

KERUGIAN PADA KONTROL EKOR ROKET AKIBAT VORTEKS

SALAM GINTING *)

ABSTRACT

This paper describes the vortex losses of the rocket tail. The vortex losses is theoretically calculated by varying the angle of attack. It is shown that the vortex losses influence the normal and moment coefficients of the rocket body. The vortex losses reach more than 27% with respect to normal forces for 0° to 4° angle of attack. This condition can produce an unstable rocket motion.

RINGKASAN

Tulisan ini menggambarkan kerugian akibat vorteks pada kendali sirip ekor roket. Pengaruh kerugian vorteks secara teoritis dihitung pada beberapa posisi sudut serang. Terlihat bahwa vorteks tersebut mengganggu gaya normal pada ekor dan koefisien momen pada bagian roket. Kerugian tersebut mencapai 27% pada posisi sudut serang antara 0° sampai 4° , yang mana mengakibatkan kondisi yang kurang setabil pada gerakan roket.

DAFTAR SIMBOL

A = luas
AR = "aspek rasio"
C, G = pusat gravitasi
D = diameter roket
d = diameter
M = momen, "Mach Number"

*) Staf Peneliti Pusat Teknologi Dirgantara (Pustekgan), LAPAN.

N = gaya
n = "load factor"
 N_b = normal pada badan
 N_w = normal pada sayap
 N_T = normal pada ekor
q = tekanan dinamik
 r_w = lebar pangkal sayap
 r_t = lebar pangkal ekor
d/b = perbandingan diameter dengan lebar sayap
S = luas penampang badan roket
 S_w = luas penampang sayap
 S_T = luas penampang ekor
 \bar{S} = static margin
V = kecepatan roket
X = jarak titik gravitasi dengan titik pusat tekanan
 X_n = jarak titik tekanan aerodinamik moncong roket dari ujung moncong
 X_G = jarak titik berat roket dari ujung moncong
 X_{cw} = jarak titik tekanan sayap dari ujung moncong
 X_{cT} = jarak titik tekanan ekor dari ujung moncong

- W, G = berat.
- i_T = "interference factor"
- α = sudut serang
- θ = $\frac{1}{2}$ sudut moncong
- μ = sudut "shock" pada sayap/ekor
- δ = sudut defleksi pada kontrol
- ρ = kerapatan udara
- δ_T = sudut defleksi kondisi "trim"
- α_{Trim} = sudut serang pada keadaan setimbang
- δ_{Trim} = sudut defleksi pada keadaan setimbang
- β = $(M^2 - 1)^{\frac{1}{2}}$
- α_c = $\alpha (\varphi = 0)$
- $(C_{N\alpha})_N$ = $dC_N/d\alpha$ pada moncong (slop)
- $(C_{N\alpha})_w$ = $dC_N/d\alpha$ pada sayap (slop)
- $(C_{N\alpha})_T$ = $dC_N/d\alpha$ pada ekor (slop)
- $(C_{N\alpha})_R$ = koefisien normal roket (slop)
- $(C_{m\alpha})_R$ = koefisien momen roket (slop)
- $(C_{m\alpha})$ = $dC_m/d\alpha$
- $(C_{m\delta})$ = $dC_m/d\delta$

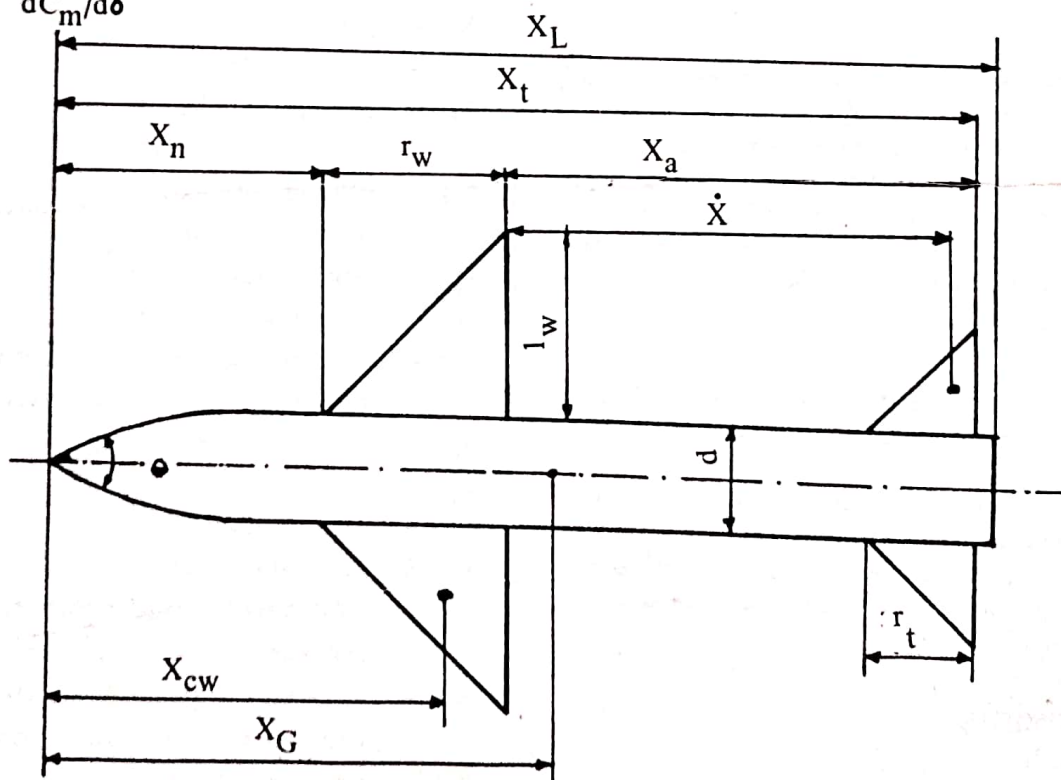
1. PENDAHULUAN

Tulisan ini memberi masukan pada perancangan roket LAPAN, khususnya perkiraan akibat vorteks pada sirip ekor.

Pengaruh vorteks dari sayap pada sirip ekor roket, merupakan topik pembahasan pada makalah ini. Vorteks yang terjadi pada ekor roket menimbulkan kurang efektifnya fungsi ekor sebagai kontrol. Hal ini perlu diperhitungkan dalam perencanaan roket, sejauh mana kerugian tersebut, sehingga beban aerodinamik yang sebenarnya terjadi dapat diperinci.

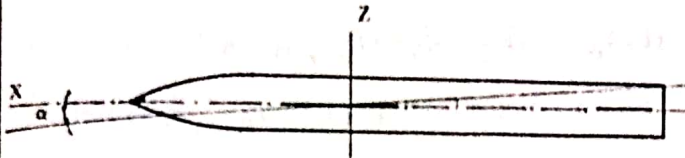
Metode yang digunakan mengikuti teori Nielsen (Putaka-1) pada Bab 5,6, dan 7.

2. DIMENSI ROKET



kecepatan = 2 Mach	$X_a = 1,05$ m	$l_w = 0,75$ m
berat roket = 200 kg	$X_G = 1,92$ m	$l_t = 0,41$ m
$\alpha = 3^\circ$	$d = 0,375$ m	$X_t = 3,05$ m
$X_L = 3,5$ m	$r_w = 0,75$ m	$\dot{X} = 1,33$ m
$r_t = 0,41$ m	$X_n = 1,25$ m	$X_{cw} = 1,75$ m
$\theta = 20^\circ$		

Gambar 1. DIMENSI RANCANGAN ROKET



Gambar 2. PENAMPANG SAMPING ROKET

3. TEORI PERHITUNGAN

Untuk melakukan perhitungan dalam menyelesaikan masalah di dalam makalah ini digunakan persamaan sebagai berikut :

a. Koefisien Normal^[2]

$$C_N = C_{N\alpha} \cdot \alpha + C_{N\delta} \cdot \delta \quad (1)$$

b. Koefisien Momen^[2]

$$C_m = C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\delta} \cdot \delta \quad (2)$$

$$C_{N\alpha} = (C_{N\alpha})_N + (C_{N\alpha})_w \left(\frac{S_w}{S}\right) (K_{w(B)} + (K_{B(w)}) + (C_{N\alpha})_T \left(\frac{S_T}{S}\right) (K_{T(B)} + K_{B(T)}) \quad (3)$$

$$C_{m\alpha} = (C_{m\alpha})_N (X_G - X_N) (1/d) + (C_{N\alpha})_w (X_G - X_w) (1/d) \left(\frac{S_w}{S}\right) (K_{w(B)} + (K_{B(w)}) + (C_{N\alpha})_T (X_G - X_T) (1/d) \left(\frac{S_T}{S}\right) (K_{T(B)} + K_{B(T)}) \quad (4)$$

Dalam rancangan ini digunakan ekor sebagai bidang kontrol, sehingga [2] :

$$C_{N\delta} = (C_{N\alpha})_T (\bar{K}_{T(B)} + \bar{K}_{B(T)}) \left(\frac{S_T}{S}\right) \quad (5)$$

$$C_{m\delta} = (C_{N\alpha})_T (\bar{K}_{T(B)} + \bar{K}_{B(T)}) \left(\frac{S_T}{S}\right) (X_G - X_T)/d$$

Kerugian gaya angkat pada ekor.^[1]

$$(C_{LBT})_V = (i_T) \left(\frac{k_w (C_{L\alpha})_w (C_{L\alpha})_T (S_T - a_T)}{2 A_T (y_v - a_w)} \right) \left(\frac{S_w}{S_R} \right) \quad (6)$$

- Faktor gangguan "interference factor" = (i_T) ^[1]

$$i_T = -\pi (1 - \eta_T) \left(\frac{(S_T - a_T) (S_T - a_T)^2}{a_w S_T^2 (S_w/a_w) - (a_w/S_w)} \right) \quad (7)$$

- Posisi vorteks menurut sumbu y.^[1]

$$(y_v)_w = a + \left(\frac{y_v - a}{S_m - a} \right) w (r_w) \quad (8)$$

- Posisi vorteks menurut sumbu z.^[1]

$$(z_v)_T = \dot{X} \tan \alpha \quad (9)$$

- Kerugian pada ekor akibat terjadinya vorteks.^[1]

$$1 - \eta_T = \frac{-(C_{LBT})_V}{(C_L)_{BT} - (C_L)_B} \quad (10)$$

- Untuk perhitungan dua dimensi^[1]

$$(C_{L\alpha})_w = (C_{L\alpha})_T = \frac{4}{(M^2 - 1)^{1/2}} \quad (11)$$

- Koefisien gaya angkat moncong.^[1]

$$(C_L)_N = K_N (C_{L\alpha})_w \quad (12)$$

4. PERHITUNGAN

Dari ukuran Gambar dapat dihitung luas penampang badan, luas sayap dan luas ekor.

$$\begin{aligned} \text{Luas sayap } (S_w)_{\text{total}} &= 5625 \text{ cm}^2 \\ \text{Luas penampang badan } (S) &= 1104 \text{ cm}^2 \\ \text{Luas ekor total} &= 1736 \text{ cm}^2 \\ \text{Aspek rasio } (AR) &= (2h)^2/S_w = 4 \end{aligned}$$

Dari Persamaan (11) dapat dihitung harga $(C_{L\alpha})_w$ dan $(C_{L\alpha})_T$.

$$(C_{L\alpha})_w = \frac{4}{(M^2 - 1)^{1/2}} = 2,31/\text{radian}$$

$$(C_{L\alpha})_T = \frac{4}{(M^2 - 1)^{1/2}} = 2,31/\text{radian}$$

Harga $(C_{L\alpha})_N$ dapat dilihat dari grafik Gambar 6. Parameter bilangan Mach (f).

$$f = 1 - (1/M)$$

$$f = 0,5$$

di dapat :

$$(C_{L\alpha})_N = 1,8/\text{radian}$$

4.1. Posisi Vorteks Terhadap Ekor.

Posisi lateral vorteks dari pusat luasan sayap di dapat dengan menggunakan rumus sebagai berikut.^[1]

$$\begin{aligned} (y_v)_w &= a + \left(\frac{y_v - a}{S_{m-a}}\right)_w (r_T) \\ &= 0,1875 + \left(\frac{y_v - a}{S_{m-a}}\right) (0,41) \end{aligned}$$

$$\text{Harga } \left(\frac{y_v - a}{S_{m-a}}\right) = 0,76 \text{ untuk } (a/S)_w = 0,2,$$

lihat Tabel 4. Sehingga didapat :

$$(y_v)_w = 0,175 + (0,76) (0,41) = 0,499$$

Posisi vorteks menurut bidang vertikal dari pusat tekanan bidang ekor (Z_v) ^[1]

$$(Z_v)_T = 1,33 \tan 5^\circ = 0,116$$

$$(y_v/S)_T = 0,8$$

$$(Z_v/S)_T = 0,2$$

Untuk $(y_v/S)_T = 0,8$ dan $(Z_v/S)_T = 0,2$ didapat harga $i_T = -2,5$ (lihat Gambar 5)^[1] Untuk harga $(a/S_m) = 0,2$ didapat harga $K_w = 1,16$. Aspek rasio $(AR) = (2h/S_T)^2 = 4$. Harga $(C_{LBT})_v$ dapat dihitung dari rumus berikut :

$$\begin{aligned} (C_{LBT})_v &= (i_T) \left(\frac{K_w (C_{L\alpha})_w (C_{L\alpha})_T (S_T - a_T)}{2 A_T (y_v - a_w)} \right) \\ &\quad \left(\frac{S_w/S_R}{S_w/S} \right) \\ &= (-2,5) \left(\frac{(1,16) (2,3) (2,3) (0,41) (5/57,3)}{(2) (4) (0,7575-0,56)} \right) \\ &= -0,066 \end{aligned}$$

Harga $(C_L)_{BT}$ dapat dihitung dari rumus^[1] berikut, untuk $\Phi = 0$, didapat $\alpha = \alpha_c$

$$\begin{aligned} (C_L)_{BT} &= (\bar{K}_B + \bar{K}_T) (C_{L\alpha})_T \cdot \alpha_c \\ &= (1,25) (2,3) (5/57,3) = 0,25 \end{aligned}$$

Harga $(C_L)_B$ dapat dihitung dengan rumus :

$$(C_L)_B = K_B (C_{L\alpha})_N \cdot \alpha_c$$

$$K_B = 0,17 \text{ (Pustaka 3)}$$

$$(C_L)_B = 0,028$$

$$1 - \eta_T = \frac{0,0666}{0,25-0,028} = 0,268$$

Efisiensi ekor :

$$\eta_T = 1 - 0,268 = \pm 0,73$$

Kerugian yang terjadi akibat adanya vorteks sebesar 27% pada sudut $\alpha = 5^\circ$

4.2. Perhitungan $C_{m\alpha}$ dan $C_{N\alpha}$

$$\begin{aligned} C_{N\alpha} &= (C_{N\alpha})_N + (C_{N\alpha})_w (S_w/S) (K_{w(B)} + K_{B(w)}) \\ &\quad + (C_{N\alpha})_T (S_T/S) (K_{T(B)} + K_{B(T)}) \\ &= 17,9/\text{radian.} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{m\alpha} &= (C_{N\alpha})_N (X_G - X_n) (1/d) + (C_{N\alpha})_w (X_G - X_{cw}) (1/d) (S_w/S) (K_{w(B)} + K_{B(w)}) + \\ &\quad (C_{L\alpha})_T (X_G - X_{cT}) (1/d) (S_T/S) (K_{T(B)} + K_{B(T)}) = -5,9/\text{radian} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} (C_{N\delta}) &= (S_T/S) (C_{N\alpha})_T (K_{T(B)} + K_{B(T)}) \\ &= (1736/1104) (2,3) (0,93 + 0,28) \\ &= 6/\text{radian} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} (C_{m\delta})_T &= (C_{N\alpha})_T (\bar{K}_{T(B)} + \bar{K}_{B(T)}) (S_T/S) \\ &\quad (X_G - X_{cT})/d = -18,30/\text{radian} \end{aligned}$$

Jarak antara pusat gravitasi dengan pusat tekanan aerodinamik (\bar{S})

$$\begin{aligned} \bar{S} &= (C_{m\alpha}/C_{N\alpha}) \\ &= -5,9/17,9 = -0,32 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} S &= 0,32 \times d \\ &= 0,32 \times 0,375 = 12 \text{ cm} \end{aligned}$$

Jarak antara titik berat dengan titik pusat tekanan aerodinamik = 12 cm ke bagian belakang roket.

Berarti, kondisi berada pada keadaan setimbang.

5. MENENTUKAN SUDUT KESETIMBANGAN

$$\alpha_T = \left(\frac{C_{m\delta}}{C_{N\alpha} C_{m\delta} - C_{N\delta} C_{m\alpha}} \right) \left(\frac{w n}{q S} \right)$$

$$= \left(\frac{-18,3}{(17,9)(-18,3) - (6)(-5,9)} \right) \left(\frac{200 \times 2}{462400 \times 0,1104} \right)$$

$$= 0,041/\text{radian} = 2,34^\circ$$

$$\delta_T = \left(\frac{-C_{m\delta}}{C_{N\alpha} C_{m\delta} - C_{N\delta} C_{m\alpha}} \right) \left(\frac{w n}{q S} \right)$$

$$= \left(\frac{-(-5,9)}{(17,9)(-18,3) - (6)(-5,9)} \right) \left(\frac{200 \times 2}{462400 \times 0,1104} \right)$$

$$= 0,013/\text{radian} = 0,74^\circ$$

Dari hasil perhitungan sudut setimbang, dapat dibuktikan perbandingan antara sudut α_T dan sudut δ_T (lihat Tabel 1) berikut ini :

Tabel 1. PERBANDINGAN ANTARA SUDUT α_T DAN SUDUT δ_T

Nomor	α_T	δ_T
1	1°	$0,316^\circ$
2	2°	$0,632^\circ$
3	3°	$0,948^\circ$
4	4°	$1,264^\circ$
5	5°	$1,580^\circ$
6	6°	$1,896^\circ$

Perhitungan C_N dan C_m

$$C_N = C_{N\alpha} \cdot \alpha + C_{N\delta} \cdot \delta$$

$$C_m = C_N \cdot \bar{s}$$

Tabel 2. HARGA C_N DAN C_m TANPA KERUGIAN UNTUK HARGA YANG BERUBAH.

α_T	C_N	C_m
0°	0	0
1°	0,27	0,032
2°	0,55	0,066
3°	0,83	0,099
4°	1,08	0,129
5°	1,35	0,162
6°	1,62	0,194

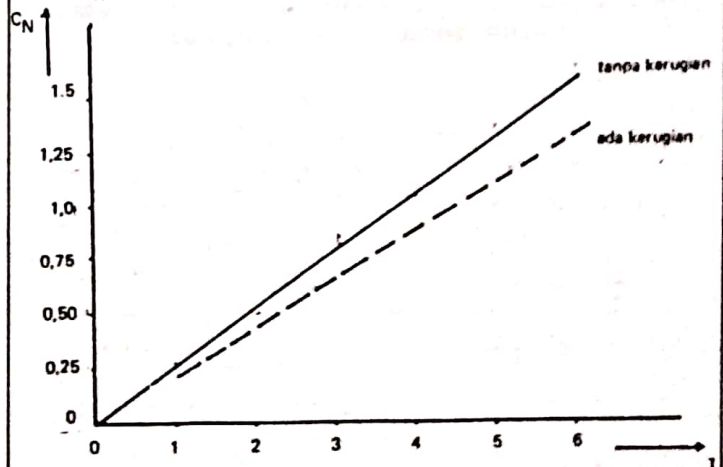
Tabel 3. HARGA C_N DAN C_m DENGAN ADANYA KERUGIAN, UNTUK SUDUT SERANG YANG BERUBAH.

α	C_N	C_m
0°	0	0
1°	0,197	0,016
2°	0,40	0,024
3°	0,605	0,046
4°	0,788	0,070
5°	0,985	0,118
6°	1,182	0,141

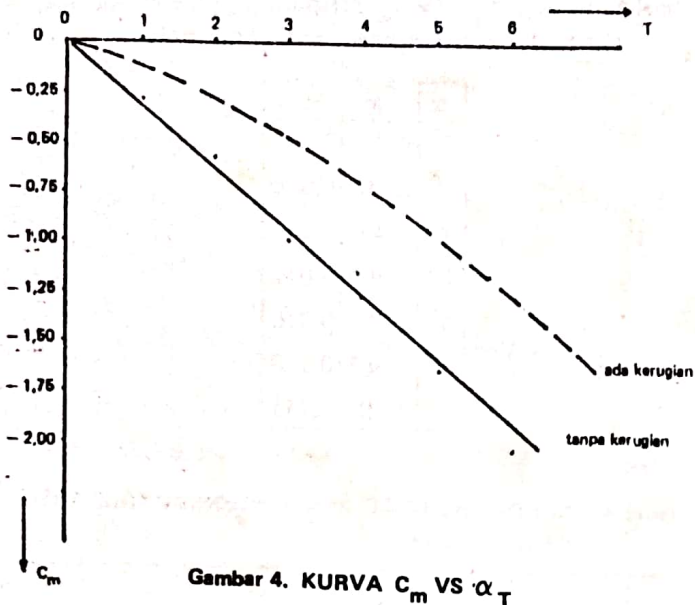
Tabel 4. NONDIMENSIONAL CIRCULATION DISTRIBUTION OF WING PANEL.

$\frac{y-a}{b-a}$	$\frac{x-a}{b-a}$										
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
0.0	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000	1.000
0.2	0.950	0.969	0.966	0.966	0.965	0.970	0.972	0.974	0.976	0.978	0.980
0.4	0.917	0.897	0.887	0.884	0.886	0.889	0.891	0.890	0.906	0.911	0.917
0.5	0.506	0.543	0.632	0.827	0.828	0.812	0.837	0.841	0.851	0.859	0.866
0.6	0.600	0.776	0.762	0.757	0.756	0.760	0.766	0.773	0.782	0.791	0.800
0.7	0.714	0.690	0.676	0.669	0.668	0.671	0.677	0.685	0.694	0.704	0.714
0.8	0.600	0.578	0.563	0.558	0.556	0.558	0.563	0.571	0.580	0.589	0.600
0.85	0.527	0.507	0.494	0.488	0.486	0.488	0.492	0.499	0.507	0.517	0.527
0.90	0.436	0.419	0.408	0.402	0.400	0.402	0.406	0.411	0.419	0.427	0.436
0.92	0.392	0.376	0.366	0.361	0.359	0.360	0.364	0.369	0.376	0.384	0.392
0.94	0.341	0.328	0.319	0.314	0.312	0.313	0.316	0.321	0.327	0.334	0.341
0.96	0.280	0.269	0.261	0.257	0.256	0.257	0.259	0.263	0.269	0.274	0.280
0.98	0.199	0.191	0.186	0.182	0.182	0.182	0.184	0.187	0.190	0.194	0.199
0.99	0.141	0.135	0.131	0.129	0.129	0.129	0.130	0.132	0.135	0.138	0.141
1.00	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
$\frac{y-a}{b-a}$	0.755	0.769	0.760	0.757	0.757	0.759	0.763	0.768	0.774	0.780	0.785

Kurve C_N dengan α_T dapat digambarkan sebagai berikut :



Gambar 3. KURVA C_N VS α_T



Gambar 4. KURVA C_m VS α_T

6. KESIMPULAN

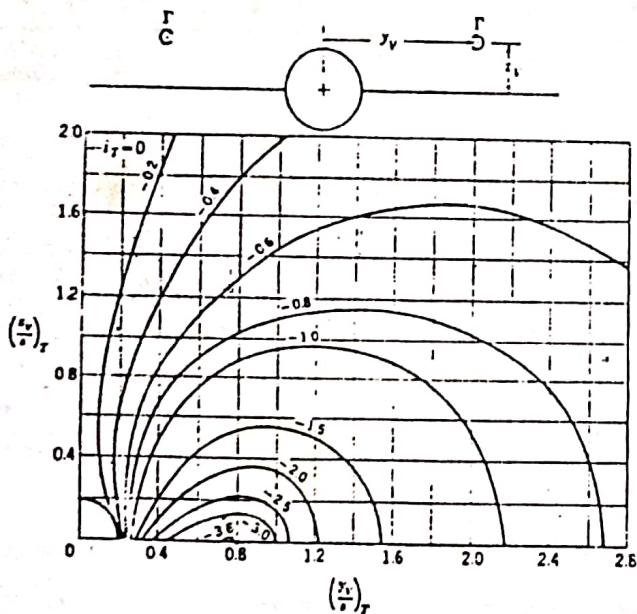
Telah diperoleh kerugian beban aerodinamik akibat adanya vorteks, sebesar 27% pada sudut serang (α) = 5° .

Pengaruh gangguan tersebut terhadap koefisien normal dan koefisien momen dapat dilihat pada Gambar 3 dan 4. Untuk kerugian pada gaya angkat, kurvanya tetap linear dan pengaruh kerugian tersebut terhadap gaya angkat cukup kecil, dibandingkan dengan luasan sayap yang cukup lebar untuk mengimbangi kerugian tersebut.

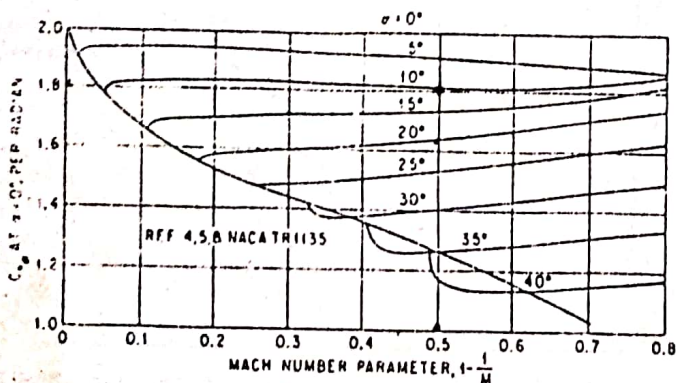
Untuk kurva koefisien momen yang dipengaruhi oleh vorteks kelihatan pada saat perubahan sudut serang (α) = 1° , 2° , 3° kurvanya tidak linear, kerugiannya lebih besar. Hal ini disebabkan pada sudut serang (α) = 1° , 2° , 3° , posisi ekor masih dalam gangguan vorteks. Untuk sudut yang lebih besar dari 4° kurvanya akan lebih linear dari sebelumnya, dan kondisi pembebanannya akan lebih stabil, karena posisi ekor telah terlepas dari gangguan vorteks.

DAFTAR PUSTAKA

- 1). Jack N. Nielsen; "Missile Aerodynamics", McGraw Hill Book Company Inc. New York, 1960.
- 2). S.S. Chin; "Missile Configuration Design", McGraw Hill Book Co. 1961.
- 3). Pitts W.C.J.N. Nielsen and G.E. Kaattari; "Lift and Center of Pressure of Wing Body Tail Combinations at Subsonic, Transonic and Supersonic Speed", NACA report 1307, 1959.
- 4). Nielsen, J.W.; "Wing Body Interference at Supersonic Speed with an Application to Combinations and Rectangular Wings", NACA RT each Note 2677, 1952.
- 5). Alan Pope; "High Speed Wind Tunnel Testing", Robert E. Kriger Publishing Company, New York, 1987.
- 6). Training Report for a Sounding Rocket Development Program for LAPAN, 1986.



Gambar 5. CHART OF TAIL INTERFERENCE FACTOR BASED ON STRIP THEORY; $\lambda_T = 0$, $(a/s)_T = 0.2$.



GAMBAR 6. $C_{N\alpha}$ VS MACH NUMBER PARAMETER FOR CONES.