koefisien gaya hambat total roket  $C_D$  :

$$C_D = C \frac{f}{D} + C \frac{W}{D} + C \frac{T}{D} + C_{D_{W,T(f)}} + C_{D_{f(W,T)}}$$

dimana  $C_{D_{W,T(f)}}$  dan  $C_{D_{f(W,T)}}$

Gaya angkat total sayap (interferensi) untuk kombinasi sebidang :

$$C_{L_{W(f)}} = C \frac{w}{L\alpha} \left[ K_{w(f)} \alpha \cos \varphi + k_{w(f)} \delta w \right]$$

Koefisien interferensi  $K_{w(f)}$  :

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

$$\sin \left( \frac{\bar{S} \frac{2}{w} - 1}{\bar{S} \frac{2}{w} + 1} \right) - \frac{2\pi (\bar{S}_w + 1)}{\bar{S}_w (\bar{S}_w - 1)} + \frac{(\bar{S} \frac{2}{w} + 1)^2}{\bar{S} \frac{2}{w} (\bar{S}_w - 1)^2} \left( \sin^{-1} \frac{\bar{S} \frac{2}{w} - 1}{\bar{S} \frac{2}{w} + 1} \right)^2$$

$$- \frac{4(\bar{S}_w + 1)}{\bar{S}_w (\bar{S}_w - 1)} \sin^{-1} \left( \frac{\bar{S} \frac{2}{w} - 1}{\bar{S}_w^2 + 1} \right) + \frac{8}{(\bar{S}_w - 1)^2} \ln \left( \frac{\bar{S} \frac{2}{w} + 1}{2 \bar{S}_w} \right) \right]$$

Gaya angkat tail untuk kombinasi palang.

$$C_{LT(f)} = C \frac{w}{L\alpha} \left[ K_{T(f)} (\alpha_e - \epsilon) + k_{T(f)} \delta_w \right] ST / S_w$$

Koefisien gaya angkat badan akibat adanya sayap,

$$\Delta C_{L(f(w))} = C \frac{w}{L\alpha} \left[ K_{f(w)} \alpha \cos \varphi + k_{f(w)} \delta_w \right]$$

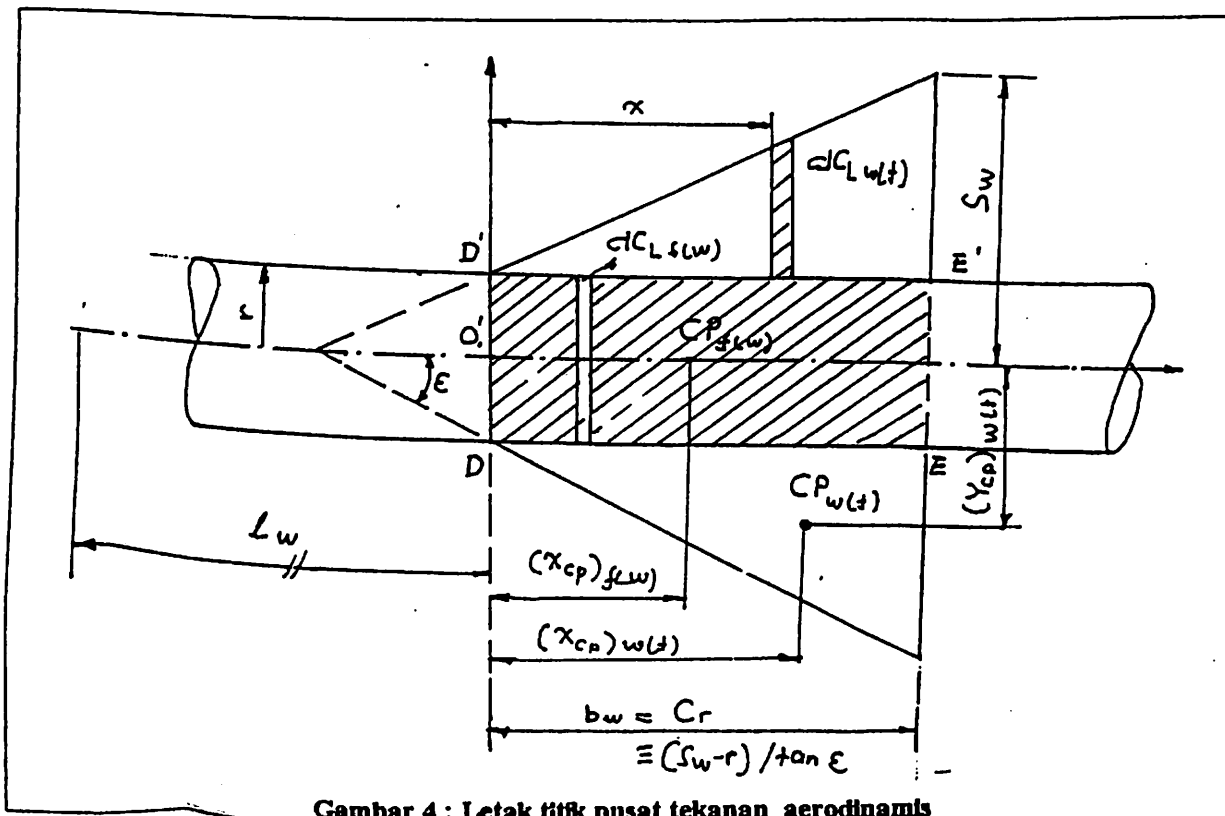
dimana koefisien interferensi ( $K_{f(w)}$ )

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

Koefisien gaya angkat badan akibat adanya tail

$$C_{LT(f)} = C \frac{w}{L\alpha} \left[ K_{w(f)} \alpha \cos \varphi + k_{w(f)} \delta_w \right] \frac{ST}{S_w}$$

Penentuan letak titik pusat tekanan aerodinamis roket juga dipengaruhi oleh interferensi yang terjadi akibat pemasangan komponen sayap dan ekor pada badan utama roket. Contoh seperti terlihat pada gambar 4.



Gambar 4 : Letak titik pusat tekanan aerodinamis

Titik pusat tekanan aerodinamis pada badan utama dapat ditulis sebagai berikut :

$$\begin{aligned} \bar{i}_f = \frac{\bar{x}}{L} \frac{f}{cp} &= \frac{C \frac{N}{N} \cdot \bar{x} \frac{N}{cp} + C \frac{cyl}{N} \cdot \bar{x} \frac{cyl}{cp} + C \frac{BT}{N} \cdot \bar{x} \frac{BT}{cp}}{C \frac{N}{N} + C \frac{cyl}{N} + C \frac{BT}{N}} \\ &= \frac{C \frac{L}{m}}{C' N} \end{aligned}$$

Titik pusat tekanan pada sayap karena badan :

$$(x_{cp})_{w(f)} = \frac{[K_{w(f)}(x_{cp})_{\alpha} \cdot \alpha \cos \varphi + k_{w(f)}(x_{cp})_{\delta} \cdot \delta]}{[K_{w(f)} \alpha \cos \varphi + k_{w(f)} \delta]}$$

$$\bar{I}_{w(f)} = \bar{I}_{wr} + (x_{cp})_{w(f)}$$

$$\bar{x} = (x_{cp} / C_r)(C_r / I_r)$$

Ini berlaku pada sirip dengan mengganti diskripsion W menjadi T.

Koefisien turunan  $(x_{cp})_{\alpha}$  dapat dihitung rumus :

$$(x_{cp})_{\alpha} = \left[ \frac{1}{2} + \frac{\frac{1}{6} - \frac{1}{2} \cdot \frac{r^2}{s_w^2} - \frac{3}{2} \frac{r^3}{s_w^3} + \frac{11}{6} + (1 + \frac{r}{s_w}) \frac{r^2}{s_w^2}}{2(1 - \frac{r}{s_w}) \left\{ 0.5(1 - \frac{r^2}{s_w^2}) - \frac{r^2}{s_w^2} \ln(\frac{s_w}{r}) \right\}} \ln(\frac{s_w}{r}) \right] C_r$$

Letak titik pusat tekanan aerodinamis total roket:

$$\bar{I}_{cp} = \left[ C_{L_f} \cdot \bar{I}_f + \Delta C_{L_f(w)} \cdot \bar{I}_{f(w)} + C_{L_w(f)} \cdot \bar{I}_{w(f)} + \Delta C_{L_f(T)} \cdot \bar{I}_{f(T)} + C_{L_T(f)} \cdot \bar{I}_{T(f)} \right]$$

#### 4. Data Hasil dan Diskusi

Data-data gaya dan momen aerodinamik dapat dilihat dalam gambar berupa kurva seperti : Gambar 5, kurva karakteristik aerodinamika roket dengan variasi flaps wing pada sudut serang  $0^\circ$  oleh Stanniland, D.R. Gambar 6, kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk sudut flap wing =  $5^\circ$ . Gambar 7, kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk sudut flap wing =  $10^\circ$ . Gambar 8, kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk sudut flap wing =  $15^\circ$ . Gambar 9, kurva karakteristik aerodinamika rlx 300-lpn untuk sudut flap tail horizontal =  $5^\circ$ . Gambar 10, kurva karakteristik aero-dinamika rlx 300-lpn untuk sudut flap tail horizontal =  $10^\circ$ . Gambar 11, kurva karakteristik aero-dinamika rlx 300-lpn untuk sudut flap tail horizontal =  $15^\circ$ .

Untuk sudut serang  $0^\circ$ , baik hasil uji yang dilakukan oleh Stanniland, D.R maupun hasil pengujian yang dilakukan disini memang terdapat perbedaan. Namun perbedaan ini tidak begitu berarti, sehingga karakteristik aerodinamik ini cukup memadai untuk diambil datanya pada pengembangan roket. Dan ditampilkan variasi sudut serang alpha 2,4,6,8, yang merupakan hasil pengembangan yang telah dilakukan untuk data roket Rlx-300-lpn yang sebenarnya.

#### 5. Kesimpulan

Jika dibandingkan hasil pengujian terowongan angin lapan dan hasil data yang dilakukan oleh Stanniland, D. R., dapat diambil beberapa kesimpulan yakni :

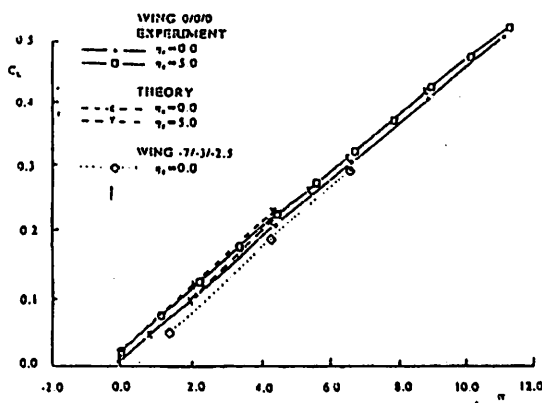
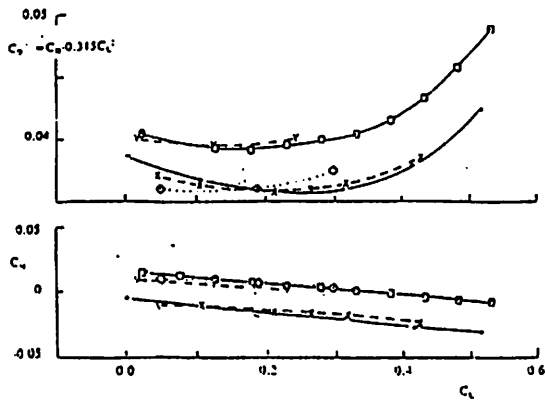
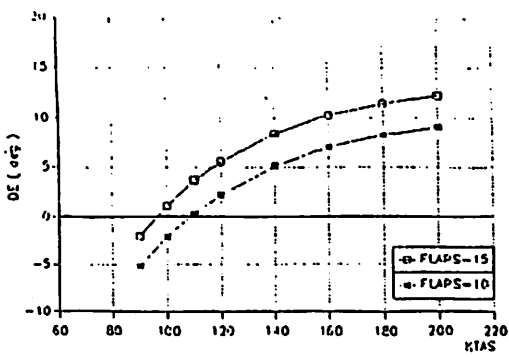
1. Harga koefisien gaya angkat ( $C_L$ ), sedikit berbeda untuk kondisi sudut serang alpha  $0^\circ$ , namun perbedaan tersebut tidak begitu berarti, sehingga pengujian ini dapat dikatakan berhasil.

2. Untuk harga koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) pada sudut  $\alpha 0^\circ$ , kurvanya juga tidak berbeda dan hampir sejajar.
3. Untuk sudut serang  $\alpha$  lebih besar dari  $0^\circ$ , tidak dicantumkan oleh Stanniland, D. R., namun penulis mencoba menampilkan hasil pengujian yang telah dilakukan di terowongan angin subsonik lapan untuk berbagai variasi sudut flap wing dan tail horizontal, dengan mengacu dari point 1 dan 2 diatas.
4. Dari hasil yang diperoleh diatas bahwa harga koefisien aerodinamis hasil pengujian dalam terowongan angin lapan, dan hasil pengujian yang dilakukan Stanniland dari Aircraft Research, England, maka data dari pengujian ini dapat digunakan sebagai rancangan untuk roket yang sebenarnya.

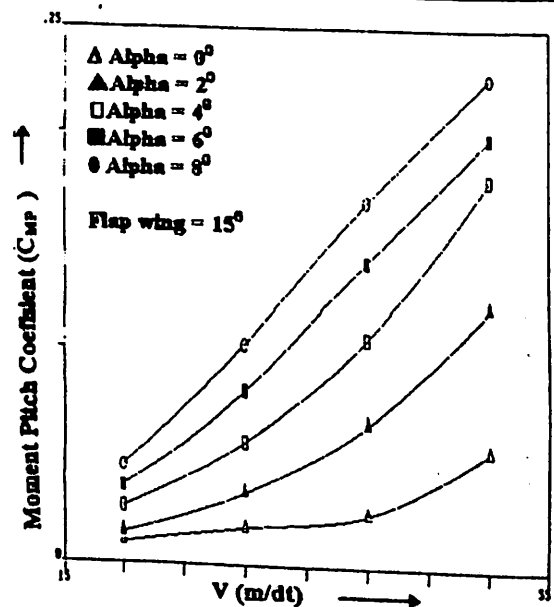
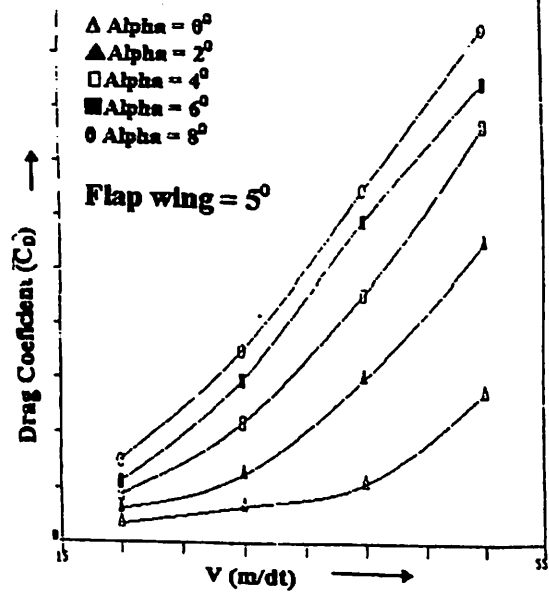
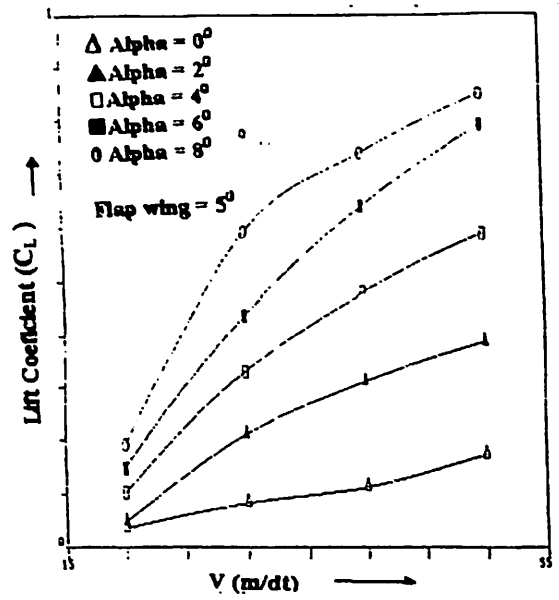
### **Kepustakaan**

1. Krasnov, N. F., 1978, "Aerodynamics", Translated from Russian, American Publishing Co., PVT. Ltd, New Delhi.
2. Ascher H. Shapiro, 1975, "The Dynamics and and Thermodynamics of Compressible fluid flow", Volume I, Massachusetts Institute Technology,.
3. Stanniland, D.R.,1993, "The use of Computational fluid dynamics codes to support aerodynamics design investigations", Aircraft Research Association Ltd. Bedford, England.
4. Iak N. Nielsen, 1960, "Missile Aerodynamics", McGraw-Hill Company Inc. New York,.
5. William C. Pitts, "Lift and centre of pressure of wing body tail combination at subsonic, transonic and supersonic speed", report 1307.
6. Said, D. Jenie, "Manual perancangan roket kendali", Bandung Indonesia 1988.
7. Maludin, 1993, "Manual pengoperasian terowongan angin subsonik", Pusrosat Lapan Rumpin.
8. Sun J. and Cumming R. M., 1960, "Evaluation of missile aerodynamic characteristics using rapid prediction techniques", Aircraft company Canoga Park, California.
9. Sighard F. Hoerner, " Practical Information of aerodynamics Resistance", Published by the Author.

Gbr.5 : Kurva karakteristik aerodinamika roket dengan variasi flaps wing pada sudut serang 0° oleh Stanniland, D.R.

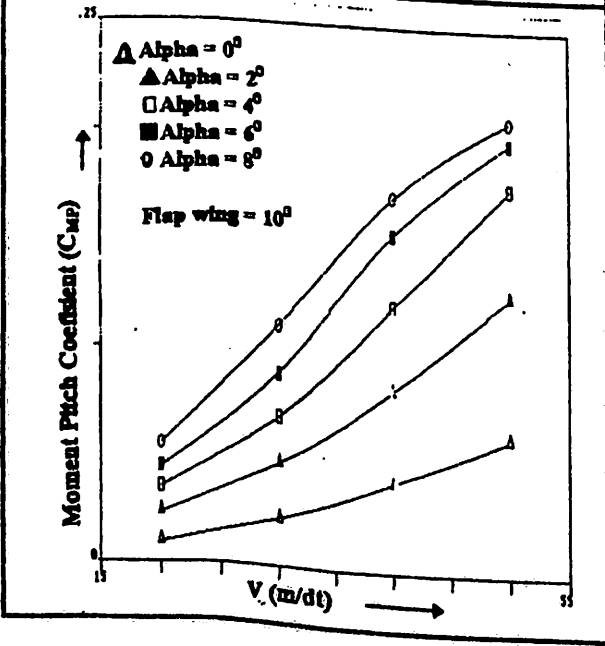
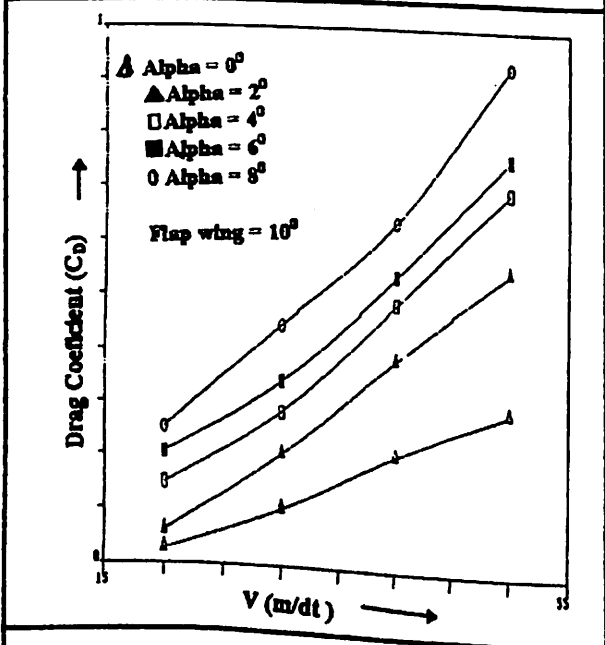
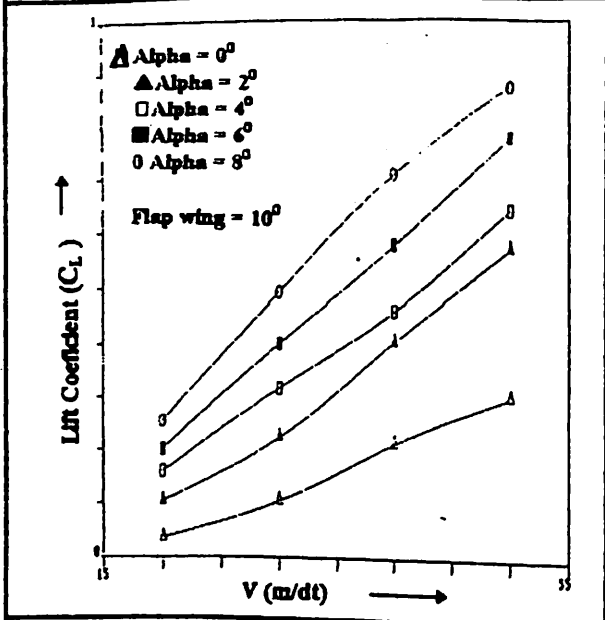


Gbr.6 : Kurva karakteristik aerodinamika roket 300-lpn untuk sudut flaps wing = 5°.

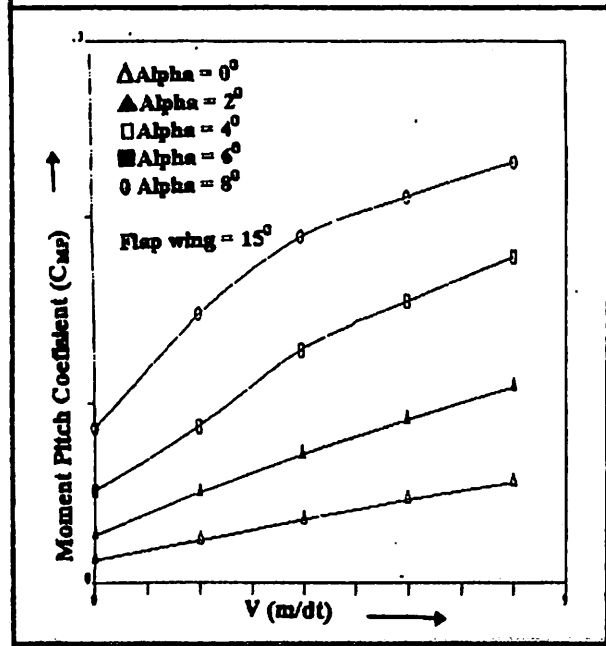
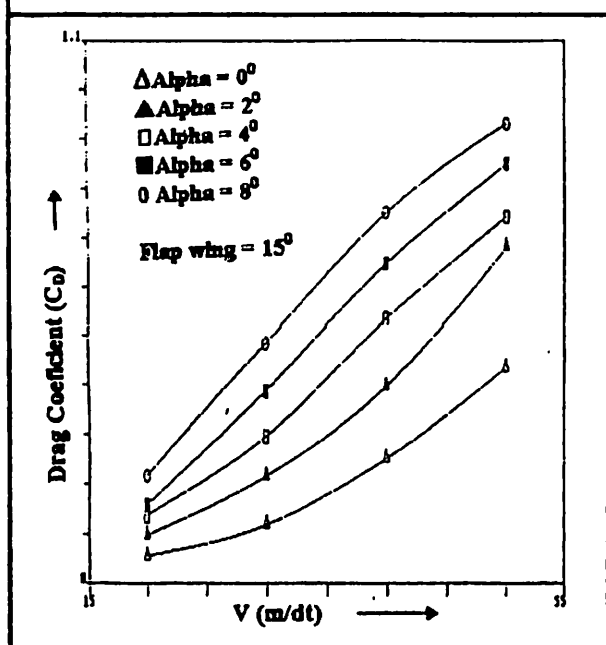
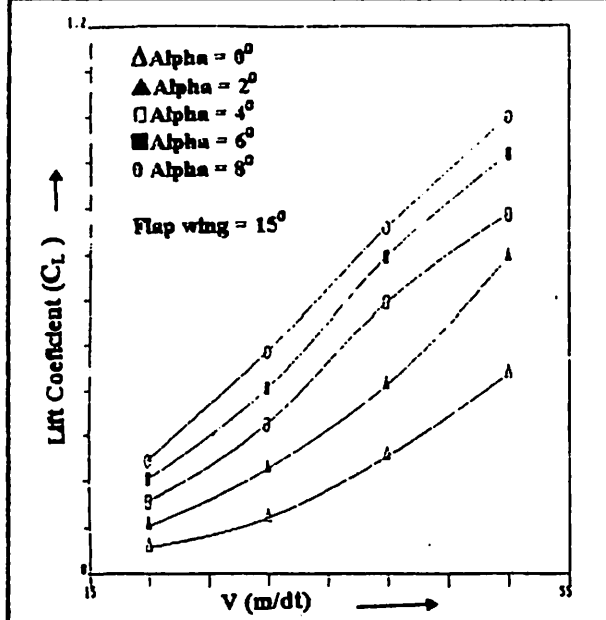




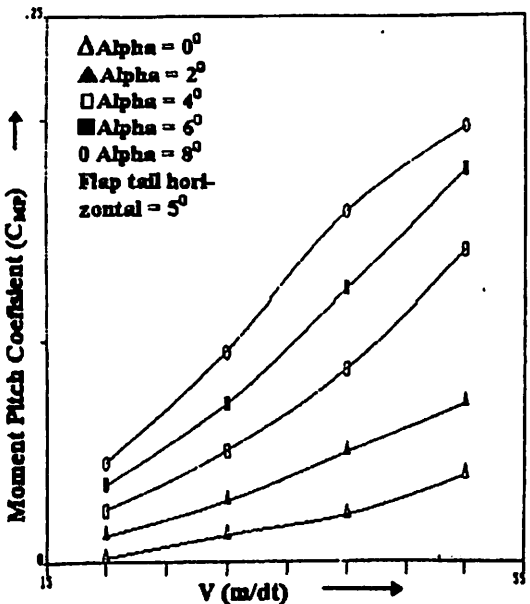
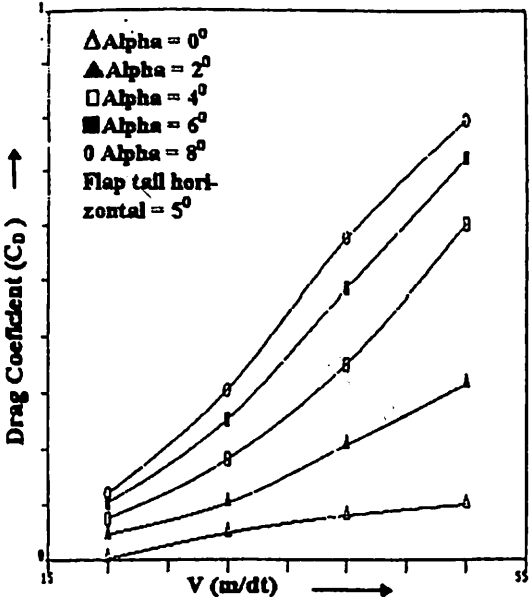
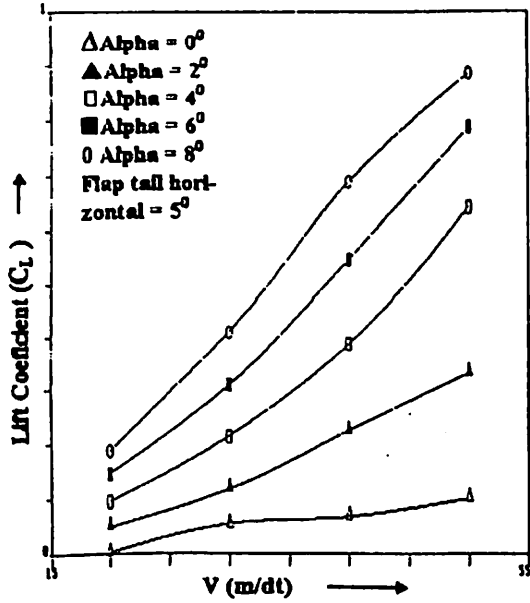
Gbr.7 : Kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk flaps wing 10°.



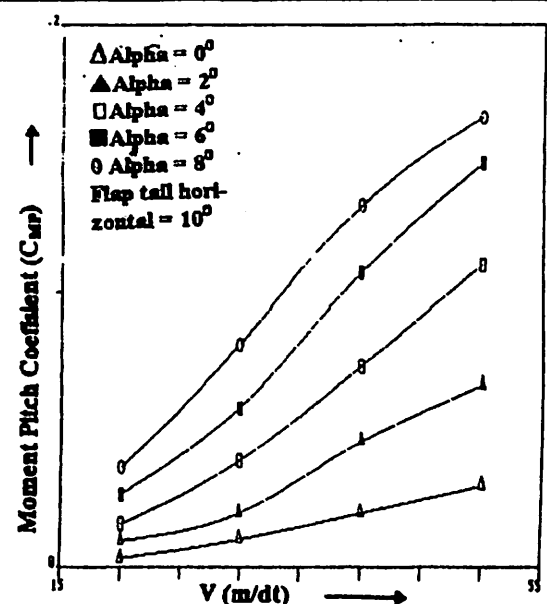
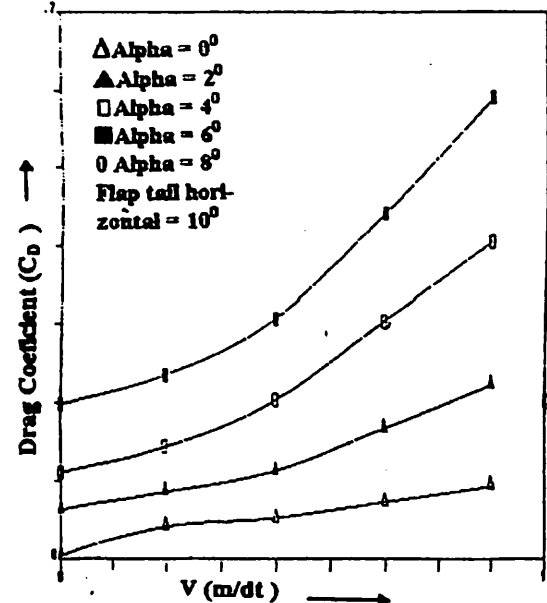
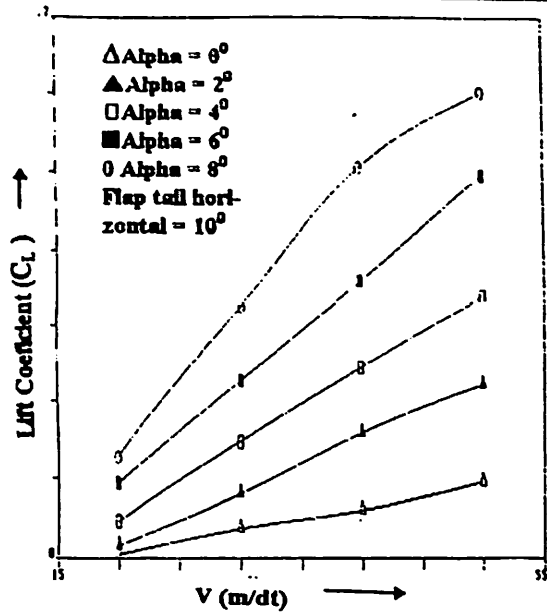
Gbr.8 : Kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk sudut flaps wing -15°.



Gbr.9 : Kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk sudut flaps tail horizontal = 5°.



Gbr.10: Kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk sudut flaps tail horizontal = 10°.



Gbr. 11 : Kurva karakteristik aerodinamika rlx-300-lpn untuk sudut flaps tail horizontal 15°.

