

PERHITUNGAN TURUNAN STABILITAS AERODINAMIK WAHANA TERBANG Rkx-300-LPN

Oleh :

Wigati*
Endang Sumartinah**

Abstrak

Tulisan ini menyajikan perhitungan turunan stabilitas aerodinamik gerak longitudinal wahana terbang Rkx-300-LPN pada kecepatan subsonik 0,2-09 bilangan Mach dan kecepatan supersonik 1,5 - 3 bilangan Mach serta untuk variasi sudut serang 2°-12°. Data masukan adalah data geometri wahana dan karakteristik aerodinamik wahana . Hasil perhitungan adalah data dan grafik selanjutnya sebagai input data untuk sistem stabilitas dan sistem kendali wahana.

1. PENDAHULUAN

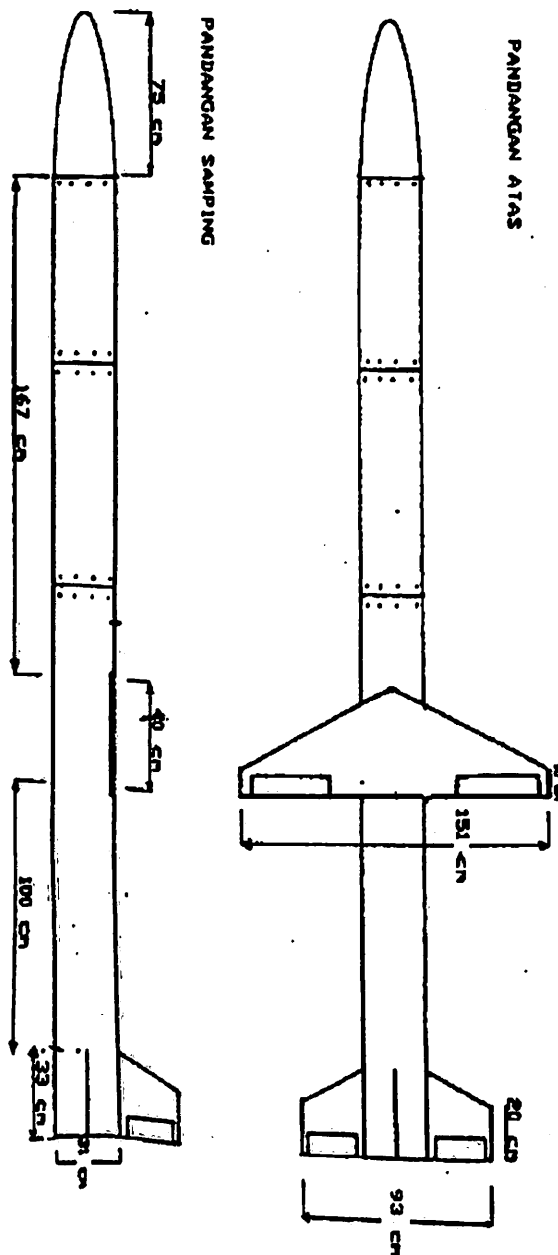
Pada wahana terbang, perubahan gaya serta momen (beban) aerodinamik tergantung dari beberapa parameter yaitu posisi, kecepatan dan percepatan wahana. Perubahan beban aerodinamik ini terhadap parameter diatas diperlukan dalam analisis dinamika terbang seperti kestabilan, kendali dan performansi wahana terbang. Untuk menganalisis dinamika terbang wahana digunakan perhitungan turunan stabilitas aerodinamik wahana konsep turunan stabilitas aerodinamik mencakup 3 hal pokok yaitu gerak longitudinal, gerak lateral dan coupling antara longitudinal dan lateral. Dalam tulisan ini dibahas perhitungan turunan stabilitas aerodinamik gerak longitudinal wahana terbang Rkx-300-LPN secara teoritis dengan data masukan adalah data geometri dan hasil perhitungan karakteristik aerodinamik wahana umumnya turunan stabilitas aerodinamik diberikan dalam bentuk non dimensial Turunan stabilitas yang dihitung meliputi koefisien lift terhadap sudut serang ($C_{L\alpha}$), sudut flap ($C_{L\delta E}$), koefisien momen pitching terhadap sudut serang ($C_{m\alpha}$), sudut flap ($C_{m\delta}$) kecepatan sudut serang ($C_{m\dot{\alpha}}$) dan kecepatan sudut pitch ($C_{m\dot{q}}$). Perhitungan dilakukan pada kecepatan subsonik dan supersonik variasi sudut serang 2° - 12°. Nilai-nilai turunan ditampilkan dalam bentuk data dan grafik, selanjutnya digunakan sebagai informasi data untuk sistem kontrol atau kendali wahana terbang.

* Peneliti Bidang Kendali Roket dan Satelit.

** Peneliti Bidang Penelitian Dasar Teknologi dan Uji Sistem.

2. GEOMETRI WAHANA TERBANG RKX-300-LPN.

Wahana terbang Rkx-300-LPN mempunyai panjang total 415 cm dan diameter 30 cm. Sayap berbentuk delta, terpasang pada bagian atas badan. Pada bagian ujung kedua sayap dipasang flap, untuk mengantisipasi rolling bila terjadi pada wahana. Dua buah sirip terpasang horisontal, flapnya digunakan untuk gerak pitch secara umum geometri wahana terbang Rkx-300-LPN sebagai berikut :



Data Geometri wahana terbang Rkx-300-LPN

a. Hidung

$$l_N = 750 \text{ mm}$$

$$d_N = 310 \text{ mm}$$

$$\delta_{0.1} = 48^\circ$$

b. Badan utama

$$L_b = 3400 \text{ mm}$$

$$d_b = 310 \text{ mm}$$

c. Sayap

$$C_t^w = 100 \text{ mm}$$

$$C_{rw} = 400 \text{ mm}$$

$$\lambda^w = 2.6129$$

$$b^w = 1510 \text{ mm}$$

$$L_E^w = 34^\circ.32'$$

d Sirip :

$$C_r^t = 330 \text{ mm}$$

$$C_t^t = 200 \text{ mm}$$

$$\lambda^t = 2.03488$$

$$b^t = 310 \text{ mm}$$

$$L_e^t = 38^\circ.62'$$

Gambar 2.1 Geometri Wahana Terbang RKX-300-LPN

3. METODE PERHITUNGAN

Perhitungan turunan stabilitas aerodinamik dilakukan berdasarkan teori dan eksperimen yang dilakukan oleh NASA 5). Asumsi-asumsi yang digunakan adalah :

- a) Wahana adalah rigid body
- b) Wahana memiliki simetri pada badan xz
- c) Massa wahana konstan
- d) Gangguan pada keadaan steady-state flight sangat kecil dengan dapat diabaikan bila dibandingkan bila dengan perubahan kecepatan adalah kecil. Dengan demikian nilai sinus dari perubahan sudut tersebut dapat dianggap sama dengan nilai sudutnya dan nilai csinusnya dianggap satu. Karena perubahan gangguan adalah juga dapat diabaikan.
- e) Selama kondisi steady-flight sayap wahana terbang dianggap sejajar dan semua komponen kecepatan adalah nol kecuali u_0 .
- f) Aliran udara diasumsikan sebagai quasi-steady.

3.1. Kondisi Subsonik

a. Turunan Koefisien Lift terhadap sudut serang ($C_{L\alpha}$)

$C_{L\alpha}$ adalah perubahan koefisien lift terhadap perubahan sudut serang turunan ini biasanya disebut juga sebagai lift-curve-slope, dan nilainya selalu positif untuk sudut serang dibawah nilai stall. Sayap dan sirip memberikan kontribusi terbesar terhadap nilai redaman (damping) dari osilasi pendek.

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha W} + C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{\delta_E}{\delta_\alpha} \right) \frac{S_t}{S_w} \eta_t \dots\dots\dots (3.1)$$

b. Turunan Koefisien Lift terhadap sudut flap ($C_{L\delta E}$)

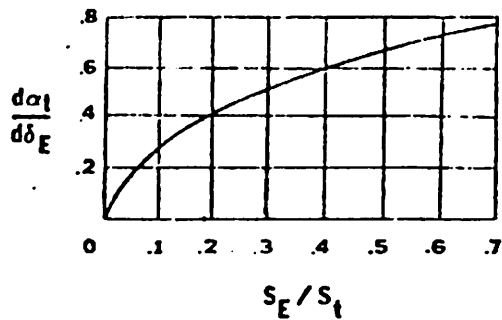
Nilai turunan ini diberikan sebagai :

$$C_{L\delta E} = \frac{\delta C_{L_t}}{\delta \alpha_t} \frac{\delta \alpha_t}{\delta \alpha_E} \dots\dots\dots (3.2)$$

dengan $\frac{\delta C_{L_t}}{\delta \alpha_t}$ = lift curve slope sirip

$$\text{dan } 0.5 < \frac{\delta \alpha_t}{\delta \delta_E} < 0.8 \text{ untuk } 0.8 < \frac{S_E}{S_t} < 0.7$$

dimana S_E = luas sirip vertikal S_t = luas horisontal



Gambar 3.1. Grafik untuk harga $\frac{\delta \alpha}{\delta \delta_E}$

c. Turunan koefisien Momen Terhadap Sudut Serang (C_{m_α})

C_{m_α} adalah perubahan koefisien momen anguk terhadap perubahan sudut serang C_{m_α} merupakan koefisien yang menentukan nilai frekuensi alami dari mode osilasi SPO (short Pugoid Osilation) dan merupakan penentu dari pada respon wahana terhadap perintah elevator ataupun gangguan gust. Oleh sebab itu C_{m_α} merupakan turunan aerodinamik yang sangat penting dalam analisis kestabilan longitudinal dan kontrol. Biasanya nilai C_{m_α} yang besar dikehendaki (sekitar -0.5 s/d 1.0 untuk pesawat ringan). Tetapi nilai C_{m_α} yang terlalu besar akan memberatkan beban yang harus dipikul oleh elevator untuk melakukan manuvernya. Nilai turunan ini diberikan sebagai berikut :

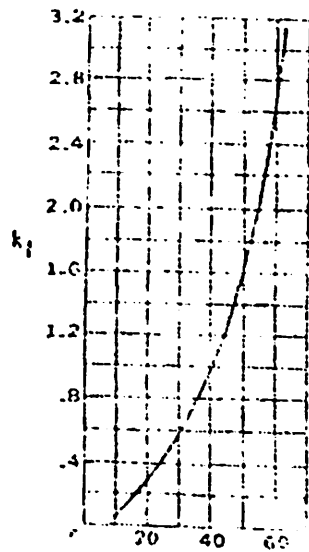
$$C_{m_\alpha} = CL_\alpha \left(1 + \frac{2CL}{\pi e AR} (\alpha - iw) + \frac{cd}{CL_\alpha} \right) \dots\dots\dots (3.4)$$

$$\frac{\delta E}{\delta \alpha} = 20 \frac{\delta CL}{\delta \alpha} \left(\frac{1}{\lambda} \right)^{0.3} AR^{0.725} \left(\frac{3d}{L_t'} \right)^{0.25} \dots\dots\dots (3.5)$$

degan λ = tip/rootchord rasio
 L_t' = jarak antara quarter chord sayap dan sirip

$$\left(\frac{\delta C_m}{\delta \alpha} \right)_{fus} = k_f \frac{w_f^2 l_b}{S_w d} \dots\dots\dots (3.6)$$

0.6 < k_f < 2.6 untuk 30 % < posisi quarter chord sayap < 60 %



Gambar 3.2 Grafik untuk nilai k_f

d. Turunan Koefisien Momen Terhadap Kecepatan Sudut Serang (C_{m_α})

C_{m_α} adalah perubahan momen angguk terhadap perubahan kecepatan sudut serang C_{m_α} merupakan koefisien yang dapat memperbesar nilai dari redaman mode osilasi SPO. Dengan demikian nilai C_{m_α} yang besar negatif biasanya dikehendaki untuk memperoleh osilasi SPO yang baik. C_{m_α} disebabkan oleh pengaruh adanya log down.

$$C_{m_\alpha} = \frac{\delta c_m}{\delta \left(\frac{24}{d}\right) \dot{\alpha}} = -2CL_{\alpha t} E_\alpha \left(\frac{L_t}{d}\right) \left(\frac{L_t'}{d}\right) \frac{St}{S_w} \eta^t \dots\dots\dots (3.7)$$

e. Turunan Koefisien Momen Angguk Terhadap kecepatan sudut angguk (C_{m_q})

C_{m_q} adalah perubahan koefisien momen angguk terhadap perubahan kecepatan angguk dengan sudut serang konstan C_{m_q} disebut pula sebagai pitch damping derivastive dan nilainya negatif. Namum biasanya nilai C_{m_q} sayap sangat kecil dan diabaikan. Nilai C_{m_q} yang besar (- s/d -15) dikehendaki untuk memberikan nilai redaman mode osilaso pendek yang baik

$$C_{m_q} = -2 \frac{x'}{d^2} |x'| CL_\alpha - 2 \frac{L_t^2}{d^2} CL_{\alpha t} \frac{St}{S_w} \eta^t \dots\dots\dots (3.8)$$

3.2. Kondisi Supersonik

a. Turunan koefisien lift terhadap sudut serang (CL_α)

harga CL_α merupakan penjumlahan dari harga masing-masing komponen sayap (CL_α^w), sirip (CL_α^i) dan badan utama (CL_α^b) CL_α dirumuskan sebagai :

$$CL_\alpha = CL_\alpha^w + CL_\alpha^b + CL_\alpha^i \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{St}{Sw} n.t \quad \dots\dots\dots (3.9)$$

dengan

$$CL_\alpha^w = \frac{CL_\alpha^{\sim}}{1 + CL_\alpha^{\sim} \frac{57.3}{\pi e^w AR^w}} \quad \dots\dots\dots (3.10)$$

$$CL_\alpha^b = \frac{2(k_2 - k_1)S_0}{\left(\pi \frac{d^2}{4} 2_b\right)^{2/3}} \quad \dots\dots\dots (3.11)$$

$$CL_\alpha^i = \frac{CL_\alpha^{\sim}}{1 + CL_\alpha^{\sim} \frac{57.3}{\pi e^i AR^i}} \quad \dots\dots\dots (3.12)$$

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = 20 CL_\alpha^i \left[\frac{(1-\lambda)^{0.3}}{(AR^i)^{0.725}} \right] \left[\frac{3d}{lt} \right]^{0.25} \quad \dots\dots\dots (3.13)$$

b. Turunan koefisien momen terhadap sudut serang ($C_{m\alpha}$)

Turunan $C_{m\alpha}$ merupakan koefisien turunan stabilitas aerodinamik yang paling penting dihubungkan dengan stabilitas dan kontrol wahana terbang. Turunan ini merupakan besaran yang utama dalam menentukan besarnya frekuensi natural wahana, $C_{m\alpha}$ dirumuskan sebagai :

$$C_{m\alpha} = \frac{K_f W_f^2 L_b}{S_w^d} + \left[0.1 + \frac{2CL_w}{\pi e AR} - \frac{Cd}{CL_\alpha} \right] \frac{Xa}{d} CL_\alpha + \left[\frac{2CL_w}{\pi e AR} - \frac{CL}{CL_\alpha} \right] \frac{2a}{d} CL_\alpha - \left[CL_\alpha^i \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{St}{Sw} \frac{Lt}{e} nt \right] \quad \dots\dots (3.14)$$

c. Turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut serang ($C_{m\dot{\alpha}}$)

Besarnya $C_{m\dot{\alpha}}$ diformulasikan sebagai :

$$C_{m\dot{\alpha}} = -2 CL_\alpha^i \sum_a \left(\frac{l^2}{d^2} \right) \frac{St}{Sw} nt \quad \dots\dots\dots (3.15)$$

dimana $\sum_a = \frac{d \sum}{da}$

d. Turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut pitch (Cmq)

Nilai turunan ini diharapkan besar negatif untuk redaman wahana, dan diberikan sebagai :

$$Cmq = Cm_0 = \frac{2Xa}{\lambda} |Xa| CL_\alpha - \frac{2Lt^2}{d^2} CL_\alpha' \frac{St}{Sw} nt \dots\dots\dots (3.16)$$

4. PEMBAHASAN

Hasil perhitungan diatas ditampilkan dalam bentuk data dan grafik masing-masing koefisien terhadap bilangan Mach dan sudut serang. Untuk kondisi subsonik pada CL_α , $CL_{\delta E}$ dan Cmq tampak dengan makin besar kecepatan dan sudut serang, nilai koefisien makin naik (besar), seperti terlihat pada grafik 1,2 dan 5. Untuk Cm_α terjadi penurunan nilai koefisien dengan bertambahnya kecepatan seperti tampak pada grafik 3 dan 4.

Selanjutnya untuk kondisi supersonik, nilai koefisien turunan stabilitas CL_α dan $CL_{\delta E}$ nilai mengalami penurunan dengan bertambahnya kecepatan (grafik 6, 7). Pada Cm_α , Cm_α nilai koefisien semakin menurun (negatif) dengan bertambahnya sudut serang, dan pada Cmq terjadi kenaikan nilai koefisien untuk sudut serang makin besar, tampak pada grafik 10.

5. KESIMPULAN

Berdasarkan bentuk geometri wahana RXX-300-LPN dan bila meluncur pada kondisi-kondisi seperti perhitungan diatas, maka nilai-nilai hasil perhitungan ini selanjutnya dapat digunakan sebagai data masukan dalam perhitungan dan analisa stabilitas, kontrolabilitas dan performansi terbang wahana.

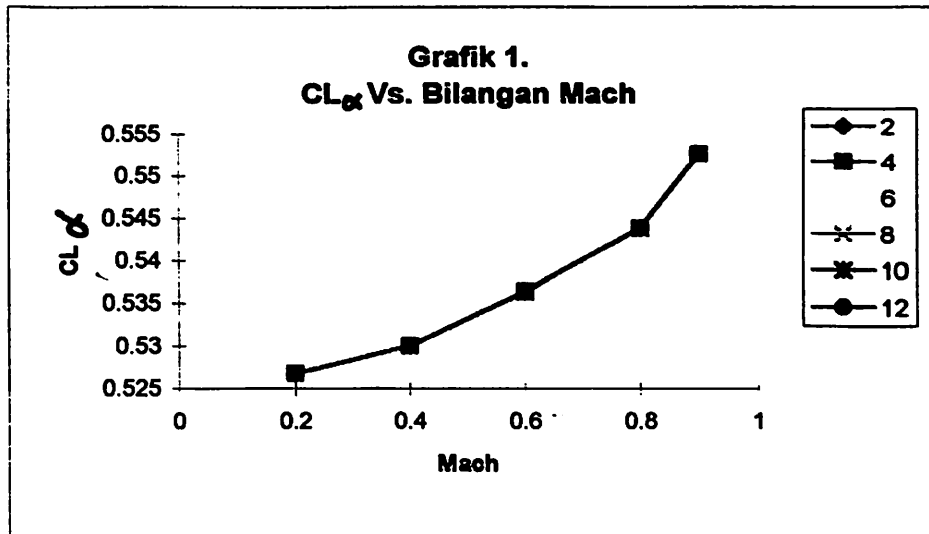
DAFTAR PUSTAKA

1. Etkin, Bernard, 1972, **"Dynamics of Atmospheric Flight"**, John Wiley dan Inc.
2. Iak.N., Nielsen, 1960, **"Missile Aerodynamics "**, Mc Graw Hill Book Co., Inc., New York.
3. Krasnov, N.F, 1978, **"Aerodynamics "** (translate from Russian) American Publ., Co., PUT-LTD, New Delhi.
4. Sofyan, Edi, 1993, **"Aerodynamics Stability Derivative"**, LAPAN
5. Smeatana, O. Frederick, 1978, **"Computer Assisted Analys of Aircraft Performance Stability and Control"**, Mc Graw- Hill Book Co, Inc, New York.

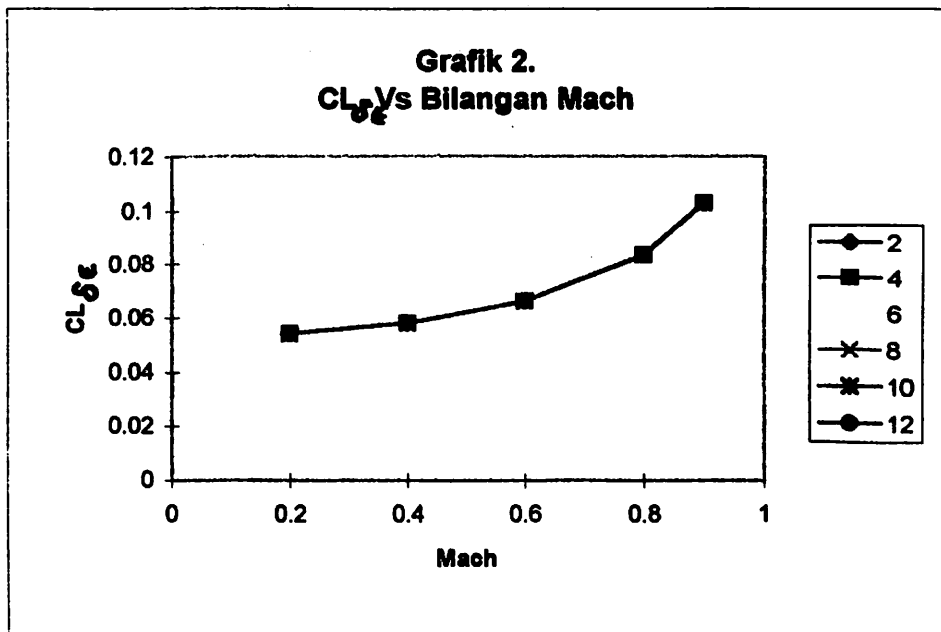
LAMPIRAN

SUBSONIK

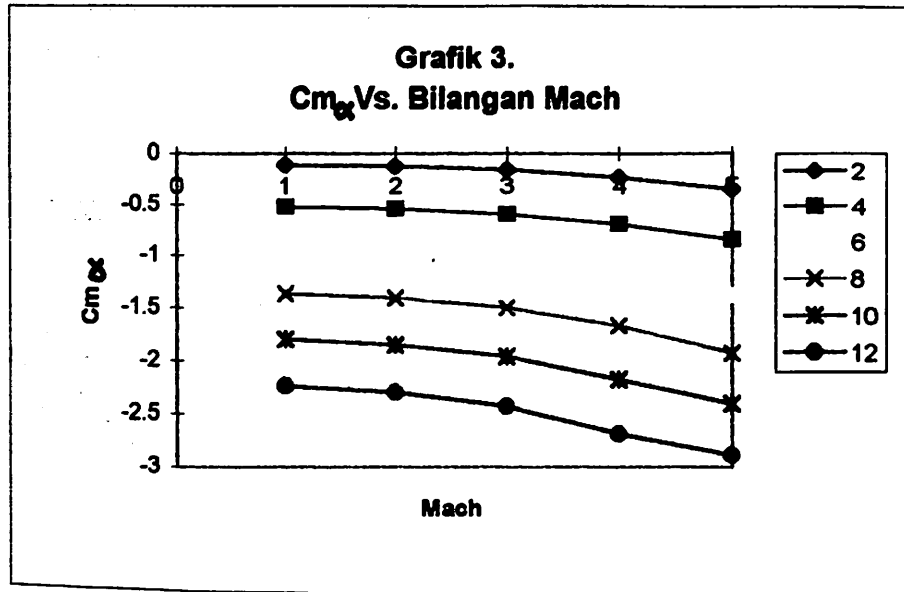
CL_{α}	2	4	6	8	10	12
M=0.2	0.5268	0.5268	0.5268	0.5268	0.5268	0.5268
0.4	0.5301	0.5301	0.5301	0.5301	0.5301	0.5301
0.6	0.5364	0.5364	0.5364	0.5364	0.5364	0.5364
0.8	0.5439	0.5439	0.5439	0.5439	0.5439	0.5439
0.9	0.5527	0.5527	0.5527	0.5527	0.5527	0.5527



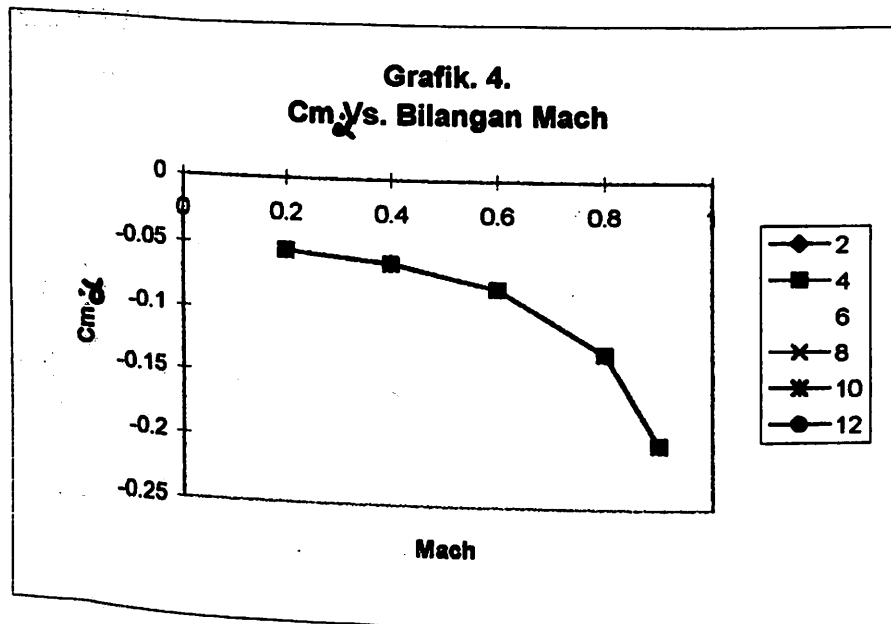
$CL_{\alpha \beta}$	2	4	6	8	10	12
M=0.2	0.0536	0.0536	0.0536	0.0536	0.0536	0.0536
0.4	0.0575	0.0575	0.0575	0.0575	0.0575	0.0575
0.6	0.0657	0.0657	0.0657	0.0657	0.0657	0.0657
0.8	0.0832	0.0832	0.0832	0.0832	0.0832	0.0832
0.9	0.1027	0.1027	0.1027	0.1027	0.1027	0.1027



Cm_{α}	2	4	6	8	10	12
M=0.2	-0.1116	-0.5261	-0.9458	-1.37118	-1.8036	-2.2373
0.4	-0.1278	-0.5501	-0.9775	-1.4123	-1.8537	-2.2973
0.6	-0.1622	-0.6	-1.0442	-1.4979	-1.9599	-2.4247
0.8	-0.2322	-0.696	-1.1598	-1.6649	-2.1724	-2.6886
0.9	-0.3517	-0.8533	-1.3776	-1.9311	-2.3963	-2.8832

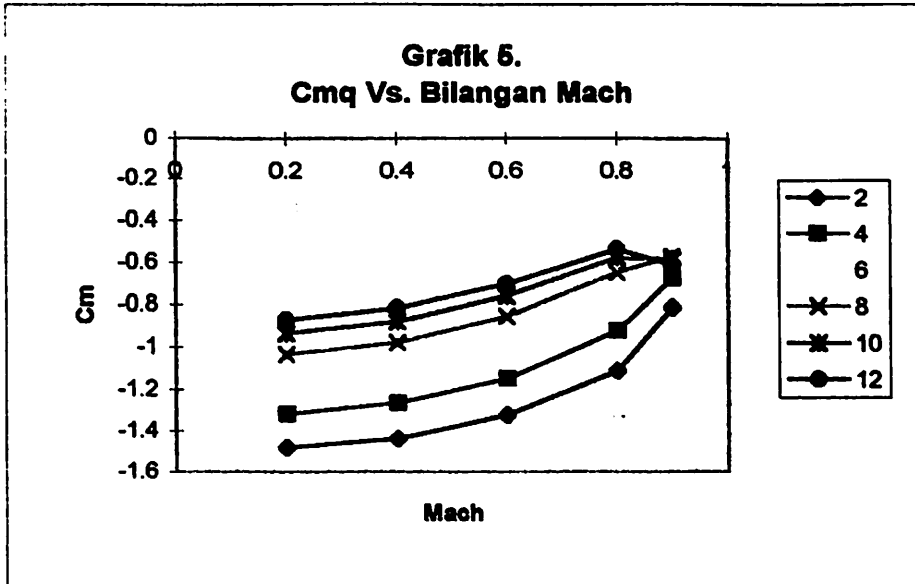


Cm_{α}	2	4	6	8	10	12
M=0.2	-0.0548	-0.0548	-0.0549	-0.0548	-0.0548	-0.0548
0.4	-0.0631	-0.0632	-0.0632	-0.0632	-0.0632	-0.0632
0.6	-0.0823	-0.0823	-0.0823	-0.0823	-0.0823	-0.0823
0.8	-0.1318	-0.1319	-0.1319	-0.1319	-0.1319	-0.1319
0.9	-0.2008	-0.2008	-0.2008	-0.2008	-0.2008	-0.2008

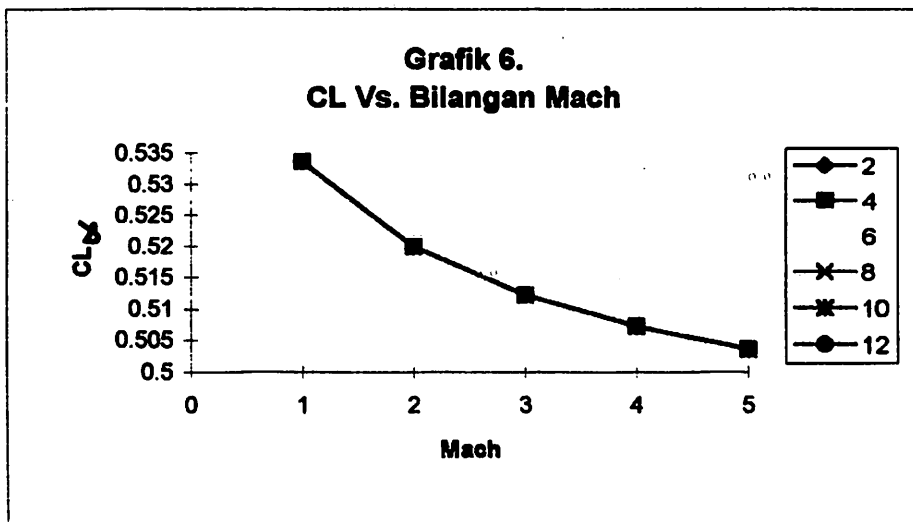


SUPERSONIK

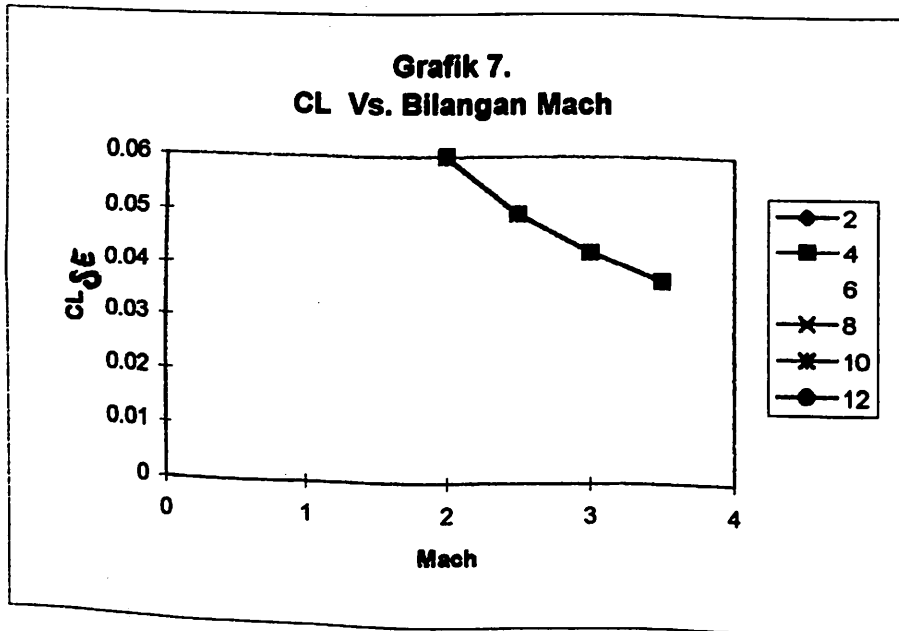
Cmq	2	4	6	8	10	12
M=0.2	-1.4849	-1.3203	-1.1656	-1.0352	-0.9349	-0.8729
0.4	-1.4399	-1.2691	-1.1123	-0.9808	-0.8796	-0.8174
0.6	-1.3254	-1.147	-0.989	-0.8566	-0.7607	-0.7035
0.8	-1.1104	-0.9219	-0.7659	-0.6513	-0.5766	-0.5372
0.9	-0.8149	-0.676	-0.5952	-0.5695	-0.5838	-0.6111



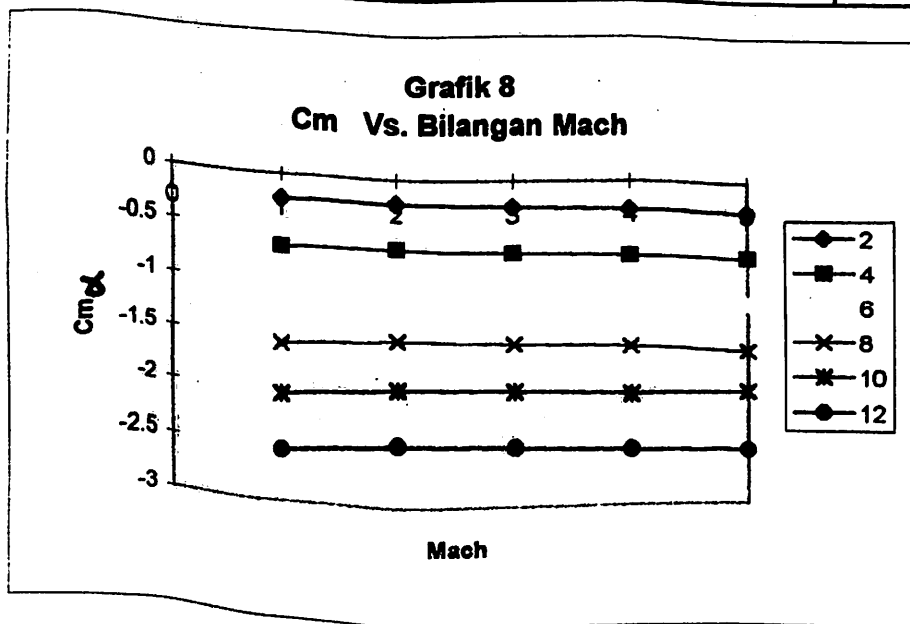
CL_{α}	2	4	6	8	10	12
M=1.5	0.5335	0.5335	0.5335	0.5335	0.5335	0.5335
2	0.5198	0.5198	0.5198	0.5198	0.5198	0.5198
2.5	0.5122	0.5122	0.5122	0.5122	0.5122	0.5122
3	0.5072	0.5072	0.5072	0.5072	0.5072	0.5072
3.5	0.5036	0.5036	0.5036	0.5036	0.5036	0.5036



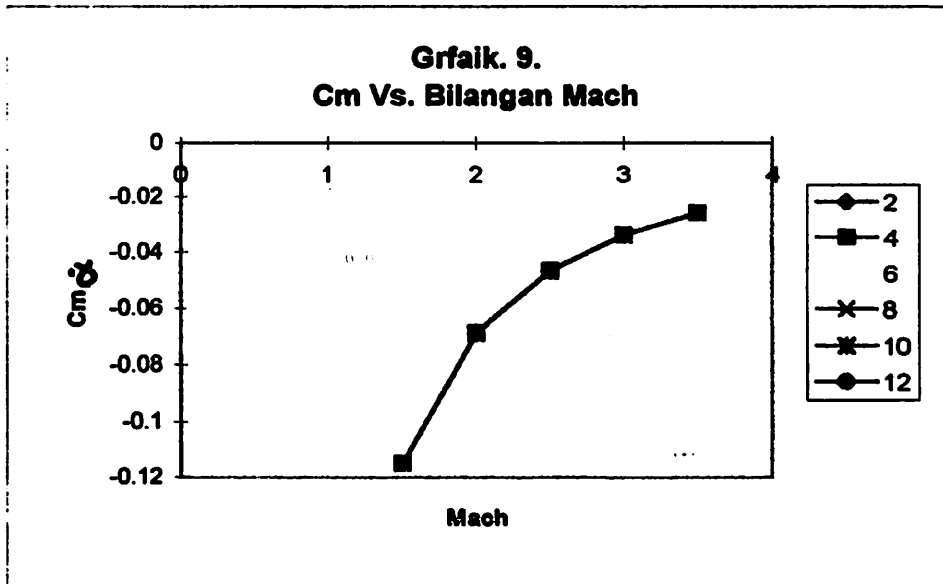
CL _{SE}	2	4	6	8	10	12
M=	0.06	0.06	0.06	0.06	0.06	0.06
2.5	0.0493	0.0494	0.0494	0.0494	0.0494	0.0494
3	0.0421	0.0421	0.0421	0.0421	0.0421	0.0421
3.5	0.0368	0.0368	0.0368	0.0368	0.0368	0.0368



Cm _{er}	2	4	6	8	10	12
M=1.5	-0.2247	-0.6601	-1.1072	-1.5682	-2.0447	-2.5291
2	-0.2097	-0.6331	-1.0548	-1.5091	-1.9636	-2.427
2.5	-0.2298	-0.6565	-1.0914	-1.5364	-1.9926	-2.4567
3	-0.2538	-0.687	-1.1227	-1.5718	-2.0312	-2.4988
3.5	-0.2749	-0.7045	-1.1415	-1.5891	-1.9719	-2.5137



Cm_{α}	2	4	6	8	10	12
m=1.5	-0.1149	-0.1149	-0.1149	-0.115	-0.115	-0.115
2	-0.0687	-0.0687	-0.0687	-0.0687	-0.0687	-0.0687
2.5	-0.0464	-0.0465	-0.0465	-0.0465	-0.0465	-0.0465
3	-0.0337	-0.0338	-0.0338	-0.0338	-0.0338	-0.0338
3.5	-0.0258	-0.0258	-0.0258	-0.0258	-0.0258	-0.0258



Cm_q	2	4	6	8	10	12
m=1.5	-1.3228	-1.1123	-0.9301	-0.791	-0.6884	-0.6316
2	-1.5312	-1.3367	-1.1568	-1.0082	-0.8966	-0.8271
2.5	-1.5231	-1.3482	-1.189	-1.0519	-0.9481	-0.8829
3	-1.4827	-1.3255	-1.1785	-1.0521	-0.9551	-0.8946
3.5	-1.4654	-1.3164	-1.1792	-1.0585	-0.9644	-0.907

