

3100096007820

PERPUSTAKAAN ITS	
Tgl. Terima	24 AUG 1994
Terima Dari	
No. Agenda Prp.	3121 / TA

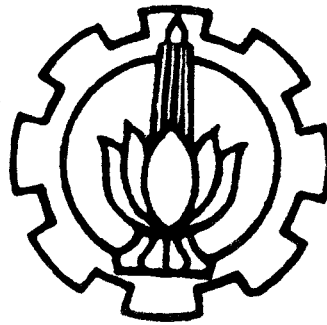
# TUGAS AKHIR (TP 1703)

## ANALISA PERANCANGAN FOIL DALAM MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB-28 MENJADI TIPE KAPAL HIDROFOIL

RSKe  
623.8204  
SUL  
a-1  

---

1994



OLEH :

ARIES SULISETYONO

---

NRP 4894100274

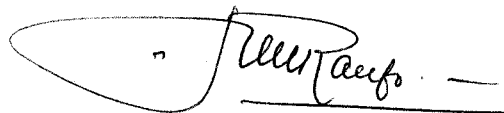
JURUSAN TEKNIK PERKAPALAN  
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
1994

# LEMBAR PENGESAHAN

Surabaya, Juli 1994

Mengetahui,

Dosen Pembimbing Tugas Akhir

A handwritten signature in black ink, appearing to read "Digul Siswanto", is written over a horizontal line. The signature is stylized and cursive.

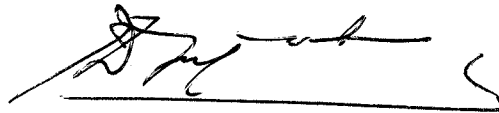
( Digul Siswanto, M.Sc )

# LEMBAR PENGESAHAN

Surabaya, 27 Juli 1994

Mengetahui,

Dosen Pembimbing Tugas Akhir



( Ir. Eko Budi Djatmiko, Ph.d )



# FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN ITS

JURUSAN TEKNIK PERKAPALAN

## TUGAS - AKHIR .

No. : 08 /PT12.FTK.2/Q/94

NOMOR/MATA KULIAH : TP.1703 /TUGAS AKHIR.  
 NAMA MAHASISWA : Aries Sulistyono  
 NOMOR POKOK : 4894100274  
 TANGGAL DIBERIKAN TUGAS : 28 - 2 - 1994  
 TANGGAL SELESAI TUGAS : 24 - 12 - 1994  
 DOSEN PEMBIMBING : Digul Siswanto, M.Sc  
Ir. Eko Budi Djatmiko, Ph.D

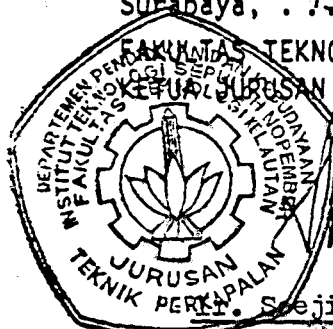
TEMA/URAIAN/DATA-DATA YANG DIBERIKAN :

"ANALISA PERANCANGAN FOIL DALAM MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB - 28 -  
MENJADI TIPE KAPAL HIDROFOIL"

Surabaya, . 13. April ..... 19..94

Dibuat rangkap 4 :

1. Mahasiswa Ybs.
2. Dekan (mohon dibuatkan SK).
3. Dosen Pembimbing (Merah).
4. Arsip Kajar (Kuning).



*[Handwritten signature]*

NIP. : 130 532 029.

## ABSTRAK

*Prinsip dasar konsep kapal hidrofoil adalah mengangkat badan kapal ke atas permukaan air dengan memanfaatkan gaya angkat dinamis yang ditimbulkan oleh sayap yang terbenam di bawah permukaan air (hidrofoil).*

*Perancangan sayap kapal hidrofoil FPB-28 dilakukan dengan mengambil data beban total dan LCG kapal cepat FPB-28 pada kondisi muatan penuh, dan dengan teori kesetimbangan newton akan diketahui beban (gaya) maksimal yang mesti diangkat oleh masing-masing sayap depan dan belakang.*

*Perancangan geometri sayap meliputi beberapa pemilihan parameter yaitu pemilihan jenis foil, sudut serang, swept back ( $\lambda$ ), aspek ratio (AR), Taper Ratio ( $\lambda$ ) dan twist. Dengan melakukan parameter study terhadap beberapa parameter tersebut akan dihasilkan geometri sayap yang optimum dalam menghasilkan gaya angkat (lift) untuk tipe kapal hidrofoil FPB-28.*



## KATA PENGANTAR

*Assalaamu'alaikum Wr. Wb*

Segala puji hanya milik Allah SWT yang atas curahan rahmat dan hidayahNya, tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik.

Tugas akhir dengan judul ANALISA PERANCANGAN FOIL DALAM MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB-28 MENJADI TIPE KAPAL HYDROFOIL disusun sebagai salah satu syarat untuk menyelesaikan studi di Fakultas Teknologi Kelautan Jurusan Teknik Perkapalan Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya guna melengkapi prasyarat kesarjanaaan.

Selanjutnya penulis menyampaikan terima kasih yang amat dalam kepada:

1. Bapak, ibu serta adik-adikku, yang telah memberikan dukungan do'a, dorongan materil maupun moril hingga terselesaikannya tulisan ini.
2. Bapak Ir. Eko Budi Djatmiko, P.hd dan Bapak Digul Siswanto, M.Sc selaku dosen pembimbing, atas kebaikan memberikan bimbingan, saran serta instruksi dalam menyelesaikan tulisan ini
3. Bapak Ir. Soejitno dan Bapak Ir. Zubaedi, M.Eng. selaku Ketua Jurusan dan Sekretaris Jurusan Teknik Perkapalan ITS.
4. Bapak Ir. Mahardjo Wartono selaku dosen wali.
5. Ikwan fillah, Jamaah Masjid Manarul 'Ilmi - ITS yang telah memberikan dorongan dan kesempatan sepenuhnya untuk menyelesaikan tugas akhir ini.

6. Bapak Mi'an, Asmoro, Syharul, Warseno dan ikhwah sesama penghuni 'gua' Manarul 'Ilmi atas kondisi menyenangkan yang selalu diberikan.
7. Rekan-rekan se-angkatan P29 yang sama-sama mendekam di Lab. komputer selama penyelesaian tulisan ini, seperti Noer, Iman, Zulis dll
8. Semuanya yang tidak tersebut disini.

Akhirnya penulis menyadari bahwa tulisan ini masih jauh dari sempurna, karena itu kritik dan saran sangat dibutuhkan untuk mengembangkan penelitian yang selanjutnya. Semoga tulisan ini bermanfaat bagi kita semua, khususnya bagi kemajuan agama, bangsa dan negara.

*Wassalaamu'alaikum Wr. Wb.*

**Surabaya, Juli 1994**

**Penulis**

# DAFTAR ISI

Lembar Pengesahan

Lembar SK Tugas Akhir

Abstrak

Kata Pengantar

Daftar Isi

Daftar Notasi

Daftar Gambar

<b>BAB I</b>	<b>PENDAHULUAN</b>	<b>I.1</b>
1.1	Latar Belakang	I.1
1.2	Tujuan Penulisan	I.3
1.3	Batasan dan Ruang Lingkup Permasalahan	I.3
1.4	Metode Penulisan	I.4
<b>BAB II</b>	<b>DASAR TEORI</b>	<b>II.1</b>
II.1	Dasar-Dasar Mekanika Fluida	II.1
II .1.1	Persamaan Bernoulli	II.1
II .1.2	Reynold Number	II.2
II .1.3	Separasi	II.3
II.2	Aspek Hidrodinamika	II.4
II.3	Sayap Terbatas (The Finite Wing)	II.8
II.3.1	Aliran Fluida di Sekeliling Terbatas	II.8
II.3.2	Downwash dan Induced Drag	II.9
II.3.3	Twist Pada Sayap Terbatas	II.12
II.5	Aerofoil	II.13
II.5.1	Tipe Aerofoil	II.14



II.5.2	Karakteristik Aerofoil	II.16
<b>BAB III</b>	<b>MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB-28 MENJADI</b>	<b>III.1</b>
	<b>TIPE KAPAL HIDROFOIL</b>	
III.1	Gambaran Umum Kapal Hidrofoil	III.1
III.1.1	Konfigurasi Hidrofoil	III.2
III.1.2	Unjuk Kerja Hidrofoil Di Atas Gelombang	III.3
III.1.2.1	Sistim Kontrol Otomatis	III.3
III.1.2.2	Percepatan Vertikal dan Slamming	III.4
III.1.2.3	Gerakan Rolling Hidrofoil	III.6
III.1.2.4	Gerakan Pada Mode Hullborne	III.8
III.1.2.5	Clearance Badan Hidrofoil	III.8
III.1.3	Pertimbangan Dalam Perancangan Foil	III.9
III.1.3.1	Susunan / Peletakan Foil	III.9
III.1.3.2	Pengaturan Variasi Gaya Angkat	III.10
III.1.3.3	Pengaturan Peletakan Kemudi	III.11
III.1.3.4	Bentuk Penampang Sayap	III.13
III.2	Modifikasi FPB-28 Menjadi Tipe Kapal Hidrofoil	III.14
III.2.1	Konfigurasi Kapal Hidrofoil FPB-28	III.14
III.2.2	Susunan / Peletakan Sayap	III.14
III.2.3	Konstruksi Sayap	III.15
III.2.4	Pengaturan Variasi Gaya Angkat Sayap	III.15
III.2.5	Bentuk Sayap	III.15
III.2.6	Spesifikasi Kapal Hidrofoil FPB-28	III.16
<b>BAB IV</b>	<b>PERANCANGAN SAYAP</b>	<b>IV.1</b>
IV.1	Perhitungan Beban Sayap	IV.1
IV.2	Pemilihan Foil	IV.2
IV.3	Perancangan Dimensi Sayap	IV.6

IV.3.1 Sudut Serang	IV.6
IV.3.2 Swept Back	IV.6
IV.3.3 Luasan Sayap	IV.7
IV.3.4 Taper Ratio	IV.8
IV.3.5 Aspect Ratio	IV.8
IV.3.6 Span	IV.9
IV.3.7 Chord	IV.9
IV.3.8 Twist	IV.9
IV.3.9 Gaya Angkat Total	IV.13
<b>BAB V ANALISA PERANCANGAN SAYAP</b>	<b>V.1</b>
V.1 Analisa Pengaruh Geometri Foil Pada Karakteristik Sayap Benam	V.2
V.1.1 Low Subsonic Speed	V.3
V.1.2 High Subsonic Speed	V.4
V.1.2.1 Crest	V.4
V.1.2.2 Kenaikan Drag	V.5
V.1.2.3 Menunda Terjadinya Shock Pada Sayap	V.6
V.2 Analisa Pengaruh Aspect Ratio Terhadap Distribusi Lift Sepanjang Span dan Total Lift Sayap	V.7
V.3 Analisa Pengaruh Taper Ratio Terhadap Distribusi Lift Sepanjang Span dan Total Lift Sayap	V.9
V.4 Analisa Pengaruh Sudut Serang Terhadap Besarnya Lift	V.9
<b>BAB VI KESIMPULAN</b>	<b>VI.1</b>
Daftar Pustaka	
Lampiran-Lampiran	

## DAFTAR GAMBAR

- Gambar 2.1 Aliran viscous pada suatu silinder
- Gambar 2.2 Foil simetris tanpa sudut serang
- Gambar 2.3 Foil simetris dengan sudut serang
- Gambar 2.4 Aliran fluida pada ujung sayap
- Gambar 2.5 Sayap dengan span terbatas
- Gambar 2.6 Formasi trailing vortices di ujung-ujung tipis sayap
- Gambar 2.7 Streamline dan downwash yang dihasilkan trailing vortices tampak depan
- Gambar 2.8 Kecepatan downwash yang diinduksi oleh trailing vortex
- Gambar 2.9 Kontribusi 'basic' dan 'additional' untuk sirkulasi
- Gambar 2.10 Aerofoil
- Gambar 2.11a Karakteristik foil NACA 1412
- Gambar 2.11b Karakteristik foil NACA 1408
- Gambar 2.12 a Karakteristik foil NACA 23012
- Gambar 2.12 b Karakteristik foil NACA 0012
- Gambar 2.14 a Karakteristik foil NACA 1412
- Gambar 2.14b Karakteristik foil NACA 1408
- Gambar 3.1 Konfigurasi hidrofoil
- Gambar 3.2 Kinerja kapal hidrofoil di atas gelombang
- Gambar 3.3 Data respon manusia terhadap kelelahan
- Gambar 3.4 Data perbandingan percepatan vertikal beberapa jenis kapal dan kualitas unjuk kerja masing-masing kapal

- Gambar 3.5 Gerakan roling hidrofoil
- Gambar 3.6 Gerakan rolling hydrofoil
- Gambar 3.7 Kondisi bergerak kapal hydrofoil di atas gelombang
- Gambar 3.8 Susunan/peletakan foil pada badan kapal hydrofoil
- Gambar 3.9 Pengaturan variasi gaya
- Gambar 3.10 Gaya-gaya yang bekerja saat kapal hydrofoil berbelok datar atau berbelok miring
- Gambar 3.11 Bentuk Penampang sayap
- Gambar 4.2 Aerofoil
- Gambar 4.3a Karakteristik foil NACA 63-012
- Gambar 4.3b Karakteristik foil NACA 63-012
- Gambar 4.4 Komponen kecepatan udara pada swept back wing
- Gambar 4.6 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $AR = 3$
- Gambar 4.7 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $AR = 2$
- Gambar 4.8 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $AR = 4$
- Gambar 4.9 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $AR = 5$
- Gambar 4.10 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $AR = 6$
- Gambar 4.11 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $AR = 7$
- Gambar 4.12 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $AR = 2$  s/d  $7$
- Gambar 4.13 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $\lambda = 0,2$
- Gambar 4.14 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $\lambda = 0,3$
- Gambar 4.15 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $\lambda = 0,4$
- Gambar 4.16 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $\lambda = 0,5$
- Gambar 4.17 Distribusi lift sepanjang  $1/2$  span pada  $\lambda = 0,2$  s/d  $0,5$
- Gambar 4.18 Grafik Lift vs Kecepatan pada  $AR = 2$
- Gambar 4.19 Grafik Lift vs Kecepatan pada  $AR = 7$
- Gambar 4.20 Grafik Lift vs Sudut serang

## DAFTAR NOTASI

<b>AR</b>	= Aspect Ratio
<b>b</b>	= Span sayap
<b>B</b>	= Lebar Kapal
<b>Cruise</b>	= Kondisi Jelajah
<b>C</b>	= Panjang chord rata-rata
<b>Cd</b>	= Koeffisien drag
<b>Cdi</b>	= Koeffisien induced drag
<b>Cdz</b>	= Koeffisien zero lift drag
<b>Cl</b>	= Koeffisien gaya angkat
<b>Cl<sub>a</sub></b>	= Koeffisien additional section lift
<b>Cl<sub>b</sub></b>	= Koeffisien basic section lift
<b>Cl<sub>max</sub></b>	= Koeffisien lift maksimum
<b>Cr</b>	= Panjang root chord
<b>Ct</b>	= Panjang tip chord
<b>D</b>	= Gaya drag
<b>Di</b>	= Induced drag
<b>Dz</b>	= Zero lift drag
<b>e</b>	= Twist
<b>g</b>	= Konstanta gravitasi
<b>H</b>	= Tinggi kapal
<b>L</b>	= Gaya angkat
<b>LCG</b>	= Longitudinal centre of gravity
<b>Lpp</b>	= Panjang kapal yang diukur dari jarak antara AP dan FP

LOA	= Panjang kapal keseluruhan,
Lwl	= Panjang garis air
L'a	= Additional section lift
L'b	= Basic section lift
M	= Bilangan mach
P	= Tekanan
q	= Tekanan dinamik
Re	= Bilangan reynold
S	= Luas sayap
T	= Sarat kapal
Ve <sub>eff</sub>	= Kecepatan efektif
V <sub>o</sub>	= Kecepatan fluida
w	= Kecepatan downwash
W	= Berat kapal
W <sub>1</sub>	= Beban pada foil depan
W <sub>2</sub>	= Beban pada foil belakang
$\rho$	= Density (massa jenis)
$\alpha$	= Angle of attack
$\alpha_i$	= Induced angle of attack
$\lambda$	= Taper ratio
$\Lambda$	= Sudut swept back
$\mu$	= Koeffisien kekentalan kinematis
$\Gamma_a$	= Sirkulasi sayap tanpa twist
$\Gamma_b$	= Sirkulasi sayap dengan twist

---

# BAB I

## PENDAHULUAN

### I.1 LATAR BELAKANG

Masalah utama yang dihadapi oleh kapal-kapal konvensional selama ini adalah masalah hambatan atau tahanan kapal. Tahanan merupakan fungsi dari kecepatan kapal, sehingga untuk mencapai kecepatan yang optimal (yang diinginkan) harus mampu mengatasi hambatan yang ditimbulkan oleh badan kapal tersebut. Pada prinsipnya tahanan terbesar dari kapal adalah terletak pada luas permukaan kulit lambung kapal yang berada di bawah air atau sering disebut luas permukaan basah (WSA = Wetted Surface Area). Pengaruh gesekan dan tekanan air akan mengurangi besarnya kecepatan kapal tersebut, sehingga untuk pemecahannya adalah dengan jalan memperkecil WSA. Pengurangan tahanan merupakan prinsip dari kapal cepat non konvensional.

Prinsip kerja kapal hydrofoil juga pada dasarnya adalah meminimumkan tahanan kapal sekecil mungkin dengan cara mengangkat badan kapal ke atas (keluar) permukaan air dengan sebagai akibat berkurangnya WSA, berarti pula pengurangan power (tenaga mesin) yang diperlukan untuk mencapai kecepatan yang optimal (yang diinginkan). Disamping itu pada kondisi beban gelombang dapatlah diperkecil sehingga gerakan kapal dapat lebih kecil juga. [8]

Kapal hydrofoil merupakan produk teknologi tinggi yang didalam rancang bangunnya menggunakan kombinasi dan modifikasi antara

---

teknologi pesawat terbang dan teknologi perkapalan. Penyelidikan aerodinamika didapatkan hasil bahwa bentuk sayap pesawat terbang yang direncanakan sedemikian rupa sehingga mampu mengangkat badan pesawat terbang ke atas, sehingga timbul pemikiran untuk menetralkan sistem sayap pesawat terbang dalam sebuah konstruksi kapal, dimana sayap yang direncanakan nantinya mampu mengangkat badan kapal ke atas permukaan air. Besarnya harga kerapatan air melebihi harga kerapatan udara mengakibatkan pada bentuk dan ukuran sayap yang sama apabila digerakkan pada air akan menghasilkan gaya angkat (lift) yang jauh lebih besar dibanding bila digerakkan di udara, atau dengan kata lain pada suatu gaya angkat (lift) tertentu maka ukuran foil yang bergerak di air akan jauh lebih kecil dibanding bila digerakkan di udara. Sehingga dalam perancangan sayap untuk kapal hydrofoil nantinya, data-data mengenai foalnya dapat langsung diambil dari hasil percobaan aerodinamik (NACA).

Perbedaan kapal hydrofoil dari umumnya kapal konvensional adalah terletak pada kelengkapannya berupa strut dan foil yang bisa dikontrol posisi flap-flapnya, sehingga kapal dapat naik dan turun di permukaan air laut serta melakukan manuvering di perairan. Adanya strut dan foil inilah menjadikan kapal hydrofoil mampu berlayar dengan jelajah lambung atau biasa disebut "hull borne" maupun terbang di atas foalnya "foil borne".

Dalam masa-masa perkembangannya, kapal hydrofoil mengalami berbagai modifikasi. Hal ini terutama ke arah penyempurnaan sistem foalnya, sehingga terwujudlah berbagai jenis bentuk foil yang masing-masing jenis mempunyai kelebihan dan kekurangan sendiri-sendiri, terutama dilihat dari faktor tahanan (drag) yang ditimbulkan dan gaya angkat (lift) dari foil untuk beberapa variasi kecepatan.



---

Persyaratan hidrodinamika tidak hanya berlaku pada badan kapal hidrofoil saja, namun berlaku juga pada sistem foalnya. Sistem foil inilah yang nantinya memegang peranan penting selama kapal hidrofoil itu bergerak dengan kecepatan tinggi. Dengan demikian perancangan foil yang tepat akan mampu menghasilkan gaya angkat (lift) yang besar sehingga mampu mengangkat badan kapal ke atas permukaan air laut dan gaya drag yang ditimbulkannya sekecil mungkin pada kecepatan yang diinginkan.

## **I.2 TUJUAN PENULISAN**

Penulisan tugas akhir ini bertujuan :

1. Mengetahui dan menjabarkan faktor-faktor yang berpengaruh pada pemilihan foil dan perancangan dari dimensi foil (sayap), serta keterkaitannya dengan teori-teori yang ada.
2. Mendapatkan karakteristik foil dan bentuk dimensi foil yang optimum dari sisi kemampuan menghasilkan gaya lift yang besar dan sekecil mungkin menimbulkan gaya drag, yang mana merupakan hasil analisis perancangan foil untuk seri kapal cepat FPB-28 sebagai upaya pengetrapan teknologi hidrofoil untuk jenis kapal tersebut.
3. Mendapatkan gambaran performance dari foil (sayap) saat kondisi operasional yang berupa grafik fungsi kecepatan terhadap gaya lift.

## **I.3 BATASAN DAN RUANG LINGKUP PERMASALAHAN**

Pembahasan tugas akhir ini perlu diperjelas dengan mengungkap beberapa batasan dan ruang lingkup permasalahan yang dibahas,

yaitu :

1. Aliran stedy flow.
2. Incompressible flow pada tiap bagian.
3. Sifat-sifat yang uniform pada tiap bagian.
4. Foil yang dirancang adalah khusus sistem foil kapal cepat FPB-28 yang dibangun dengan teknologi hydrofoil.
5. Spesifikasi tipe kapal cepat FPB-28 yang meliputi ukuran utama, displacemen dan letak LCG diasumsikan tetap. Dan kecepatan kapal diperbesar disesuaikan dengan tipe kapal hydrofoil yang pernah dibangun dengan data kapal yang mendekati sama.
6. Dalam perancangan foil hanya dibahas dari aspek kemampuan menghasilkan gaya angkat (lift) yang besar dan hambatan (drag) sekecil mungkin sesuai dengan kecepatan yang diinginkan., dan tanpa memperhitungkan aspek kontruksi, material, kekuatan dan sistem control foil.
7. Dalam pembahasan atau perhitungan keadaan yang ditinjau diasumsikan secara ideal dengan beberapa pengidialisasian.
8. Tinjauan analisis dan perhitungan secara ekonomis tidak dibahas.

#### 1.4 METODE PENULISAN

Metode dalam penulisan tugas akhir ini adalah :

1. Study lapangan.

Study ini dimaksudkan untuk mencari data-data yang dibutuhkan, yaitu spesifikasi kapal cepat FPB-28 dan performance kapal hydrofoil yang sudah dibangun.

2. Study literatur.

Study terhadap buku-buku referensi yang penulis kumpulkan dalam

mempelajari perancangan foil.

3. Hasil study literatur dan study lapangan dibahas bersama dan dilakukan penulisan.

Sistematika penulisan tugas akhir ini sbb :

- Bab I Pendahuluan, berisi pembahasan :  
Latar belakang, tujuan penulisan, batasan dan ruang lingkup, metode penulisan.
- Bab II Dasar teori, berisi pembahasan :  
Dasar-dasar mekanika fluida, aspek hydrodinamika, sayap terbatas aerofoil.
- Bab III Modifikasi kapal cepat FPB-28 menjadi tipe kapal hydrofoil, berisi pembahasan :  
Gambaran umum kapal hydrofoil, modifikasi FPB-28 menjadi tipe kapal hydrofoil, spesifikasi kapal hydrofoil FPB-28.
- Bab IV Perancangan foil, berisi pembahasan :  
Perhitungan beban foil, pemilihan foil , perancangan dimensi foil
- Bab V Analisa perancangan sayap.
- Bab VI Kesimpulan

## BAB II DASAR TEORI

### II.1 DASAR-DASAR MEKANIKA FLUIDA

#### II.1.1 PERSAMAAN BERNOULLI

Persamaan bernoulli cukup luas penggunaannya, dimana persamaan ini menyatakan hubungan antara perubahan tekanan terhadap kecepatan dan sepanjang stream line. Persamaan Bernoulli ini merupakan integrasi dari persamaan Euler : [6]

$$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial S} + g \frac{\partial Z}{\partial S} = \frac{\partial V}{\partial t} + V \frac{dv}{ds} \quad (2.1)$$

Jika partikel fluida berpindah sejauh  $ds$  sepanjang stream line dan aliran dianggap stedy, persamaannya menjadi :

$$-\frac{1}{\rho} dp - g dz = V dv \quad (2.2)$$

$$\text{atau} \quad \frac{dp}{\rho} + g dz + V dv = 0 \quad (2.3)$$

Untuk aliran incompressible, dimana variasi  $\rho$  dianggap konstan, maka persamaan diatas menjadi :

$$\frac{P}{\rho} + g Z + \frac{V^2}{2} = C \quad (2.4)$$

Asumsi yang dipakai :

- aliran stedy
- aliran tanpa gesekan
- aliran incompressible
- aliran sepanjang stream line

### II.1.2 REYNOLD NUMBER

Untuk mengetahui tipe suatu aliran, apakah aliran laminar atau turbulen dalam internal flow atau external flow, maka diperlukan parameter untuk mengetahui daerah transisi dari aliran tersebut. Parameter tersebut di namakan Reynold Number atau Re :

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (2.5) [6]$$

Dimana L = panjang karakteristik yang diukur pada medan aliran.

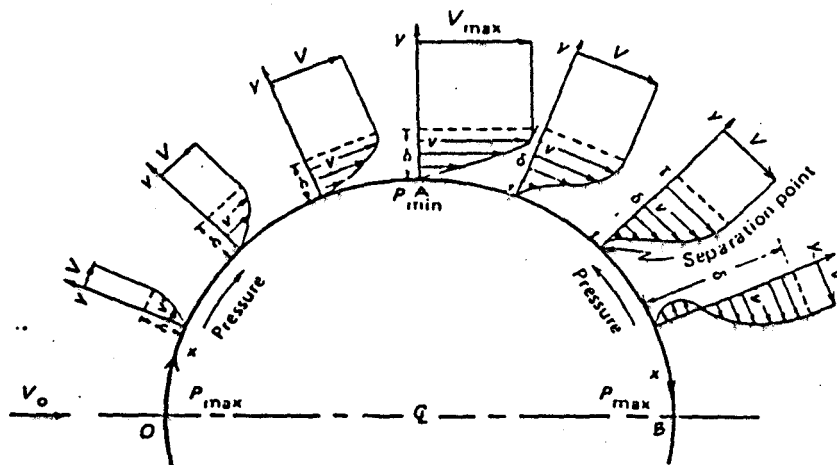
$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \frac{V}{V} \frac{L}{L} \frac{1}{V_L} = \frac{\rho V^2 L^2}{(\mu V_L) L^2} \quad (2.6)$$

Persamaan tersebut selanjutnya diinterpretasikan :

- $\rho V^2 L^2$  adalah tekanan dinamis dikalikan dengan luasan yang dinamakan gaya inersia.
- $(\mu V_L) L^2$  adalah tegangan geser yang dikalikan dengan luasan yang dinamakan gaya geser.

Jadi  $Re$  adalah merupakan perbandingan antara gaya inersia dengan gaya geser. Untuk aliran dalam pipa (internal flow) transisi dicapai pada  $Re = 2300$ , sedang pada aliran yang melingkupi suatu body (external flow) daerah transisi dicapai pada  $Re = 4.10^5$

### II.2.3 SEPARASI



Gambar 2.1 [12]

Gambar diatas menunjukkan aliran viscous pada suatu silinder. Titik  $O$  adalah titik stagnasi, dimana kecepatannya sama dengan nol dan tekanan yang terjadi adalah maksimal. Selanjutnya terjadi boundary layer, dari titik  $O$  ke titik  $A$  terjadi kenaikan kecepatan yang berakibat penurunan tekanan, kemudian dari titik  $A$  ke  $B$  terjadi penurunan kecepatan yang berarti kenaikan tekanan, sehingga boundary layer membesar yang berakibat tegangan geser membesar. Pada titik  $B$  momentum aliran tidak dapat mengalirkan tegangan

geser yang terjadi sehingga mengakibatkan pecahnya boundary layer. Titik B inilah disebut titik separasi terjadi suatu aliran balik (back flow) seperti terlihat pada gambar. Deskripsi ini untuk menerangkan teori terjadinya stall yang diakibatkan oleh :

- Separasi boundary layer pada sudut serang yang besar.
- Separasi boundary layer yang disebabkan karena adanya shock.

## II.2 ASPEK HYDRODINAMIK

Pada aliran external dimana aliran melingkupi suatu body maka akan terjadi gaya-gaya hydrodinamis pada body tersebut. Gaya hydrodinamis yang terjadi terbagi menjadi 2 komponen yaitu arah tegak lurus terhadap arah aliran dan sejajar dengan arah aliran. Dua komponen gaya itu disebut lift dan drag. Besarnya lift dan drag tergantung pada beberapa variable antara lain :

- Kecepatan aliran fluida (kecepatan kapal)
- Density fluida
- Bentuk permukaan
- Luas permukaan
- Sudut serang
- Viscositas fluida

### LIFT

Lift atau gaya angkat didefinisikan sebagai gaya yang timbul pada suatu obyek yang bergerak relatif fluida dimana arah dari gaya lift ini adalah tegak lurus terhadap arah aliran. Lift yang terjadi harus mengimbangi berat dari kapal agar dapat terangkat ke atas. Untuk menjelaskan bagaimana ter-

jadinya lift dapat diterangkan melalui prinsip azas bernoulli sbb :

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} + g Z = \text{Constan} \quad (2.7)$$

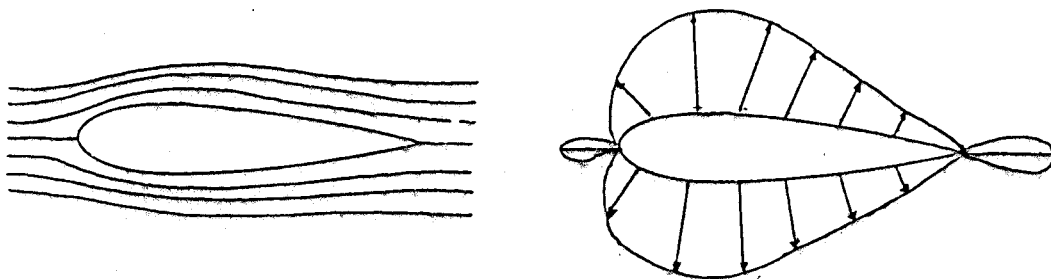
Karena beda ketinggian dianggap kecil terhadap sea load, maka persamaan menjadi :

$$P + 1/2 \rho V^2 = C \quad (2.8) [6]$$

Dimana : P = statis pressure

$1/2 \rho V^2$  = dinamic pressure

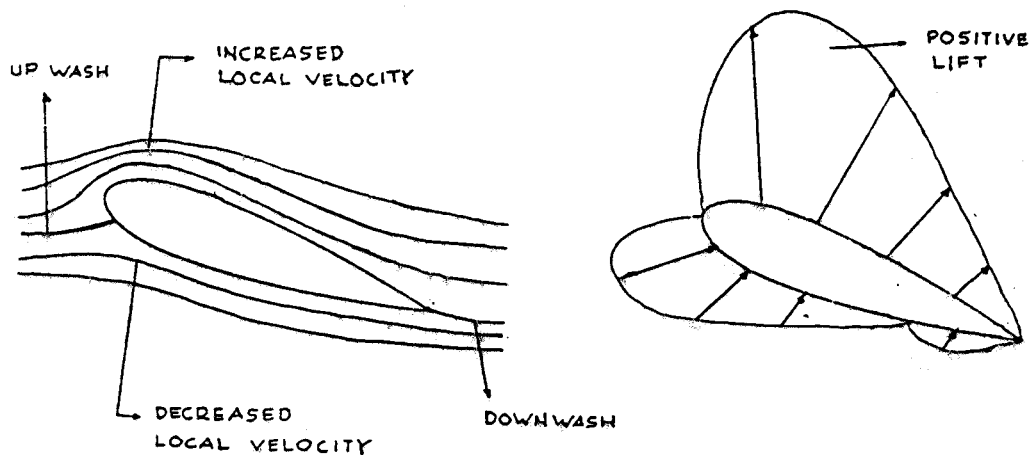
Dari persamaan ini dapat diketahui bahwa kenaikan harga kecepatan akan diikuti dengan turunnya harga tekanan dan begitu sebaliknya. Tekanan terendah terjadi pada titik dimana kecepatan yang terjadi paling besar, sedangkan tekanan terbesar dicapai saat kecepatan aliran udara sama dengan nol, titik inilah yang disebut : Stagnasi point.



Gambar 2.2 [3]



Untuk aerofoil yang simetris dan sudut serangnya sama dengan nol, maka stream line dan distribusi tekanannya akan simetri bila aliran fluida melaluinya.



Gambar 2.3 [3]

Bila aerofoil diberi sudut serang, maka aliran udara di atas permukaan aerofoil akan mengalami kenaikan kecepatan dan dibawahnya terjadi sebaliknya. Sedangkan tekanan yang terjadi pada bagian atas aerofoil mengalami penurunan dan dibawah aerofoil terjadi kenaikan tekanan.

Dengan adanya perbedaan tekanan antara bagian atas dan bagian bawah aerofoil akan mengakibatkan terjadinya lift. Besarnya lift atau gaya angkat dapat didefinisikan sbb :

$$L = 1/2 \rho V^2 S C_l \quad (2.9) [6]$$

Dimana : L = gaya angkat

$\rho$  = density

S = luas permukaan sayap

V = kecepatan aliran

$C_l$  = Coefficient lift

DRAG

Drag adalah komponen gaya yang sejajar dan searah dengan aliran udara bebas. Gaya ini terjadi karena suatu body yang bergerak relatif berlawanan dengan aliran udara, sehingga gaya ini sifatnya menghambat laju dari kapal dan dibutuhkan daya untuk melawan gaya ini. Besarnya drag dapat didefinisikan :

$$D = 1/2 \rho V^2 S C_d \quad (3.0) [6]$$

Dimana  $C_d$  = koefisien drag

Ditinjau dari cara timbulnya drag dapat dibagi dari 2 jenis, yaitu :

**a. Zero lift drag**

adalah gaya seret yang terjadi pada lift sama dengan nol. Zero lift drag ini terdiri dari gaya seret karena geseran pada kulit (skin pressure drag).

Persamaan untuk lift drag adalah sbb :

$$D_z = 1/\rho V^2 S C_{dz} \quad (3.1) [7]$$

Dimana :  $C_{dz}$  = koefisien zero lift drag

$D_z$  = zero lift drag

**b. Induced drag**

adalah gaya seret yang terjadi karena adanya gaya angkat. Penyebab utama dari induced drag adalah terjadinya tip vortex di ujung sayap yang merubah gaya angkat menjadi condong ke belakang.

Persamaan untuk menghitung induced drag adalah sbb :

$$D_i = 1/2 \rho V^2 S C_{di} \quad (3.2) [3]$$

Dimana :  $D_i$  = induced drag

$C_{di}$  = koefisien induced drag

$$C_{di} = \frac{C_i^2}{\pi AR}$$

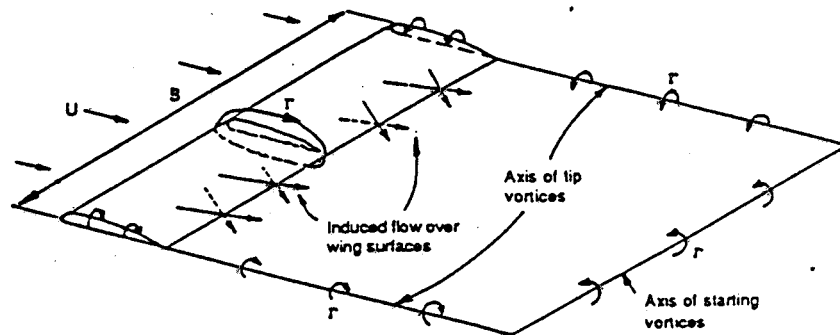
AR = aspect ratio

## II.3 SAYAP TERBATAS (THE FINITE WING)

### II.3.1 ALIRAN FLUIDA DISEKELILING SAYAP TERBATAS

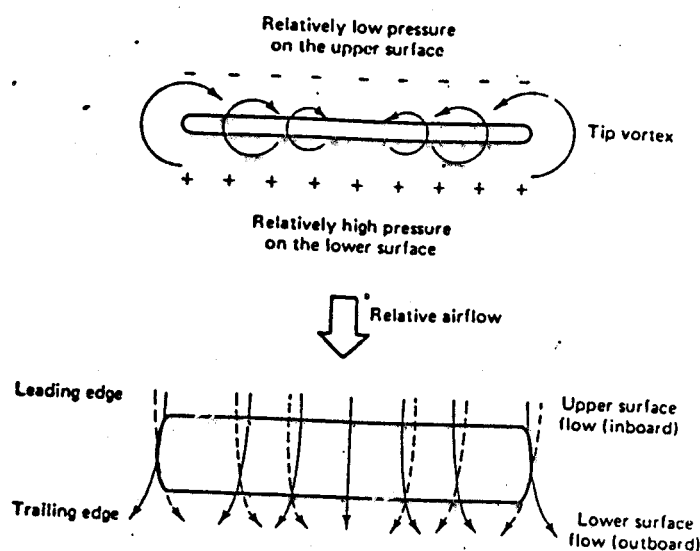
Pembicaraan mengenai lift sebegitu jauh dibatasi hanya untuk aliran 2 - D . Tetapi jika foil atau daun pengangkat tersebut mempunyai panjang terbatas di dalam suatu fluida bebas, disana terdapat kondisi-kondisi ujung yang mempengaruhi baik lift maupun drag. Karena tekanan pada sisi bawah daun lebih besar daripada tekanan sisi atas, fluida akan lari mengitari ujung-ujung daun (tip wing) dan disana akan timbul suatu aliran yang mengarah ke luar dari pusat/tengah menuju ke ujung-ujung (sepanjang sisi bawah/bottom) dan aliran yang mengarah ke dalam dari ujung-ujung menuju ke pusat/tengah daun (sepanjang top/sisi atas). Gerakan fluida ke atas, di sekitar ujung-ujung daun menghasilkan "tip vortex-vortex" kecil yang terlepas dari wing tips (ujung-ujung tipis sayap). Dalam teori, dalil Thomson tetap berlaku, dimana terdapat tip vortex yang sama dan berlawanan. [10]

Jika sirkulasi dihitung sekitar suatu jejak hipotetis melalui foil tersebut sepanjang sumbu-sumbu dari tip dan starting vortices (vortex-vortex) seperti terlihat pada gambar 2.5 , maka akan tetap berjumlah nol. Prakteknya tentu saja sirkulasi sekitar foil tersebut terus-menerus ada, tetapi tip dan starting vortices segera hilang dikarenakan tahanan kekentalan



Gambar 2.5 [11]

Sayap dengan panjang (span) terbatas

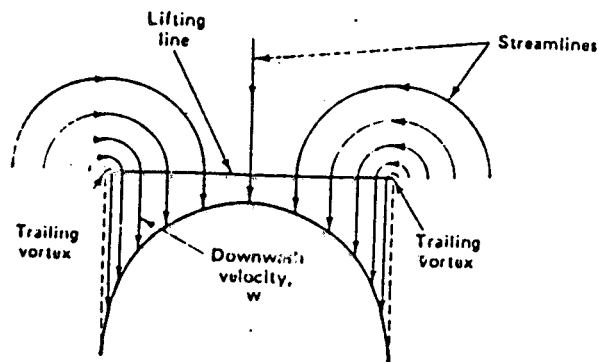


Gambar 2.6 [12]

Formasi trailing vortices di ujung-ujung tipis sayap (tip wing)

### II.3.2 DOWNWASH DAN INDUCED DRAG

Jejak tertutup yang terdiri dari : wing terbatas, tip vortices, dan starting vortices (gambar 2.5) mewakili suatu cincin vortex besar dimana ada kecepatan downwash (mengarah ke bawah) yang diinduced/diakibatkan/dipengaruhi oleh vortex-vortex tersebut.

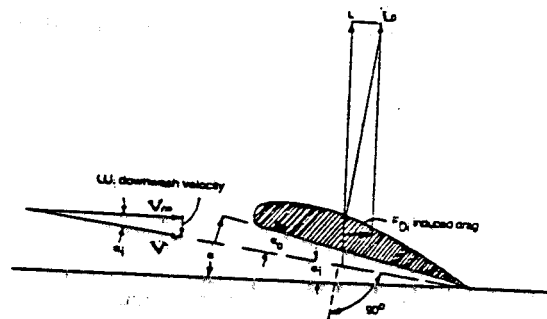


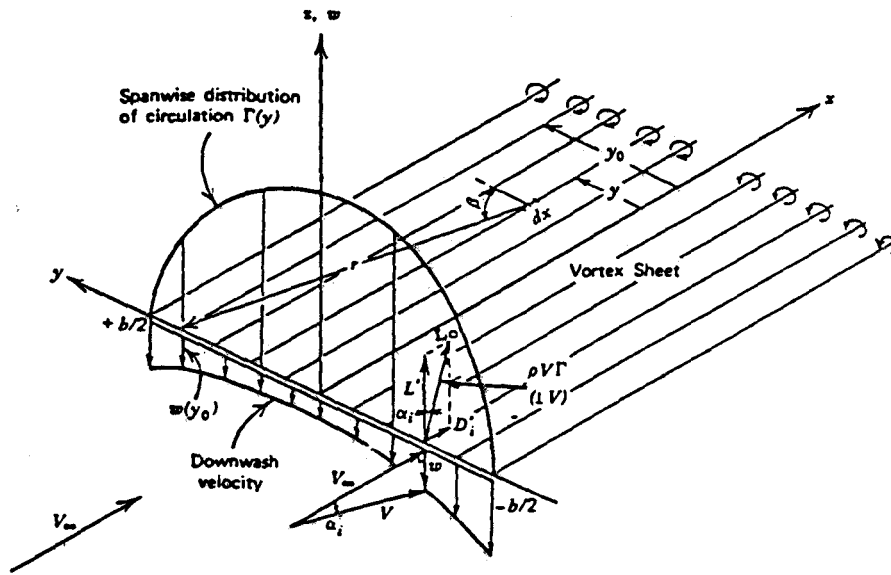
Gambar 2.7

Streamline dan downwash yang dihasilkan trailing vortices  
tampak depan

Prandtl memperlihatkan bahwa kecepatan ke bawah atau kecepatan downwash  $w$  ini adalah konstan jika sayap tersebut dikonstruksikan/dibentuk sedemikian sehingga memproduksi suatu distribusi lift yang eliptis sepanjang span. Downwash tersebut merubah arah aliran di pinggir foil dari  $V_\infty$  ke  $V$  sehingga menurunkan sudut insiden efektif dari  $\alpha$  menjadi  $\alpha_a$ . Pengurangan sudut insiden efektif  $\alpha_i = \alpha - \alpha_a$  seperti terlihat pada gambar 2.8, dan  $\alpha_i$  disebut induced angle of attack.

Kecepatan downwash yang diinduksikan oleh trailing vortex akan menyebabkan terjadinya induced angle of attack  $\alpha_i$  yang akan mengurangi effective angle of attack, sehingga menaikkan drag dan menurunkan lift.





Gambar 2.8 [9]

Gambar kecepatan downwash yang diinduksi oleh trailing vortex

Selanjutnya sayap tersebut dapat dianalisa berdasarkan suatu foil dengan panjang tak terbatas yang diletakkan pada suatu aliran dengan kecepatan uniform  $V$ , pada sudut insiden  $\alpha$ . Lift  $L_0$  yang diproduksi sirkulasi sekitar foil tak terbatas tersebut harus normal terhadap  $V$ . Gaya lift ini diperlihatkan terdiri dari dua komponen, yaitu Lift yang betul (tru lift)  $L$  normal terhadap  $V_\infty$  dan suatu komponen paralel terhadap  $V_\infty$  yang disebut "induced drag". Persamaan untuk menghitung induced drag adalah sbb :

$$D_i = 1/2 \rho V^2 S C_{di} \quad (3.3) [4]$$

Dimana :  $D_i$  = induced drag

$C_{di}$  = koefisien induced drag

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{\pi AR}$$

$AR$  = aspect ratio

### II .3.3 TWIST PADA SAYAP TERBATAS

Adanya twist mempengaruhi besarnya gaya aerodynamic dan distri-busi momen sepanjang span sayap. Hal ini dapat dijelaskan dari sifat-sifat geometric atau aerodynamicnya, yaitu : [9]

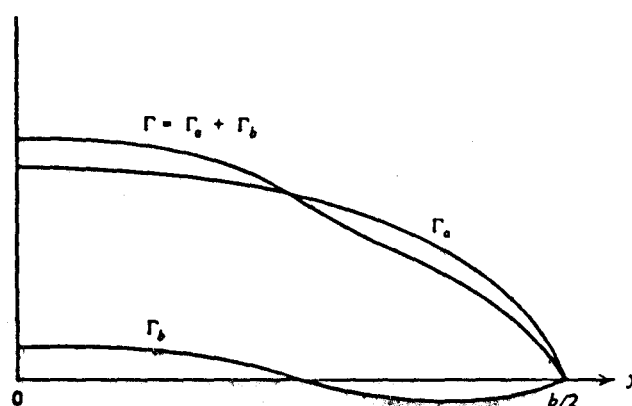
#### 1. Geometric twist :

Adanya twist pada sayap menyebabkan geometrik angle of attack  $\alpha$  sepanjang span sayap bervariasi, yang besarnya menurun dari root sampai ke tip.

#### 2. Aerodynamic twist :

Adanya twist pada sayap menyebabkan: juga adanya perubahan variasi dari camber dan posisi maximum camber sepanjang span sayap dari root ke tip, dan hal ini berpengaruh pada variasi absolut angle of attack dan centre of pressure.

Adapun sirkulasi sepanjang sayap merupakan penjumlahan dari sirkulasi sayap dengan twist  $\Gamma_b$  dan sayap tanpa twist  $\Gamma_a$  (gambar 2.8).



Gambar 2.9 [9]

Kontribusi 'basic' dan 'additional' untuk sirkulasi

Besarnya lift tiap station sayap :

$$L' = L'_b + L'_a = \rho V_\infty (\Gamma_b + \Gamma_a) \quad (3.3) [9]$$

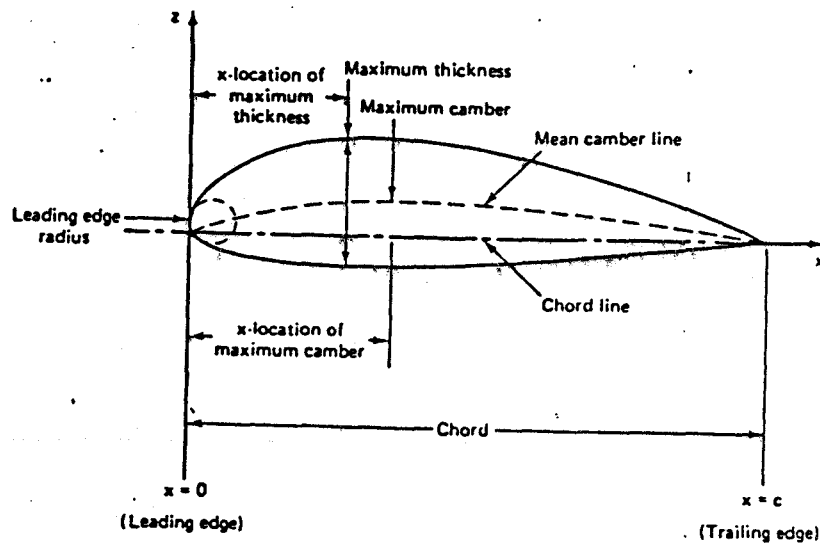
$$c_{l_b} = \frac{L'_b}{q_\infty c}, \quad c_{l_a} = \frac{L'_a}{q_\infty c} \quad (3.4) [9]$$

$$c_l = c_{l_b} + c_{l_a} \quad (3.5) [9]$$

Dimana nilai  $c_{l_a}$  dipengaruhi twist pada sayap dan  $c_{l_b}$  nilainya tidak dipengaruhi twist pada sayap. Sehingga persamaan (3.5) dapat ditulis :

$$c_l = c_{l_b} + c_{l_a}' Cl \quad (3.6) [9]$$

## II.5 AEROFOIL



Gambar 2.10 aerofoil [12]



Keterangan :

- Chordline adalah suatu garis lurus yang menghubungkan antara leading edge dan trailing edge dari suatu aerofoil.
- Chord adalah ukuran panjang dari aerofoil.
- Mean camberline adalah suatu garis lengkung yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah aerofoil.
- Maximum camber adalah jarak maximum antara mean camberline dengan chord line.
- Maximum thickness adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah aerofoil.
- Leading edge radius adalah ukuran kehaluan dari leading edge atau jari-jari kelengkungan permukaan leading edge aerofoil.

### II.5.1 TIPE AEROFOIL

Type-type aerofoil antara lain :

- NACA 4 digit :

Sistim penomoran NACA 4 digit diindikasikan sbb :

- Angka pertama menunjukkan nilai maksimum camber diukur dalam proses chord.
- Angka kedua menunjukkan lokasi maximum camber diukur dari leading edge dalam persepuluh chord.
- Dua angka terakhir menunjukkan maximum, ketebalan maximum dalam % chord.

Contoh : NACA 2412

artinya : maximum camber sekitar 2 % chord pada lokasi 0,4 chord diukur dari leading edge dan maximum ketebalan (thickness max) sebesar 12 % chord.

- NACA 5 digit

Sistim penomoran dari NACA 5 digit diindikasikan sebagai berikut :

- Angka pertama menunjukkan desain koefisien lift dikalikan 2/3 dalam persepuluh.
- Angka kedua dan ketiga menunjukkan lokasi maximum camber dari leading edge dibagi 2 perseratus chord.
- Dua angka terakhir menunjukkan tebal maximal dalam % chord.

Contoh NACA 23012

- Angka 2 menunjukkan desain lift koefisien sebesar 0,3.
- Angka 30 menunjukkan lokasi maksimum camber adalah 0,15 chord dari leading edge.
- Angka 12 menunjukkan maksimal ketebalan sebesar 12 % chord.

- NACA seri 1

Sistim penomoran dari seri 1 diindikasikan sbb:

- Angka pertama menunjukkan design seri.
- Angka kedua menunjukkan lokasi maksimal ketebalan dalam persepuluh chord diukur dari leading edge.
- Angka ketiga menunjukkan design lift koefisien dalam persepuluh.
- Dua angka terakhir menunjukkan tebal maksimum dalam % chord.

Contoh NACA 16-212

Artinya NACA seri 1 dengan lokasi ketebalannya maksimal adalah 0,6 chord diukur dari leading edge, desain koefisien lift sebesar 0,2 dan ketebalan maksimum sebesar 12 % chord.

- NACA seri 6

Sistim penomoran NACA seri 6 sama dengan NACA seri 1.

contoh NACA 65-218

artinya NACA Seri 6 dengan lokasi maximal thicknes 0,5 chord dari leading

edge dan didesign pada koefisien lift sebesar 0,2 dan ketebalan maksimal sebesar 8 % chord.

Untuk symetri aerofoil misalnya 64-012

artinya NACA seri 6 dengan lokasi maximal thickness adalah 0,4 chord dari leading edge didisign koefisien lift sebesar 0 (simetri aerofoil) sedang maksimal ketebalannya sebesar 12 % chord.

- Modifikasi NACA 4 digit dan 5 digit

Modifikasi NACA 4 digit dan 5 digit yaitu dengan menambahkan dua angka di belakangnya. Dua angka tambahan mempunyai arti berikut :

- Angka tambahan pertama menunjukkan leading edge radius % chord dari type tsb.
- Angka tambahan kedua menunjukkan maximal ketebalan diukur dari leading edge dalam persepuluh chord.

Contoh : 23012-64

Angka 23012 artinya sama dengan NACA 5 digit sedang dua angka tambahan mempunyai arti leading edge radius sebesar 6 % chord dan lokasi maximal ketebalan adalah 0,4 chord dari leading edge.

## II.5.2 KARAKTERISTIK AEROFOIL

Seperti yang telah dijelaskan sebelumnya bahwa karakteristik aerofoil dipengaruhi oleh type aerofoil itu sendiri dengan kata lain type aerofoil akan menentukan karakteristik dari aerofoil tsb. Karakteristik dari type aerofoil dapat diterangkan sbb:

- **MAKSIMUM KETEBALAN (MAXIMUM THICKNESS)**

Semakin besar maximum thickness, semakin besar koefisien maximumnya.

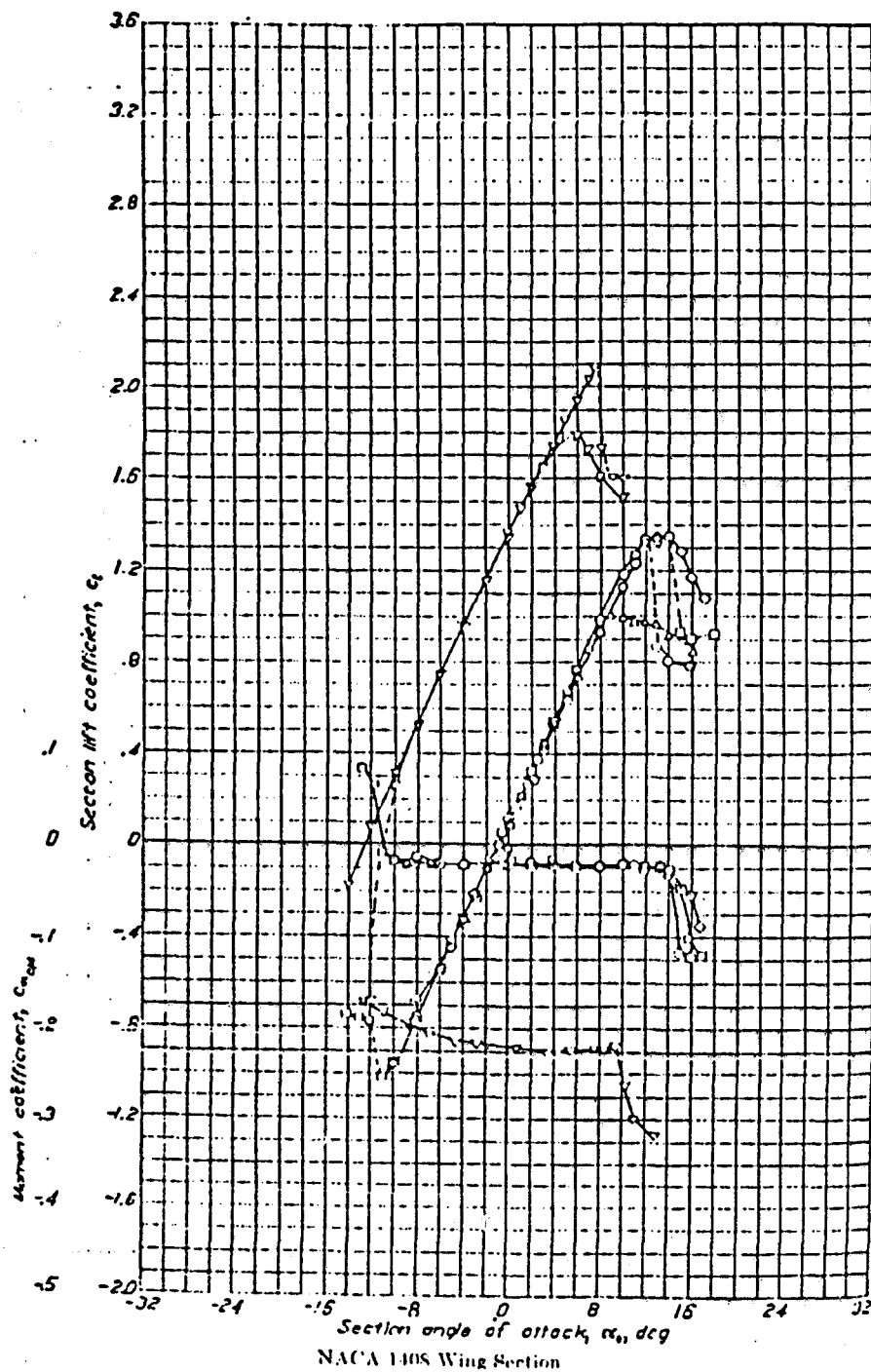
Hal ini karena minimal pressure yang terjadi lebih tinggi dibandingkan dengan maksimum thickness yang kecil (gambar 2.11a dan gambar 2.11b)

---

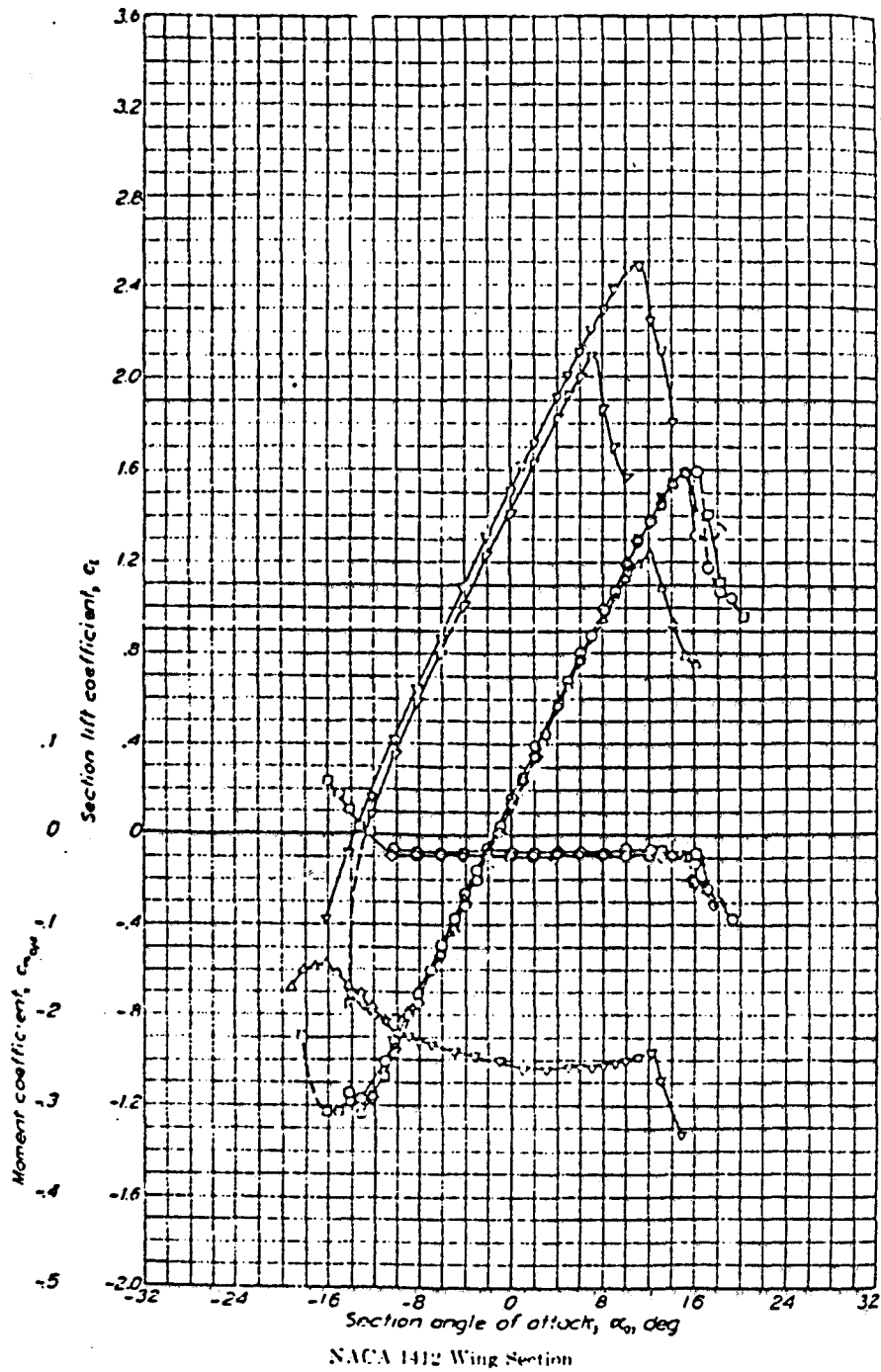
Dengan koefisien maximum thickness lebih besar, maka kecepatan stall rendah.

- CAMBER

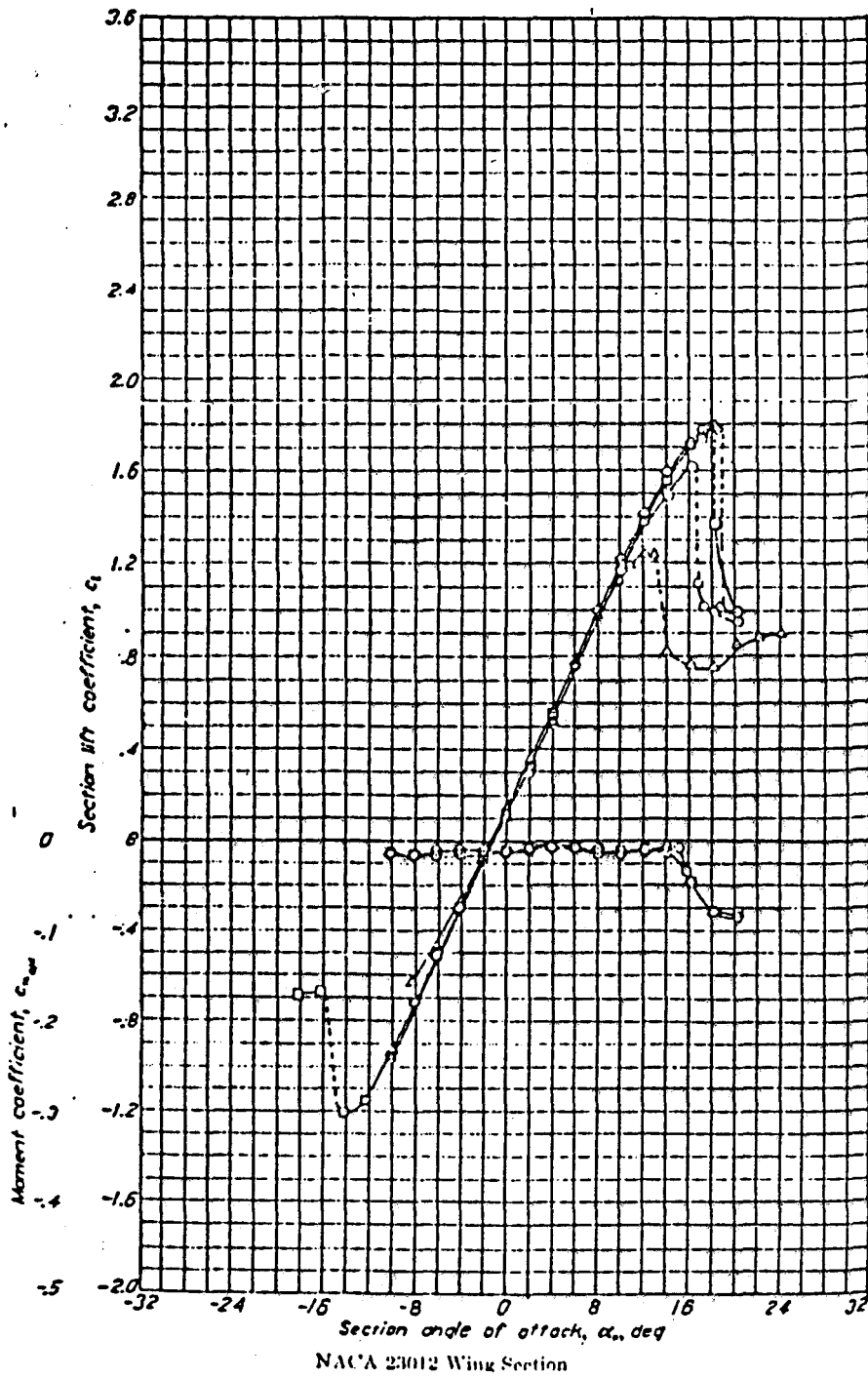
Dengan adanya camber minimal pressure lebih cepat tercapai sehingga dengan sudut serang yang sama harga koefisiennya lebih tinggi dibandingkan tanpa camber (Gambar 2.12a dan gambar 2.12b). Dengan adanya camber, pada kecepatan rendah maupun tinggi, dengan sudut serang yang sama, dihasilkan koefisien drag lebih besar. Hal ini karena koefisien lift yang dihasilkan lebih besar sehingga koefisien drag lebih besar juga dibandingkan tanpa camber. (Gambar 2.13a dan Gambar 2.13b).



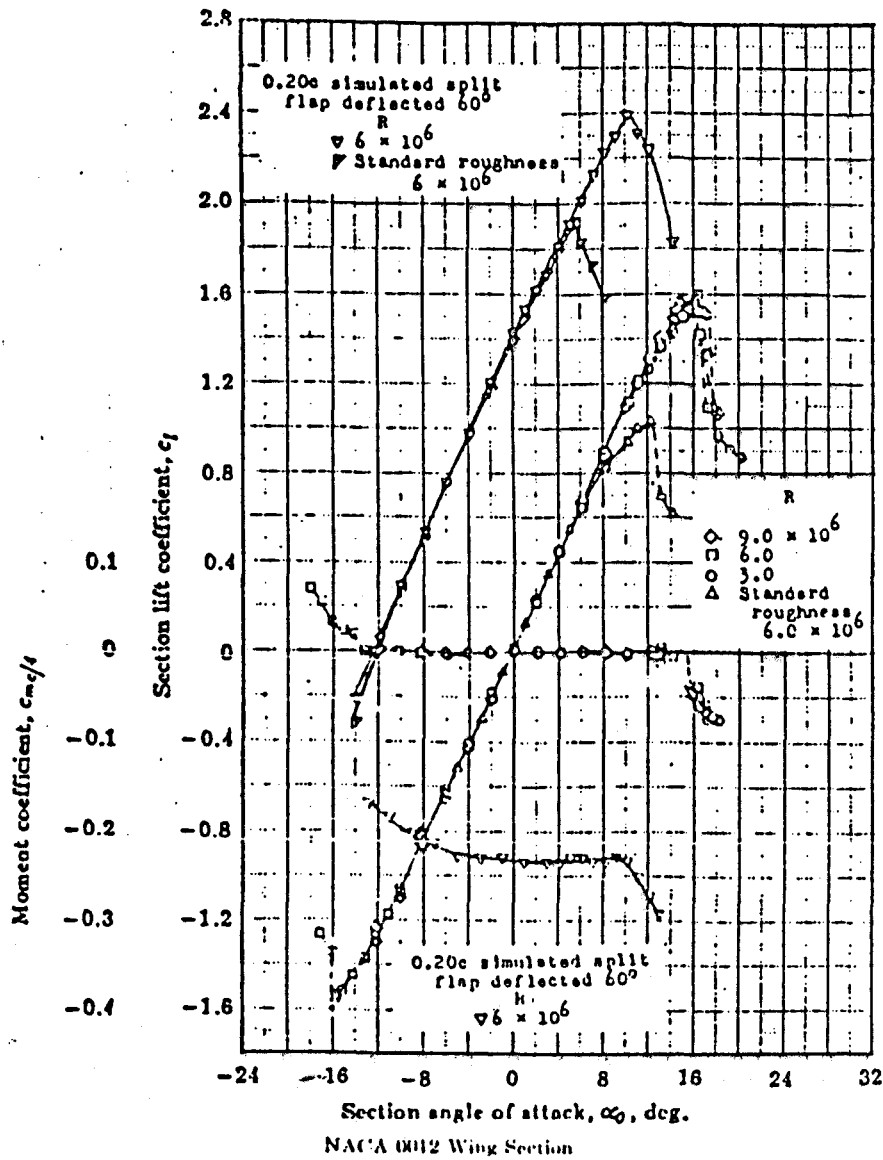
Gambar 2.11 a [1]



Gambar 2.11 b [1]

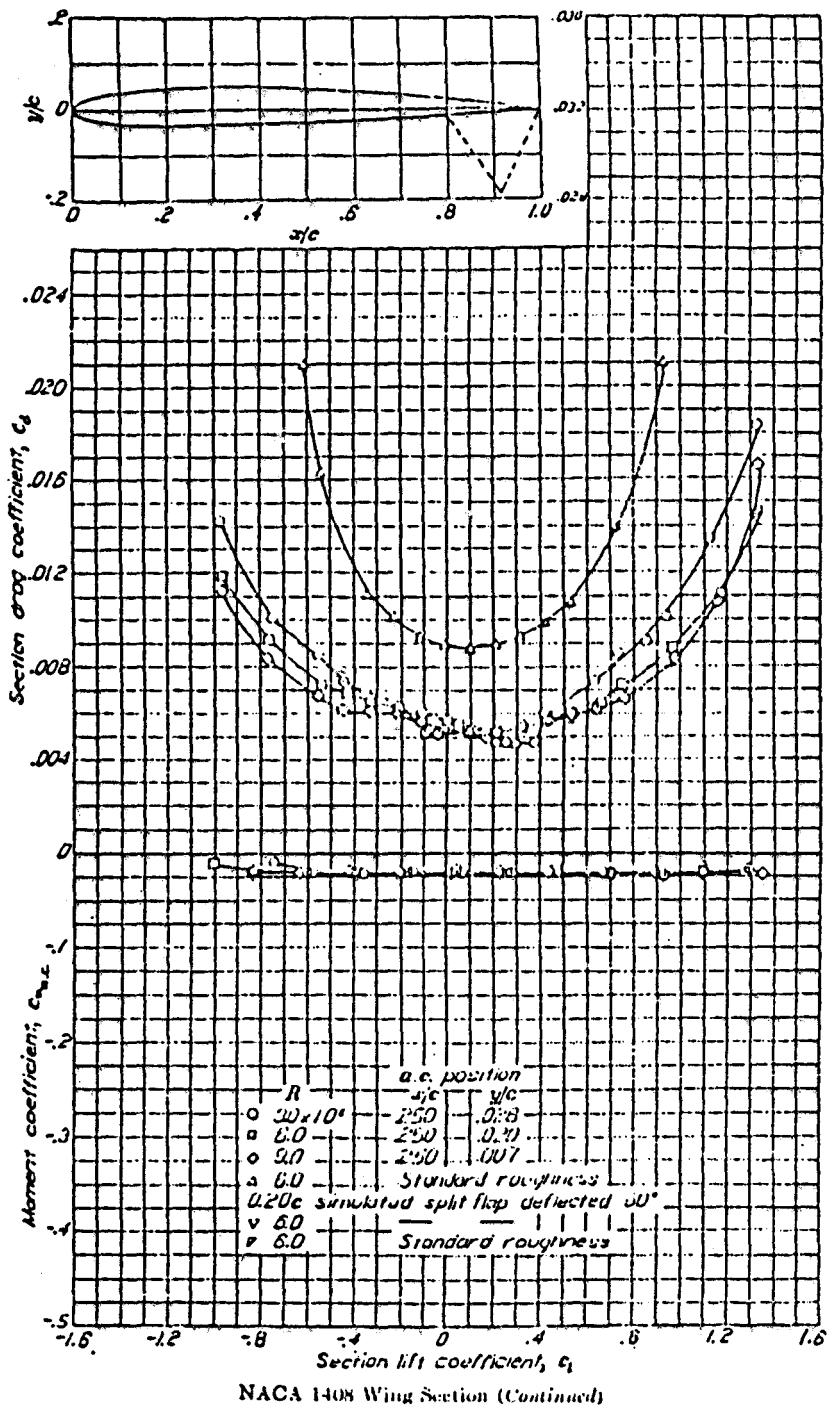


Gambar 2.12 a [1]

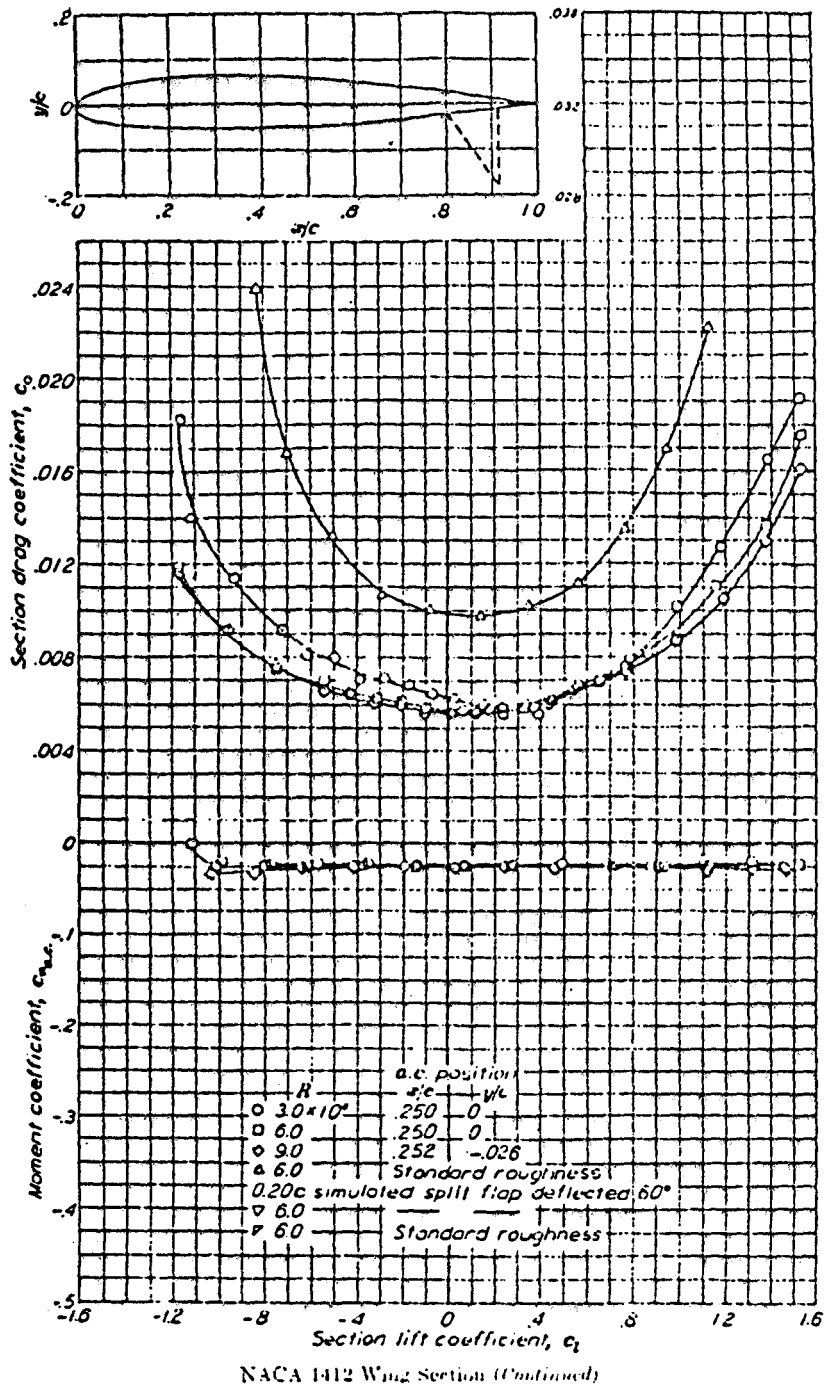


Gambar 212 b [1]





Gambar 2.13 a [1]



Gambar 2.13 b [1]

---

## BAB III

# MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB-28 MENJADI TIPE KAPAL HYDROFOIL

### III. 1 GAMBARAN UMUM KAPAL HYDROFOIL

Prinsip dasar konsep hydrofoil adalah mengangkat badan kapal diatas permukaan air dengan memanfaatkan gaya angkat dinamis yang ditimbulkan oleh sayap yang terbenam di bawah permukaan air (hydrofoil). Dengan demikian pengaruh gelombang dan hambatan air terhadap kapal dapat diperkecil sehingga tenaga yang dibutuhkan untuk mendorong kapal pada kecepatan tinggi relatif lebih rendah dibandingkan kapal konvensional.

Pemikiran konsep hydrofoil ini sudah cukup lama, seperti ditunjukkan pada paten perancangan dasarnya yang didaftarkan pada tahun 1880 an. Paten hydrofoil yang pertama ini diajukan kira-kira pada saat yang bersamaan dengan pengajuan paten pesawat terbang pertama. Percobaan pertama yang cukup berhasil telah dilakukan oleh Heachan di Chicago pada tahun 1894. Prototipe hydrofoil yang dicoba adalah  $L = 4,3 \text{ m}$  (14 feet) sebagai perbandingan prototipe pesawat terbang pertama yang dicoba tahun 1903 oleh wright. [8]

Pengembangan konsep hydrofoil pertama tersebut kemudian terhambat karena belum tersedianya material struktur dan permesinan yang cukup efisien. Baru 30 - 40 tahun kemudian pengembangan yang memadai dapat tercapai yaitu dengan dicobanya mengambil masukan dari teknologi pesawat terbang.

### III.1.1 KONFIGURASI HYDROFOIL

Dalam perkembangannya sampai saat ini, konfigurasi dari hydrofoil dapatlah diklasifikasikan menjadi 2 jenis berdasarkan pengaturan dan pengoperasian foil, yaitu : [5]

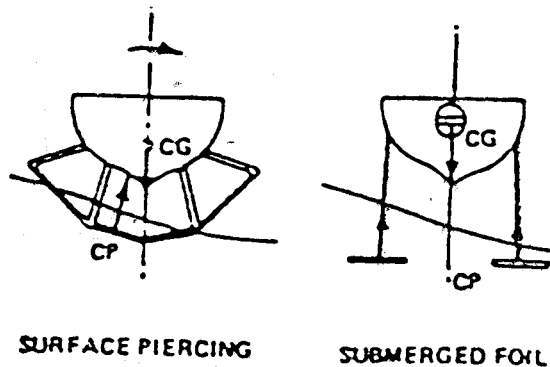
1. Surface Piercing Foils, yaitu hydrofoil dengan sayap berbentuk V atau U yang sebagian terbenam dan sebagian lagi di permukaan air.

Kelebihan dari konfigurasi Surface Piercing Foils :

- a. Seakeeping lebih baik pada kecepatan hull borne.
  - b. Stabilitasnya baik pada kondisi foil borne di perairan ganas.
  - c. Stabilitasnya baik tanpa kontrol.
  - d. Rentang kecepatan pada kondisi foil borne lebih lebar.
  - e. Toleransi beban-beban pada perencanaan lebih besar.
2. Fully Submerged Foil, yaitu hydrofoil dengan seluruh bagian permukaan sayap terbenam dalam air.

Kelebihan dari Fully Submerged Foil :

- a. Lebih nyaman pada kondisi perairan moderat .
- b. Perbandingan (rasio) antara lift terhadap drag tinggi.
- c. Berat sistem foilnya kecil.
- d. Kemampuan tetrasi pada perairan dangkal.



Gambar 3.1

### III.1.2 UNJUK KERJA HYDROFOIL DI ATAS GELOMBANG

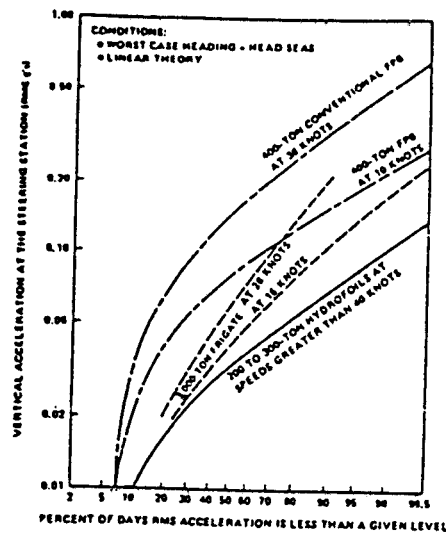
Salah satu kelebihan utama kapal hydrofoil bila dibandingkan dengan tipe kapal cepat lain atau kapal-kapal konvensional, adalah kemampuannya untuk dapat bekerja lebih efektif di atas gelombang dengan rentang 'sea state' yang relatif lebih besar. Lebih dari itu, kemampuan yang lebih baik ini dapat dicapai dengan ukuran kapal hydrofoil yang relatif lebih kecil dari tipe kapal lainnya. Selanjutnya, kemampuan operasi diatas gelombang tersebut akan meningkat bilamana dipakai konfigurasi FSF daripada SPF. Karena alasan inilah maka program pengembangan hydrofoil di USA cenderung dikonsentrasikan pada observasi unjuk kerja tipe-tipe FSF.

#### III.1.2.1 Sistem Kontrol Otomatis

Untuk mencapai kemampuan operasi pada kecepatan diatas 40 knot di atas gelombang besar, maka sebuah hydrofoil memerlukan sistem kontrol otomatis (automatic control system - ACS) yang canggih. [8] ACS harus dapat berfungsi untuk mengatasi berbagai kondisi dinamis, seperti pada saat take-off, landing, operasi dengan mode foilborne, badan kapal dalam jarak cukup tinggi diatas permukaan air, stabilitas roll dan pitch, berbelok mendarat (bank turns) dan minimisasi pengaruh kecepatan orbit partikel air pada sistem gelombang. ACS terutama juga harus mampu untuk menjaga clearance antara badan kapal dan permukaan air (gelombang) cukup besar, sehingga hempasan sejauh mungkin dapat dihindari. Berkaitan dengan hal ini, dan khususnya untuk tipe FSF, operasi pada saat foilborne kemudian akan terbatas bilamana tinggi gelombang telah melampaui panjang dari strut. Sebelum batas ini terlampaui maka kapal hydrofoil akan tetap mempunyai gerakan yang cukup rendah, sehingga aktifitas crew ataupun pengoperasian alat-alat (tempur) di atas kapal dapat dijamin aman.

### III.1.2.2 Percepatan Vertikal dan Slamming

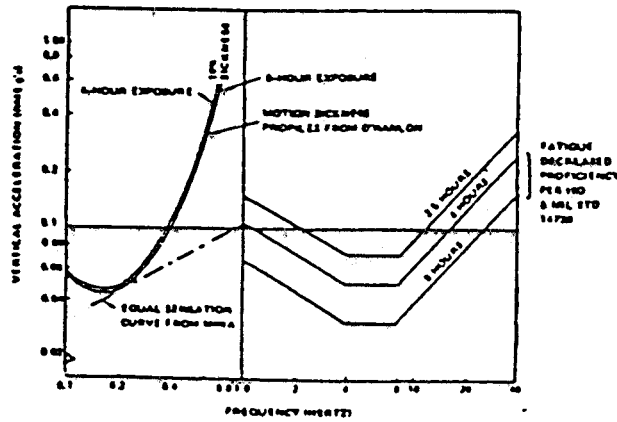
Sebagai tolak ukur kemampuan kerja di atas gelombang (seakeeping) sebuah kapal biasanya dilihat dari seberapa besar kecepatan tetap dipertahankan tanpa kapal mengalami hempasan gelombang (slamming) ataupun air naik ke geladak (deck wetting). Dalam hal ini beberapa literatur telah memberikan data kinerja kapal hydrofoil di atas gelombang, antara lain seperti dilihat dalam gambar 3.2. Data ini menunjukkan bahwa penurunan kecepatan kapal adalah cukup kecil bila dibandingkan dengan kenaikan seastate pada saat pengoperasiannya.



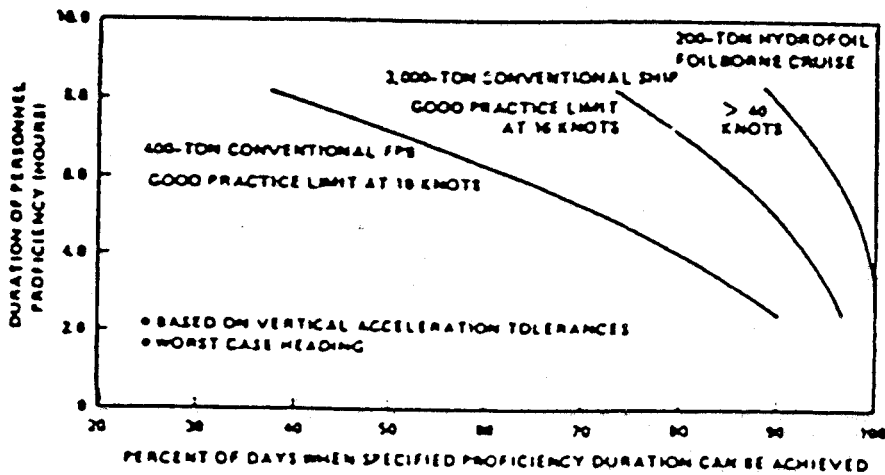
Gambar 3.2 [8]

Disini kapal-kapal hydrofoil dengan displacemen antara 60 s/d 133 ton ternyata masih mampu mempertahankan kecepatannya sampai 40 knot di atas gelombang signifikan s/d 4 m. Untuk kapal-kapal lain dengan displacemen yang sama kemampuan mempertahankan kecepatan di atas gelombang sampai setinggi itu akan sangatlah sulit dilakukan. Lebih lanjut, kecepatan hydrofoil di atas gelombang dengan keganasan tertentu bisa tiga atau empat kali lebih besar dibanding kecepatan yang dapat dicapai oleh kapal cepat lain dengan ukuran yang sama.

Pada hydrofoil dengan kecepatan di atas 40 knots percepatan vertikal sebesar 1 Hz biasanya masih dapat diterima. Tetapi untuk kapal-kapal konvensional frekuensi percepatan harus lebih rendah lagi. Gambar 3.3 menunjukkan data hasil penelitian respons manusia terhadap kelelahan akibat gerakan (percepatan) vertikal.



Gambar 3.3 [8]



Gambar 3.4 [8]

Sedangkan Gambar 3.4 menunjukkan perbandingan percepatan vertikal beberapa jenis kapal, yang juga dapat diinterpretasikan sebagai kualitas unjuk kerja masing-masing kapal tersebut. Bila dengan ukuran kecil (displacemen 300 ton) dengan kecepatan diatas 40 knots masih lebih baik daripada FPB (displacemen 400 ton) pada kecepatan 10 knots ataupun frigate (displacemen 3000 ton) pada kecepatan 16 knots.

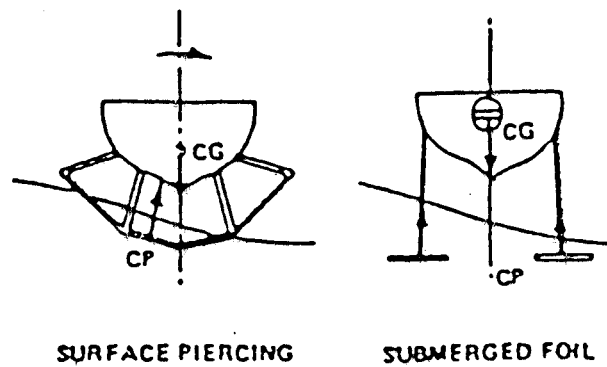
Kapal hydrofoil yang bergerak dengan kecepatan 40 knots atau lebih akan berpapasan dengan gelombang rata-rata antara 1 s/d 2 detik, tergantung dari frekuensi gelombang insiden. Dengan bertambahnya keganasan gelombang, bersamaan dengan kecepatan tinggi, akan menyebabkan frekuensi terjadinya hempasan gelombang (slamming) yang cukup tinggi. Kondisi ini akan terasa tidak nyaman bagi penumpang atau ABK karena adanya getaran global pada badan kapal. Disamping itu slamming yang terjadi secara kontinyu akan mudah menimbulkan kerusakan lokal pada dasar di bagian depan kapal. Untuk mengatasi pengaruh tersebut operator biasanya perlu mengurangi kecepatan dan/atau membelokkan arah kapal. Frekuensi slamming umumnya masih ditolerir bila hempasan yang terjadi kurang dari satu kali per menit (0,17 Hz).

#### III.1.2.3 Gerakan Rolling Hydrofoil

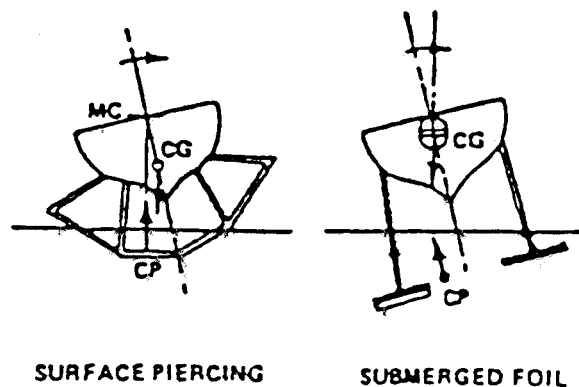
Reaksi hydrofoil terhadap gelombang yang memberikan eksitasi gerakan rolling mempunyai karakteristik yang cukup berbeda dengan monohull. Dalam gambar 3.5 cukup jelas ditunjukkan bahwa adanya gangguan, gelombang sisi sebagai contohnya, pada monohull akan menggeser letak titik apung B, dan pada hydrofoil SPF menggeser titik angkat H, sehingga terjadi rolling. Pergeseran titik-titik B dan H seperti di atas akan menimbulkan momen pengembali sebagai reaksi terhadap rolling,



sehingga kapal akan kembali ke posisi tegaknya ( gambar 3.6).



Gambar 3.5 [8]



Gambar 3.6 [8]

Dengan gangguan gelombang sisi yang sama pergeseran titik angkat pada hydrofoil FSF akan sangat kecil. Dalam hal FSF mengalami rolling maka pengaturan perbedaan gaya angkat pada foil di tiap sisi harus dilakukan, sehingga akan diperoleh momen pengembali yang memadai untuk melawan gerakan tersebut. Pengaturan gaya angkat foil dapat dilakukan secara langsung oleh giroskop kontrol otomatis, sebagai alat yang memantau perubahan posisi tegak kapal.

#### III.1.2.4 Gerakan Pada Mode Hullborne

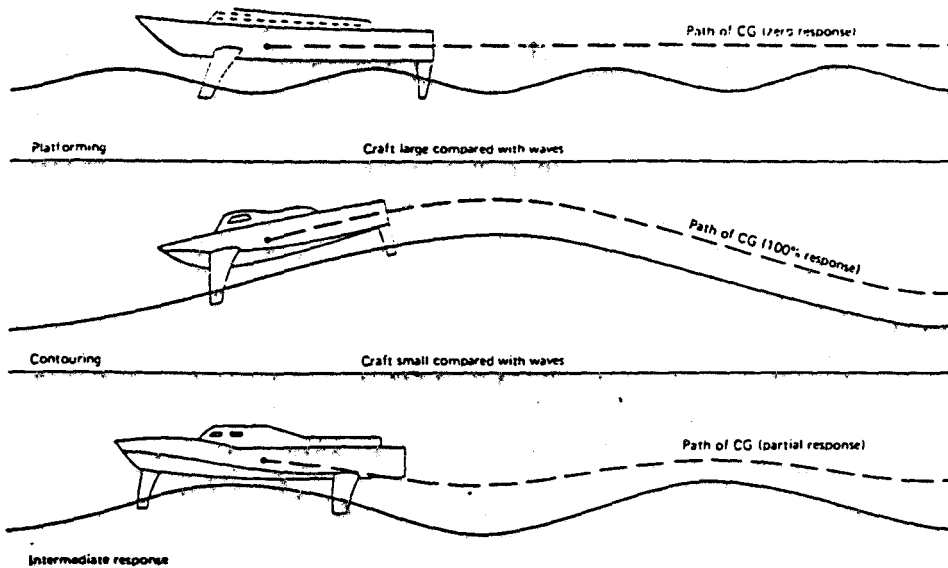
Penelitian gerakan hydrofoil di atas gelombang pada kondisi hullborne tidak terlalu banyak dilakukan, dengan demikian karakteristiknya pun tidak banyak dikenal. Meskipun demikian bila dilihat dari konfigurasi kapal ini, maka dengan analogi peralatan penambah stabilitas foil yang terpasang akan dapat juga berfungsi sebagai peredam massa. Dengan begitu gerakan hydrofoil, yaitu rolling dan pitching terutama, dapat jauh berkurang oleh adanya redaman foil. Secara umum kemudian dapat disimpulkan gerakan hydrofoil pada kondisi hullborne pun masih akan lebih baik daripada monohull ataupun kapal planning.

#### III.1.2.5 Clearance Badan Hydrofoil

Pada kondisi bergerak di atas gelombang sebuah hydrofoil dapat menjaga posisi relatif terhadap permukaan air dalam tiga mode, yaitu platforming, counterering dan intermediate (lihat gambar 3.7). Mode platforming atau bergerak mendatar, umumnya dapat dilakukan pada saat kapal berada di atas gelombang dengan frekuensi relatif tinggi (panjang gelombang lebih tinggi dari panjang kapal). Bila panjang gelombang sekitar dua kali panjang kapal maka gerakan akan berada dalam kondisi intermediate (mode diantara platforming dan counterering), atau sedikit berfluktuasi. Sedangkan kapal akan bergerak dengan mode contouring bila panjang gelombang jauh lebih besar daripada panjang kapal, yakni kapal bergerak mengikuti bentuk permukaan gelombang.

Disamping ketiga mode tersebut kontrol foil terbanyak dilakukan pada mode platforming, karena pada mode ini perubahan distribusi tekanan pada foil terjadi dengan lebih cepat. Dalam praktek pengoperasian kapal, pengontrolan foil dengan cepat ini seringkali sulit untuk dapat dicapai. Dengan

demikian kondisi platforming hanya benar-benar dapat dilakukan bila kapal bergerak di atas air tenang. Kontrol pada mode Intermediate dilakukan secukupnya, yaitu hanya sejauh untuk menghindarkan terjadinya broaching.



Gambar 3.7 [8]

### III.1.3 PERTIMBANGAN DALAM PERANCANGAN FOIL

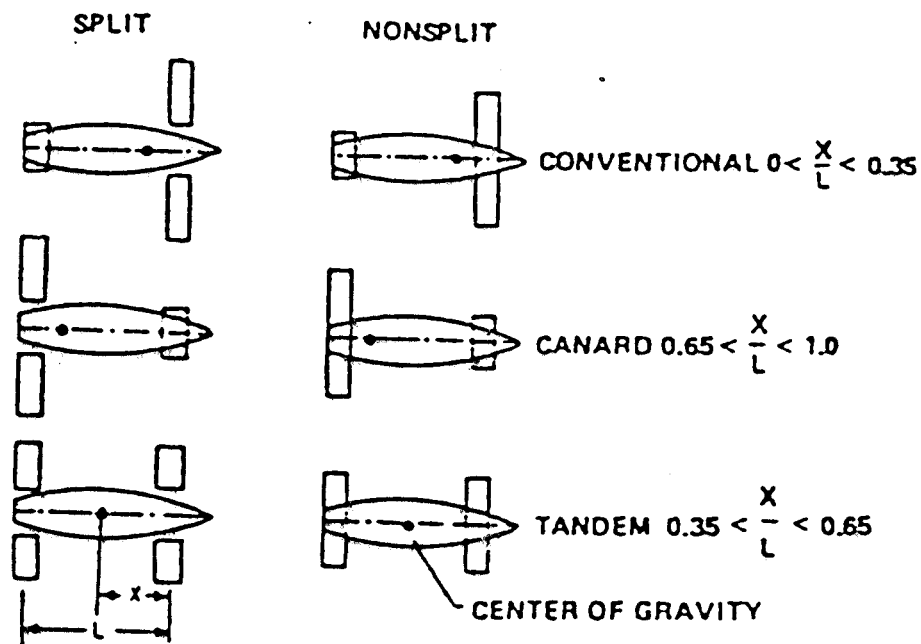
#### III.1.3.1 Susunan/Peletakan Foil

Susunan dan peletakan foil dalam kaitannya dengan letak titik berat kapal dapat dibedakan menjadi 3 jenis :

1. Konvensional, yaitu hydrofoil dengan ukuran sayap depan lebih besar dibandingkan sayap belakang.
2. Tandem, yaitu hydrofoil dengan ukuran sayap depan sama dengan sayap belakang.
3. Canard, yaitu hydrofoil dengan ukuran sayap depan lebih kecil dibandingkan dengan sayap belakang.

Foil diklasifikasikan menjadi konvensional, bila 50 % atau lebih dari berat kapal disangga oleh foil di bagian depan, sebaliknya apabila 65 % berat kapal disangga oleh foil bagian depan, maka susunan ini disebut canard. Bilamana berat kapal didistribusikan cukup merata untuk foil di bagian depan dan belakang, maka konfigurasi ini disebut sebagai tandem.

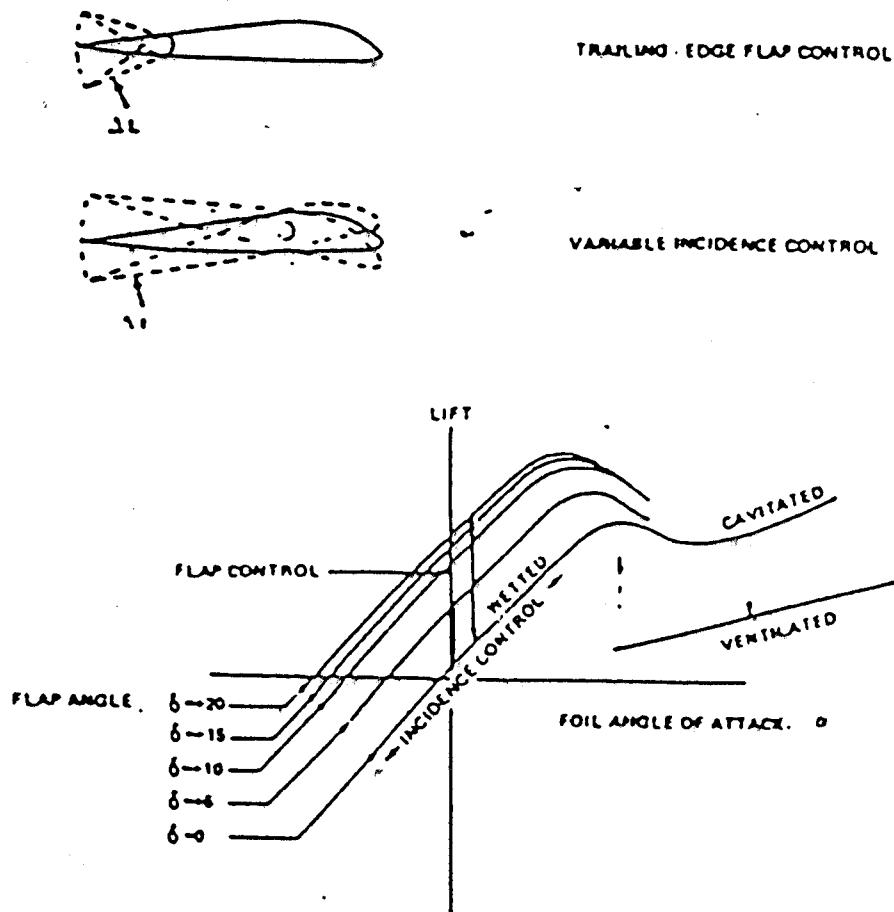
Disamping itu foil dapat dirancang dalam bentuk split (terpisah) dan non split (tidak terpisah).



Gambar 3.8 [5]

### III.1.3.2 Pengaturan Variasi Gaya Angkat (tambahan)

Variasi pengaturan gaya angkat dapat dilakukan dengan menggunakan 'flap' (sirip) di bagian belakang (ekor) foil ataupun dengan pengaturan variasi sudut dengan memutar keseluruhan foil.



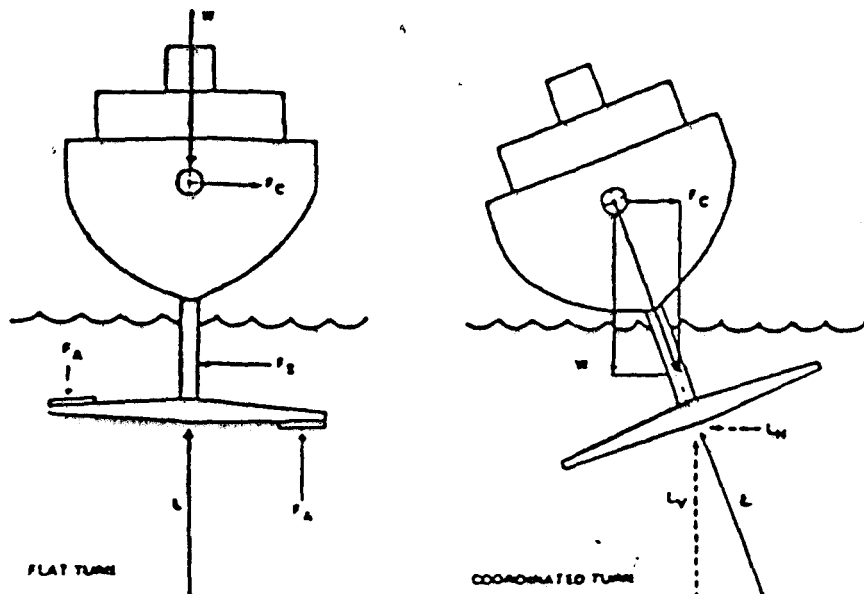
Gambar 3.9 [8]

### III.1.3.3 Pengaturan Peletakan Kemudi ( di depan atau di belakang kapal)

Pengemudian kapal hidrofoil dapat dibedakan menjadi :

- Model membelok datar (flat turn)
- Model membelok miring (banked turn)

Penggunaan flap ekor pada variasi sudut insiden keseluruhan dapat ditunjukkan dengan gambar.



Gambar 3.10 [8]

Dalam gambar ditunjukkan gaya-gaya yang bekerja pada saat kapal membelok datar atau membelok miring (kedua pilihan mode pembelokan dapat dilakukan dengan baik untuk type FSF).

Pada kondisi membelok datar, pengaturan gaya angkat harus dilakukan dengan membentuk tambahan gaya angkat pada kedua sisi foil yang sama besarnya, tetapi berlawanan arah. Dengan pengaturan ini maka kapal akan tetap terjaga posisi tegaknya. Gaya centrifugal mendatar yang terjadi pada saat membelok datar harus dilawan oleh gaya yang sama besarnya pada strut. Dalam situasi demikian seringkali gaya-gaya yang saling berlawanan ini timbul secara tidak beraturan, terutama bilamana kapal dioperasikan diatas gelombang. Sebagai akibatnya pada foil akan mudah terjadi pemisahan aliran lokal yang selanjtnya menimbulkan kavitasi/ventilasi pada foil.

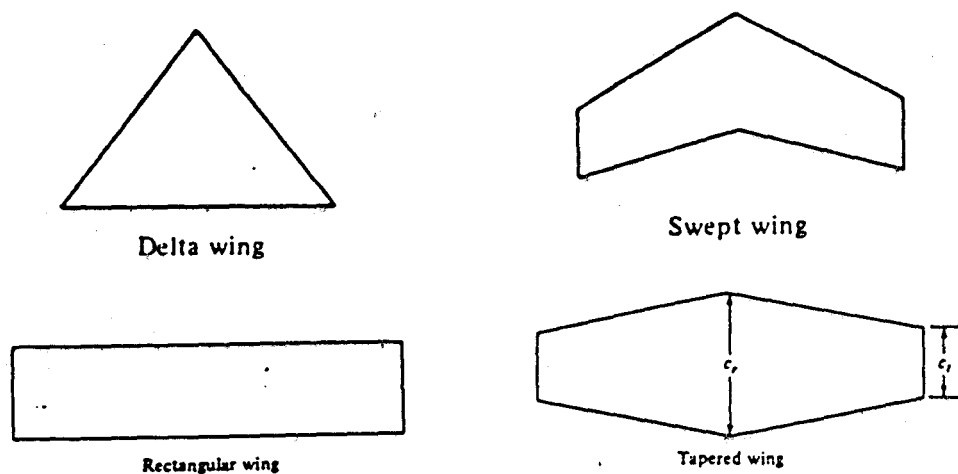
Dua fenomena ini akan menurunkan besarnya gaya angkat

secara drastis. Untuk mengatasinya, maka sebaiknya dalam operasi kapal sedapat mungkin dikendalikan untuk membelok pada posisi miring.

#### III.1.3.4 Bentuk Penampang Sayap.

Bentuk penampang sayap untuk hydrofoil terdiri dari :

1. Rectangular, yaitu sayap yang memiliki panjang chord yang sama sepanjang rentangan.
2. Tapered, yaitu sayap dengan panjang chord yang tidak sama antara ujung (tip) dengan pangkal (root) dimana bagian leading edge (depan) membentuk sudut kedepan dan trailing edge (belakang) membentuk sudut ke belakang.
3. Delta, yaitu sayap dengan bentuk segi tiga.
4. Swept, yaitu sayap dengan panjang chord yang tidak sama antara tip dengan root, mirip dengan tapered. Pada jenis ini leading edge membentuk sudut ke depan dan trailing edge juga membentuk sudut ke depan.



Gambar 2.11

---

## III.2 MODIFIKASI FPB-28 MENJADI TIPE KAPAL HYDROFOIL

Modifikasi yang dimaksud adalah melakukan redesign atas kapal cepat FPB-28 dengan melakukan perubahan dan penambahan terhadap beberapa komponen kapal FPB-28 yang disesuaikan dengan spesifikasi kapal bertipe hydrofoil.

Dalam pembahasan tugas akhir ini komponen yang mengalami modifikasi dibatasi pada : sistem penggerak kapal dan sistem foil, mengingat 2 sistem ini yang paling penting dan menonjol dalam modifikasi kapal cepat tsb dalam kaitannya dengan perancangan sayap (foil). Sehingga ukuran utama kapal tetap, displacemen bertambah disesuaikan dengan berat mesin yang digunakan, dan letak LCG diasumsikan di midship pada kondisi beban penuh dengan mengatur penempatan kamar mesin dan tangki-tangki pada kapal. Kecepatan kapal disesuaikan dengan umumnya kapal hydrofoil yang pernah dibangun dengan ukuran yang mendekati sama.

### III.2.1. KONFIGURASI KAPAL HYDROFOIL FPB-28

Jika dilihat dari segi effisiensinya, maka konfigurasi Surface Piercing Foils (SPF) memiliki efisiensi yang lebih rendah dibandingkan jenis Fully Submerged Foils (FSF). Sedang apabila dilihat dari segi hambatannya maka SPF memiliki hambatan yang lebih besar dibandingkan FSF. Kapal hydrofoil FPB-28 diupayakan memiliki kecepatan tinggi dengan hambatan yang kecil dan efisiensi foil lebih tinggi, serta mampu beroperasi pada kondisi gelombang yang cukup tinggi, sehingga dipakailah tipe Fully Submerged Foil .

### III.2.2 SUSUNAN / PELETAKAN SAYAP.



Karakteristik lift untuk jenis konvensional lebih besar di depan, sedang untuk jenis tandem maka lift untuk foil depan maupun belakang sama, sedang tipe canard lebih besar dibelakang.

Kapal FPB-28 yang memiliki LCG = 12,40 m dari AP dan panjang  $L_{pp} = 24,96$  m, sangat sesuai dengan peletakan foil jenis tandem, dimana berat kapal didistribusikan cukup merata untuk foil bagian depan dan belakang.

### III.2.3 KONTRUKSI SAYAP

Konstruksi sayap terdiri dari :

1. Non Split, yaitu hydrofoil dengan konstruksi foil menjadi satu antara bagian kiri dan kanan.
2. Split, yaitu hydrofoil dengan konstruksi foil terpisah antara bagian kiri dan kanan.

Jika ditinjau segi konstruksinya maka non split lebih kuat dibandingkan jenis split. Dan dari segi bentangan sayap, jenis split lebih lebar, sehingga kapal hydrofoil FPB 28 memilih bentuk non split dengan pertimbangan sbb :

- Segi konstruksi lebih kuat, maka dapat digunakan strut belakang yang lebih kecil, sehingga drag (hambatan) dapat diperkecil.
- Saluran air masuk (water inlet) sekaligus digunakan sebagai strut.

### III.2.4 PENGATURAN VARIASI GAYA ANGKAT (TAMBAHAN)

Kapal hydrofoil FPB-28 memilih menggunakan kontrol variasi gaya angkat dengan rotasi seluruh foil dengan pertimbangan bahwa konstruksinya lebih sederhana dibandingkan dengan flap.

### III.2.5 BENTUK SAYAP

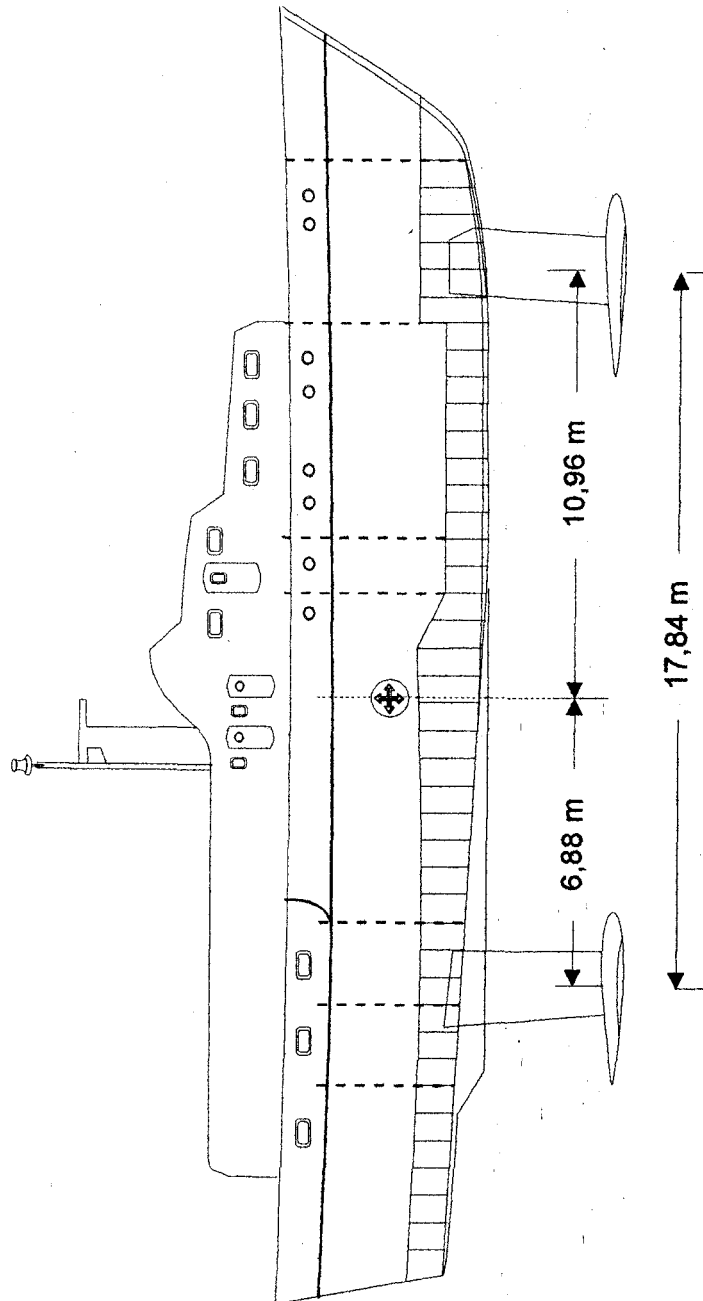
Kapal hydrofoil FPB-28 memilih bentuk sayap swept , yaitu sayap dengan panjang chord yang tidak sama antara tip dengan root. Pada jenis ini leading edge membentuk sudut ke depan dan trailing edge juga membentuk sudut ke depan.


### III.2.6 SPECIFIKASI KAPAL HYDROFOIL FPB-28

#### Principle Dimensions :

- Panjang seluruhnya (LOA) : 28,00 m
- Panjang garis air (LWL) : 26,00 m
- Panjang Lpp : 24,96 m
- Lebar (B) : 5,40 m
- Lebar pada garis air : 4,68 m
- Tinggi geladak (H) : 3,42 m
- Sarat (T) hullborne : 1,84 m
- Displacemen 100 % foilborne : 68,50 ton
- LCG pada midship : 12,40 m dari AP
- Kecepatan jelajah (cruise) : 40,00 Knots

# KAPAL HIDROFOIL FPB-28



 BUKU PERPUSTAKAAN  
INSTITUT TEKNOLOGI  
SEPULUH - NOPEMBER

---

## BAB IV PERANCANGAN SAYAP

Kapal hydrofoil dapat terangkat ke atas permukaan air karena adanya sayap sebagai penghasil gaya angkat (lift), selain itu strutnya berfungsi juga sebagai kemudi.

Perancangan sayap ini meliputi beberapa pemilihan yaitu pemilihan jenis foil, sudut serang, aspek ratio, taper ratio dan sudut puntir (twist). Dan selanjutnya adalah merencanakan dimensi sayap berdasarkan pemilihan-pemilihan di atas.

Perancangan sayap kapal hydrofoil FPB-28 ini didasarkan pada kondisi foilborne (cruise) yaitu pada kecepatan maximal 40 knot dengan beban maximal.

### IV.1 PERHITUNGAN BEBAN SAYAP

Kapal hydrofoil mempunyai 2 buah sayap, yaitu sayap depan dan sayap belakang yang keduanya mempunyai gaya angkat (lift force) untuk mengangkat berat keseluruhan dari badan kapal. Kapal hydrofoil pada posisi foil borne diasumsikan sama dengan sebuah batang yang ditumpu kedua ujungnya, maka beban yang diterima oleh masing-masing sayap adalah :

- Beban yang diterima oleh foil depan :

$$W_1 = \frac{\text{Jarak foil belakang s/d titik berat}}{\text{Jarak foil depan s/d foil belakang}} \times \text{Berat max}$$

$$W1 = \frac{6,88}{17,84} \times 68,5 = 26,417 \text{ ton}$$

- Beban yang diterima oleh foil belakang :

$$W1 = \frac{\text{Jarak foil depan s/d titik berat}}{\text{Jarak foil depan s/d foil belakang}} \times \text{Beban max}$$

$$W1 = \frac{10,96}{17,84} \times 68,5 = 42,003 \text{ ton}$$

- Daya angkat maximum yang harus dibangkitkan sayap depan :

$$L1 = W1 = 26,417 \times 1000 \times 9,81 = 259150.77 \text{ N}$$

- Daya angkat maximum yang harus dibangkitkan sayap belakang :

$$L2 = W2 = 42,003 \times 1000 \times 9,81 = 412849.43 \text{ N}$$

Karena konfigurasi kapal hydrofoil FPB-28 menggunakan jenis tandem yang mana memungkinkan dimensi dari sayap depan dan sayap belakang sama, maka beban yang dipergunakan dalam perhitungan adalah beban terbesar antara sayap depan dan belakang. Sehingga beban yang diambil adalah beban maximum pada sayap belakang, baik untuk perancangan dimensi sayap depan maupun sayap belakang.

## IV.2 PEMILIHAN FOIL

Pemilihan foil adalah langkah yang penting dalam perancangan sayap kapal hydrofoil, karena dengan memilih jenis foil yang cocok akan mempengaruhi karakteristik dari sayap itu sendiri secara keseluruhan. Foil adalah penampang sayap dari kapal hydrofoil yang mempunyai bentuk dua dimensi.

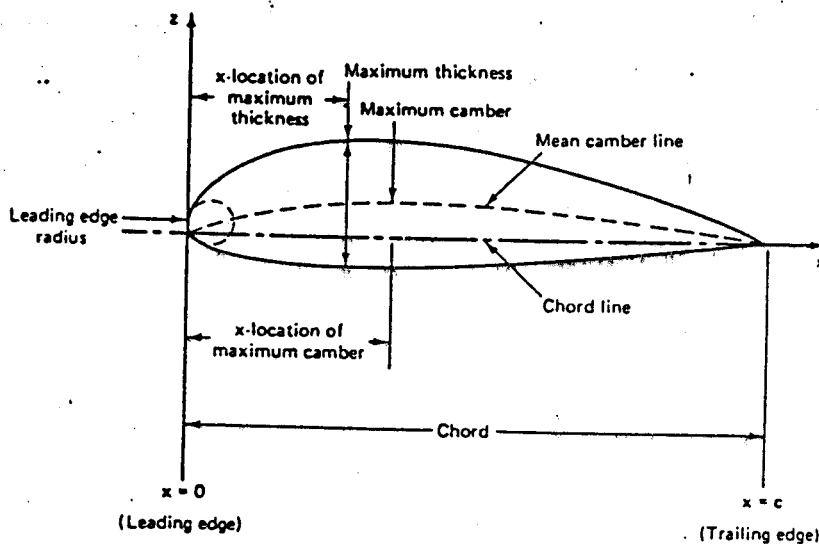
Pada perancangan ini, direncanakan menggunakan aerofoil type National Advisory Commite for Aeronoutic 63-012 (NACA 63-012).

Sistim penomoran dari seri 63-012 diindikasikan sbb :

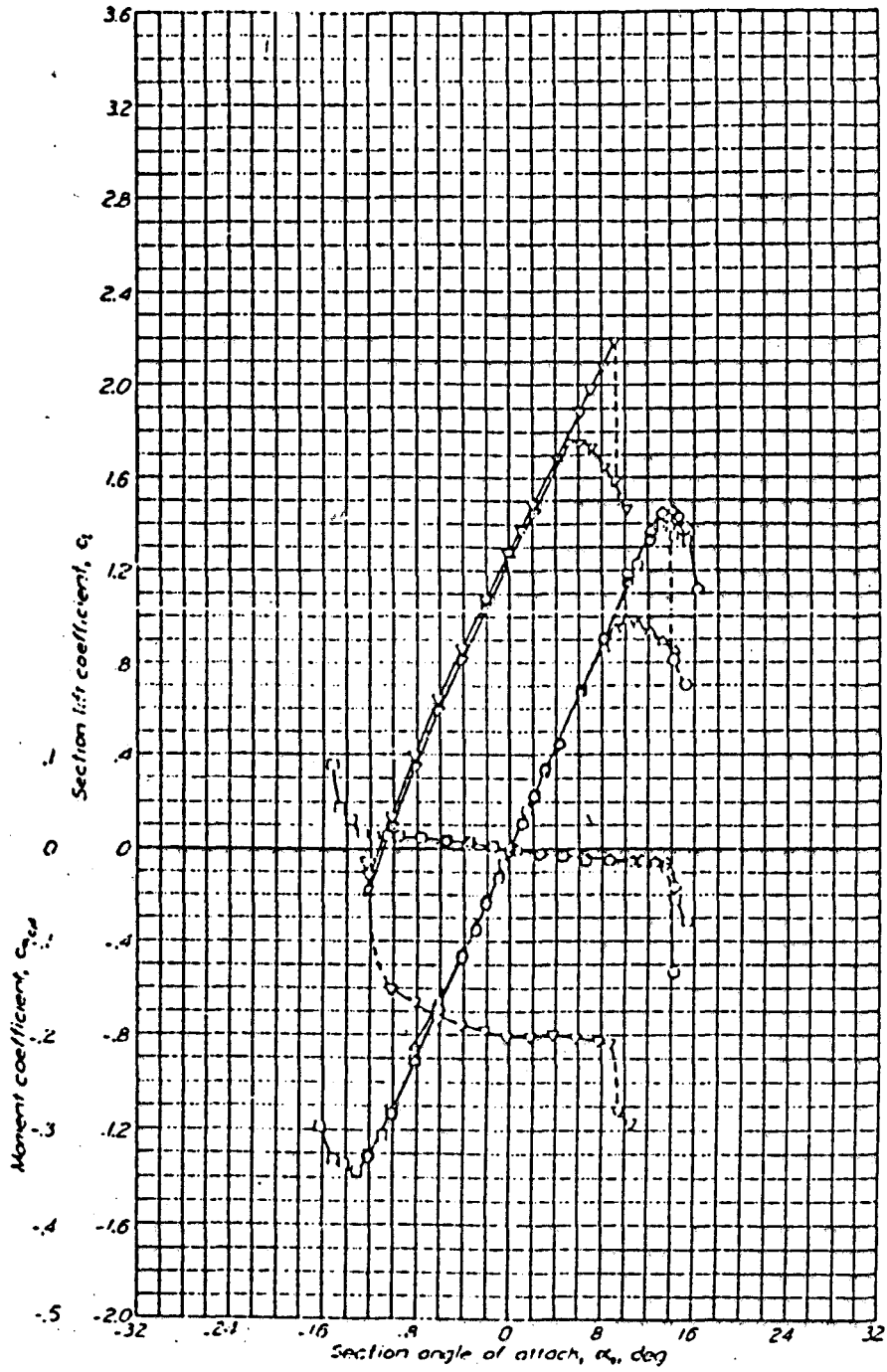
- Angka pertama menunjukkan design seri.
- Angka kedua menunjukkan lokasi maksimal ketebalan dalam persepuluh chord diukur dari leading edge.
- Angka ketiga menunjukkan design lift koefisien dalam persepuluh.
- Dua angka terakhir menunjukkan tebal maksimum dalam % chord.

NACA seri 63-012 :

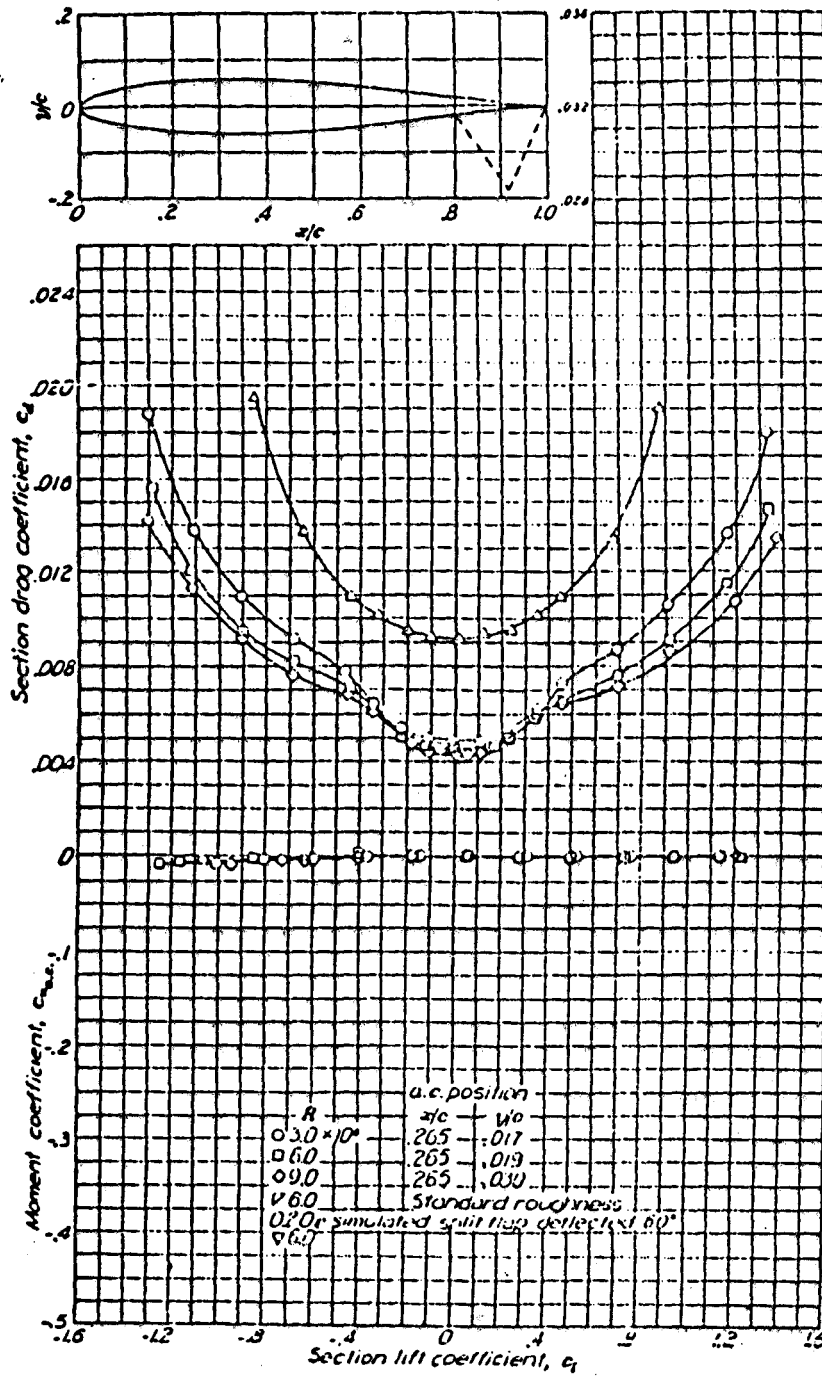
artinya NACA Seri 6 dengan lokasi maximal thicknes 0,3 chord dari leading edge dan di design pada koefisien lift sebesar 0 dan ketebalan maksimal sebesar 12 % chord.



Gambar 4.2 [12]



Gambar 4.3 a [1]



Gambar 4.3 b [1]



---

### IV.3 PERANCANGAN DIMENSI SAYAP

Dalam perancangan dimensi sayap, terlebih dahulu memilih sudut serang yang diharapkan sayap menimbulkan lift dan mampu mengangkat badan kapal pada kecepatan yang diinginkan, serta menghasilkan drag (gaya seret) yang rendah.

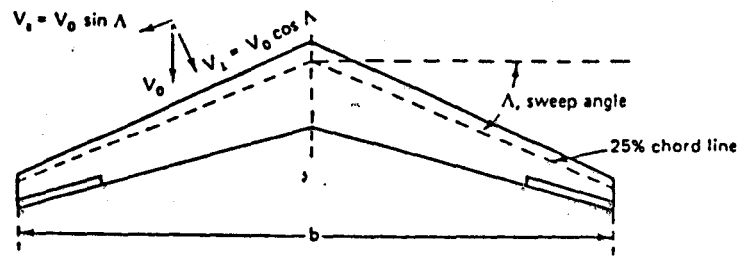
Selain itu juga perlu peninjauan terhadap adanya shock yang dapat terjadi pada kecepatan subsonic, untuk itu perlu dilakukan penundaan terjadinya sock yaitu dengan membuat sudut sapu (swept back) pada sayap. Faktor lain yang perlu diperhatikan juga adalah pemilihan aspek ratio dan taper ratio.

#### IV.3.1 SUDUT SERANG

Agar kapal hidrofoil dapat terangkat ke atas permukaan air laut, maka pada sayap diberikan sudut serang sayap ( $\alpha$ ). Sudut serang pada perancangan sayap ini didasarkan pada kondisi cruise kapal hidrofoil (foilborne) dan kondisi kapal dengan kapasitas muatan penuh. Adapun sudut serang ( $\alpha$ ) tetap yang direncanakan sebesar 6. Dari gambar 4.4 a dengan harga  $\alpha = 6$  didapatkan harga koefisien lift (Cl) sebesar 0,65. Dari gambar 4.4 b dengan harga Cl = 0,65 harga koefisien dragnya tidak terlalu besar, yaitu Cd = 0.0043.

#### IV.3.2 SWEPT BACK

Untuk menunda terjadinya shock pada waktu cruise, maka dibuat sudut sapu (swept back) pada sayap. Swept back diukur dari sumbu tegak lurus centre line pesawat dengan 1/4 chord line sayap. Besarnya swept back direncanakan sebesar  $20^{\circ}$ .



Gambar 4.4 [12]

#### Komponen kecepatan udara pada sweep back wing

Dengan adanya sudut sapu, maka kecepatan efektif yang mengenai sayap adalah :

$$V_{\text{efektif}} = V_0 \cos \Lambda$$

$V_0$  = kecepatan fluida bebas (kecepatan kapal)

$$V_{\text{efektif}} = 20,560 \cos 20^\circ$$

$$= 19,32 \text{ m/s}$$

#### IV.3.3 LUASAN SAYAP (S)

Luasan sayap didekati pada kondisi cruise dimana gaya angkat (L) yang diberikan sama dengan beban yang harus disanggah tiap-tiap foil depan dan belakang (W).

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_l$$

$$S = \frac{2W}{\rho V^2 C_l}$$

dimana :  $S$  = Luasan sayap (m)

$W$  = Berat kapal

$\rho$  = Density air laut pada  $20^\circ$

$$= 1025 \text{ (Kg/m)}$$

V = Kecepatan kapal

Cl = Koeffisien Lift

$$S = \frac{2 (412849,43)}{(1025) (19,32)^2 (0,65)}$$

$$= 3,32 \text{ m}^2$$

#### IV.3.4 TAPER RATIO ( $\lambda$ )

Taper ratio adalah perbandingan antara chord ujung sayap (tip chord) dengan chord pangkal sayap (root chord).[4] Penggunaan taper ratio ini adalah untuk memberikan distribusi lift pada sayap yang berkurang semakin ke ujung sayap. Distribusi lift yang baik didekati dengan taper ratio berharga 0,2 - 0,5. [7]

Pada perancangan ini, baik untuk foil depan maupun belakang, direncanakan  $\lambda = 0,3$

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} = 0,3$$

#### IV.3.5 ASPECT RATIO (AR)

Adalah ukuran kelangsungan dari sayap yang merupakan perbandingan antara span (b) dengan chord rata-rata (c) : [2]

$$AR = \frac{b}{c}$$

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Menurut Prandtl harga aspect ratio umumnya berkisar antara 1 s/d 7. [9] Dalam perancangan sayap depan dan belakang ini direncanakan  $AR = 3$ .

#### IV.3.6 SPAN (b)

Span adalah besar rentang sayap atau jarak antara dua ujung sayap. Dari persamaan di atas didapatkan :

$$\begin{aligned} b &= \sqrt{AR \cdot S} \\ &= \sqrt{3 \cdot 3,32} = 3,156 \text{ m} \end{aligned}$$

#### IV.3.7 CHORD

Chord adalah ukuran panjang dari foil. Dengan adanya taper ratio maka chord pada pangkal ( $C_r$ ) dan Chord pada ujung sayap ( $C_t$ ) tidak sama. Chord rata-rata dapat diketahui dari persamaan sbb :

$$\text{* Chord rata-rata} \quad C = \frac{b}{AR} = \frac{3,156}{3} = 1,052 \text{ m}$$

$$\text{* Root Chord (} C_r \text{)} \quad C_r = \frac{2C}{1+\lambda} = \frac{2 \cdot 1,052}{1+0,3} = 1,619 \text{ m} \quad [7]$$

$$\text{* Tip Chord (} C_t \text{)} \quad C_t = C_r \cdot \lambda = 1,619 \cdot 0,3 = 0,486 \text{ m} \quad [7]$$

#### IV.3.8 TWIST (e)

Twist adalah sudut negatif yang diberikan pada ujung sayap sehingga seolah-olah ujung sayap dipuntir ke bawah.

Tujuan dari penggunaan twist ini adalah bila terjadi stall maka bagian pangkal sayaplah yang akan stall terlebih dahulu. Sehingga aliran yang

terletak di ujung sayap akan mampu mengembalikan kestabilan pesawat.

Keuntungan lain dengan adanya twist ini adalah :

- \* Dapat memberikan distribusi lift sepanjang sayap menyerupai ellips dimana bila terbentuk distribusi lift seperti ellips maka beban pada ujung sayap sama dengan nol, sehingga mengurangi moment bending pada pangkal sayap.
- \* Dapat mengurangi tip vortex karena perbedaan tekanan atas dan bawah aerofoil di daerah ujung sayap tidak terlalu besar, sehingga dengan demikian dapat memperkecil induced drag.

Distribusi lift sepanjang sayap terdiri dari dua bagian, yaitu :

- \* Basic distribution lift adalah distribusi lift yang tergantung pada twist.
- \* Additional distribution lift adalah distribusi lift yang tergantung pada sudut serang dan tidak dipengaruhi oleh twist. Untuk menghitung distribusi lift dapat dipakai persamaan-persamaan sbb:

$$L = C \frac{1}{2} \rho V^2 Cl \quad [1]$$

$$Cl = Cl_a + Cl_b \quad [1]$$

$$Cl_a = \frac{S}{C_b} \cdot La \quad [1]$$

$$Cl_b = \frac{\epsilon a e S}{C_b} \cdot Lb \quad [1]$$

Dimana  $L$  = lift per unit span

$Cl$  = Koeffisien lift untuk fixed angle of attack

$Cl_a$  = Additional section lift coefficient

$Cl_b$  = Basic section lift coefficient

$L_a$  = Additional section lift

$L_b$  = Basic section lift

$a_e$  = Effektiv lift curve slope

$e$  = twist

$b$  = Span dari sayap

$S$  = Luas sayap

$C$  = Chord untuk setiap posisi pada sayap.

Dalam perancangan kapal hydrofoil ini, untuk foil bagian depan maupun bagian belakang digunakan twist sebesar 1.

\* Perhitungan distribusi lift untuk sayap :

$$\lambda = 0,3$$

$$AR = 3$$

$$b = 3,156 \text{ m}$$

$$\rho = 1025 \text{ Kg/m} \text{ pada kondisi } 20 \text{ }^\circ\text{C}$$

$$V = 19,32 \text{ m/s}$$

$$C = -0,359 X + 1,619$$

$$S = 3,32 \text{ m}^2$$

$$c_l = 0,65$$

$$a_e = 0,1 \quad [7]$$

Dari tabel I basic span lift distribution data :

Untuk  $AR = 3$  dan  $\lambda = 3$  pada span wise station  $y/(b/2) = 0$  (pangkal sayap), maka diperoleh harga  $L_b = -0,163$

Dari tabel II Additional lift distribution data :

Untuk  $AR = 7$  dan  $\lambda = 0,4$  pada span wise station  $y/(b/2) = 0$ , maka diperoleh  $L_a = 1,35$

$$\begin{aligned} \text{Sehingga : } C_{1a} &= \frac{3,32 \cdot 1,350}{1,619 \cdot 3,156} \\ &= 0,878 \\ C_{1b} &= \frac{(-1) \cdot (0,1) \cdot (3,32) \cdot -0,163}{1,618 \cdot 3,156} \\ &= 0,011 \\ C_1 &= (0,878) (0,65) + (0,011) \\ &= 0,581 \\ L &= (1/2) (1025) (19,32)^2 (1,618) (0,581) \\ &= 179872,734 \text{ N/m} \end{aligned}$$

Untuk selanjutnya dengan cara yang sama dibuat perhitungan lift per unit span sepanjang span. Hasil perhitungan lift dapat ditabelkan sbb :

Y/(b/2)	Y	C	La	Lb	C <sub>1a</sub>	C <sub>1b</sub>
0,000	0,000	1,618	1,350	- 0,163	0,878	0,011
0,200	0,316	1,392	1,279	- 0,112	0,967	0,008
0,400	0,631	1,165	1,166	- 0,016	1,053	0,001
0,600	0,947	0,939	0,985	0,068	1,104	- 0,008
0,800	1,262	0,712	0,726	0,102	1,073	- 0,015
0,900	1,420	0,599	0,528	0,098	0,928	- 0,017
0,950	1,499	0,542	0,369	0,078	0,716	- 0,015
0,975	1,539	0,514	0,250	0,049	0,512	- 0,010

Y/ (b/2)	Y	CI	L
0,000	0,000	0,581	179872,734
0,200	0,316	0,637	169558,931
0,400	0,631	0,686	152845,538
0,600	0,947	0,710	127478,612
0,800	1,262	0,682	92914,792
0,900	1,420	0,586	67095,066
0,950	1,499	0,450	46698,890
0,975	1,539	0,323	31716,204

#### IV.3.9 GAYA ANGKAT TOTAL

Gaya angkat total merupakan luasan kurva distribusi lift sepanjang sayap seperti ditunjukkan dalam gambar 4.6a. Dengan menggunakan integrasi numerik aturan simpson didapat gaya angkat total.

Y/ (b/2)	Y	L	FS	HASIL
0,000	0,000	179872,734	1,000	179872,734
0,200	0,316	169558,931	4,000	678235,723
0,400	0,631	152845,538	2,000	305691,076
0,600	0,947	127478,612	4,000	305691,076
0,800	1,262	92914,792	0,125	509914,449
0,850	1,341	80004,929	1,000	116143,49



Y/ (b/2),	Y	L	FS	HASIL
0,900	1,420	67095,066	1,125	75481,949
0,925	1,460	56896,978	0,500	28448,489
0,950	1,499	46698,89	0,1875	8756,042
0,963	1,520	39207,547	0,250	9801,887
0,975	1,539	31716,204	0,0625	1982,263

- Besarnya lift total sayap :

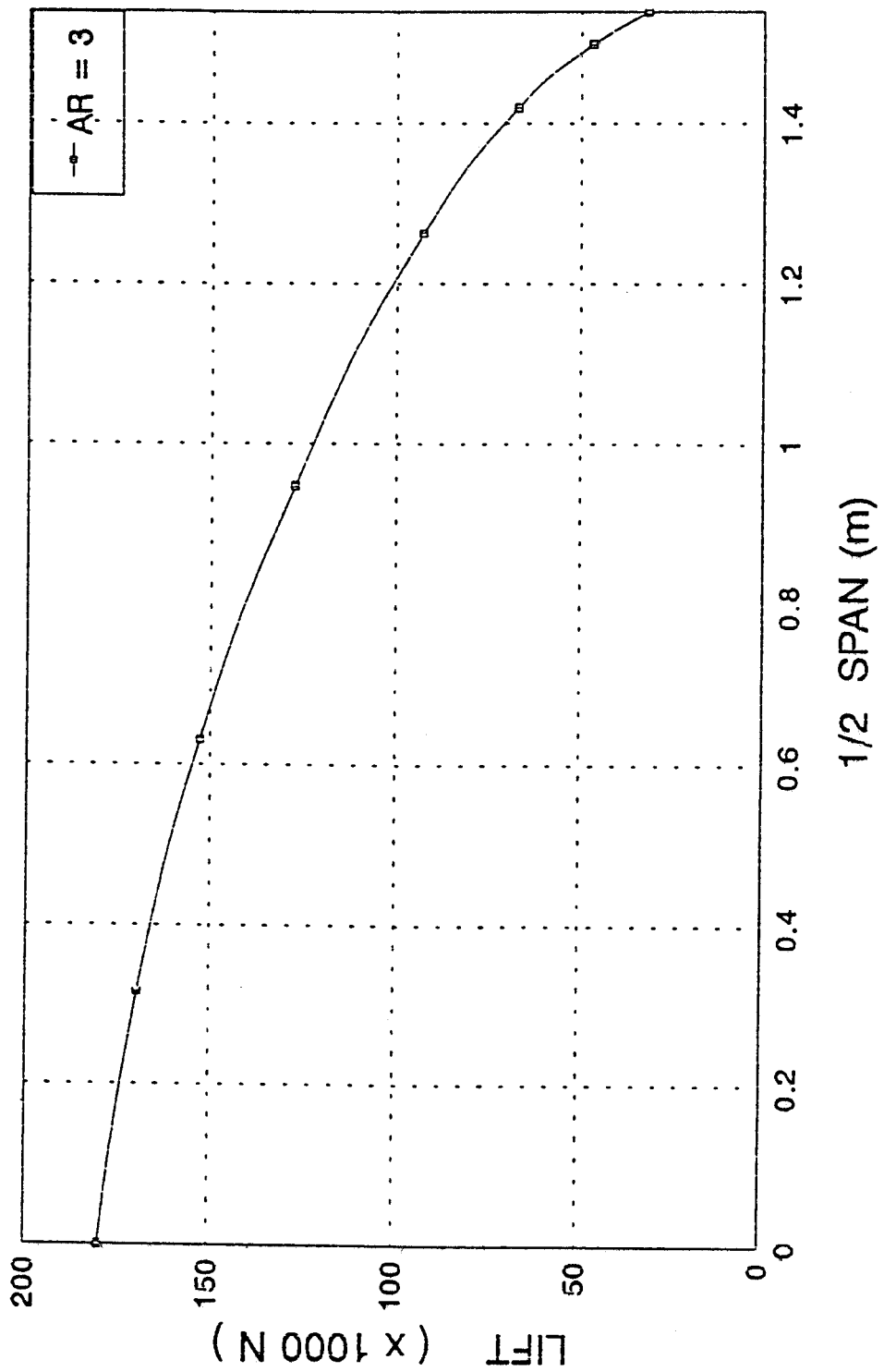
$$\begin{aligned}
 L &= 2 \cdot (1/3 \cdot 0,2 \cdot \Sigma \text{ HASIL}) \\
 &= 2 \cdot (1/3 \cdot 0,2 \cdot 2027005,157) \\
 &= 270267,354 \text{ N/m} \\
 &= 426481,885 \text{ N}
 \end{aligned}$$

Dari perhitungan dapat diketahui bahwa ternyata gaya angkat total, lebih besar dari berat pesawat. Oleh karena itu tidak perlu dilakukan koreksi luasan. Adapun selisih gaya lift dan berat pesawat yang harus disangga tiap-tiap foil adalah sbb:

$$\begin{aligned}
 L &= 426481,885 - 412833,834 \\
 &= 13648,051 \text{ N}
 \end{aligned}$$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

Lambda = 0,3 ; b = 3,156 m ; V = 40 Knot  
 Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,618 m ; Ct = 0,486 m



Gambar 4.6

**PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28**

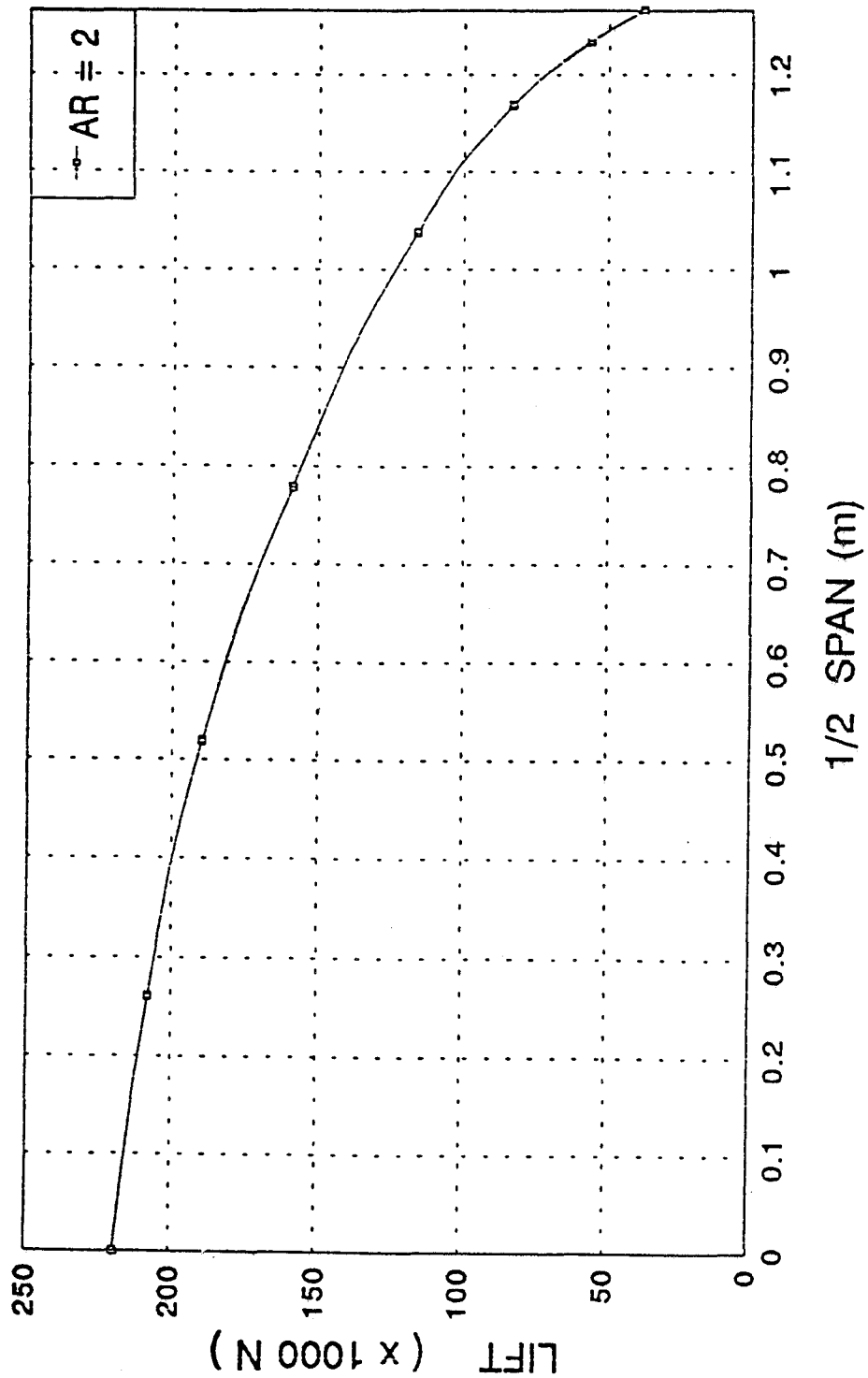
**PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP**

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koeffisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,3
- Aspect Ratio (AR) = 2
- Span (b) = 2,597 m
- Chord rata-rata (C) = 1,299 m
- Root Chord (Cr) = 1,998 m
- Tip Chord = 0,599 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

Lambda = 0,3 ; b = 2.597 m ; V = 40 Knot

Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,998 m ; Ct = 0,599 m



Gambar 4.7

Y/ (b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,998	1,339	-0,122
0,200	0,260	1,718	1,279	-0,058
0,400	0,519	1,439	1,172	-0,016
0,600	0,779	1,159	0,992	0,050
0,800	1,039	0,879	0,731	0,082
0,900	1,169	0,739	0,525	0,073
0,950	1,234	0,669	0,358	0,059
0,975	1,266	0,634	0,239	0,239

Cla	C1b	Cl	L
0,870	0,008	0,574	219258,677
0,967	0,004	0,633	207979,606
1,058	0,001	0,689	189657,327
1,112	-0,006	0,717	158950,429
1,080	-0,012	0,690	116007,976
0,922	-0,013	0,587	82965,764
0,695	-0,011	0,440	56345,666
0,489	-0,008	0,310	37675,575

• Besarnya lift total sayap :

$$\begin{aligned}
 L &= 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 2463626,846 \\
 &= 426600,965 \text{ N/m} \\
 &= 426600,965 \text{ N}
 \end{aligned}$$

**PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28**

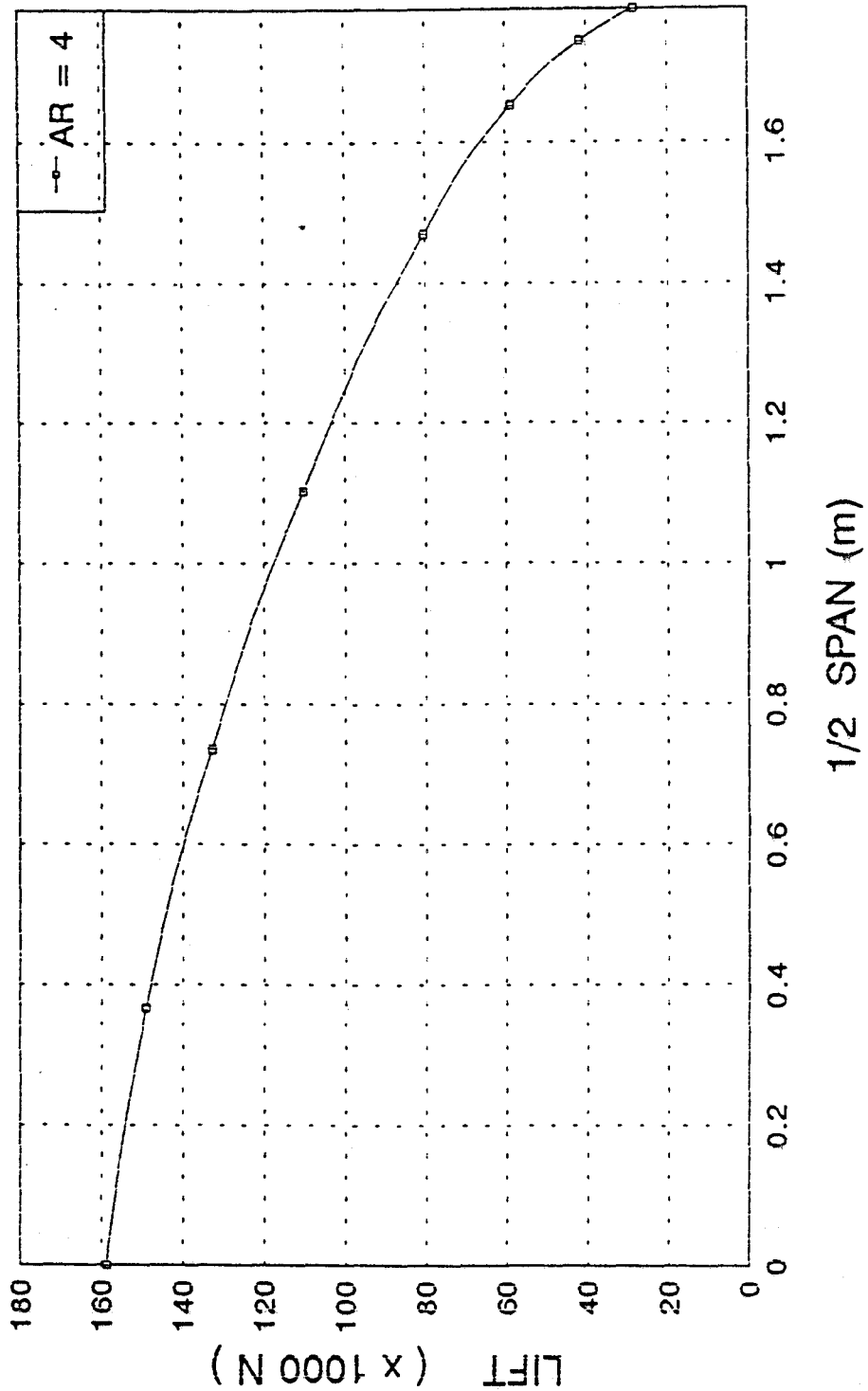
**PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP**

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koeffisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,3
- Aspect Ratio (AR) = 4
- Span (b) = 3,673 m
- Chord rata-rata (C) = 0,918 m
- Root Chord (Cr) = 1,413 m
- Tip Chord = 0,424 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

Lambda = 0,3 ; b = 3,673 m ; V = 40 Knot

Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,413 m ; Ct = 0,424



Gambar 4.8

Y/ (b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,413	1,360	-0,199
0,200	0,367	1,215	1,284	-0,138
0,400	0,735	1,017	1,162	-0,012
0,600	1,102	0,819	0,978	0,080
0,800	1,467	0,622	0,723	0,123
0,900	1,653	0,523	0,532	0,118
0,950	1,745	0,473	0,378	0,092
0,975	1,791	0,449	0,258	0,060

Cla	Cib	Cl	L
0,884	0,013	0,588	158789,894
0,970	0,010	0,641	149040,099
1,049	0,001	0,683	132895,845
1,096	-0,009	0,703	110269,296
1,068	-0,018	0,676	80396,277
0,935	-0,021	0,587	58674,438
0,733	-0,018	0,459	41546,421
0,528	-0,012	0,331	28406,158

• **Besarnya lift total sayap :**

$$L = 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 1741223,238$$

$$= 232163,098 \text{ N/m}$$

$$= 426399,177 \text{ N}$$



**PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28**

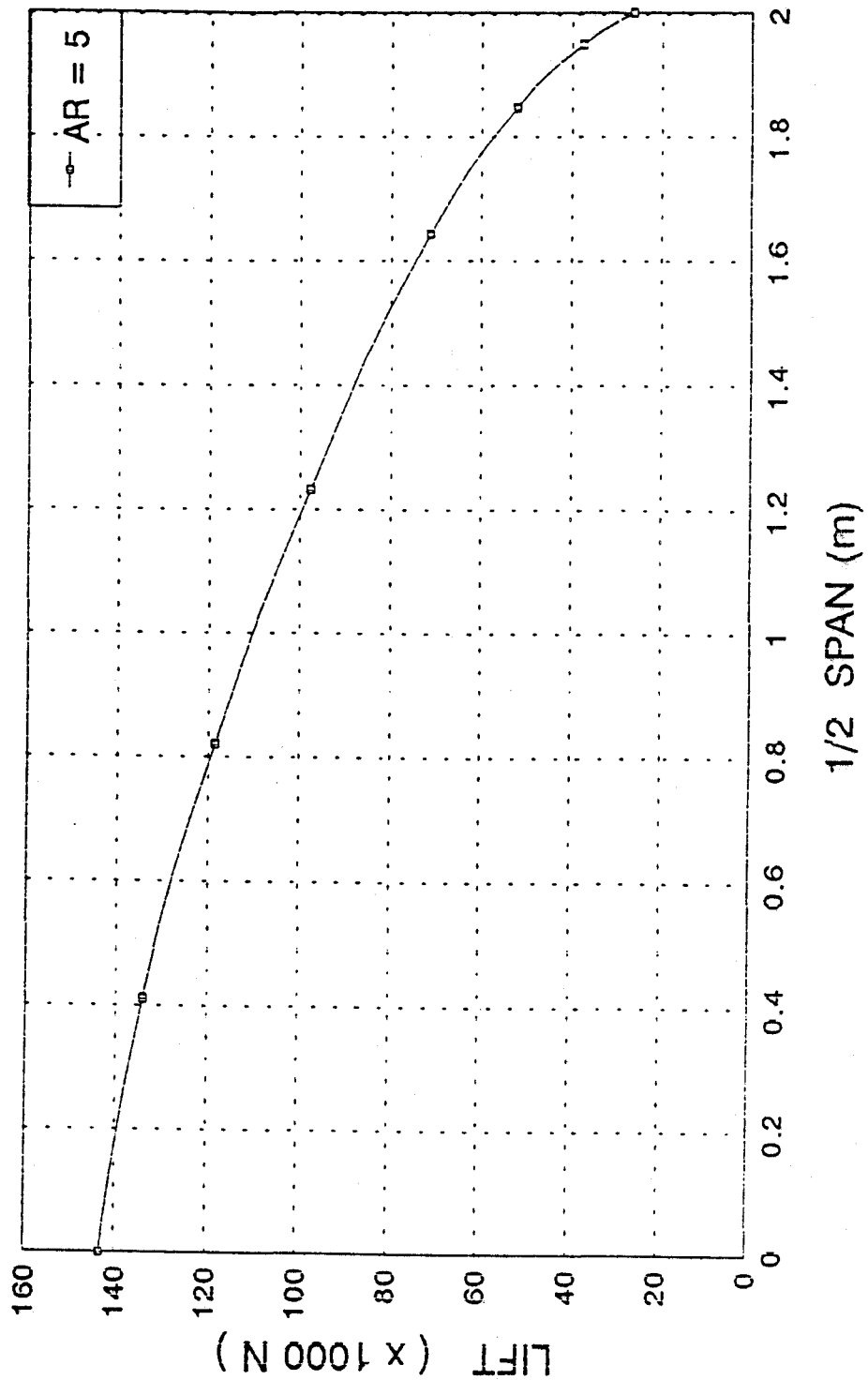
**PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP**

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koefisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,3
- Aspect Ratio (AR) = 5
- Span (b) = 4,107 m
- Chord rata-rata (C) = 0,821 m
- Root Chord (Cr) = 1,264 m
- Tip Chord = 0,379 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

Lambda = 0,3 ; b = 4,107 m ; V = 40 Knot

Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,264 m ; Ct = 0,379 m



Gambar 4.9

Y/ (b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,264	1,369	-0,226
0,200	0,411	1,087	1,288	-0,159
0,400	0,821	0,910	1,159	-0,012
0,600	1,232	0,733	0,971	0,091
0,800	1,643	0,556	0,720	0,138
0,900	1,848	0,468	0,531	0,131
0,950	1,951	0,423	0,384	0,107
0,975	2,002	0,401	0,269	0,070

Cla	Cib	Cl	L
0,890	0,015	0,593	143369,424
0,973	0,012	0,645	134044,009
1,046	0,001	0,681	118559,262
1,088	-0,010	0,697	97740,096
1,064	-0,020	0,671	71366,532
0,933	-0,023	0,583	52173,618
0,745	-0,021	0,464	37537,350
0,551	-0,014	0,344	26373,563

• **Besarnya lift total sayap :**

$$L = 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 1556401,134$$

$$= 207520,151 \text{ N/m}$$

$$= 426126,407 \text{ N}$$

**PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28**

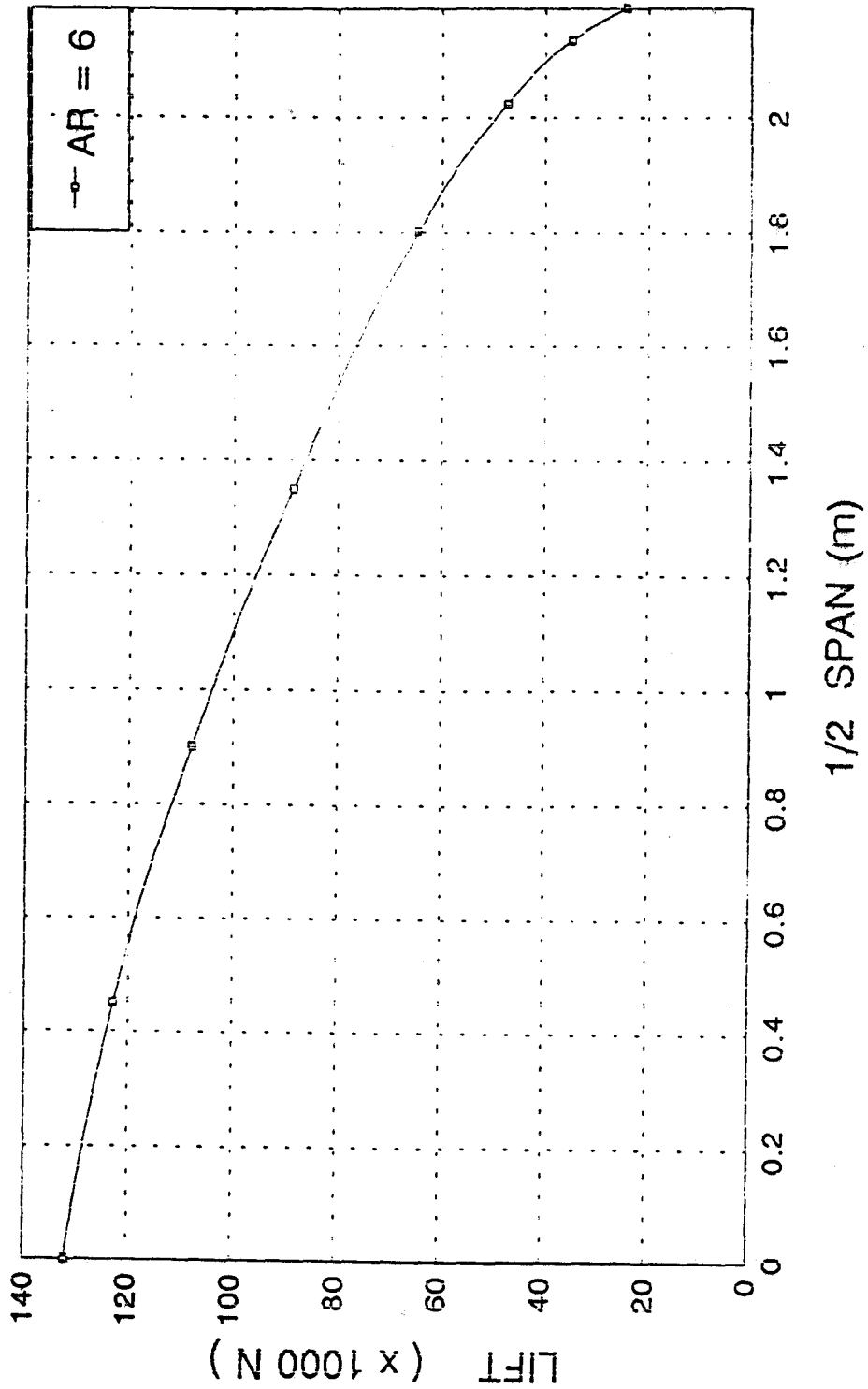
**PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP**

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^{\circ}$
- Koefisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^{\circ}$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,3
- Aspect Ratio (AR) = 5
- Span (b) = 4,499 m
- Chord rata-rata (C) = 0,750 m
- Root Chord (Cr) = 1,154 m
- Tip Chord = 0,346 m
- Twist =  $-1^{\circ}$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

Lambda = 0,3 ; b = 4,499 m ; V = 40 Knot

Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,154 m ; Ct = 0,346 m



Gambar 4.10

Y/ (b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,154	1,378	-0,253
0,200	0,450	0,992	1,290	-0,176
0,400	0,900	0,831	1,155	-0,012
0,600	1,350	0,669	0,966	0,102
0,800	1,800	0,508	0,717	0,152
0,900	2,024	0,427	0,531	0,148
0,950	2,137	0,386	0,392	0,119
0,975	2,193	0,366	0,272	0,079

Cla	C1b	CI	L
0,890	0,016	0,599	132104,154
0,975	0,013	0,647	122795,185
1,043	0,001	0,679	107856,372
1,083	-0,011	0,692	88600,147
1,059	-0,022	0,666	64667,924
0,933	-0,026	0,580	47383,938
0,761	-0,023	0,471	34840,498
0,557	-0,016	0,346	24226,267

● Besar lift total sayap :

$$L = 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 1419552,183$$

$$= 169273,624 \text{ N/m}$$

$$= 425754,155 \text{ N}$$

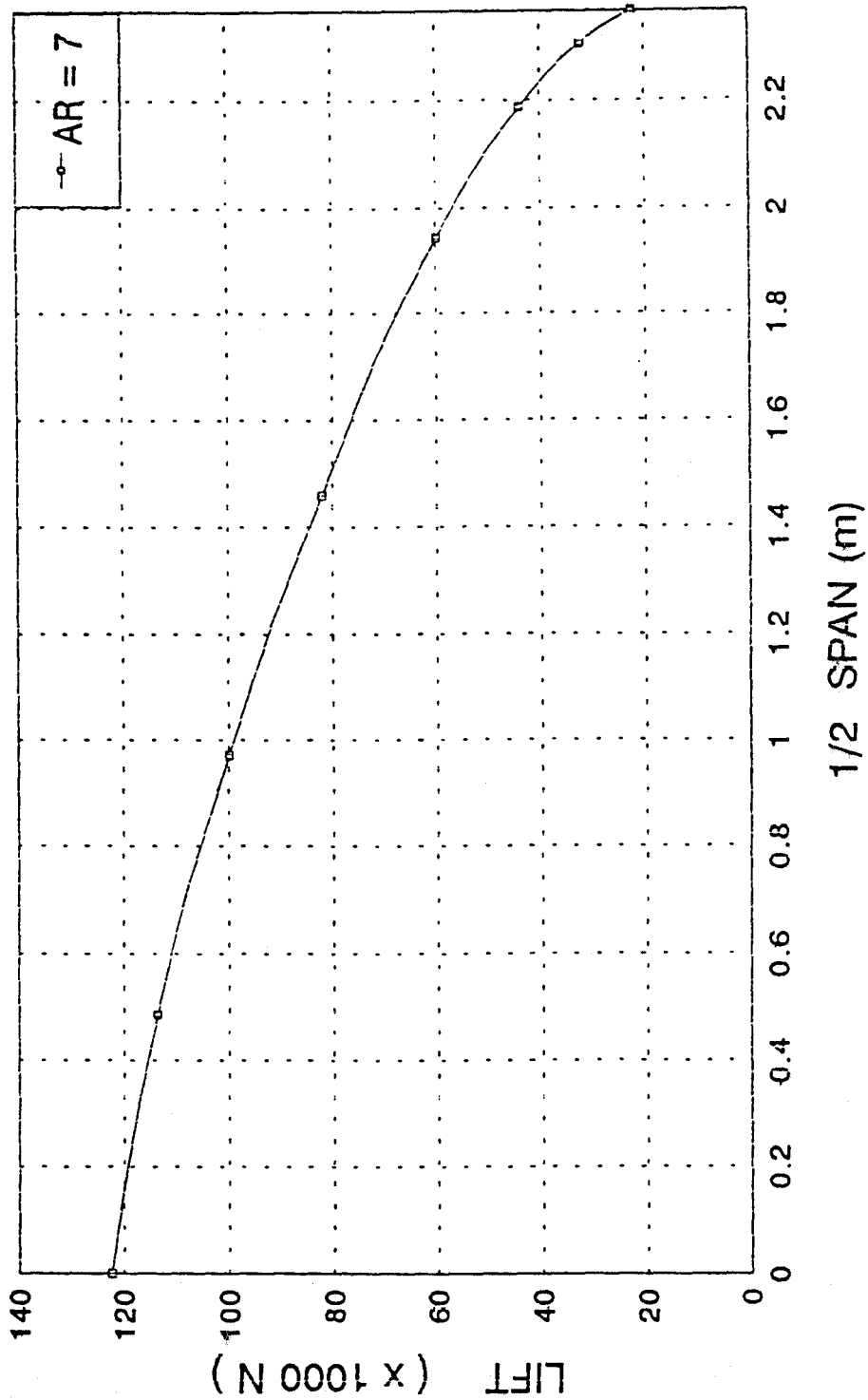
**PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28**

**PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP**

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koeffisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,3
- Aspect Ratio (AR) = 7
- Span (b) = 4,859 m
- Chord rata-rata (C) = 0,694 m
- Root Chord (Cr) = 1,068 m
- Tip Chord = 0,320 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

Lambda = 0,3 ; b = 4,859 m ; V = 40 Knot  
 Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,068 m ; Ct = 0,320 m



Gambar 4.11



Y/ (b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,068	1,386	-0,276
0,200	0,486	0,918	1,291	-0,192
0,400	0,972	0,769	1,152	-0,013
0,600	1,458	0,619	0,959	0,112
0,800	1,944	0,470	0,713	0,163
0,900	2,187	0,395	0,535	0,160
0,950	2,308	0,358	0,398	0,130
0,975	2,369	0,339	0,278	0,087

Cla	Cib	Cl	L
0,901	0,018	0,604	123300,647
0,976	0,015	0,649	113985,041
1,040	0,001	0,677	99609,925
1,075	-0,013	0,686	81290,782
1,053	-0,024	0,661	59379,520
0,940	-0,028	0,583	44054,916
0,772	-0,025	0,477	32627,861
0,569	-0,018	0,352	22840,831

• **Besarnya lift total sayap :**

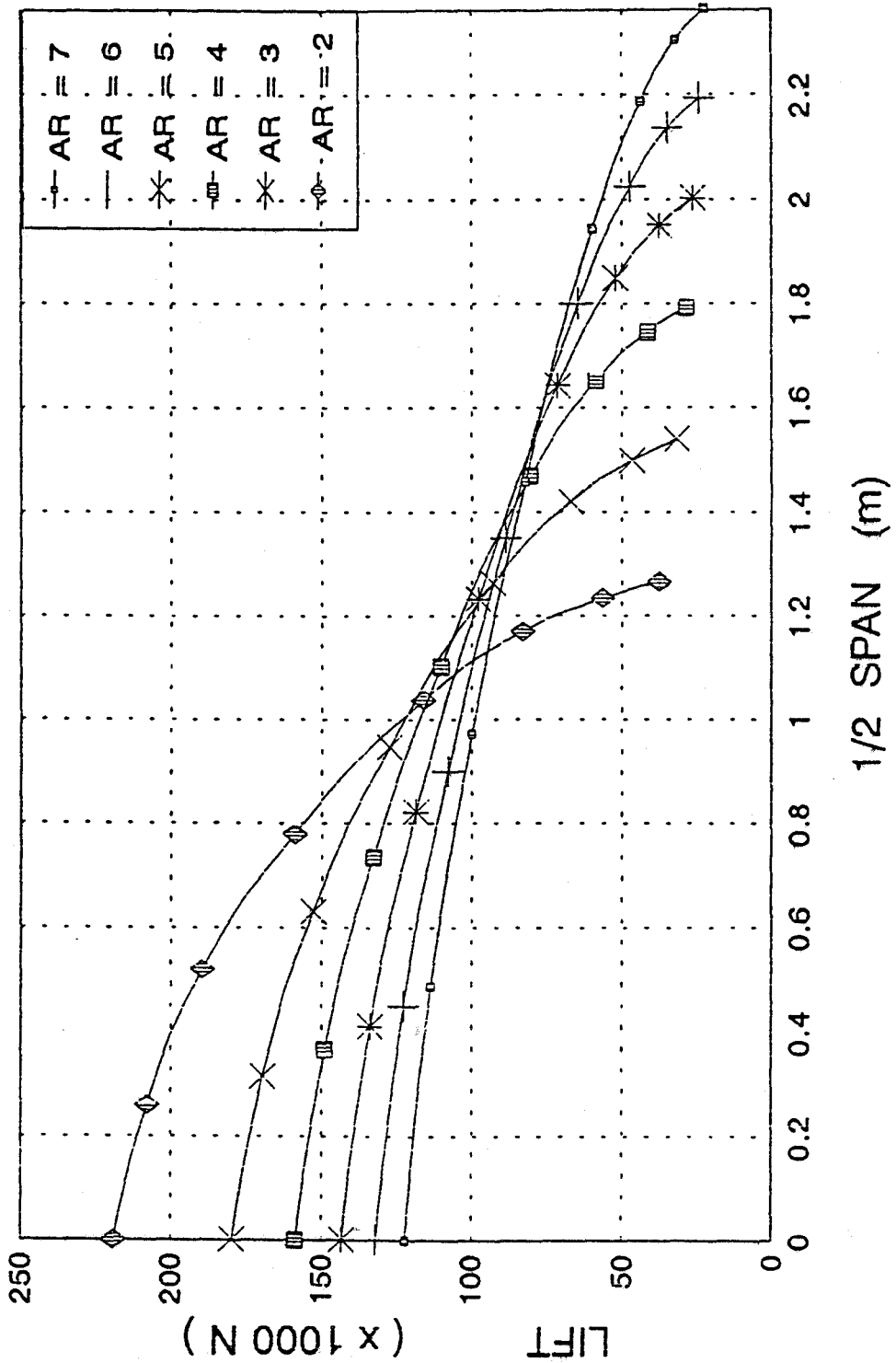
$$L = 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 1312776,744$$

$$= 175036,899 \text{ N/m}$$

$$= 425276,908 \text{ N}$$

# DISTRIBUSI SEPANJANG 1/2 SPAN

Lambda = 0,3 ; V = 40 Knot ; Alpha = 6  
 S = 3,32 m<sup>2</sup>



Gambar 4.12

PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28

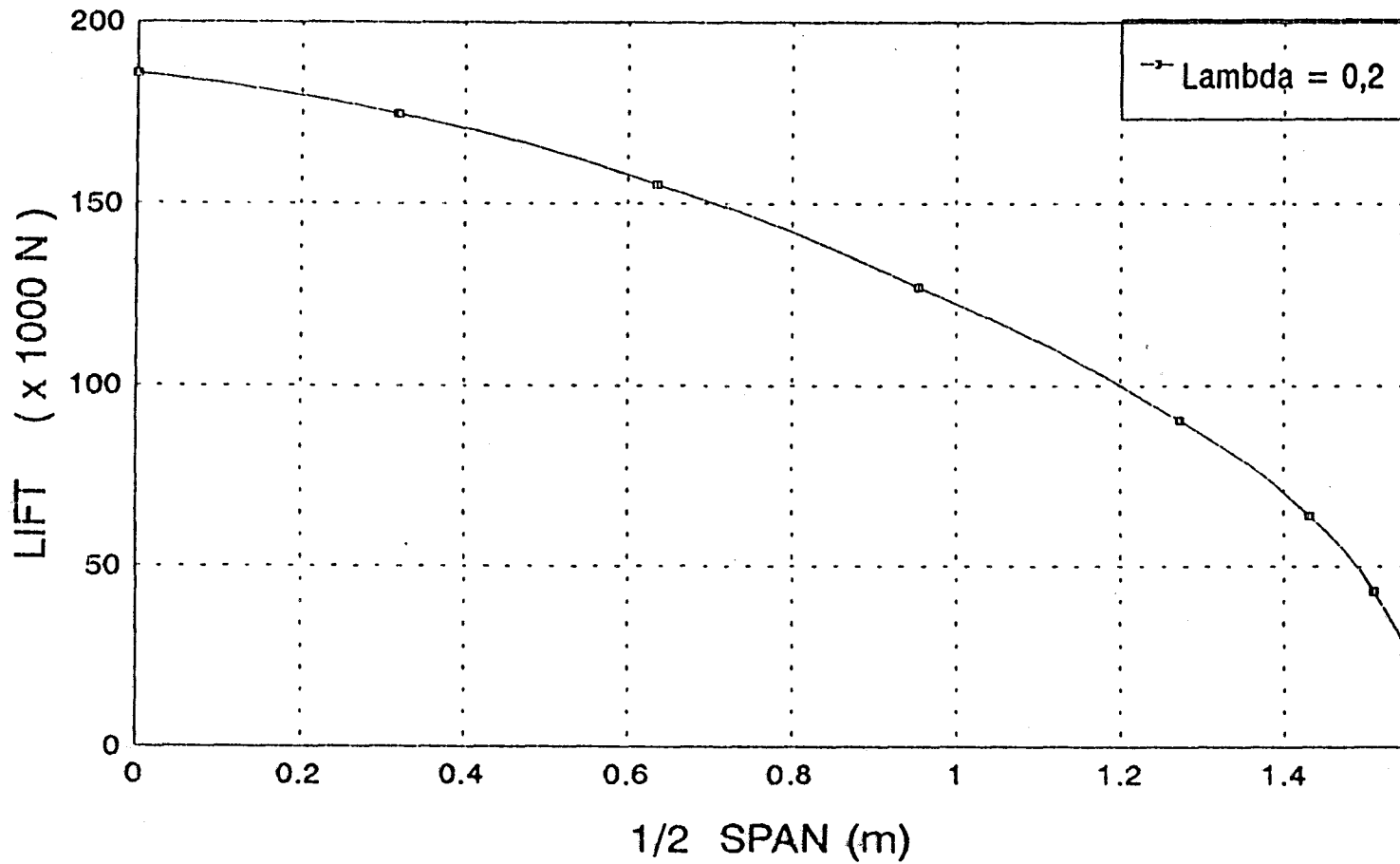
PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koefisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,2
- Aspect Ratio (AR) = 3
- Span (b) = 3,181 m
- Chord rata-rata (C) = 0,694 m
- Root Chord (Cr) = 1,060 m
- Tip Chord = 0,353 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

AR = 3 ; b = 3,181 m ; V = 40 Knot

Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,060 m ; Ct = 0,353 m



Gambar 4.13

Y/(b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,767	1,385	- 0,162
0,200	0,318	1,485	1,308	- 0,111
0,400	0,636	1,202	1,176	- 0,012
0,600	0,954	0,919	0,975	0,068
0,800	1,272	0,636	0,726	0,101
0,900	1,432	0,495	0,528	0,092
0,950	1,511	0,424	0,369	0,073
0,975	1,551	0,389	0,250	0,045

Cla	Cib	Cl	L
0,831	0,010	0,550	185900,525
0,934	0,008	0,615	174713,429
1,038	0,001	0,676	155300,826
1,125	- 0,008	0,723	127175,879
1,167	- 0,017	0,741	90247,306
1,071	- 0,020	0,677	64059,562
0,847	- 0,018	0,533	43216,877
0,573	- 0,012	0,360	26776,004

• **Besarnya lift total sayap :**

$$\begin{aligned}
 L &= 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 2011433,865 \\
 &= 268191,182 \text{ N/m} \\
 &= 426577,842 \text{ N}
 \end{aligned}$$

**PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28**

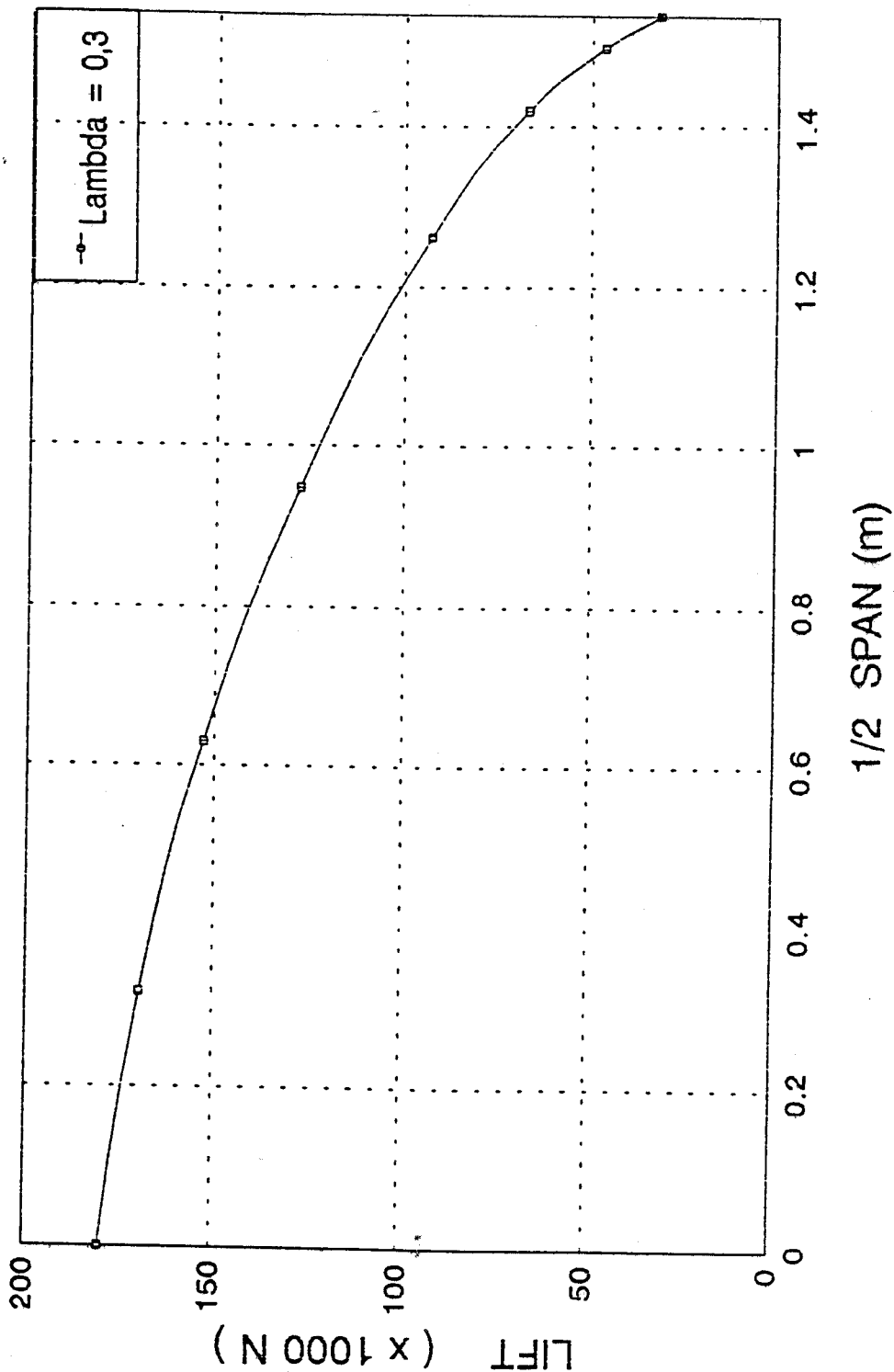
**PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP**

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koeffisien Lift (C) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,3
- Aspect Ratio (AR) = 3
- Span (b) = 3,156 m
- Chord rata-rata (C) = 0,694 m
- Root Chord (Cr) = 1,052 m
- Tip Chord = 0,486 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

AR = 3 ; b = 3,181 m ; V = 40 Knot

Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr 1,618 m ; Ct = 0,486 m



Gambar 4.14

Y/(b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,618	1,350	- 0,163
0,200	0,318	1,392	1,279	- 0,112
0,400	0,636	1,165	1,166	- 0,016
0,600	0,954	0,939	0,985	0,068
0,800	1,272	0,712	0,700	0,102
0,900	1,420	0,599	0,500	0,098
0,950	1,499	0,542	0,339	0,078
0,975	1,539	0,514	0,210	0,049

Cla	Cib	Cl	L
0,878	0,011	0,581	179872,734
0,967	0,008	0,637	169558,931
1,053	0,001	0,686	152845,538
1,104	- 0,008	0,710	127478,612
1,073	- 0,015	0,682	92914,792
0,928	- 0,017	0,586	67095,066
0,716	- 0,015	0,450	46698,890
0,512	- 0,010	0,323	31716,204

● **Besarnya lift total sayap :**

$$L = 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 1994333,030$$

$$= 265911,071 \text{ N/m}$$

$$= 419607,617 \text{ N}$$



**PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDROFOIL FPB-28**

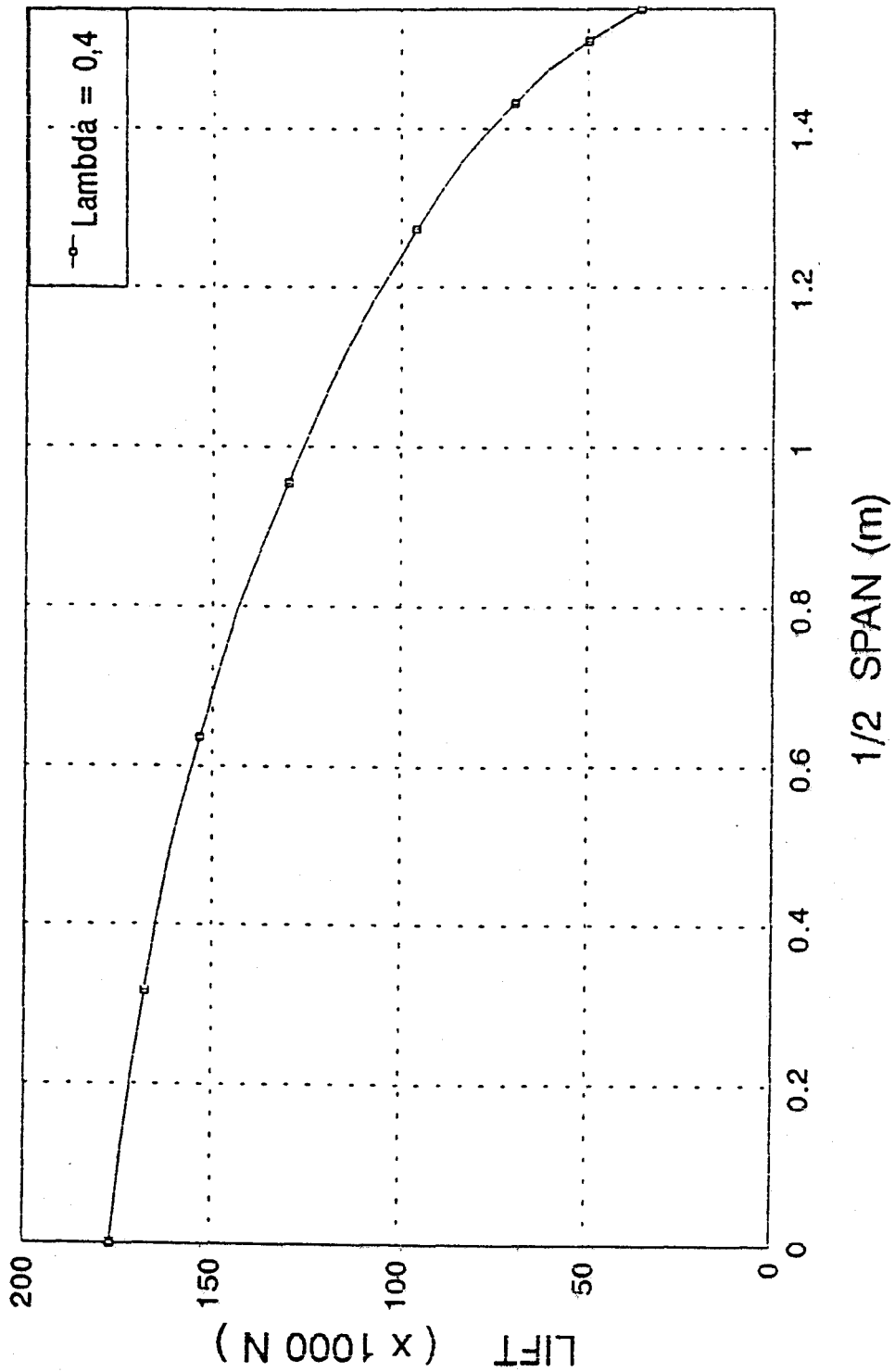
**PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP**

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koefisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,4
- Aspect Ratio (AR) = 3
- Span (b) = 3,181 m
- Chord rata-rata (C) = 1,060 m
- Root Chord (Cr) = 1,515 m
- Tip Chord = 0,606 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

AR = 3 ; b = 3,181 m ; V = 40 Knot

Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,515 m ; Ct = 0,606 m



Gambar 4.15

Y/(b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,515	1,322	- 0,165
0,200	0,318	1,333	1,260	- 0,118
0,400	0,636	1,151	1,161	- 0,016
0,600	0,954	0,969	0,996	0,068
0,800	1,272	0,788	0,743	0,104
0,900	1,420	0,697	0,543	0,099
0,950	1,499	0,651	0,389	0,079
0,975	1,539	0,629	0,278	0,050

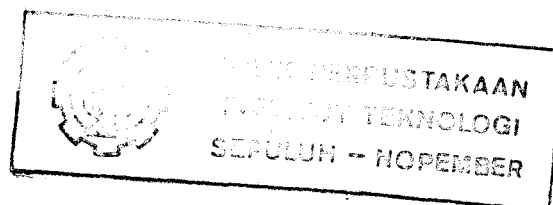
Cla	Cib	Cl	L
0,925	0,012	0,613	177654,732
1,002	0,009	0,660	168425,125
1,069	0,001	0,697	153404,192
1,089	- 0,007	0,701	129944,761
1,000	- 0,014	0,636	95856,067
0,826	- 0,015	0,522	69587,184
0,633	- 0,013	0,399	49687,745
0,469	- 0,008	0,296	35640,485

• **Besarnya lift total sayap :**

$$L = 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 2283283,481$$

$$= 268106,493 \text{ N/m}$$

$$= 426443,137 \text{ N}$$



PERHITUNGAN PERANCANGAN SAYAP BENAM  
UNTUK TIPE KAPAL HYDRÓFOIL FPB-28

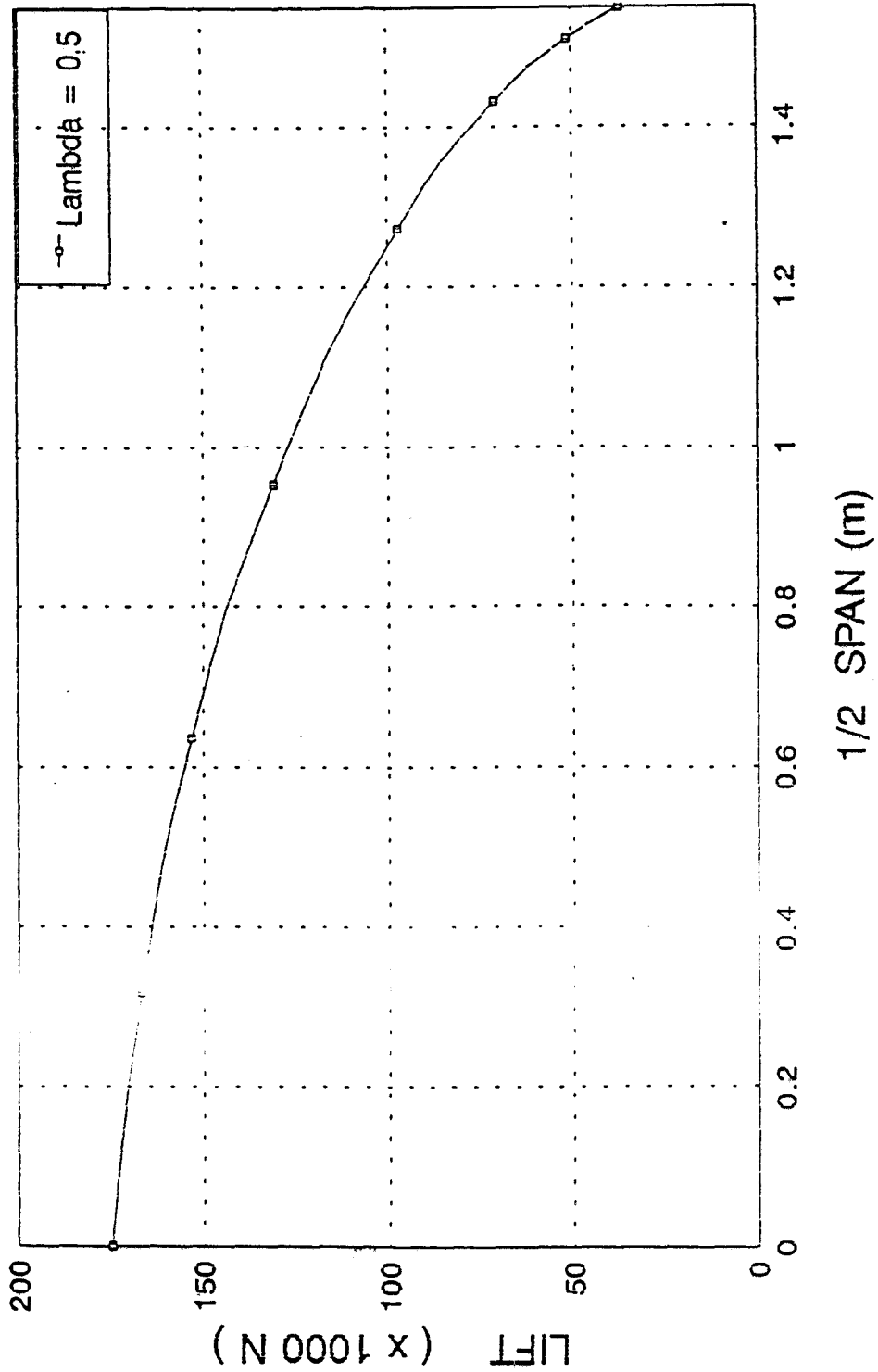
PERHITUNGAN DIMENSI SAYAP

- Sudut serang ( $\alpha$ ) =  $6^\circ$
- Koeffisien Lift (Cl) = 0,65
- Swept back ( $\Lambda$ ) =  $20^\circ$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,5
- Aspect Ratio (AR) = 3
- Span (b) = 3,181 m
- Chord rata-rata (C) = 1,060 m
- Root Chord (Cr) = 1,414 m
- Tip Chord = 0,707 m
- Twist =  $-1^\circ$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

AR = 3 ; b = 3,181 m ; V = 40 Knot

Alpha = 3 ; S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,414 m ; Ct = 0,707 m



Gambar 4.16

Y/(b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,414	1,302	- 0,164
0,200	0,318	1,272	1,248	- 0,113
0,400	0,636	1,131	1,160	- 0,016
0,600	0,954	0,990	1,004	0,068
0,800	1,272	0,843	0,754	0,108
0,900	1,420	0,778	0,552	0,100
0,950	1,499	0,742	0,401	0,080
0,975	1,539	0,725	0,289	0,051

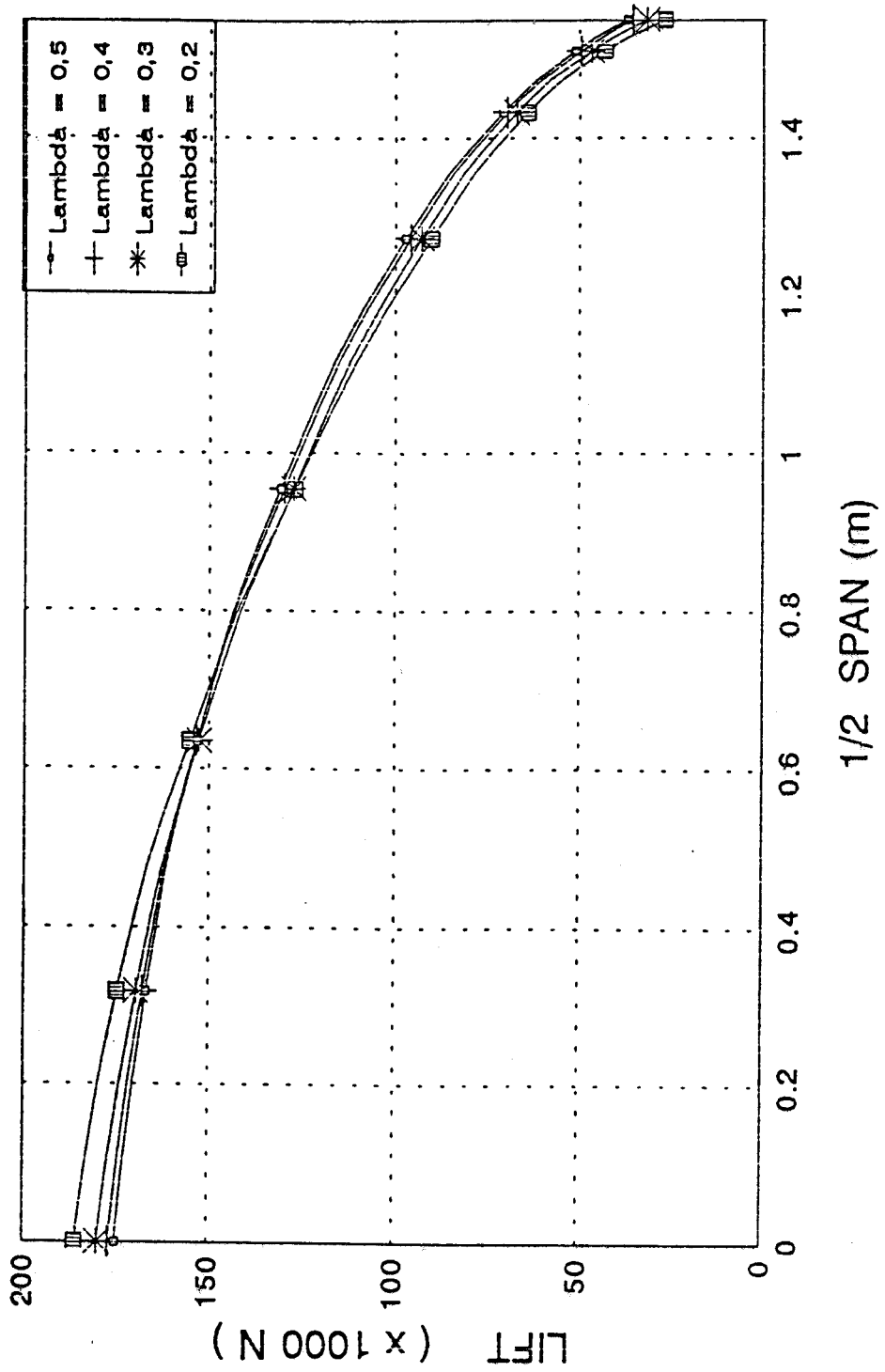
Cla	Cib	Cl	L
0,976	0,012	0,647	174997,417
1,040	0,009	0,685	166842,906
1,088	0,002	0,708	153272,341
1,076	- 0,007	0,692	130999,573
0,943	- 0,014	0,599	97225,295
0,753	- 0,014	0,476	70753,563
0,573	- 0,011	0,361	51249,678
0,423	- 0,007	0,267	37070,567

• Besarnya lift total sayap :

$$\begin{aligned}
 L &= 2 \times \frac{1}{3} \times 0,2 \times 2011497,889 \\
 &= 268199,719 \text{ N/m} \\
 &= 426591,420 \text{ N}
 \end{aligned}$$

# DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN

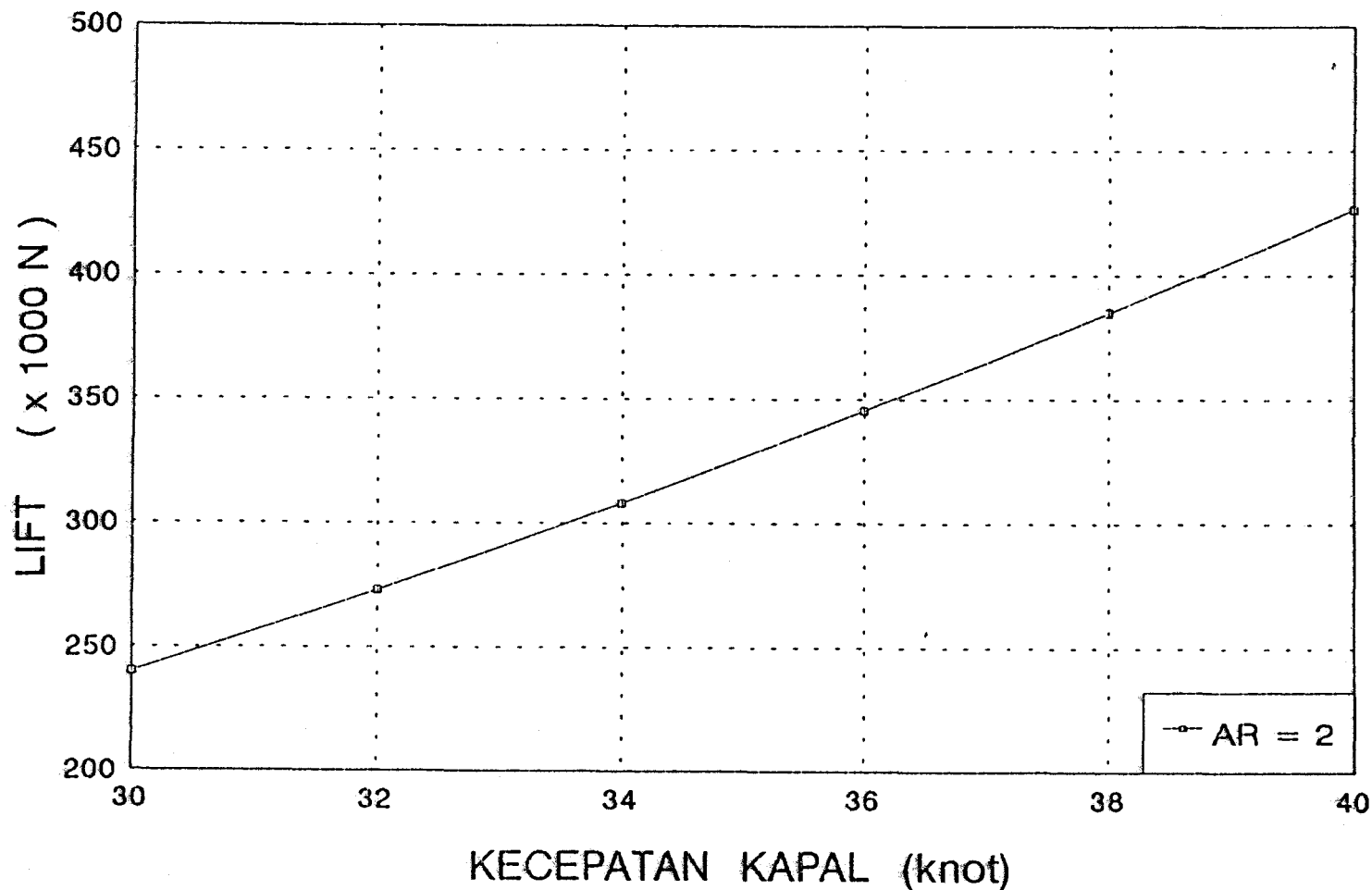
AR = 3 ; b = 3,181 m ; V = 40 Knot  
 Alpha = 6 ; S = 3,32 m<sup>2</sup>



Gambar 4.17

# GRAFIK LIFT vs KECEPATAN

Lambda = 0,3 ; b = 2,597 m ; Alpha = 6  
S = 3,32 m<sup>2</sup> ; Cr = 1,998 M ; Ct = 0,599 ; W = 68,5 ton

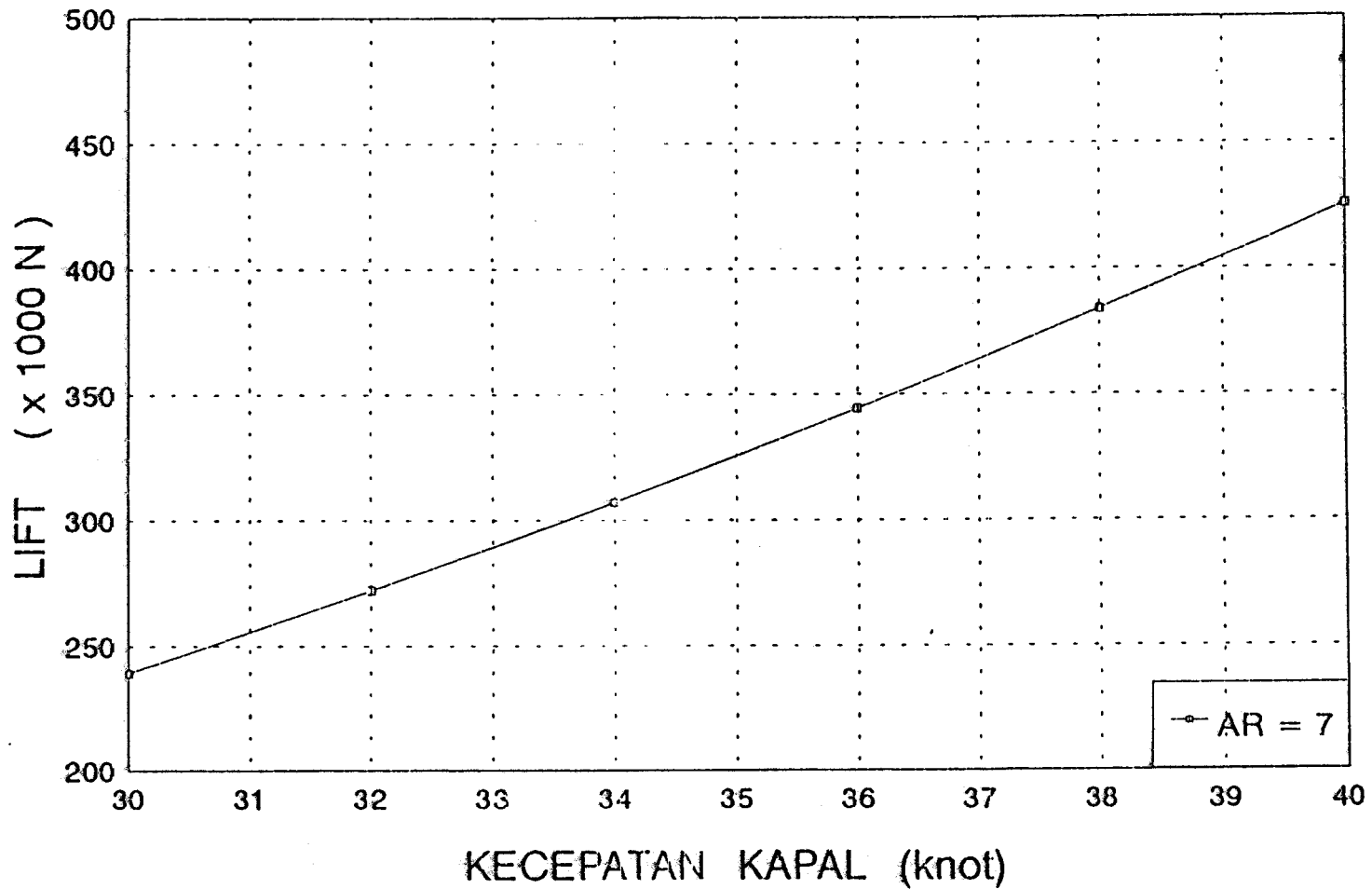


Gambar 4.18



# GRAFIK LIFT vs KECEPATAN

$\Lambda = 0,3$  ;  $b = 4,859 \text{ m}$  ;  $\text{Alpha} = 6$   
 $S = 3,32 \text{ m}^2$  ;  $C_r = 1,068 \text{ M}$  ;  $C_t = 0,320$  ;  $W = 68,5 \text{ ton}$



Gambar 4.19

**BESARNYA LIFT TOTAL DARI SAYAP UNTUK TIAP KECEPATAN**

KECEPATAN	AR = 2	AR = 7
30 knot	239946,472 N	239201,741 N
32 knot	273005,763 N	272158,425 N
34 knot	308197,912 N	307241,348 N
36 knot	345522,919 N	344450,507 N
38 knot	384980,783 N	383785,905 N
40 knot	426600,965 N	425276,908 N

---

## BAB V

# ANALISA PERANCANGAN SAYAP

Perancangan sayap ini menyangkut beberapa pemilihan parameter, yaitu meliputi pemilihan jenis foil, sudut serang tetap, aspek ratio, taper ratio dan sudut puntir (*twist*). Parameter-parameter tersebut ditetapkan berdasarkan pertimbangan optimisasi perancangan sayap dalam segi :

- Kemampuan sayap menghasilkan lift (gaya angkat), sehingga mampu mengangkat badan kapal ke atas permukaan air dengan beban penuh pada kecepatan yang direncanakan.
- Sekecil mungkin sayap menimbulkan drag (tahanan) utamanya induced drag yang menyebabkan naiknya drag secara keseluruhan dan menurunkan lift.
- Kekuatan struktur sayap terhadap timbulnya bending momen sepanjang span akibat distribusi beban yang dialami sepanjang span sayap.
- Tinjauan atas kemungkinan terjadinya stall, yaitu suatu keadaan dimana kapal hydrofoil kehilangan daya angkatnya akibat perubahan medan aliran di sekitar sayap benam.

Perhitungan perancangan sayap dalam pembahasan ini dilakukan dengan merubah beberapa parameter antara lain : Sudut serang, Aspect Ratio dan Taper Ratio, sementara parameter lain seperti kecepatan ( $V$ ), beban ( $W$ ), swept back ( $\Lambda$ ) dan twist diasumsikan tetap. Hal ini dimaksudkan untuk mengetahui pengaruh variable-variable tersebut terhadap distribusi lift sepanjang span sayap dan besarnya total lift sayap. Disamping itu adalah

---

untuk mengetahui juga pada sudut angle of attack berapa terjadi kondisi foilborne.

Analisa yang dilakukan disini akan dibagi atas 4 bagian yaitu :

- Analisa pengaruh geometri foil pada karakteristik sayap benam.
- Analisa pengaruh Aspect Ratio (AR) terhadap distribusi lift sepanjang span dan total lift sayap benam.
- Analisa pengaruh Taper Ratio ( $\lambda$ ) terhadap distribusi lift sepanjang span dan total lift sayap benam.
- Analisa pengaruh sudut serang terhadap besarnya lift.

## V.1 ANALISA PENGARUH GEOMETRI FOIL PADA KARAKTERISTIK SAYAP BENAM

Foil adalah penampang sayap dari kapal hydrofoil yang mempunyai bentuk 2-D. Karakteristik foil yang dipilih ini mempengaruhi karakteristik sayap itu sendiri secara keseluruhan. Karakteristik foil ini ditentukan dari hasil test yang dilakukan di dalam wind tunnels (terowongan angin) dengan model chord yang konstan sepanjang span dan spannya sepanjang jarak tepi-tepi terowongan yang dimodelkan dengan asumsi sebagai infinite wing (sayap tak terbatas). [1] Hasilnya dinyatakan dalam bentuk grafik yang menunjukkan besarnya koefisien lift ( $C_l$ ), koefisien drag ( $C_d$ ), koefisien moment dan angle of attack. NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) telah mengeluarkan berbagai type aerofoil dalam berbagai seri yang disertai dengan hasil test yang dilakukan di terowongan angin. Sehingga dalam perancangan sayap ini dimungkinkan untuk memilih type foil dari NACA series yang disesuaikan dengan kebutuhan karakteristik foil yang diharapkan.

Dalam pemilihan foil hal yang menjadi perhatian adalah geometri foil tersebut yang harus mempunyai ketebalan yang memadai. Pertimbangan ini berkaitan dengan kekuatan struktur sepanjang sayap (*span*) yang dikenai beban. Ukuran ketebalan ini sebatas memungkinkan secara kekuatan struktur bagi sayap untuk mengangkat beban. Bersamaan dengan itu diupayakan beban strukturnya sekecil mungkin. Perhatian lainnya adalah menyangkut juga agar  $C_{lmax}$  yang dikaitkan dengan kondisi operasional kapal yang direncanakan, yaitu saat kondisi foil borne dimana kapal bergerak dengan kecepatan penuh maupun saat kondisi take off atau landing ketika high lift devices diaktifkan.  $C_{lmax}$  ini akan diperoleh untuk memprediksi karakteristik kecepatan kapal hydrofoil saat mana stall mungkin terjadi, yaitu : low subsonic speed dan high subsonic speed.

### V.1.1 LOW SUBSONIC SPEED

Pada kecepatan ini stall diakibatkan karena sudut serang yang melampaui harga koefisien lift maksimalnya, sehingga dapat mengakibatkan terjadinya separasi boundary layer. Kondisi ini terjadi pada saat kapal hydrofoil terangkat rendah (low subsonic speed) yaitu saat akan tinggal landas (take off) atau landing dimana untuk memperbesar harga  $C_l$  dilakukan dengan menambah sudut serang disamping menggunakan high lift device. Besarnya kecepatan dimana stall dapat terjadi pada kecepatan rendah dinyatakan dengan persamaan sbb :

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2L}{\rho S C_{lmax}}} \quad (5.1)$$

Dimana  $C_{lmax}$  = Koefisien lift maksimal pada sudut serang maksimal

dibawah pengaruh high lift device. Dengan harga Cl max yang makin besar, maka kecepatan stall semakin rendah, sehingga kapal hydrofoil akan lebih aman baik pada take off maupun landing.

Dalam perancangan hidrodinamika, sebuah sayap kapal hydrofoil dirancang agar stall pertama kali terjadi pada pangkal sayap. Adapun alasan mengapa stall harus terjadi pada pangkal sayap adalah karena luasan pengendali pada bagian ujung sayap itulah yang dapat memperbaiki keadaan sehingga bila stall terjadi pada pangkal sayap maka luasan pengendali ini dapat berfungsi. Untuk dapat memperoleh keadaan demikian, maka sudut serang pada ujung sayap harus lebih kecil dari pangkal sayap yaitu dengan jalan memberikan puntiran pada ujung sayap (twist).

### V.1.2 HIGH SUBSONIC SPEED

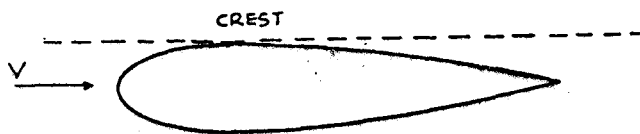
Pada kecepatan ini stall diakibatkan karena adanya shock, sehingga dapat mengakibatkan terjadinya separasi boundary layer. Shock adalah daerah yang sangat tipis (tebal  $< 10$  Cm) dimana aliran yang melewatinya berubah sifatnya oleh proses adiabatik. Shock akan terjadi apabila pada permukaan aerofoil kecepatan lokal aliran telah mencapai angka Mach  $M > 1$ . Pada aerofoil simetris lokasi shock terjadi paling awal adalah pada bagian atas, dimana terjadi peningkatan kecepatan aliran karena bentuk dari aerofoil tsb.

#### V.1.2.1 Crest

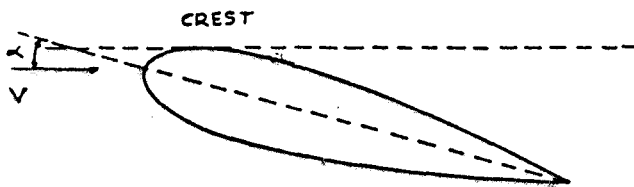
Pada kecepatan high subsonic, bentuk aerofoil yang sedemikian rupa akan menyebabkan kecepatan aliran lokal pada permukaan aerofoil lebih tinggi daripada kecepatan aliran bebas. Titik atau daerah dimana kecepatan lokal dicapai harga maksimal dinamakan crest. Letak crest dipengaruhi oleh

sudut serang ( $\alpha$ ). Untuk sudut serang yang sama dengan nol dan profil aerofoil simetris, maka crest terjadi pada daerah maksimal dengan ketebalan. Sedangkan bila sudut serang bertambah maka crest akan bergerak ke muka aerofoil.

- Sudut serang ( $\alpha$ ) = 0



- Sudut serang ( $\alpha$ )  $\neq$  0



#### V.1.2.2 Kenaikan drag

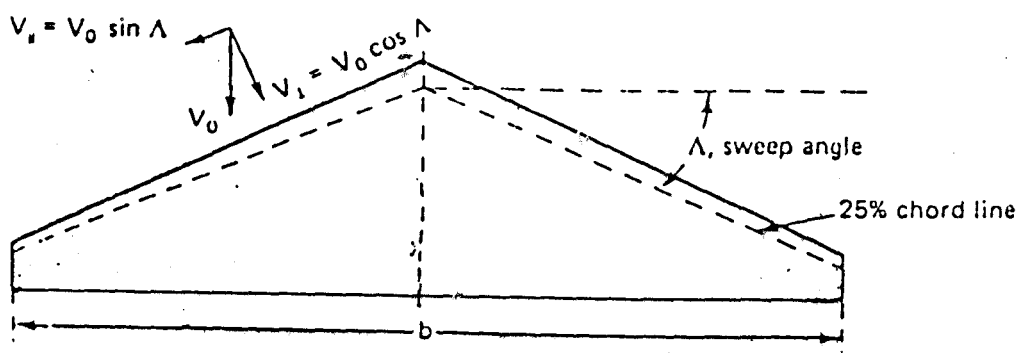
Suatu sayap yang bergerak di dalam suatu fluida dengan kecepatan tertentu maka pada permukaan sayap akan terjadi boundary layer, apabila kecepatan fluida bebas semakin tinggi maka pada permukaan atas sayap akan terjadi kenaikan kecepatan lokal. Pada saat itulah terjadi shock di permukaan sayap. Shock pertama kali terjadi pada daerah crest, karena di daerah inilah kecepatan kritis terjadi. Setelah terjadi shock maka akan ada perubahan tekanan, density, temperatur dan mach number. Perbedaan tekanan dan penurunan kecepatan akan membuat penebalan boundary layer.

Momentum dari aliran akan turun, sedangkan tegangan geser membesar sehingga akan terjadi separasi aliran. Karena terjadi separasi aliran maka terjadi kenaikan drag yang besar. Kenaikan drag ini akan semakin cepat terjadi pada sudut serang yang semakin besar. Sudut serang yang besar akan mengeser crest semakin ke depan sehingga shock akan terjadi lebih awal.

### V.1.2.3 Menunda Terjadinya Shock Pada Sayap

Dengan adanya shock, maka akan terjadi kenaikan drag yang besar. Adanya shock pada sayap pada kecepatan high subsonic adalah suatu hal yang sedapat mungkin dihindari penggunaan sudut sapu (swept back) untuk sayap high subsonic speed adalah untuk menunda terjadinya shock pada sayap. Swept back atau sudut sapu sayap diukur dari sumbu tegak lurus centre line pesawat dengan seperempat chord line dari sayap.

Komponen udara bebas tidak langsung secara efektif mengenai sayap, hanya komponen kecepatan yang tegak lurus dari sayap yang efektif seperti terlihat pada gambar berikut.



Dengan adanya sudut sapu, maka kecepatan efektif yang mengenai sayap :

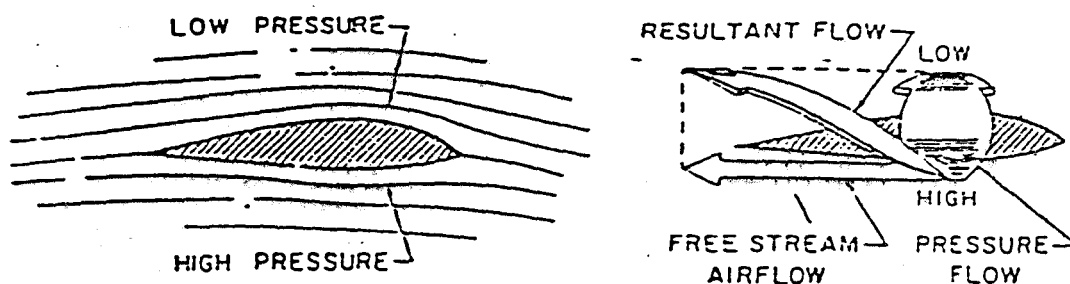
$$V_{\text{eff}} = V_0 \cos \Lambda$$



## V.2 ANALISA PENGARUH ASPECT RATIO TERHADAP DISTRIBUSI SEPANJANG SPAN DAN TOTAL LIFT SAYAP.

Pada sayap dengan Aspect Ratio kecil distribusi lift terbesar terakumulasi pada root chord dan berkurang seiring dengan bertambahnya Aspect Ratio. Hal ini karena pada sayap dengan Aspect Ratio kecil mempunyai span yang kecil pula sehingga pengaruh tip vortex pada pangkal sayap (root chord) masih cukup besar. Hal ini berbeda pada sayap dengan Aspect Ratio besar akan mempunyai span yang cukup panjang sehingga pengaruh tip vortex pada pangkal sayap sudah jauh berkurang.

Lebih jauh bisa dipahami bahwa besarnya Aspect Ratio dengan span cukup panjang akan menimbulkan kebocoran aliran (tip vortex) pada ujung-ujung sayap yang lebih kecil dibandingkan dengan sayap dengan aspect ratio kecil dengan span lebih pendek. Hal ini mengingat pada sayap tiga dimensi (sayap terbatas) akan terjadi suatu kebocoran aliran dari daerah yang bertekanan tinggi di bagian bawah sayap ke daerah bertekanan rendah pada bagian atas sayap yang terjadi pada bagian ujung sayap, adanya kebocoran inilah yang dinamakan tip vortex. Jika kebocoran aliran ini dikombinasikan dengan aliran fluida bebas yang arah alirannya horisontal, maka akan menghasilkan resultan aliran seperti terlihat pada gambar di bawah :



Dari gambar terlihat bahwa karena adanya tip vortex, lift menjadi condong ke belakang dari posisi semula, akibatnya terjadi komponen horisontal dari lift yang arahnya berlawanan dengan arah kapal, komponen inilah yang disebut induced drag. Persamaan untuk menghitung induced drag adalah sbb :

$$D_i = 1/2 \rho V^2 S C_{di}$$

Dimana :  $D_i$  = Induced drag

$C_{di}$  = Koefisien induced drag

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{\pi AR}$$

Dari persamaan diatas terlihat bahwa penggunaan aspek ratio yang besar akan mengurangi induced drag karena pengaruh tip vortex pada pangkal sayap (root chord) sudah jauh berkurang dibandingkan dengan pada ujung sayap, sehingga koefisien lift tiap section yang dihasilkan juga lebih besar.

Dengan semakin besarnya aspect ratio, maka sayap akan semakin menyerupai sayap 2-D sehingga  $C_l$  juga semakin besar. Tetapi kenaikan  $C_l$  ini tidak memperbesar induced drag karena kenaikannya jauh lebih kecil dibandingkan kenaikan Aspect ratio.

Dari perhitungan perancangan sayap kita melihat bahwa nilai Aspect ratio yang semakin besar selalu diikuti dengan bertambahnya panjang span sayap dan juga disertai dengan berkurangnya root chord dan tip chord yang selanjutnya sayap semakin tipis sepanjang span. Tentunya ini akan menimbulkan beberapa kesulitan tersendiri khususnya kekuatan konstruksi sayap, karena semakin panjangnya bentangan sayap mengakibatkan bending momen yang terjadi semakin besar pula pada konstruksi tersebut. Hal ini pun menimbulkan kesulitan dalam menyediakan material yang sanggup mengatasi besarnya bending momen.

---

### **V.3 ANALISA PENGARUH TAPER RATIO TERHADAP DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG SPAN DAN TOTAL LIFT SAYAP**

Rasio/perbandingan dari tip chord terhadap root chord adalah parameter penting. Pada sayap dengan taper ratio rendah cenderung mempunyai koefisien lift section lebih tinggi pada bagian ujung sayap dibandingkan dengan sayap yang taper rasionya rendah. Sebaliknya pada bagian pangkal sayap (root chord) dengan taper ratio rendah mempunyai koefisien lift section lebih rendah dibandingkan dengan sayap yang taper rasionya tinggi. Kecenderungan ini mendorong terjadinya tip stall pada ujung sayap. Kecenderungan terhadap tip stall ditangani dengan memberikan twist dan variasi aerofoil sepanjang sayap. Taper ratio di bawah 0,2 umumnya tidak digunakan sebab tip stall cenderung menjadi berlebihan (terlalu banyak).

Pada bagian lain taper ratio yang rendah menunjukkan pada pangkal sayap (root chord) dan ketebalannya lebih besar, dimana pada bagian ini mengalami bending momen terbesar sepanjang span sayap. Selanjutnya hal ini mempengaruhi besarnya lift section pada pangkal sayap yang lebih tinggi dibandingkan sayap dengan taper ratio tinggi, dan hal ini berarti juga mengurangi aerodynamic bending momen pada pangkal sayap.

Pada perhitungan, kita melihat besarnya lift total pada sayap bertambah besar seiring dengan membesarnya nilai taper ratio. Hal ini bisa dipahami sebagai kompensasi adanya pengurangan chord pada tiap sectionnya ke arah ujung sayap kecil.

### **V.5 ANALISA PENGARUH SUDUT SERANG TERHADAP BESARNYA LIFT**

Agar kapal hydrofoil dapat terangkat ke atas permukaan air laut, maka pada sayap diberikan sudut serang ( $\alpha$ ). Sudut serang pada perhitungan perancangan ini didasarkan pada kondisi cruise kapal hydrofoil (foilborne) dan kondisi kapal dengan kapasitas muatan penuh. Pada perhitungan memperlihatkan kenaikan lift total sayap dengan bertambah besarnya sudut serang, hal ini bisa dipahami bahwa dengan bertambahnya sudut serang menimbulkan perbedaan kecepatan aliran yang semakin besar antara bagian top wing terhadap bottom wing, dimana kenaikan kecepatan ini selalu diikuti dengan penurunan tekanan demikian pula dengan penurunan tekanan akan selalu diikuti dengan kenaikan tekanan (asas bernoulli). Sehingga kita menyaksikan nilai lift total sayap selalu bertambah seiring dengan bertambahnya sudut serang, namun pertambahan ini akan mencapai maksimum pada sudut tertentu dan inilah yang dikatakan sayap mengalami stall, yaitu suatu keadaan dimana kapal hydrofoil kehilangan daya angkatnya.

Pada perhitungan dengan memberikan kecepatan yang berbeda dengan sudut serang dan bentuk sayap yang sama, menunjukkan dengan kecepatan yang semakin tinggi mampu meningkatkan lift total total. Begitu juga kita melihat pada perhitungan dengan memberikan bentuk sayap yang berbeda (Aspect ratio bertambah) dengan sudut serang dan kecepatan tetap, menunjukkan dengan bertambahnya Aspect ratio akan diikuti dengan peningkatan lift. Hal ini memberi gambaran bahwa besarnya lift ditentukan dari kekuatan sirkulasi yang timbul pada saat sayap bergerak relatif terhadap bidang aliran, dimana kekuatan sirkulasi tersebut tergantung pada : Bentuk sayap, kecepatan aliran (kapal) dan orientasi (sudut serang) terhadap bidang aliran.

---

## BAB VI

### KESIMPULAN

Dalam perancangan sayap kapal hidrofoil dilakukan dengan terlebih dahulu mengkalkulasi beban total kapal pada kondisi muatan penuh. Beban total ini merupakan input awal dalam menghitung beban (gaya) yang mesti diangkat oleh masing-masing foil depan dan belakang. Dengan mengetahui titik berat kapal hidrofoil, maka dapat dihitung beban yang mengenai masing-masing sayap depan dan belakang.

Disamping beban ( $W$ ) pada tiap-tiap sayap depan dan belakang, maka ada variable input lainnya yang menentukan optimisasi sayap. Variable variable tersebut adalah : Aspect ratio, Taper ratio, sudut serang dan twist. Dan diantara variable-variable di atas yang terkait langsung dengan geometri sayap (dimensi sayap) adalah aspect ratio dan taper ratio.

Berdasarkan perhitungan perancangan sayap pada bab IV dan sedikit analisa terhadap hasil perhitungan yang dinyatakan dalam bentuk kurva/grafik, maka dapat diungkapkan beberapa kesimpulan berkaitan dengan Aspect ratio dan taper ratio sbb :

#### **ASPECT RATIO :**

- Aspect ratio mempengaruhi distribusi lift sepanjang  $1/2$  span sayap, dimana aspect ratio yang kecil distribusi liftnya yang terbesar terakumulasi pada root chord dan ini akan berkurang dengan semakin tingginya nilai aspect ratio.
- Aspect ratio yang besar akan mengurangi induced drag, sehingga lift yang dihasilkan sepanjang span sayap juga lebih besar.

- Aspect ratio yang membesar menyebabkan span sepanjang sayap juga bertambah besar, tetapi root chord dan tip chord semakin berkurang yang berarti sayap semakin tipis sepanjang sayap. Hal ini menimbulkan kesulitan khususnya kekuatan konstruksinya akibat bending momen.

### TAPER RATIO

- Taper ratio mempengaruhi distribusi lift sepanjang  $1/2$  span sayap, dimana taper ratio yang rendah mempunyai lift yang lebih rendah pada root chord, tetapi lebih tinggi pada tip chordnya. Bertambahnya nilai taper ratio menyebabkan semakin tingginya lift pada root chord dan semakin kecilnya lift pada tip chord.
- Taper ratio yang rendah menunjukkan pada root chord dan ketebalannya lebih besar, sehingga semakin rendah taper ratio akan mampu mengatasi bending momen sepanjang span, khususnya pada root chord.

Dari hasil perhitungan, analisa dan kesimpulan ternyata untuk perancangan sayap kapal hydrofoil FPB-28 ini memiliki Aspect ratio = 3 dan Taper ratio = 0,3, dengan beberapa pertimbangan sbb :

- Span dengan aspect ratio = 3 adalah sebesar 3,156 m. Besarnya span ini sesuai dengan kondisi badan kapal dengan lebar 3,2 m pada station ditempatkannya sayap, sehingga fungsi sayap sebagai penghasil lift dan penyeimbang/stabilitas kapal menjadi terpenuhi.
- Dengan aspect ratio = 3 dan taper ratio = 0,3, maka besarnya root chord = 1,619 m dan thip chord = 0,486 m. Ternyata dengan jenis foil 63-012 ketebalan maksimumnya sebesar 12 % dari chord, sehingga ketebalan pada root chord adalah  $0,12 \times 1,619 = 0,1943 \text{ m} = 19,43 \text{ cm}$ . Dengan ketebalan ini akan sanggup mengatasi besarnya bending momen dengan span 3,156 m.

- Dari perhitungan ternyata sayap dengan span ini mampu mengangkat badan kapal ke atas permukaan air pada kondisi kecepatan dan muatan penuh.

Sehingga data dimensi sayap untuk kapal hydrofoil FPB-28 adalah sbb :

- Jenis foil = NACA seri 63-012
- Swept Back =  $20^{\circ}$
- Luasan sayap (S) =  $3,32 \text{ m}^2$
- Taper Ratio ( $\lambda$ ) = 0,3
- Aspect Ratio (AR) = 3
- Span (b) = 3,156 m
- Chord rata-rata = 1,052 m
- Root Chord = 1,619 m
- Tip Chord = 0,486 m
- Twist = -1

Perancangan sayap benam ini adalah salah satu langkah saja dari proses perancangan kapal hydrofoil secara keseluruhan. Karenanya ada keterkaitannya dengan perancangan bagian-bagian lain pada kapal hydrofoil, sehingga dilakukanlah spiral perancangan.

## DAFTAR PUSTAKA

1. Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E. *Theory of Wing Section, Including a Summary of Airfoil Data*, Mc Graw - Hill, New York, 1959
2. Anderson, J.D. *Fundamentals of Aerodynamics*, 3rd ed., Mc Graw-Hill, Singapore, 1988
3. Bertin, J.J. and M.L. Smith *Aerodynamics for Engineers*, 2nd ed., Prentice- Hall International, New Jersey, 1989
4. Clancy, L.J. *Aerodynamics*, Pitman Aeronautical Engineering Series, London, 1975
5. Bhattacharyya, R. *Dynamics of Marine Vehicles*, John Wiley & Sons, New York, 1978
6. Fox, Robert W. and A.T. Mc Donald *Introduction to Fluid Mechanics*, 3rd ed., John Wiley & Sons, New York, 1985
7. Hurt, H.Jr. *Aerodynamics for Naval Aviators*, New weps, California, 1965
8. Johnstn, R.J. *Hydrofoils*, Naval Engineers Journal, Februari 1985
9. Kuethe, A.M. and Chow, Chuen-Yen *Foundation of Aerodynamics, Bases of Aerodynamic Design*, 4nd ed., John Willey & Sons, New York, 1986
10. Milne, L. M & Thomson, C.B.E *Theoretical Aerodynamics*, 4nd ed., Dover Publications, New York 1958
11. Orianto, M and Pratikto, W.A. *Mekanika Fluida I*, BPFE-Yogyakarta, Yogyakarta, 1984
12. Shevell, R. S. *Fundamentals of Flight*, 2nd ed., Prentice-Hall, New Jersey, 1989



## THIS PROGRAM COMPUTES AERODINAMIC PROPERTIES OF TRAPEZOIDAL WING WITH A GEOMETRIC TWIST

by : ARIES SULISETYONO

4894100274

```

DIMENSION A(8),ALABS(8),ALIND(8),C(8),CL(8),CL1(8),THETA(8)
DIMENSION CL2(8),CLA(8),CLB(8),COSTH(8),SINTH(8),D(8,8),Y(8)
CHARACTER*1 YES
DIMENSION XX(100),YY(100),EKS(600),WAI(600),XA(100),YA(100)
DIMENSION XB(100),YB(100),XC(100),YC(100),XD(100),YD(100)
DIMENSION XE(100),YE(100),XF(100),YF(100),XG(100),YG(100)
DIMENSION XH(100),YH(100),XI(100),YI(100),CDIND(8)
INTEGER ERRFID,WKTYPE,WKID,CONNID
PARAMETER (ERRFID=0,WKTYPE=1,WKID=1,CONNID=0)
REAL LAMBDA,M(8),MBAR

```

- **MEMASUKKAN SPESIFIKASI SAYAP**

```

DATA AR,K,LAMBDA,RHO,TWIST,V,WLOAD/3.,8,0.3,1025.,-1.,19.32,
A 124352.238/

```

- **JUMLAH STATION (K) DENGAN JARAK INTERVAL TIAP STATION SAMA SEBESAR  $\pi/2$ .**

- **MENGHITUNG THETA(J),Y(J),AND C(J),J=1,2,--,K,**

- **MENGHITUNG THETA(J),SIN(THETA(J)),AND COS(THETA(J))**

```

PI = 4.0 * ATAN(1.0)
DO 5 J = 1,K
THETA(J) = PI*J/(2.*K)
COSTH(J) = COS(THETA(J))
SINTH(J) = SIN(THETA(J))
Y(J) = COSTH(J)

```

```

5  C(J) = 1. - (1.-LAMBDA)*COSTH(J)
   DO 10 J = 1,K
   D1 = 1. / C(J)
   D2 = PI / (AR*(1.+LAMBDA)*SINTH(J))
   DO 10 N = 1,K
   I = 2*N - 1
10  D (J,N) = (D1 + D2*I)*SIN(I*THETA(J))

```

**PART(A) :**

- MEMILIH DUA NILAI, AL1 = 3 DERAJAT DAN AL2 = 6 DERAJAT, UNTUK ABSOLUTE ANGLE OF ATTACK PADA ROOT.
- UNTUK AL1, MENGHITUNG ABSOLUTE ANGLE OF ATTACK (RADIAN) PADA SELURUH STATION SAYAP.
- MENYELESAIKAN PERSAMAAN, UNTUK A(N) MENGGUNAKAN ATURAN CRAMER
- MENGHITUNG KOEFFISIEN LIFT SAYAP (CLW1) DAN KOEFFISIEN LIFT TIAP STATION CL1(J)

```

DATA AL1,AL2/6.,7./
DO 15 J = 1,K
15  ALABS(J) = (AL1 + TWIST*COSTH(J))*PI/180.
   CALL CRAMER(D,ALABS,A,K)
   CLW1 = PI**2*A(1)/(1.+LAMBDA)
   DO 25 J = 1,K
   SUM = 0.0
   DO 20 N = 1,K
20  SUM = SUM + A(N)*SIN((2*N-1)*THETA(J))
   CL1(J) = 2.*PI/C(J)*SUM
25  CONTINUE
   DO 30 J = 1,K
30  ALABS(J) = (AL2 + TWIST * COSTH(J))*PI/180.
   CALL CRAMER (D, ALABS, A, K)
   CLW2 = PI**2*A(1)/(1.+LAMBDA)

```

```

DO 40 J = 1,K
SUM = 0.0
DO 35 N = 1,K
35  SUM = SUM + A(N) * SIN((2*N-1)*THETA(J))
    CL2(J) = 2.*PI/C(J)*SUM
40  CONTINUE
DO 45 J=1,K
    CLA(J)=(CL2(J)-CL1(J))/(CLW2-CLW1)
    CLB(J)=CL1(J)-CLA(J)*CLW1
45  CONTINUE
    WRITE(*,'(5(/))')

```

- **MENCETAK UNTUK PART (A)**

```

WRITE(*,*)'PART(A)  PROPERTI TIAP STATION DARI SAYAP'
WRITE(*,*)
WRITE(*,*)' _____'
WRITE(*,*)'  J  Y(J)/(B/2)  C(J)/C(K)  CLB(J)  CLA(J) '
WRITE(*,*)' _____'
DO 50 J=1,K
    WRITE(*,55)J,Y(J),C(J),CLB(J),CLA(J)
55  FORMAT(I3,5X,F8.3,5X,F8.3,3X,F8.3,2X,F8.3)
50  CONTINUE
    WRITE(*,*)' _____'

```

- **PART(B) :**

- **MENGHITUNG KARAKTERISTIK SAYAP UNTUK KONDISI TERBANG.**

- **PERTAMA MENENTUKAN KOEFFISIEN LIFT SAYAP**

```

CLWF=WLOAD/(0.5*RHO*(V)**2)
PAUSE
WRITE(*,'(20(/))')
WRITE(*,*)'PART(B)  UNTUK KONDISI TERBANG ADALAH '
WRITE(*,70)V,WLOAD
70  FORMAT(1x,'V = ',F7.3,1X,'M/S, WING LOAD = ',F11.3,1X,'N/SQ.M')

```

- MENGASUMSIKAN HUBUNGAN ANTARA CLW DAN ABSOLUTE ANGLE OF ATTACK

- PADA ROOT LINIER, DAN SUDUT PADA KONDISI FOILBORNE

$$ALF = AL1 + (AL2-AL1)*(CLWF-CLW1)/(CLW2-CLW1)$$

- MENGHITUNG KOEFFISIEN LIFT CL(J)

$$DO 75 J= 1,K 75 CL(J)= CLB(J) + CLA(J)*CLWF$$

WRITE(\*,\*)

WRITE(\*,\*)'(B-1) SECTIONAL LIFT COEFFICIENT, CL(J),J=1,—,K,'

WRITE(\*,\*)

- MENGHITUNG SECTIONAL INDUCED ANGLES OF ATTACK

- MENGHITUNG SECTIONAL INDUCED DRAG COEFFICIENT

- MENGHITUNG SECTIONAL LIFT CURVE SLOPE

DO 100 J=1,K

SUM = 0.0

DO 105 N = 1,K

I = 2\*N - 1 105 SUM = SUM + I\*A(N)\*SIN(I\*THETA(J))/SINTH(J)

ALIND(J) = -PI/(AR\*(1.+LAMBDA))\*SUM

CDIND(J) = -CL(J)\*ALIND(J)

M(J) = CL(J) / ALABS(J) 100 ALIND(J) = ALIND(J) \* 180./PI

WRITE(\*,\*)

WRITE(\*,\*)'\_\_\_\_\_'

WRITE(\*,\*)' J CL(J) M(J) ALIND(J) ADIND(J)'

WRITE(\*,\*)' (/RADIAN) (DEGREE) '

WRITE(\*,\*)'\_\_\_\_\_'

DO 115 J=1,K

WRITE(\*,120)J,CL(J),M(J),ALIND(J),CDIND(J)

120 FORMAT(I3,3X,F6.3,5X,F6.3,6X,F6.3,5X,F6.3)

115 CONTINUE

WRITE(\*,\*)'\_\_\_\_\_'

MILIK PERPUSTAKAAN  
INSTITUT TEKNOLOGI  
SEPULUH -- NOPEMBER



- MENGHITUNG KOEFFISIEN INDUCED DRAG (CDINDW).
- WEIGTED MEAN SLOPE, MBAR, AND THE ADDITIONAL ABSOLUTE
- ANGLE OF ATTACK (ALABSW) SAYAP

```

SUM = 0.0
DO 125 N=1,K 125
SUM=SUM+(2.*N-1)*A(N)**2
CDINDW = PI**3/(AR*(1.+LAMBDA)**2)*SUM
SUM = 0.0
KMI = K-1
DO 130
J=1,KMI
130 SUM = SUM + (M(J)*C(J) + M(J+ 1)*C(J+ 1))*(Y(J)-Y(J+ 1))
MBAR = SUM / (1.+LAMBDA)
ALABSW = (CLWF / MBAR) * (180. /PI)
PAUSE
WRITE(*,'(25(/))')
WRITE(*,*) '(B-2) KARAKTERISTIK SAYAP PADA KONDISI TERBANG'
WRITE(*,*)
WRITE(*,140) CDINDW
140 FORMAT('KOEFFISIEN INDUCED DRAG, CDINDW = ',F8.4)
WRITE(*,145) MBAR
145 FORMAT('WEIGHTED MEAN SLOPE, MBAR = ',F7.4)
WRITE(*,150) ALABSW
150 FORMAT('ADDITIONAL ABSOLUTE ANGLE OF ATTACK = /',F8.3,1X,'DERAJAT')
WRITE(*,155) ALF
155 FORMAT('ABSOLUTE ANGLE OF ATTACK PADA ROOT = /',F8.3,1X,'DERAJAT')
WRITE(*,'(10(/))')

OPEN(2,FILE='B:\data3.dat')
L = 90
DO 9 I=1,L
READ(2,*)EKS(I),WAI(I)

```

XA(I) = EKS(I) \* C(J)

YA(I) = WAI(I) \* C(J)

XB(I) = EKS(I) \* C(1)

YB(I) = WAI(I) \* C(1)

XC(I) = EKS(I) \* C(2)

XC(I) = WAI(I) \* C(2)

XD(I) = EKS(I) \* C(3)

YD(I) = WAI(I) \* C(3)

XE(I) = EKS(I) \* C(4)

YE(I) = WAI(I) \* C(4)

XF(I) = EKS(I) \* C(5)

YF(I) = WAI(I) \* C(5)

XG(I) = EKS(I) \* C(6)

YG(I) = WAI(I) \* C(6)

XH(I) = EKS(I) \* C(7)

YH(I) = WAI(I) \* C(7)

9 CONTINUE \*

CALL GICGA6(1)

GO TO 91

92 CALL GIGRPR(1)

• OPEN GKS

91 CALL GOPKS(1)

CALL GOPWK(1,0,1)

CALL GACWK(1)

• MEMBUAT GRAFIK

CALL GSELNT(1)

CALL GSWKWN(1,0.,1.,0.,1.)

CALL GSWN(1,-0.13,1.0,-0.15,0.15)

CALL GSLN(1)

CALL GPL(L,XA,YA)

CALL GPL(L,XB,YB)

CALL GPL(L,XC,YC)

```
CALL GPL(L,XD,YD)
CALL GPL(L,XE,YE)
CALL GPL(L,XF,YF)
CALL GPL(L,XG,YG)
CALL GPL(L,XH,YH)
CALL GPL(L,EKS,WAI)
CALL GSLN(0.01)
```

• **MEMBUAT LABEL**

```
CALL GSCHH(0.02)
CALL GSTXCI(14)
CALL GSCHXP(1.2)
CALL GSCHSP(0.09)
CALL GTX (0.1,0.1,'BENTUK PENAMPANG FOIL TIAP SECTION')
CALL GTX (0.21,-0.1,'(NACA 63-012)')
```

• **CLOSE GKS**

```
CALL GDAWK(1)
CALL GCLWK(1)
CALL GCLKS(1)
STOP
END
```

```
SUBROUTINE CRAMER (C,A,X,N)
DIMENSION C(8,8),CC(8,8),A(8),X(8)
DENOM = DETERM (C,N)
DO 3 K=1,N
DO 1 I=1,N
DO 1 J=1,N
1 CC (I,J) = C(I,J)
DO 2 I=1,N
2 CC(I,K) = A(I)
```

```
3  X(K) = DETERM(CC,N)/DENOM
    RETURN
    END
```

```
FUNCTION DETERM (ARRAY,N)
DIMENSION ARRAY (8,8),A(8,8)
DO 1 I=1,N
DO 1 J=1,N 1
A(I,J)=ARRAY(I,J)
M=1
2  K=M+1
DO 3 I=K,N
RATIO=A(I,M)/A(M,M)
DO 3 J=K,N
3  A(I,J)=A(I,J)-A(M,J)*RATIO
IF (M.EQ.N-1) GO TO 4
M=M+1
GO TO 2
4  DETERM = 1
DO 5 L=1,N
5  DETERM= DETERM * A(L,L)
RETURN
END
```



**RUN****PART(A) PROPERTI TIAP STATION DARI SAYAP**

---

J	Y(J)/(B/2)	C(J)/C(K)	CLB(J)	CLA(J)
---	------------	-----------	--------	--------

---

1	0.981	0.313	-0.013	0.564
2	0.924	0.353	-0.018	0.914
3	0.831	0.418	-0.017	1.072
4	0.707	0.505	-0.012	1.114
5	0.556	0.611	-0.005	1.094
6	0.383	0.732	0.002	1.039
7	0.195	0.863	0.008	0.962
8	0.000	1.000	0.011	0.864

---

**PART(B) UNTUK KONDISI FOILBORNE ADALAH**

V = 19.320 M/S,      WING LOAD = 124352.238 N/SQ.M

**(B-1) SECTIONAL LIFT COEFFICIENT,  $CL(J)$ ,  $J=1, \dots, K$ ,**

J	CL(J)	M(J)	ALIND(J)	CDIND(J)
		(/RADIAN)	(DEGREE)	
1	0.354	4.039	-3.258	-4.039
2	0.576	6.502	-2.199	-6.502
3	0.680	7.538	-1.754	-7.538
4	0.713	7.713	-1.691	-7.713
5	0.706	7.433	-1.846	-7.433
6	0.678	6.912	-2.137	-6.912
7	0.634	6.255	-2.527	-6.255
8	0.572	5.465	-3.026	-5.465

**(B-2) KARAKTERISTIK SAYAP PADA KONDISI FOILBORNE**

KOEFFISIEN LIFT,  $CLW = 0.6500$

KOEFFISIEN INDUCED DRAG,  $CDINDW = 0.0143$

WEIGHTED MEAN SLOPE,  $MBAR = 6.6181$

ADDITIONAL ABSOLUTE ANGLE OF ATTACK = 5.628 DERAJAT

ABSOLUTE ANGLE OF ATTACK PADA ROOT = 10.360 DERAJAT

BENTUK PENAMPANG FOL TRAP SECTION (MADA 63-012)

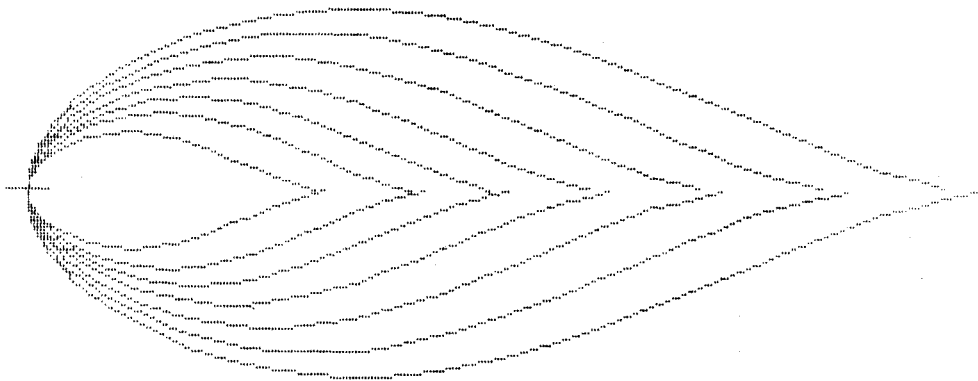


TABLE 1.—BASIC SPAN LIFT-DISTRIBUTION DATA  
 Values of  $L_2$  for tapered wings with rounded tips  $c_{l_2} = \frac{c_{l_2} S}{cb} I_2$

$\lambda$ \ $c_t/r_0$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
Spanwise station $y/(b/2) = 0$											
2	-0.118	-0.121	-0.123	-0.122	-0.122	-0.121	-0.121	-0.121	-0.120	-0.120	-0.120
3	-0.153	-0.156	-0.157	-0.156	-0.155	-0.154	-0.154	-0.153	-0.152	-0.151	-0.150
4	-0.183	-0.187	-0.187	-0.186	-0.185	-0.184	-0.183	-0.182	-0.181	-0.180	-0.179
6	-0.211	-0.214	-0.214	-0.213	-0.212	-0.211	-0.210	-0.209	-0.208	-0.207	-0.206
7	-0.235	-0.238	-0.238	-0.237	-0.236	-0.235	-0.234	-0.233	-0.232	-0.231	-0.230
8	-0.256	-0.259	-0.259	-0.258	-0.257	-0.256	-0.255	-0.254	-0.253	-0.252	-0.251
10	-0.274	-0.277	-0.277	-0.276	-0.275	-0.274	-0.273	-0.272	-0.271	-0.270	-0.269
12	-0.290	-0.293	-0.293	-0.292	-0.291	-0.290	-0.289	-0.288	-0.287	-0.286	-0.285
14	-0.304	-0.307	-0.307	-0.306	-0.305	-0.304	-0.303	-0.302	-0.301	-0.300	-0.299
16	-0.319	-0.321	-0.321	-0.320	-0.319	-0.318	-0.317	-0.316	-0.315	-0.314	-0.313
18	-0.334	-0.336	-0.336	-0.335	-0.334	-0.333	-0.332	-0.331	-0.330	-0.329	-0.328
20	-0.348	-0.350	-0.350	-0.349	-0.348	-0.347	-0.346	-0.345	-0.344	-0.343	-0.342
Spanwise station $y/(b/2) = 0.2$											
2	-0.076	-0.080	-0.082	-0.083	-0.084	-0.084	-0.085	-0.085	-0.085	-0.084	-0.083
3	-0.098	-0.101	-0.102	-0.102	-0.102	-0.102	-0.102	-0.102	-0.101	-0.101	-0.100
4	-0.117	-0.120	-0.120	-0.120	-0.120	-0.120	-0.120	-0.120	-0.119	-0.118	-0.117
6	-0.131	-0.134	-0.134	-0.134	-0.134	-0.134	-0.134	-0.134	-0.133	-0.132	-0.131
7	-0.145	-0.148	-0.148	-0.148	-0.148	-0.148	-0.148	-0.148	-0.147	-0.146	-0.145
8	-0.158	-0.161	-0.161	-0.161	-0.161	-0.161	-0.161	-0.161	-0.160	-0.159	-0.158
10	-0.182	-0.185	-0.185	-0.185	-0.185	-0.185	-0.185	-0.185	-0.184	-0.183	-0.182
12	-0.197	-0.200	-0.200	-0.200	-0.200	-0.200	-0.200	-0.200	-0.199	-0.198	-0.197
14	-0.209	-0.212	-0.212	-0.212	-0.212	-0.212	-0.212	-0.212	-0.211	-0.210	-0.209
16	-0.212	-0.215	-0.215	-0.215	-0.215	-0.215	-0.215	-0.215	-0.214	-0.213	-0.212
18	-0.219	-0.222	-0.222	-0.222	-0.222	-0.222	-0.222	-0.222	-0.221	-0.220	-0.219
20	-0.222	-0.225	-0.225	-0.225	-0.225	-0.225	-0.225	-0.225	-0.224	-0.223	-0.222
Spanwise station $y/(b/2) = 0.4$											
2	-0.008	-0.011	-0.013	-0.015	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016
3	-0.002	-0.010	-0.012	-0.015	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.017	-0.018	-0.018
4	0	-0.009	-0.011	-0.012	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.019	-0.020	-0.021
6	0.001	-0.004	-0.010	-0.012	-0.016	-0.016	-0.016	-0.020	-0.021	-0.022	-0.023
7	0.002	-0.002	-0.008	-0.012	-0.016	-0.016	-0.016	-0.020	-0.022	-0.022	-0.023
8	0.014	0	-0.008	-0.012	-0.017	-0.017	-0.017	-0.021	-0.023	-0.023	-0.023
10	0.021	0.007	-0.002	-0.010	-0.017	-0.020	-0.022	-0.027	-0.030	-0.032	-0.032
12	0.028	0.005	-0.001	-0.010	-0.017	-0.021	-0.025	-0.029	-0.032	-0.036	-0.038
14	0.036	0.013	0	-0.010	-0.017	-0.021	-0.028	-0.031	-0.035	-0.040	-0.042
16	0.043	0.019	0.002	-0.008	-0.016	-0.022	-0.029	-0.034	-0.038	-0.041	-0.043
18	0.049	0.022	0.001	-0.008	-0.015	-0.022	-0.031	-0.038	-0.041	-0.043	-0.046
20	0.050	0.023	0.000	-0.008	-0.014	-0.022	-0.031	-0.038	-0.041	-0.043	-0.046
Spanwise station $y/(b/2) = 0.6$											
2	0.052	0.052	0.051	0.050	0.050	0.050	0.050	0.050	0.049	0.049	0.048
3	0.070	0.069	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068
4	0.085	0.082	0.081	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080
6	0.099	0.095	0.092	0.091	0.091	0.091	0.091	0.091	0.090	0.090	0.090
7	0.106	0.107	0.104	0.102	0.101	0.101	0.101	0.100	0.100	0.100	0.100
8	0.119	0.117	0.114	0.112	0.111	0.110	0.110	0.110	0.109	0.109	0.108
10	0.128	0.122	0.121	0.120	0.120	0.119	0.119	0.118	0.118	0.117	0.116
12	0.139	0.138	0.135	0.132	0.131	0.130	0.130	0.129	0.128	0.126	0.124
14	0.148	0.145	0.141	0.140	0.140	0.139	0.137	0.135	0.134	0.132	0.130
16	0.155	0.152	0.150	0.148	0.145	0.142	0.141	0.140	0.139	0.138	0.138
18	0.160	0.158	0.154	0.151	0.149	0.146	0.143	0.141	0.140	0.139	0.138
20	0.165	0.162	0.160	0.158	0.152	0.148	0.145	0.142	0.140	0.139	0.138
20	0.170	0.169	0.165	0.159	0.152	0.148	0.147	0.143	0.141	0.140	0.140

TABLE I.—BASIC SPAN LIFE-DISTRIBUTION DATA.—(Continued.)

$\lambda$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
Spanwise station $y/(b/2) = 0.8$											
2	0.072	0.079	0.080	0.082	0.083	0.085	0.085	0.086	0.086	0.084	0.081
3	0.088	0.093	0.101	0.102	0.104	0.108	0.109	0.110	0.110	0.108	0.106
4	0.100	0.113	0.120	0.121	0.125	0.128	0.128	0.130	0.130	0.130	0.129
5	0.109	0.126	0.135	0.138	0.140	0.143	0.143	0.146	0.146	0.148	0.149
6	0.115	0.135	0.148	0.152	0.156	0.160	0.160	0.162	0.163	0.174	0.176
7	0.121	0.142	0.158	0.163	0.169	0.172	0.173	0.173	0.173	0.174	0.176
8	0.126	0.149	0.164	0.171	0.176	0.182	0.182	0.183	0.183	0.184	0.184
10	0.136	0.160	0.178	0.188	0.195	0.200	0.201	0.202	0.203	0.204	0.204
12	0.145	0.170	0.188	0.200	0.208	0.212	0.214	0.216	0.216	0.214	0.210
14	0.152	0.182	0.200	0.210	0.216	0.221	0.222	0.223	0.223	0.225	0.220
16	0.159	0.186	0.205	0.216	0.222	0.229	0.232	0.233	0.236	0.232	0.229
18	0.161	0.197	0.215	0.224	0.230	0.238	0.239	0.242	0.243	0.242	0.238
20	0.166	0.201	0.220	0.232	0.237	0.241	0.245	0.248	0.248	0.248	0.247
Spanwise station $y/(b/2) = 0.0$											
2	0.059	0.068	0.072	0.073	0.075	0.076	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075
3	0.068	0.083	0.092	0.098	0.099	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100
4	0.074	0.098	0.111	0.118	0.121	0.122	0.123	0.123	0.123	0.123	0.123
5	0.081	0.107	0.122	0.131	0.136	0.140	0.141	0.141	0.142	0.142	0.142
6	0.087	0.117	0.136	0.148	0.154	0.159	0.160	0.160	0.160	0.160	0.160
7	0.090	0.123	0.146	0.160	0.167	0.171	0.171	0.172	0.172	0.172	0.172
8	0.092	0.131	0.153	0.170	0.179	0.182	0.183	0.181	0.185	0.186	0.187
10	0.098	0.139	0.166	0.184	0.197	0.201	0.203	0.205	0.207	0.209	0.210
12	0.100	0.147	0.178	0.198	0.210	0.216	0.221	0.225	0.228	0.229	0.230
14	0.102	0.156	0.188	0.208	0.220	0.231	0.238	0.241	0.243	0.246	0.246
16	0.103	0.161	0.197	0.219	0.231	0.241	0.249	0.253	0.258	0.259	0.260
18	0.105	0.166	0.202	0.228	0.243	0.252	0.260	0.263	0.269	0.271	0.276
20	0.107	0.172	0.211	0.233	0.248	0.260	0.268	0.273	0.279	0.282	0.286
Spanwise station $y/(b/2) = 0.95$											
2	0.038	0.051	0.058	0.059	0.060	0.060	0.060	0.060	0.059	0.059	0.058
3	0.044	0.063	0.073	0.078	0.079	0.080	0.080	0.080	0.080	0.079	0.078
4	0.050	0.072	0.076	0.082	0.085	0.087	0.089	0.090	0.090	0.090	0.089
5	0.052	0.083	0.100	0.107	0.110	0.112	0.113	0.114	0.116	0.117	0.118
6	0.054	0.094	0.109	0.116	0.122	0.128	0.130	0.132	0.132	0.131	0.130
7	0.056	0.093	0.116	0.130	0.135	0.140	0.144	0.148	0.150	0.149	0.146
8	0.057	0.100	0.125	0.140	0.149	0.152	0.158	0.160	0.161	0.160	0.159
10	0.058	0.107	0.138	0.152	0.162	0.171	0.178	0.182	0.186	0.187	0.183
12	0.059	0.112	0.143	0.165	0.179	0.189	0.198	0.200	0.202	0.206	0.204
14	0.060	0.118	0.161	0.174	0.190	0.202	0.211	0.215	0.218	0.221	0.222
16	0.061	0.121	0.159	0.184	0.203	0.218	0.222	0.229	0.233	0.236	0.238
18	0.061	0.126	0.166	0.191	0.213	0.229	0.236	0.241	0.246	0.251	0.256
20	0.061	0.128	0.173	0.203	0.225	0.239	0.245	0.251	0.259	0.265	0.271
Spanwise station $y/(b/2) = 0.975$											
2	0.019	0.030	0.035	0.037	0.037	0.037	0.037	0.036	0.036	0.035	0.034
3	0.022	0.039	0.045	0.049	0.050	0.051	0.052	0.054	0.053	0.052	0.051
4	0.026	0.043	0.054	0.060	0.062	0.064	0.066	0.069	0.069	0.068	0.067
5	0.029	0.051	0.063	0.070	0.071	0.075	0.078	0.081	0.082	0.083	0.083
6	0.030	0.058	0.071	0.079	0.082	0.088	0.091	0.094	0.097	0.097	0.097
7	0.030	0.060	0.078	0.087	0.091	0.098	0.101	0.107	0.110	0.110	0.110
8	0.030	0.062	0.081	0.091	0.100	0.107	0.112	0.120	0.121	0.121	0.121
10	0.031	0.067	0.090	0.105	0.115	0.121	0.127	0.138	0.141	0.142	0.143
12	0.031	0.069	0.096	0.115	0.131	0.141	0.149	0.163	0.160	0.161	0.162
14	0.031	0.071	0.102	0.127	0.143	0.155	0.163	0.171	0.175	0.177	0.178
16	0.031	0.077	0.111	0.138	0.156	0.169	0.178	0.182	0.188	0.190	0.191
18	0.032	0.083	0.121	0.150	0.169	0.182	0.191	0.197	0.200	0.201	0.202
20	0.032	0.086	0.128	0.168	0.178	0.193	0.202	0.208	0.210	0.212	0.213

TABLE 2.- ADDITIONAL SPAN LIFT-DISTRIBUTION DATA  
 Values of  $L_n$  for tapered wings with rounded tips,  $c_{l,n} = \frac{S}{cb} L_n$

$c_{l,n}$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
Spanwise station $y/(b/2) = 0$											
2	1.430	1.100	1.367	1.330	1.316	1.301	1.288	1.262	1.290	1.287	1.282
3	1.189	1.430	1.385	1.350	1.322	1.302	1.288	1.278	1.263	1.263	1.216
4	1.527	1.152	1.400	1.360	1.329	1.302	1.279	1.270	1.242	1.226	1.211
6	1.559	1.473	1.414	1.369	1.313	1.301	1.272	1.248	1.225	1.204	1.186
8	1.585	1.492	1.428	1.378	1.318	1.300	1.267	1.237	1.211	1.187	1.163
10	1.609	1.510	1.440	1.386	1.310	1.300	1.261	1.232	1.203	1.176	1.149
12	1.629	1.514	1.456	1.392	1.314	1.300	1.261	1.229	1.198	1.168	1.135
14	1.641	1.558	1.473	1.409	1.365	1.300	1.261	1.222	1.187	1.152	1.120
16	1.646	1.578	1.490	1.429	1.361	1.308	1.261	1.219	1.180	1.143	1.109
18	1.708	1.592	1.502	1.429	1.360	1.309	1.260	1.214	1.172	1.136	1.109
20	1.726	1.610	1.513	1.433	1.368	1.309	1.258	1.208	1.165	1.127	1.090
20	1.741	1.623	1.525	1.441	1.370	1.308	1.252	1.203	1.160	1.118	1.080
20	1.755	1.632	1.531	1.446	1.372	1.307	1.250	1.199	1.152	1.109	1.070
Spanwise station $y/(b/2) = 0.2$											
2	1.360	1.320	1.300	1.279	1.267	1.260	1.258	1.250	1.253	1.250	1.248
3	1.405	1.316	1.308	1.270	1.260	1.248	1.241	1.234	1.228	1.221	1.214
4	1.434	1.363	1.318	1.284	1.260	1.243	1.232	1.220	1.209	1.198	1.186
6	1.469	1.377	1.324	1.288	1.260	1.240	1.223	1.208	1.194	1.181	1.168
8	1.477	1.388	1.329	1.290	1.259	1.236	1.218	1.200	1.184	1.160	1.151
10	1.461	1.393	1.332	1.291	1.260	1.236	1.214	1.193	1.174	1.157	1.138
12	1.502	1.401	1.338	1.291	1.261	1.236	1.212	1.189	1.168	1.148	1.129
14	1.513	1.411	1.347	1.290	1.265	1.236	1.209	1.182	1.158	1.137	1.114
16	1.520	1.417	1.349	1.302	1.265	1.233	1.202	1.172	1.148	1.126	1.102
18	1.527	1.423	1.354	1.307	1.268	1.232	1.201	1.170	1.144	1.119	1.094
20	1.532	1.428	1.358	1.308	1.269	1.232	1.199	1.164	1.135	1.110	1.087
20	1.539	1.429	1.359	1.309	1.270	1.231	1.198	1.160	1.130	1.103	1.078
20	1.547	1.431	1.360	1.311	1.271	1.230	1.196	1.155	1.123	1.098	1.080
Spanwise station $y/(b/2) = 0.4$											
2	1.217	1.180	1.178	1.172	1.172	1.171	1.170	1.160	1.160	1.168	1.168
3	1.220	1.191	1.176	1.166	1.161	1.160	1.159	1.158	1.157	1.150	1.155
4	1.213	1.192	1.173	1.162	1.156	1.151	1.149	1.148	1.147	1.146	1.145
6	1.226	1.193	1.172	1.159	1.149	1.142	1.140	1.138	1.136	1.134	1.133
8	1.229	1.193	1.171	1.155	1.145	1.138	1.132	1.129	1.127	1.126	1.125
10	1.229	1.193	1.170	1.152	1.140	1.131	1.124	1.121	1.120	1.119	1.118
12	1.229	1.192	1.168	1.150	1.138	1.128	1.120	1.116	1.113	1.111	1.110
14	1.228	1.192	1.167	1.148	1.132	1.121	1.113	1.108	1.104	1.102	1.100
16	1.228	1.192	1.166	1.145	1.125	1.111	1.102	1.102	1.099	1.094	1.090
18	1.228	1.191	1.164	1.146	1.118	1.104	1.100	1.096	1.090	1.087	1.082
20	1.228	1.189	1.164	1.131	1.112	1.101	1.097	1.091	1.086	1.081	1.075
20	1.228	1.186	1.162	1.129	1.111	1.100	1.092	1.087	1.080	1.076	1.070
20	1.228	1.182	1.149	1.127	1.110	1.098	1.089	1.083	1.078	1.071	1.065
Spanwise station $y/(b/2) = 0.6$											
2	0.970	0.978	0.984	0.992	1.003	1.010	1.012	1.014	1.016	1.018	1.019
3	0.950	0.962	0.975	0.985	0.996	1.004	1.011	1.018	1.021	1.020	1.018
4	0.932	0.948	0.962	0.978	0.992	1.002	1.008	1.014	1.021	1.025	1.020
6	0.920	0.938	0.953	0.971	0.988	1.000	1.008	1.015	1.024	1.028	1.025
8	0.909	0.930	0.949	0.966	0.981	0.993	1.002	1.011	1.024	1.029	1.025
10	0.900	0.920	0.940	0.959	0.975	0.989	1.000	1.012	1.024	1.029	1.024
12	0.891	0.916	0.938	0.956	0.972	0.988	0.999	1.011	1.024	1.029	1.023
14	0.881	0.907	0.929	0.947	0.961	0.978	0.992	1.008	1.023	1.029	1.022
16	0.872	0.901	0.923	0.941	0.958	0.972	0.989	1.006	1.022	1.028	1.021
18	0.868	0.895	0.918	0.937	0.953	0.969	0.986	1.003	1.019	1.025	1.019
20	0.861	0.888	0.912	0.931	0.948	0.966	0.983	1.000	1.017	1.023	1.019
20	0.854	0.883	0.906	0.925	0.944	0.963	0.981	0.998	1.015	1.022	1.017
20	0.851	0.876	0.898	0.920	0.940	0.959	0.978	0.995	1.012	1.028	1.016

y	Spanwise station $y/(b/2) = 0.8$									
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
20	0.615	0.678	0.712	0.731	0.740	0.746	0.748	0.747	0.744	0.740
18	0.659	0.700	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.734	0.732
16	0.689	0.715	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
14	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
12	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
10	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
8	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
6	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
4	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
2	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
20	0.615	0.678	0.712	0.731	0.740	0.746	0.748	0.747	0.744	0.740
18	0.659	0.700	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.734	0.732
16	0.689	0.715	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
14	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
12	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
10	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
8	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
6	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
4	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732
2	0.698	0.720	0.728	0.732	0.734	0.735	0.735	0.735	0.734	0.732

y	Spanwise station $y/(b/2) = 0.95$									
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
20	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
18	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
16	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
14	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
12	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
10	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
8	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
6	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
4	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388
2	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388	0.388

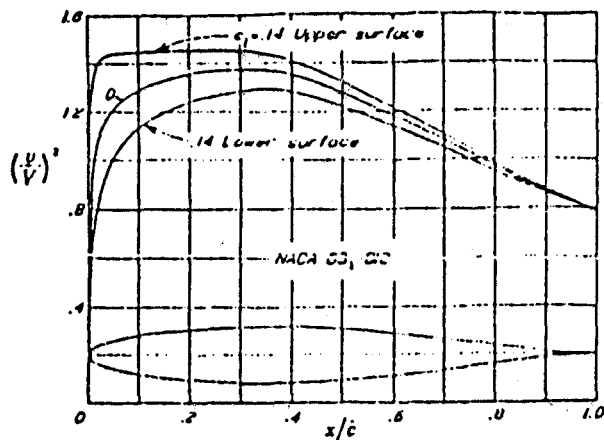
  

y	Spanwise station $y/(b/2) = 0.975$									
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
20	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
18	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
16	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
14	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
12	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
10	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
8	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
6	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
4	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702
2	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702	0.702

y	Spanwise station $y/(b/2) = 0.975$									
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
20	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
18	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
16	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
14	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
12	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
10	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
8	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
6	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
4	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516
2	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516	0.516

Table 2. - Additional Span Luff-Distribution (AFA. - (continued))



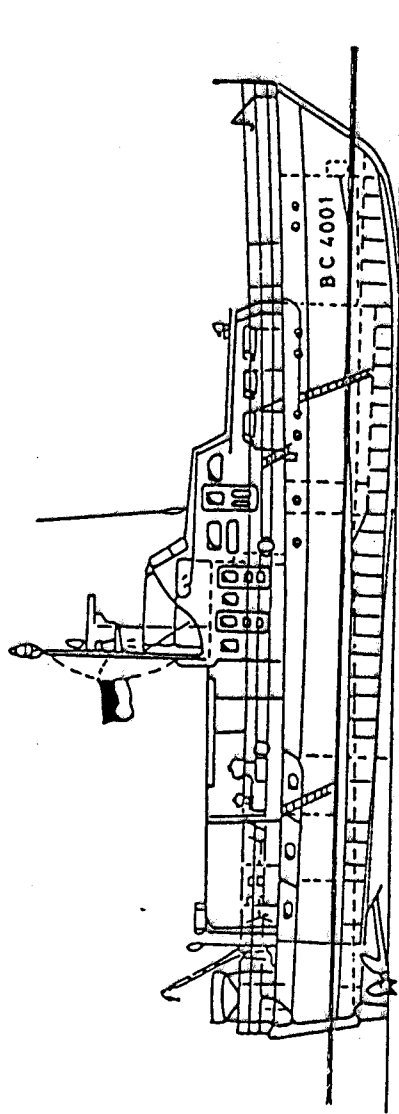
$x$ (per cent $c$ )	$y$ (per cent $c$ )	$(v/V)^2$	$v/V$	$\Delta r_s/V^2$
0	0	0	0	2.336
0.6	0.985	0.750	0.866	1.695
0.75	1.191	0.925	0.962	1.513
1.25	1.519	1.005	1.003	1.266
2.5	2.102	1.129	1.063	0.933
5.0	2.925	1.217	1.103	0.682
7.5	3.512	1.261	1.123	0.559
10	4.039	1.291	1.138	0.484
15	4.799	1.330	1.153	0.387
20	5.312	1.349	1.161	0.326
25	5.712	1.362	1.167	0.283
30	5.930	1.370	1.170	0.249
35	6.000	1.366	1.169	0.221
40	5.920	1.348	1.161	0.196
45	5.701	1.317	1.148	0.174
50	5.370	1.276	1.130	0.155
55	4.935	1.229	1.109	0.137
60	4.420	1.181	1.087	0.121
65	3.810	1.131	1.063	0.106
70	3.210	1.076	1.037	0.091
75	2.550	1.023	1.011	0.079
80	1.902	0.969	0.984	0.067
85	1.271	0.920	0.959	0.055
90	0.707	0.871	0.933	0.042
95	0.250	0.826	0.909	0.029
100	0	0.701	0.880	0

L.E. radius: 1.087 per cent  $c$

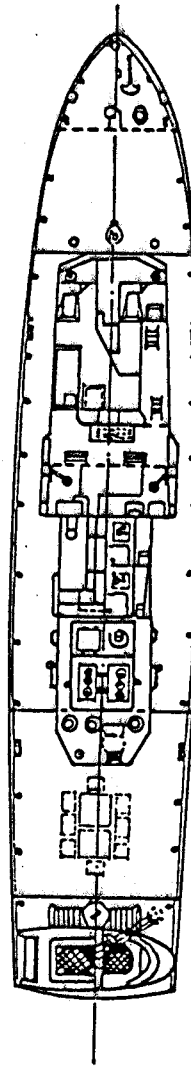
NACA 63, 612 Basic Thickness Form



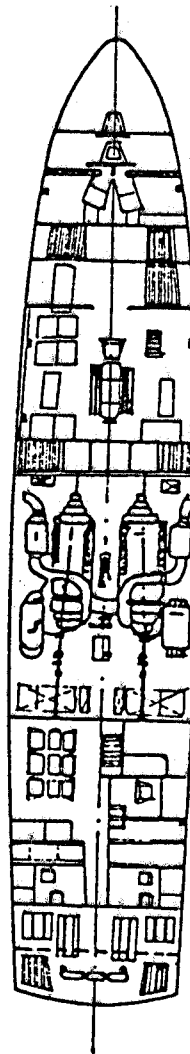
GENERAL ARRANGEMENT



PROFILE



MAIN DECK



BELOW MAIN DECK