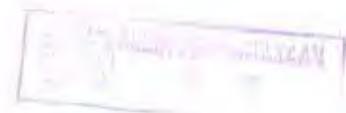


16.399/H/02



SKRIPSI

PENGARUH DISTRIBUSI KETEBALAN PADA *HYDROFOIL* TERHADAP GAYA ANGKAT

Oleh :

RONI SUYANTO
1295 100 009



PSMa
623.820.4
Suy
P-1
2002

**JURUSAN MATEMATIKA
FAKULTAS MATEMATIKA DAN ILMU PENGETAHUAN ALAM
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2002**

Tgl. T.	11/10/02
Tesis	H
No. Angkutan	21/6261

**PENGARUH DISTRIBUSI KETEBALAN PADA *HYDROFOIL*
TERHADAP GAYA ANGKAT**

SKRIPSI

**Diajukan Sebagai Salah Satu Syarat Untuk
Memperoleh Gelar Sarjana Matematika Pada Bidang Studi Informatika
Jurusan Matematika
Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya**

Oleh :

RONI SUYANTO
1295 100 009

**JURUSAN MATEMATIKA
FAKULTAS MATEMATIKA DAN ILMU PENGETAHUAN ALAM
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2002**

LEMBAR PENGESAHAN

SKRIPSI

PENGARUH DISTRIBUSI KETEBALAN PADA *HYDROFOIL* TERHADAP GAYA ANGKAT

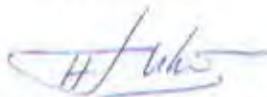
Dipersiapkan dan di usulkan oleh :

RONI SUYANTO
NRP 1295 100 009

Telah dipertahankan didepan Tim Penguji
Pada tanggal 30 Juli 2002

Susunan Tim Penguji

Pembimbing I



Drs. Lukman Haanafi, M.Sc
NIP 131 782 039

Anggota Tim Penguji Lain



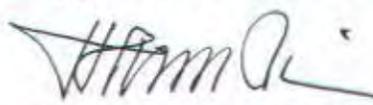
Dr. Erna Apriliani, M.Si.
NIP 131 933 302

Pembimbing II



Ir. Setvo Leksono, M.T.
NIP 680 002 840

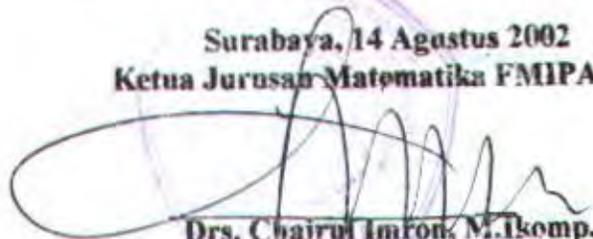
Anggota Tim Penguji Lain



Drs. Suharmadi S., Dpl.Sc. M.Phil.
NIP 130 937 706

Skripsi ini telah diterima sebagai salah satu syarat
untuk memperoleh gelar Sarjana Matematika

Surabaya, 14 Agustus 2002
Ketua Jurusan Matematika FMIPA-ITS



Drs. Chairul Imron, M. Komp.
NIP. 131 688 310

*Ku persembahkan
Skripsi ini
untuk :*

*bapak, ibu tersayang
yang telah memberikan segala yang dipunya
demi kebahagiaan kami*

ABSTRAK

Pendekatan teori *Thin-Airfoil* klasik untuk memprediksi koefisien gaya angkat C_L dari suatu foil mempunyai keterbatasan pada foil yang mempunyai distribusi ketebalan. Sehingga perlu pendekatan baru, yakni modifikasi teori *Thin-Airfoil*, dengan mengambil kecepatan lokal V_f pada permukaan *base-profile* untuk menghitung komponen kecepatan normal pada garis camber. Bisa ditunjukkan bahwa akurasi teori *Thin-Airfoil* klasik untuk memprediksi C_L mulai menurun pada foil yang mempunyai ketebalan lebih besar dari $3,2475 \cdot 10^{-11}c$. Sehingga untuk memprediksi C_L pada foil yang mempunyai ketebalan lebih besar dari $3,2475 \cdot 10^{-11}c$ dipakai pendekatan teori *Thin-Airfoil* yang dimodifikasi.

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, segala puji dan syukur kehadirat Allah SWT, yang telah memberikan rahmad serta hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Skripsi dengan judul:

PENGARUH DIRTRIBUSI KETEBALAN PADA *HYDROFOIL* TERHADAP GAYA ANGKAT

guna memenuhi persyaratan untuk mengakhiri studi dan memperoleh gelar Sarjana pada program S1 Jurusan Matematika, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Tersusunnya Skripsi ini tidak terlepas dari bantuan, dukungan, saran dan bimbingan dari berbagai pihak. Untuk itu penulis sampaikan rasa terimakasih kepada:

1. Drs. Chairul Imron, M.Ikomp. selaku Ketua Jurusan Matematika FMIPA ITS.
2. Drs. Sadjidon, M.Si. selaku Koordinator Tugas Akhir Jurusan Matematika
3. Drs. Lukman Hanafi, M.Sc.dan Ir. Setyo Leksono, M.T. selaku Pembimbing dalam menyusun Skripsi ini.
4. Dr. Erna Apriliani, M.Si. dan Drs. Suharmadi S., Dpl.Sc. M.Phil. Tim Penguji skripsi ini.
5. Drs. Soebiyoto, Bsc. sekeluarga, atas dukungan yang pernah diberikan sampai terselesaikannya Skripsi ini.
6. Rekan-rekan seperjuangan *Konco '95*, yang telah menjadi katalis dalam penyelesaian Skripsi ini.

7. Serta semua pihak yang belum penulis sebutkan di sini, yang telah banyak membantu terselesaikannya Skripsi ini.

Semoga amal kebaikan dan keikhlasan yang telah diberikan selama ini mendapat balasan kemuliaan di sisi Allah SWT. Amin.

Penulis menyadari bahwa Skripsi yang telah disusun ini masih jauh dari sempurna. Sehingga saran, kritik dan bimbingan dari berbagai pihak sangat penulis harapkan demi kesempurnaan dari apa yang telah penulis sampaikan ini di masa mendatang. Akhirnya penulis berharap bahwa Skripsi yang telah tersusun ini dapat bermanfaat bagi semua pihak dalam usaha mempelajari rekayasa aeronautika.

Suarabaya, Juli 2002

Penyusun

DAFTAR ISI

	Halaman
Halaman Judul.....	i
Lembar Persetujuan dan Pengesahan	ii
Lembar Persembahan	iii
Abstrak	iv
Kata Pengantar	v
Daftar Isi	vii
Daftar Lambang	ix
Daftar Gambar	xi
Daftar Tabel	xii
Daftar Lampiran	xiii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1. Latar Belakang	1
1.2. Permasalahan	2
1.3. Batasan Masalah	2
1.4. Tujuan dan Manfaat.....	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	4
2.1. Kapal <i>Hydrofoil</i>	4
2.2. Teori Penampang Sayap	5
2.2.1. Geometri Penampang Sayap	5
2.2.2. Kondisi Kutta	6
2.2.3. Vortisitas	8
2.2.4. Aliran Fluida disekitar Penampang Sayap	9

2.3. Metode Panel 2D	13
2.3.1. Teori Sirkulasi	13
2.3.2. Aliran Scragam dan Aliran <i>Vortex</i>	13
2.3.3. Persamaan Bernoulli	17
2.3.4. <i>Vortex Sheet</i>	18
2.3.5. Teori <i>Base-profile</i>	22
BAB III METODOLOGI	24
3.1. Langkah Penulisan	24
3.2. Pengembangan dan Penyelesaian Model Matematika	24
3.3. Perhitungan	25
BAB IV PEMODELAN PENAMPANG SAYAP (<i>HYDROFOIL</i>)	26
4.1. Pembentukan Penampang Sayap	26
4.2. Menentukan Koordinat Titik-titik pada Permukaan foil	27
4.3. Distribusi Kekuatan <i>Vortex</i> pada Garis <i>Camber</i>	28
4.4. <i>Thin Airfoil</i> untuk Foil dengan Ketebalan Tertentu	33
BAB V ANALISA FOIL DIGIT 4	35
5.1. Teori <i>Thin Airfoil</i>	35
5.2. Pengaruh Ketebalan Maksimum, <i>Camber</i> Maksimum dan Posisi <i>Camber</i> Maksimum terhadap Koefisien Gaya Angkat	40
5.3. Gaya Angkat pada <i>Hydrofoil</i>	43
BAB VI KESIMPULAN DAN SARAN	44
6.1. Kesimpulan	44
6.2. Saran	45
Daftar Pustaka	46

DAFTAR LAMBANG

Lambang	Keterangan
A_n, A_m	† Koefisien-koefisien deret Fourier untuk distribusi vortisitas
C	: Menyatakan <i>chord</i> dari suatu <i>foil</i> .
t	: Ketebalan foil
C_l	: Koefisien gaya angkat
ρ	: Rapat massa atau massa jenis fluida
v	: Kecepatan induksi pada suatu titik x
V_0	: Kecepatan <i>free-stream</i>
V_f	: Kecepatan lokal pada permukaan <i>base-profile</i>
α	: Sudut serang (<i>angle of attack</i>)
θ	: Koordinat trigonometri
θ_0	: Koordinat trigonometri yang lain
Γ	: Sirkulasi
γ	: Kekuatan <i>vortex</i>
ψ	: Fungsi alir
ϕ	: Potensial kecepatan
ω	: Vektor kecepatan sudut
ξ	: Vortisitas
P	: Tekanan
L'	: Gaya angkat per unit <i>span</i>
y_c	: Ordinat garis tengah foil

- y_i : Ordinat permukaan foil
- (x_u, y_u) : Koordinat permukaan atas foil
- (x_b, y_b) : Koordinat permukaan bawah foil

DAFTAR GAMBAR

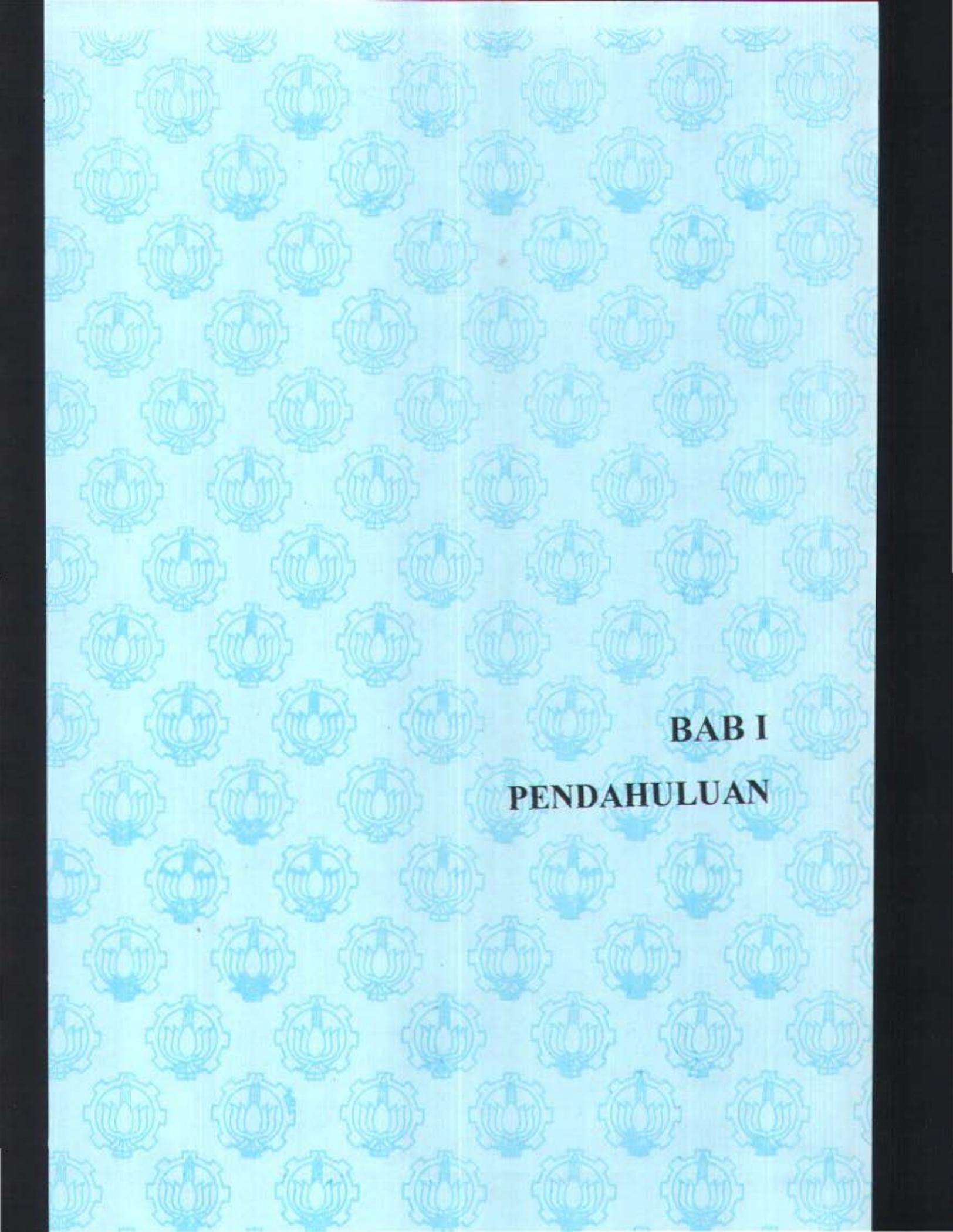
Gambar	Keterangan	Halaman
2.1	Konfigurasi sayap <i>Surface-Piercing</i> dan <i>Fully-Submerged</i> ...	5
2.2	Geometri penampang <i>hydrofoil</i>	6
2.3	Sirkulasi	13
2.4	Aliran seragam	15
2.5	Aliran <i>vortex</i>	16
2.6	<i>Vortex filament</i>	18
2.7	Prespektif <i>vortex sheet</i>	19
2.8	<i>Vortex sheet</i> dalam 2 dimensi	19
2.9	Lompatan kecepatan tangensial melewati <i>vortex sheet</i>	21
2.10	Diagram <i>base-profile</i>	22
4.1	Koordinat pada <i>foil</i>	27
4.2	Penempatan <i>vortex sheet</i> pada <i>hydrofoil</i> tipis	28
5.1	Grafik hubungan α dengan C_L pada NACA 2412	39
5.2	Titik stagnasi akibat diberikannya aliran pada foil dengan sudut tertentu. Titik 1 dan 2 adalah titik-titik stagnasi	40
5.3	Hubungan penambahan ketebalan pada foil NACA 22xx, 23xx, dan 24xx terhadap C_L	41
5.4	Pengaruh posisi maksimum <i>camber</i> terhadap C_L	42
5.5	Pengaruh maksimum <i>camber</i> terhadap C_L pada NACA x412	42

DAFTAR TABEL

Tabel	Keterangan	Halaman
1	Koefisien Gaya Angkat berdasar teori <i>Thin-Airfoil</i> klasik pada $\alpha = 0^\circ$	25
2	Koefisien Gaya Angkat NACA 2412	37

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran	Keterangan	Halaman
1	Koefisien Gaya Angkat Foil Digit 4 seri 22xx, 23xx dan 24xx.....	47
2	Koefisien Gaya Angkat Foil Digit 4 seri 25xx, 26xx dan 42xx	48
3	Koefisien Gaya Angkat Foil Digit 4 seri 44xx, 46xx, 62xx, 64xx dan 66xx	49
4	Konversi Koordinat	50
5	Grafik Karakteristik Aerodinamika NACA 2412 dari hasil eksperimen pada terowongan angin	51
6	Turunan Pertama C_l terhadap α	52



BAB I
PENDAHULUAN

BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Kapal *hydrofoil* merupakan suatu jenis kapal yang mampu mengangkat seluruh badan kapal diatas permukaan air laut. Beberapa keuntungan kapal jenis ini dibandingkan dengan jenis konvensional adalah lebih cepat dan mempunyai kinerja yang lebih bagus. Ketika seluruh badan kapal ada di permukaan air, maka gaya hambat kapal berkurang secara signifikan, sehingga beban kerja mesin menjadi berkurang, serta beban gelombang dapatlah diperkecil sehingga efek gerakan akibat gelombang juga tereduksi.

Untuk mengangkat seluruh badan kapal diperlukan suatu gaya yang besarnya harus melebihi berat kapal secara keseluruhan. Gaya tersebut diberikan oleh suatu piranti yang lebih dikenal sebagai sayap. Sebagaimana fungsi sayap pada pesawat terbang, sayap pada kapal laut ini juga dirancang agar mampu menciptakan *lift* (gaya angkat) seperti yang diinginkan. Rancangan tersebut meliputi bentuk sayap, lebar sayap, besar sayap, bentuk penampang iris sayap (*hydrofoil*), letak sayap, jumlah sayap, serta piranti penambah gaya angkat bila diperlukan. Dimana masing-masing bagian tersebut akan memberikan suatu sifat atau karakteristik terhadap aerodinamika kapal, tentunya terhadap gaya angkat.

Bentuk geometri penampang sayap, atau lebih dikenal dengan *hydrofoil* mempunyai arti yang tidak kecil pada pembentukan gaya angkat pada suatu sayap, dengan ketebalan, ukuran serta jenis dari suatu *foil* yang menjadi parameter yang

harus diperhatikan. Pada skripsi ini akan dibahas pengaruh ketebalan *hydrofoil* terhadap gaya angkat yang dihasilkan dalam hal ini berupa koefisien gaya angkat (C_l). Ketebalan pada *hydrofoil* ditentukan oleh persamaan distribusi ketebalan, sedang ketebalan maksimum dinyatakan dengan perbandingan t/c dengan c adalah panjang *chord*.

1.2. Permasalahan

Sayap yang dipergunakan pada kapal *hydrofoil* itu, berfungsi untuk mengangkat seluruh badan kapal dari permukaan air. Besarnya gaya angkat yang dihasilkan sangat bergantung pada bentuk *hydrofoil* yang dipakai. Salah satu parameter atau ukuran yang sangat berpengaruh terhadap besarnya gaya angkat pada *hydrofoil* adalah rasio distribusi ketebalan (*thickness distribution ratio, t/c*).

1.3. Batasan Masalah

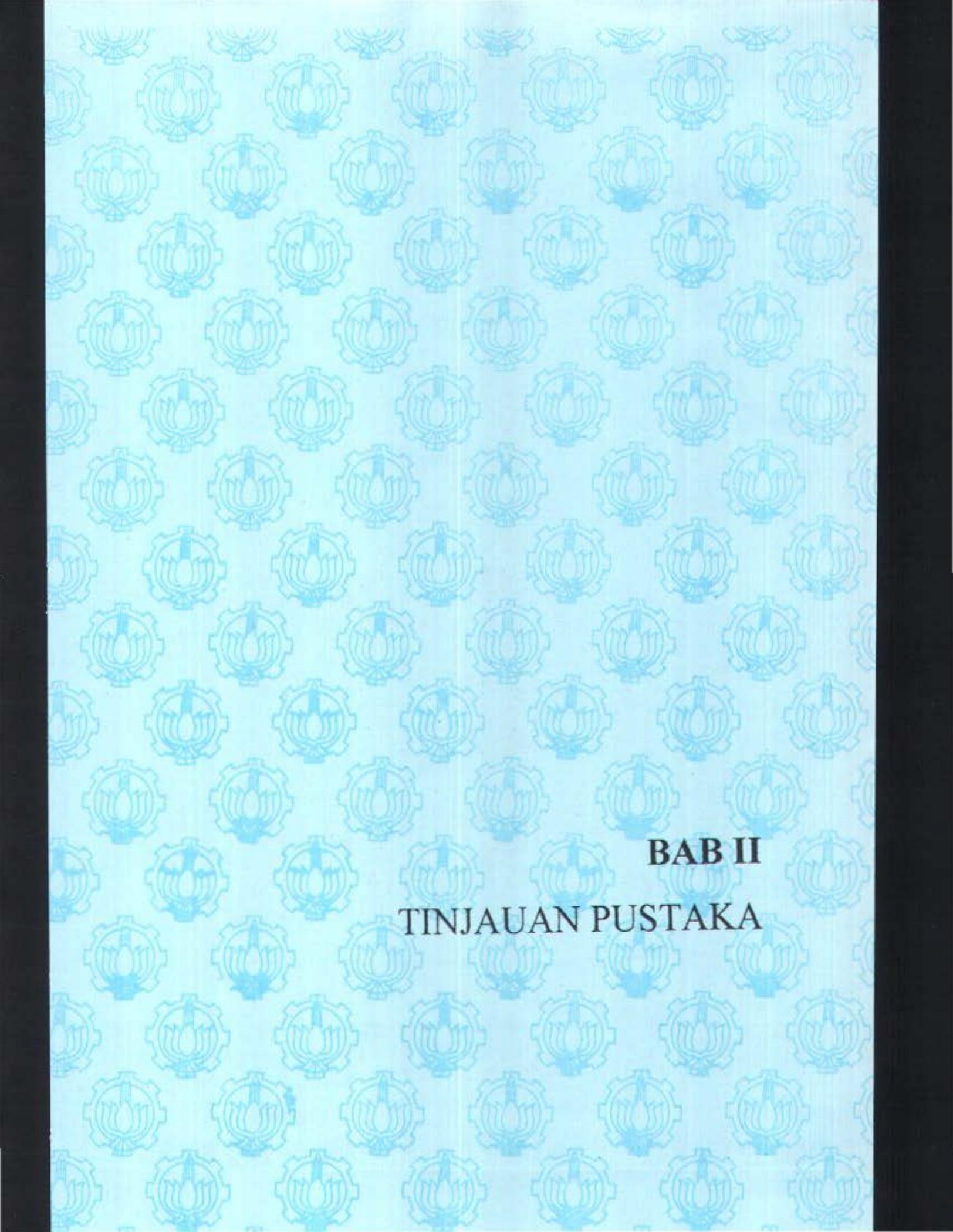
Dalam pembahasan masalah ini perlu adanya batasan-batasan dan asumsi-asumsi untuk menghindari penyelesaian masalah yang bias, serta mampu memperjelas untuk salah satu pokok masalah yang dimaksud. Adapun batasan-batasan serta asumsi tersebut antara lain:

- a. Aliran dan bentuk benda kerja ditinjau dalam dua dimensi.
- b. Digunakan *foil* famili digit 4.
- c. Asumsi fluida ideal untuk kasus ini, yakni:
 - Tak mampu mampat (*incompressible*), yang berarti rapat massa atau massa persatuan isi dari fluida adalah konstan.

- Tak viskos (*inviscid*), yaitu tidak memiliki kekentalan, yang berarti sifat fluida yang tidak terpengaruh gaya geser.
- Tunak/*steady* (tidak bergantung waktu), bahwa kecepatan fluida pada suatu titik hanya dilihat dari posisi (x,y) dan tidak tergantung waktu.
- Tak berotasi (*irrotational*), bilamana sirkulasinya adalah nol.

1.4. Tujuan dan manfaat

Mengetahui pengaruh perubahan dimensi ketebalan maksimum *foil*, *camber* maksimum *foil* serta posisi *camber* maksimum terhadap koefisien gaya angkat (C_L), dengan teori *Thin-Airfoil*, dimana ketebalan maksimum dinyatakan terhadap panjang *chord* t/c sehingga mempermudah perancangan.



BAB II
TINJAUAN PUSTAKA

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1. Kapal *Hydrofoil*

Bagi sebagian kalangan, *airfoil* sudah bukan menjadi barang baru lagi. Kata *foil* adalah kata lain yang lebih singkat untuk menunjuk suatu sayap – seperti sayap pesawat terbang. *Hydrofoil* merupakan jenis sayap yang ‘terbang’ di dalam air. *Hydrofoil* juga digunakan untuk menyebut kapal dalam operasinya menggunakan atau terdapat sayap. Kapal jenis ini dimungkinkan bergerak lebih cepat dari pada kapal ‘normal’. Karena gaya tahan lambung kapal terhadap air pada saat bergerak dapat di reduksi dengan mengangkat lambungnya ke atas permukaan air.

Foil-foil pada *hydrofoil* mempunyai dimensi yang jauh lebih kecil dari sayap pesawat terbang, hal ini dikarenakan rapat massa air (ρ_{air}) jauh lebih besar dari pada rapat massa udara (ρ_{udara}),

$$\rho_{air} = 1.000 \times \rho_{udara}$$

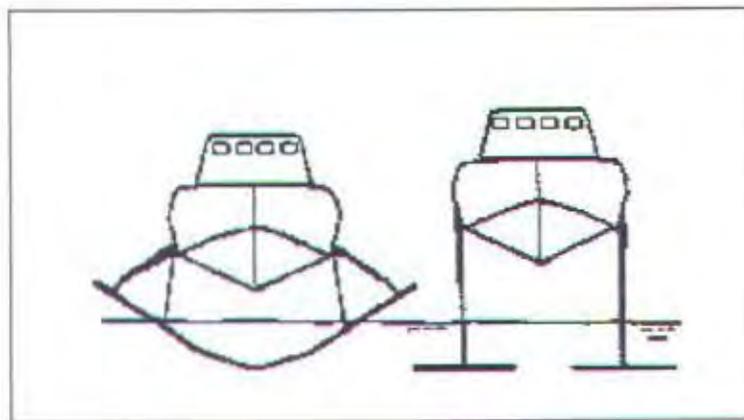
Hal ini juga berarti, bahwa sayap-sayap tersebut dalam usaha menciptakan gaya angkat (*lift*) yang diperlukan, tidak harus mempunyai kecepatan yang tinggi sebagaimana pada pesawat terbang. Besarnya gaya angkat per unit *span* adalah

$$L' = \rho_{air} V_0 \int_0^c \gamma dx \quad (2.1)$$

dengan V_0 adalah kecepatan kapal *hydrofoil*, dan γ merupakan kekuatan *vortex*.

Kapal *Hydrofoil* dibedakan menjadi dua berdasar konfigurasi sayapnya, yakni *surface piercing* dan *fully-submerged*, seperti tampak pada gambar 2.1, yang beda dalam pengaturan dan cara kerja dalam usaha mengangkat badan kapal. Dalam

konsep *surface-piercing*, bagian sayap didesain terdapat di air dan udara pada saat operasinya (*foilborne*). *Sturts* atau tiang-tiang sayap sebagai penghubung sayap dengan lambung kapal didesain mampu memberikan kontribusi terhadap penambahan gaya angkat pada kecepatan tertentu. Dengan adanya pertambahan kecepatan, gaya angkat yang dihasilkan oleh aliran air terhadap bagian sayap yang masih didalam air semakin besar, menyebabkan kapal terangkat dan bagian sayap yang tercelup dalam air berkurang. Sayap pada jenis *fully-submerged* didesain untuk tetap berada dalam air selama *foilborne*. Berbeda dengan jenis pertama, *sturts* tidak memberikan kontribusi terhadap pembentukan gaya angkat, kecuali sebagai penghubung sayap dengan badan kapal.



Gambar 2.1 : Konfigurasi sayap *Surface-Piercing* (kiri) dan *Fully-Submerged* (kanan)

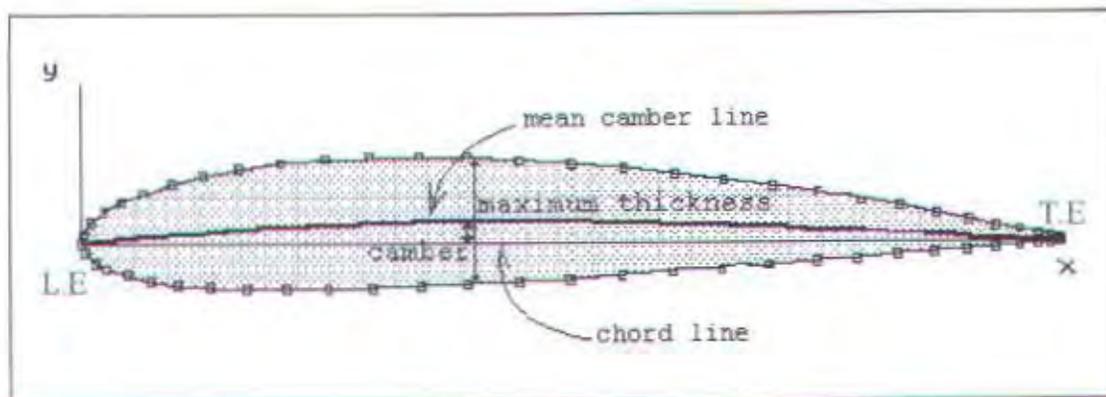
2.2. Teori Penampang Sayap

2.2.1. Geometri Penampang Sayap

Untuk menggambarkan bentuk *penampang sayap* dapat diilustrasikan seperti memotong secara tegak lurus terhadap bentangan sayap pesawat atau kapal

hydrofoil, yang selanjutnya dapat disebut *airfoil* atau *hydrofoil*. Bentuk penampang tersebut akan seperti gambar 2.2, yang mana mendefinisikan beberapa terminologi dasar. Yang antara lain :

- *Mean camber line* yang merupakan garis yang membagi tepat ditengah antara permukaan atas dan bawah. Titik ujung paling depan dan belakang disebut sebagai *leading edge* (LE) dan *trailing edge* (TE).
- *Chord line* yang merupakan garis lurus yang menghubungkan TE dan LE, dan biasa disebut *Chord* dengan simbol c .
- *Camber* merupakan jarak maksimum antara *mean camber line* dengan *chord line*. *Camber*, bentuk dari *mean camber line*, serta *thickness* berpengaruh pada karakteristik gaya angkat dan gaya momen dari suatu *airfoil*.



Gambar 2.2: Geometri penampang *hydrofoil*

2.2.2. Kondisi Kutta

Bila diberikan suatu aliran fluida pada suatu bentuk/ penampang *airfoil* maka akan terjadi pemisahan fluida tersebut menurut garis alirnya di sekitar permukaan *airfoil*. Garis alir tersebut tergantung pada arah aliran yang diberikan,

sehingga mempengaruhi perbedaan letak titik stagnasi atas dan bawah pada *leading edge* dan *trailing edge*. Dengan mengubah arah aliran maka diperoleh titik stagnasi bawah begitu dekat dengan *leading edge* dan titik stagnasi atas tepat pada *trailing edge*, hal ini menjadikan garis alir yang dengan lembut meninggalkan permukaan atas dan bawah *airfoil* pada *trailing edge*. Pernyataan ini kemudian lebih dikenal sebagai *Kondisi Kutta*.

Kondisi Kutta merupakan permasalahan garis alir pada *trailing edge*, yang dipengaruhi dari kondisi dari *trailing edge* itu sendiri bersudut lancip dan atau berjari-jari. Untuk bentuk yang bersudut lancip, digambarkan variabel-variabel kecepatan pada permukaan atas dan bawah sebagai v_1 dan v_2 . Arah v_1 sejajar dengan permukaan atas pada titik a , dan arah v_2 sejajar dengan permukaan bawah juga pada titik a . Dapat ditemukan dua buah harga kecepatan dengan arah yang berbeda pada titik yang sama, sehingga untuk kedua harga tersebut (v_1 dan v_2) menjadi nol pada titik a . Hal ini menjadikan a sebagai titik stagnasi untuk *trailing edge* yang bersudut lancip, dimana $v_1 = v_2 = 0$. Untuk bentuk *trailing edge* yang berjari-jari/ berbelok, v_1 dan v_2 mempunyai arah yang sama pada titik a , dan keduanya adalah berhingga. Tekanan pada titik a , p_a adalah tunggal dan unik, dan dengan persamaan Bernoulli untuk permukaan atas dan bawah ditemukan

$$p_a + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = p_a + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad (2.2)$$

atau

$$v_1 = v_2 \quad (2.3)$$

Dapat diperlihatkan, untuk bentuk ini bahwa kecepatan-kecepatan yang meninggalkan permukaan atas dan bawah *airfoil* pada *trailing edge* adalah berharga tertentu dan bernilai sama baik besar maupun arah.

Dari pernyataan tentang Kondisi Kutta diatas dapat disimpulkan sebagai:

- a. Untuk *airfoil* dengan α tertentu akan menyebabkan harga Γ yang mengelilingi *airfoil* adalah sedemikian rupa sehingga aliran yang meninggalkan *trailing edge* adalah "smooth".
- b. Jika *trailing edge* lancip maka *trailing edge* adalah titik stagnasi.
- c. Jika *trailing edge* berjari-jari tertentu (tidak lancip) maka kecepatan yang meninggalkan permukaan atas dan bawah pada *trailing edge* akan berharga tertentu dan bernilai sama baik besar maupun arah.

2.2.3. Vortisitas

Diasumsikan suatu vortisitas dengan vektor ξ , yang besarnya

$$\xi \equiv 2\omega$$

dengan ω adalah vektor kecepatan sudut. Dan dapat ditulis

$$\xi = \left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) i + \left(\frac{\partial u}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial x} \right) j + \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) k \quad (2.4)$$

dengan mengacu pada hasil curl dari vektor kecepatan V , dimana u , v , dan w merupakan komponen kecepatan pada sumbu x , y , dan z , maka persamaan 2.4 adalah identik dan dapat ditulis sebagai:

$$\xi = \nabla \times V \quad (2.5)$$

yang berarti, pada suatu medan kecepatan, harga curl dari vektor kecepatan adalah sama dengan vortisitas.

Pernyataan tersebut mengarah pada definisi:

1. Bila $\nabla \times V \neq 0$ pada setiap titik garis alir, aliran disebut *rotational*
2. Bila $\nabla \times V = 0$ pada setiap titik garis alir, aliran disebut *irrotational*

2.2.4. Aliran Fluida disekitar penampang sayap

Hukum fisika yang harus dipatuhi oleh partikel yang bergerak, yaitu tiga hukum kekekalan. Secara umum persamaan pergerakan fluida yang bersifat *viscous* dan mampat, diturunkan dari persamaan Navier-Stokes yang dapat dinyatakan dalam bentuk vektor dari tiga persamaan berikut :

1. Hukum Kontinuitas (hukum Kekekalan Massa)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \vec{V} = 0 \quad \text{dimana } \rho = \text{densitas fluida}$$

$$\vec{V} = \text{kecepatan fluida}$$

2. Persamaan Momentum (Hukum Kekekalan Momentum)

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \vec{f} - \nabla P + (\gamma)_{\text{viscous}}$$

$$\text{dimana } \frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + u \frac{\partial}{\partial x} + v \frac{\partial}{\partial y} + w \frac{\partial}{\partial z}$$

$$\vec{f} = \text{gaya badan}$$

$$P = \text{tekanan}$$

$$\gamma = \text{fungsi viskositas}$$

3. Persamaan Energi (Hukum Kekekalan Energi)

$$\rho \frac{\partial Q}{\partial t} + \varphi = \rho \frac{Dh}{Dt} - \frac{D\rho}{Dt}$$

$$\text{dimana } Q = \text{energi panas}$$

$$\varphi = \text{potensial kecepatan}$$

$$h = \text{jarak perpindahan}$$

dan dengan memperhatikan asumsi-asumsi yang telah diambil, maka persamaan-persamaan kontinuitas, momentum, dan energi akan menjadi seperti uraian dibawah.

Aliran bersifat *incompressible*, yang berarti ρ konstan atau $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$,

sehingga persamaan kontinuitas dapat disederhanakan menjadi $\nabla \cdot \vec{V} = 0$ atau

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.6)$$

Karena *invicid*, berarti mempunyai viskositas yang sangat kecil dan dapat diabaikan ($\mu = 0$) dan gaya berat badan \vec{f} berharga sangat kecil, sehingga persamaan momentum dapat disederhanakan menjadi :

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\nabla P \quad \text{atau} \quad \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla P$$

sehingga,

$$\text{Untuk komponen x : } \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \nabla P_x \quad (2.6a)$$

$$\text{Untuk komponen y : } \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \nabla P_y \quad (2.6b)$$

$$\text{Untuk komponen z : } \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \nabla P_z \quad (2.6c)$$

Sedangkan persamaan energi dapat diabaikan karena fluidanya dalam kondisi tak viskos, sehingga tidak terjadi perpindahan energi akibat friksi atau pergesekan fluida dengan permukaan foil.

Untuk fluida yang *irrotational*, vortisitas ξ adalah sama dengan nol

$$\xi = \nabla \times \vec{V} = 0 \quad \text{atau} \quad \xi = \begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial z} \\ u & v & w \end{vmatrix} = \xi_x \hat{i} + \xi_y \hat{j} + \xi_z \hat{k} = 0 \quad (2.7)$$

dimana

$$\xi_x = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \quad ; \quad \xi_y = \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial x} \quad ; \quad \xi_z = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}$$

Dengan asumsi aliran ditinjau dalam dua dimensi, yakni dalam bidang x dan y maka persamaan 2.7 menjadi

$$\xi = \xi_z \hat{k} = \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right) \hat{k} = 0 \quad \text{atau} \quad \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} = 0 \quad (2.8)$$

dari persamaan 2.6 untuk aliran dua dimensi dapat disederhanakan menjadi :

$$\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} = 0 \quad (2.9)$$

dari persamaan 2.6a,b,c untuk aliran dua dimensi menjadi :

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \nabla P_x \quad \text{dan} \quad \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \nabla P_y$$

yang akan digunakan untuk membentuk persamaan distribusi tekanan yang dikenal dengan persamaan Bernoulli. Sedangkan selisih turunan parsial kedua persamaan diatas berturut-turut terhadap x dan y adalah sama dengan nol.

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right] + u \frac{\partial}{\partial x} \left[\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right] + \frac{\partial u}{\partial x} \left[\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right] + v \frac{\partial}{\partial y} \left[\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right] + \frac{\partial v}{\partial y} \left[\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \right] = 0$$

dengan mengetahui bahwa $\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} = 0$, sehingga untuk aliran *irrotational*

persamaan diatas diabaikan.

Kemudian persamaan pergerakan fluida (persamaan Navier-Stokes) untuk persamaan 2.8 adalah

$$\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} = 0$$

yang mempunyai penyelesaian,

$$\begin{aligned}\partial v &= \int \frac{\partial u}{\partial y} \partial x \\ v &= \frac{\partial \phi}{\partial y}\end{aligned}\tag{2.10.a}$$

dengan cara yang sama

$$\begin{aligned}\partial u &= \int \frac{\partial v}{\partial x} \partial y \\ u &= \frac{\partial \phi}{\partial x}\end{aligned}\tag{2.10.b}$$

Penyelesaian dari persamaan 2.8 di atas dikenal dengan nama fungsi potensial kecepatan, dimana persamaan tersebut juga harus memenuhi persamaan 2.9, karena keduanya bersifat *incompressible* dan *irrotational*, sehingga substitusi persamaan 2.10 ke persamaan 2.9 memberikan persamaan Laplace dalam variabel ϕ .

$$\frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} = \nabla^2 \phi = 0$$

Kemudian dengan cara yang sama seperti pada persamaan 2.8, maka dari persamaan 2.9 didapatkan fungsi aliran yang mempunyai sifat:

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y} \quad \text{dan} \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x}\tag{2.11}$$

Dimana fungsi tersebut juga harus memenuhi persamaan 2.6, sehingga hasil substitusi ke persamaan 2.6 adalah,

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = \nabla^2 \psi = 0$$

yang merupakan persamaan Laplace dalam bentuk variabel ψ .

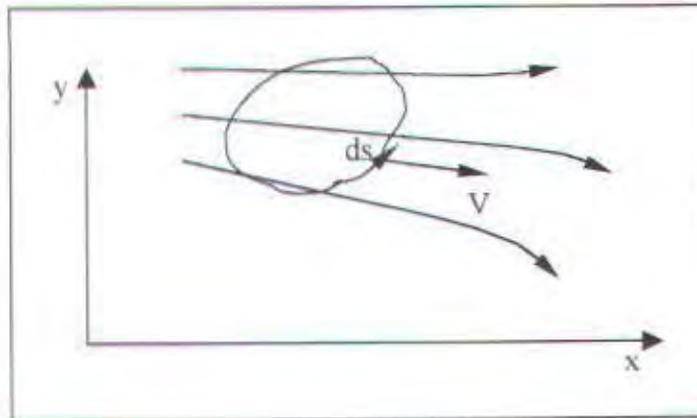
2.3. Metode Panel 2D

2.3.1. Teori Sirkulasi

Salah satu faktor yang penting dalam pembentukan gaya angkat adalah sirkulasi. Untuk suatu kurva tertutup C pada suatu medan aliran. Diberikan V dan ds yang merupakan kecepatan dan segmen kecil dari garis batas kurva terhadap arah aliran. Sirkulasi Γ diekspresikan sebagai

$$\Gamma \equiv -\oint_C V \cdot ds \quad (2.12)$$

yang mana sirkulasi merupakan hasil negatif dari integral garis dari kecepatan disekitar suatu kurva pada medan aliran.



Gambar 2.3 : Sirkulasi

2.3.2. Aliran seragam dan aliran vortex

2.3.2.1. Aliran seragam

Diberikan suatu aliran seragam dengan kecepatan V_∞ serta searah sumbu x positif, seperti pada gambar 2.4. Aliran harus memenuhi batasan *incompressibel* dan

irrotasional. Dari sini, suatu potensial kecepatan untuk aliran seragam dapat dicari sebagaimana rumusan $\nabla\phi = V$, lebih lanjut diperoleh persamaan

$$\frac{\partial\phi}{\partial x} = u = V_{\infty} \quad (2.13)$$

dan
$$\frac{\partial\phi}{\partial y} = v = 0 \quad (2.14)$$

dengan mengintegrasikan persamaan 2.13 terhadap x dan persamaan 2.14 terhadap y , serta membandingkan hasilnya, dapat ditemukan persamaan

$$\phi = V_{\infty}x \quad (2.15)$$

yang merupakan potensial kecepatan untuk aliran seragam dengan kecepatan V_{∞} searah sumbu x positif.

Untuk fungsi alir (*stream function*) ψ , terdapat persamaan

$$\frac{\partial\psi}{\partial x} = u = V_{\infty} \quad (2.16)$$

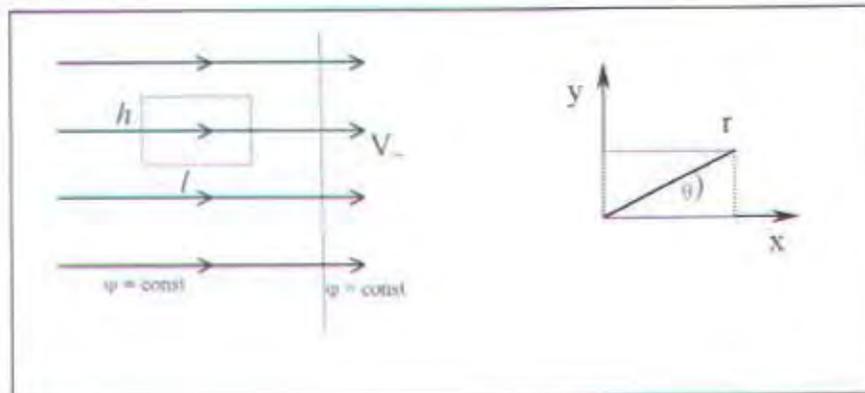
dan
$$\frac{\partial\psi}{\partial y} = -v = 0 \quad (2.17)$$

dengan mengintegrasikan persamaan 2.16 terhadap y , dan persamaan 2.17 terhadap x , serta membandingkan hasilnya, dapat ditemukan persamaan

$$\psi = V_{\infty}y \quad (2.18)$$

persamaan 2.18 merupakan fungsi alir untuk aliran seragam yang *incompresibel* searah sumbu x yang bila di tulis pada koordinat polar,

$$\phi = V_{\infty}r \cos\theta \quad \text{dan} \quad \psi = V_{\infty}r \sin\theta$$



Gambar 2.4: Aliran seragam

2.3.2.2. Aliran *vortex*

Pada suatu aliran dimana posisi garis-garis alirnya merupakan susunan lingkaran-lingkaran yang terpusat pada suatu titik, sedang kecepatan pada tiap-tiap lintasan tersebut berharga konstan tetapi berbeda untuk tiap lintasan, tergantung jarak terhadap titik pusat, maka aliran yang demikian disebut aliran *vortex*, gambar 2.5.

Penulisan secara matematis adalah :

$$V_{\theta} = \frac{Const.}{r} = \frac{C}{r} \quad (2.19)$$

untuk menghitung konstanta C, ambil persamaan sirkulasi

$$\begin{aligned} \Gamma &= -\int V \cdot ds = -V_{\theta}(2\pi r) \\ V_{\theta} &= -\frac{\Gamma}{2\pi r} \end{aligned} \quad (2.20)$$

dengan membandingkan persamaan 2.19 dengan 2.20 dan dapat dilihat bahwa

$$C = -\frac{\Gamma}{2\pi}$$

Potensial kecepatan untuk aliran *vortex* dapat ditemukan dengan:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \phi}{\partial r} &= V_r = 0 \\ \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} &= V_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r}\end{aligned}\tag{2.21}$$

dengan mengintegrasikan masing-masing persamaan tersebut berturut-turut terhadap r dan θ , diperoleh potensial kecepatan:

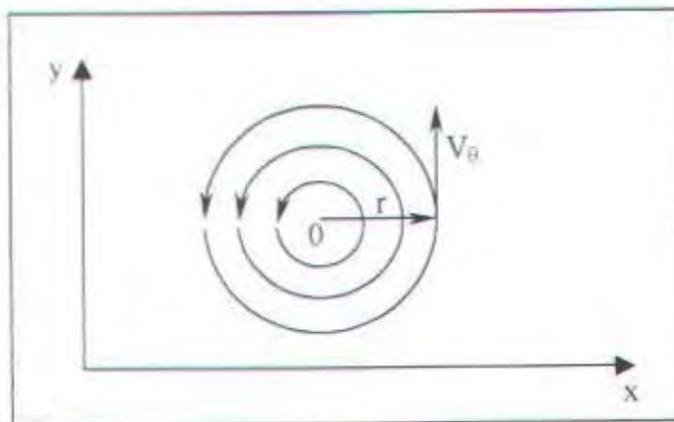
$$\phi = -\frac{\Gamma}{2\pi} \theta\tag{2.22}$$

sedangkan fungsi alirnya dapat ditemukan dengan:

$$\begin{aligned}\frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial \theta} &= V_r = 0 \\ -\frac{\partial \psi}{\partial r} &= V_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r}\end{aligned}$$

dengan mengintegrasikan kedua persamaan tersebut berturut-turut terhadap r dan θ , diperoleh fungsi alir :

$$\psi = \frac{\Gamma}{2\pi} \ln r$$



Gambar 2.5: Aliran *vortex*

2.3.3. Persamaan Bernoulli

Efek Bernoulli memainkan arti besar pada sifat aerodinamika kapal hydrofoil. Yang menyatakan bahwa untuk sebarang volume suatu fluida, maka total energinya adalah tetap. Ketika suatu fluida bergerak relatif, energi tersebut terbagi menjadi tiga bagian penting yakni:

- 1) Energi tekanan fluida
- 2) Energi kinetik pada air/fluida
- 3) Energi potensial karena adanya suatu elevasi

dan dinyatakan sebagai :

$$p + 1/2 \rho v^2 + \rho gh = a \text{ konstanta} \quad (2.23)$$

dimana : p = tekanan

ρ = rapat massa fluida

v = kecepatan fluida

g = percepatan gravitasi

h = posisi suatu fluida diatas satu titik perhatian

Dalam hal bahwa ketinggian sayap pada tiap-tiap kedudukan diasumsikan konstan atau tanpa mengalami perubahan kedudukan, maka dapat ditulis h atau $\Delta h \approx 0$, yang berarti energi potensial adalah konstan, sehingga bisa dieliminasi dari persamaan, menjadi:

$$p + 1/2 \rho v^2 = \text{suatu konstanta}$$

atau juga bisa ditulis

$$p + q = H$$

dimana : p = tekanan statis

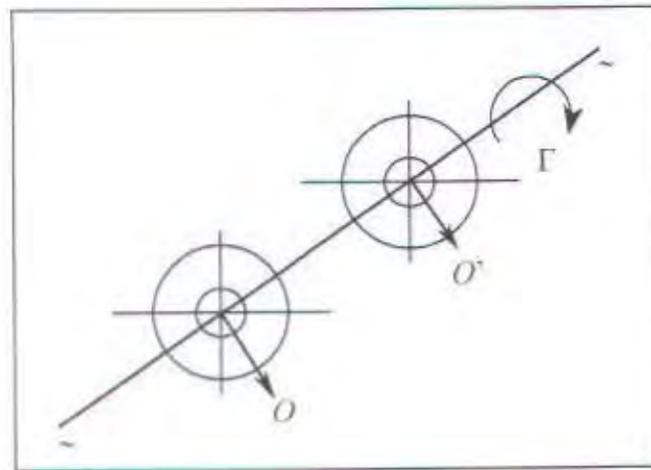
$q = 1/2 \rho v^2$ = tekanan dinamis

$$H = \text{konstanta}$$

Harga/nilai tekanan statis adalah berbanding terbalik dengan tekanan dinamis. Dimana ketika kecepatan meningkat maka tekanan dari fluida tersebut adalah menurun, sehingga terjadi gaya angkat karena distribusi tekanan pada permukaan foil tidak sama.

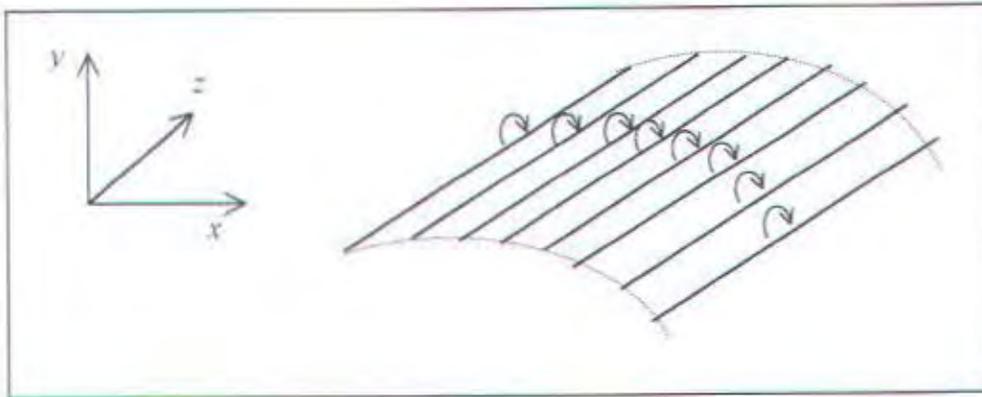
2.3.4. *Vortex sheet*

Suatu garis lurus yang melalui titik O dengan panjang tak berhingga, seperti pada gambar 2.6 disebut sebagai garis *vortex filament* yang mempunyai kekuatan sirkulasi Γ .



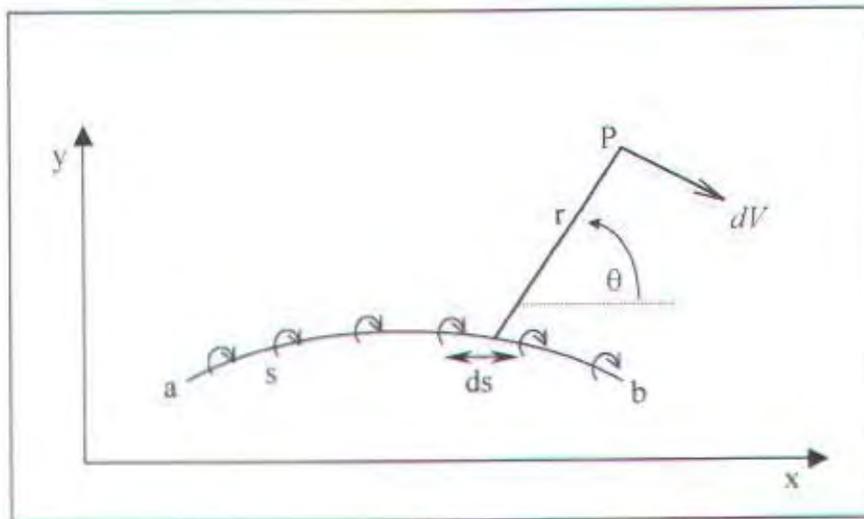
Gambar 2.6: *Vortex filament*

Dan bila terdapat tak berhingga jumlah garis *vortex filament*, serta terletak berdampingan, maka akan terbentuk suatu *Vortex sheet*.



Gambar 2.7: Prespektif *vortex sheet*

Dan bila dilihat dalam dua dimensi dari ujung-ujung sumbu z akan tampak seperti gambar berikut



Gambar 2.8: *Vortex sheet* dalam dua dimensi

Didefinisikan $\gamma = \gamma(s)$ sebagai fungsi kekuatan *vortex* sepanjang s . Sehingga untuk bagian terkecil dari panjang (ds) akan mempunyai kekuatan *vortex* γds . Untuk suatu titik $P(x,y)$ yang berjarak r dari ds akan terjadi induksi kecepatan yang kecil juga dV , yang berdasar persamaan 2.20, besarnya

$$dV = -\frac{\gamma ds}{2\pi r} \quad (2.24)$$

dengan arah yang selalu tegak lurus terhadap r tetapi selalu berubah arah sesuai dengan perubahan bagian dari s yang menginduksi.

Berdasarkan gambar 2.7, untuk kasus *incremental* kecepatan potensial, $d\phi$, pada titik P yang diinduksi oleh sejumlah kekuatan *vortex* γds , adalah berdasar persamaan 2.22

$$d\phi = -\frac{\gamma ds}{2\pi} \theta \quad (2.25)$$

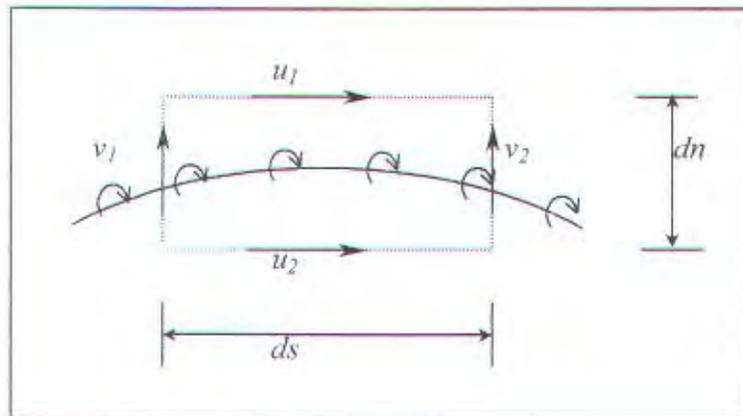
sehingga untuk nilai kecepatan potensial pada titik P yang diinduksi kekuatan *vortex* sepanjang s dari a ke b adalah

$$\phi(x, y) = -\frac{1}{2\pi} \int_a^b \theta \gamma ds \quad (2.26)$$

Besarnya sirkulasi disekitar titik *vortex* sama dengan kekuatan *vortex* itu sendiri, dengan demikian sirkulasi yang terjadi di sekitar *vortex sheet* adalah merupakan jumlahan dari seluruh kekuatan elemen *vortex*, yaitu

$$\Gamma = \int_a^b \gamma ds \quad (2.27)$$

karena pada *vortex sheet* terjadi perubahan diskontinuitas dalam komponen kecepatan tangensial yang melewati *sheet*, maka hubungan perubahan kecepatan tangensial saat melintasi *vortex sheet* dengan kekuatan *vortex* adalah sebagai berikut



Gambar 2.9. Lompatan kecepatan tangensial melintasi *vortex sheet*.

Untuk persegi panjang yang putus-putus yang menutupi suatu bagian dari *sheet* dengan panjang ds , serta komponen kecepatan tangensial untuk permukaan atas dan bawah berturut-turut u_1 dan u_2 dan untuk samping kiri dan kanan adalah v_1 dan v_2 , dan perbedaan jarak permukaan atas dan bawah adalah dn . Dari definisi sirkulasi yang telah diberikan, maka sirkulasi diseputar lintasan adalah

$$\Gamma = -(v_2 dn - u_1 ds - v_1 dn + u_2 ds)$$

atau
$$\Gamma = (u_1 - u_2)ds + (v_1 - v_2)dn$$

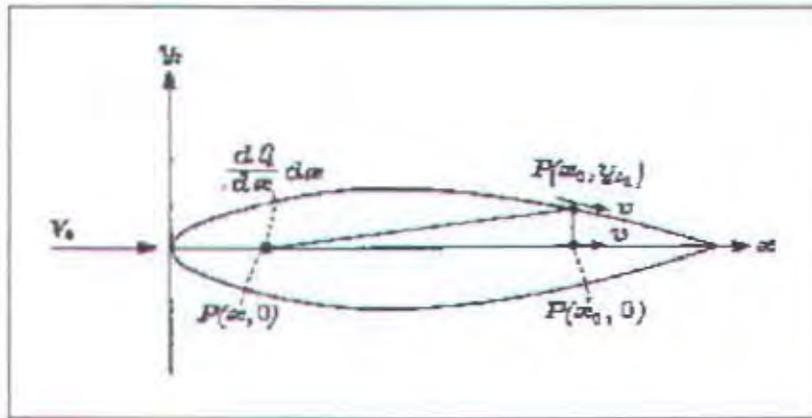
dengan menghubungkan dengan persamaan 2.27 diperoleh

$$\gamma ds = (u_1 - u_2)ds + (v_1 - v_2)dn \quad (2.28)$$

selanjutnya, apabila diambil bagian lebih pendek, dengan kata lain jarak permukaan atas dan bawah akan kecil sekali ($dn \rightarrow 0$). Dengan harga limit ini, maka harga u_1 dan u_2 secara langsung menjadi komponen tangensial permukaan atas dan bawah dari *vortex sheet*, sehingga persamaan 2.28 menjadi

$$\begin{aligned} \gamma ds &= (u_1 - u_2)ds \\ \gamma &= (u_1 - u_2) \end{aligned}$$

2.3.5. Teori Base-Profile



Gambar 2.10. Diagram *base-profile*.

Pada gambar 2.10, bila ketebalan diasumsikan kecil dengan kata lain mendekati sumbu x, suatu kecepatan terinduksi (v) di titik $P(x_0, y_0)$ pada permukaan foil oleh aliran source-sink di titik $P(x_0, 0)$ akan mendekati besar kecepatan terinduksi (v) di titik $P(x_0, 0)$ oleh aliran *source-sink* yang sama. Bila kekuatan *source* pada suatu titik x adalah $(dQ/dx)dx$, maka kecepatan terinduksi oleh semua *source* atau *sink* yang terdistribusi sepanjang sumbu x dapat ditulis

$$v(x_0) = V_\infty \int_0^c \frac{dx}{x_0 - x} \quad (2.29)$$

kekuatan *source* terkait pada bentuk : Jika *profile* tersebut tipis, kecepatan pada permukaan *foil* hampir sama dengan kecepatan aliran bebas V_∞ , besar kekuatan *source* dan *sink* adalah $2V_\infty$, sedangkan bila *profile* tidak tipis, akan terdapat perbedaan jumlah aliran fluida pada $x+dx$, karenanya

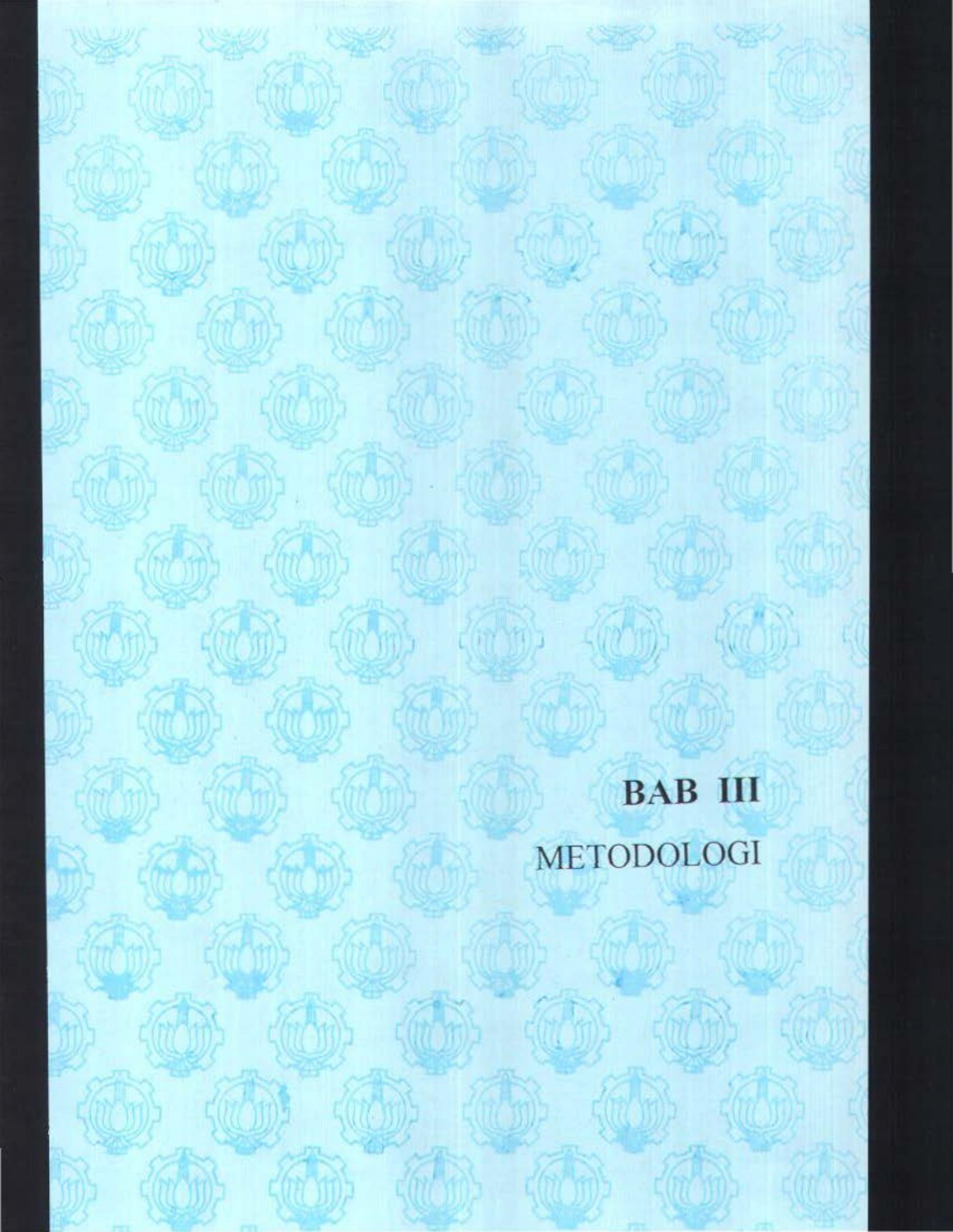
$$\frac{dQ}{dx} dx \cong 2V_\infty \left(y_1 + \frac{dy_1}{dx} dx \right) - 2V_\infty y_1$$

sehingga dapat ditulis juga

$$\frac{dQ}{dx} = 2V_0 \frac{\partial y_t}{\partial x}$$

dan persamaan 2.29 menjadi

$$\frac{v_{(x_0)}}{V_0} = \frac{1}{\pi} \int_0^{\epsilon} \frac{dy_t}{x_0 - x} dx \quad (2.30)$$



BAB III
METODOLOGI

BAB III

METODOLOGI

3.1. Langkah Penulisan

Tahapan-tahapan yang diambil penulis dalam penyusunan skripsi ini antara lain:

- a. Studi literatur atau referensi yang berkenaan dengan permasalahan aliran disekitar penampang sayap serta teori *Thin-Airfoil* dan teori *Base-Profile*.
- b. Penulisan dan pembahasan dasar teori yang berkenaan dengan *Thin-Airfoil* untuk menunjukkan beberapa faktor internal yang mempengaruhi koefisien gaya angkat pada *foil*.
- c. Memberikan analisa serta menarik kesimpulan pada *foil* seri NACA 4 digit tentang permasalahan koefisien gaya angkat berdasar teori *Thin-Airfoil*.

3.2. Pengembangan dan penyelesaian model matematika

Dengan perhitungan secara eksak, teori *Thin-Airfoil* hanya mampu menunjukkan pengaruh *camber* maksimum dan posisinya terhadap koefisien gaya angkat akan tetapi tidak berlaku pada *foil* yang mempunyai ketebalan tertentu. Sehingga teori ini dimodifikasi untuk kondisi *foil* dengan ketebalan tertentu, dengan menggabungkan teori *Base-Profile* sebagai faktor pengkoreksi ketebalan. Kemudian penyelesaian akhir, nilai C_l dihitung secara eksak sesuai dengan metode perhitungan dalam teori *Thin-Airfoil*.

3.3. Perhitungan

Perhitungan dalam laporan ini menggunakan software Maple-6 yang didukung dengan software bantu penyusun persamaan (software kreasi) yang berbasis Visual Basic-6. Dengan tingkat ketelitian yang dibatasi pada sepuluh angka dibelakang koma.

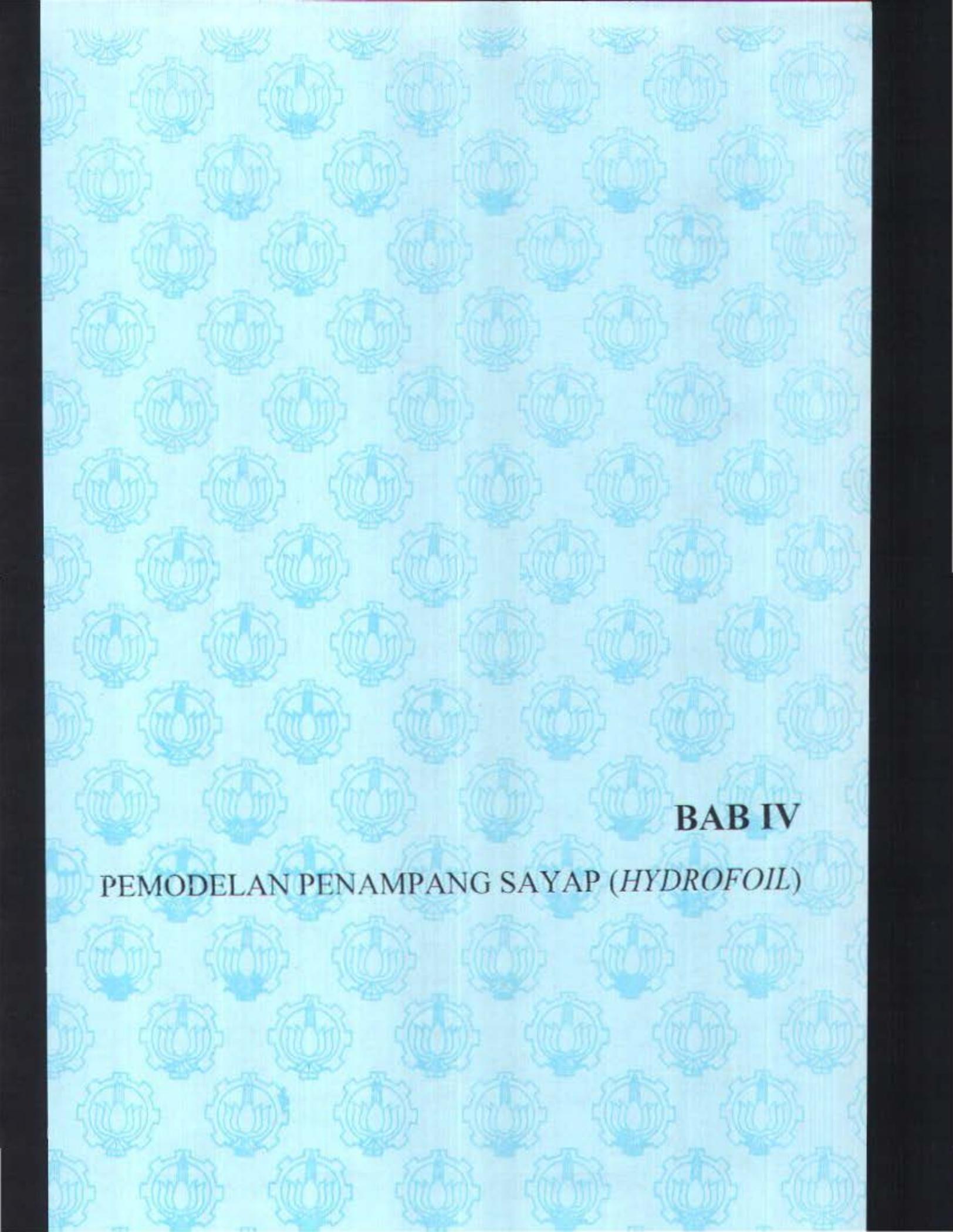
Pendekatan perhitungan C_L pada skripsi ini adalah teori *Thin-Airfoil* yang dimodifikasi, yang berarti memperhitungkan efek ketebalan *foil*. Karena pada ketebalan *foil*

$$t > 3,2475 \cdot 10^{-11} c$$

akurasi teori *Thin-Airfoil* klasik untuk memprediksi C_L mulai menurun.

posisi camber (x 0.01)	maksimum camber (x 0.1)		
	2	4	6
2	0,1972576887	0,3945153770	0,5917730658
3	0,2103241282	0,4206482562	0,6309723850
4	0,2277949006	0,4555898012	0,6833847016
5	0,2513274125	0,5026548248	0,7539822372
6	0,2842541759	0,5685083518	0,8527625280

Tabel 1: Koefisien gaya angkat C_L berdasar teori *Thin-Airfoil* klasik pada $\alpha = 0^\circ$



BAB IV

PEMODELAN PENAMPANG SAYAP (*HYDROFOIL*)

BAB IV

PEMODELAN PENAMPANG SAYAP (*HYDROFOIL*)

4.1. Pembentukan Penampang Sayap

Berdasar teori Linier, bahwa suatu penampang sayap dibentuk berdasarkan suatu fungsi

$$y = f(x) \quad (4.1)$$

dimana fungsi tersebut mewakili dua persamaan yang berbeda, yakni persamaan untuk permukaan atas dan permukaan bawah dari penampang sayap. Persamaan 4.1 dapat ditulis sebagai:

$$y = y_c \pm y_t \quad (4.2)$$

dengan y_c adalah persamaan umum garis tengah atau *chord* dan y_t adalah persamaan umum distribusi ketebalan, sedangkan tanda +, dan - untuk menyatakan ordinat y pada permukaan atas dan bawah dari penampang sayap.

Untuk mendapatkan bentuk penampang sayap famili NACA 4 digit dapat dilakukan dengan menyederhanakan dari penggabungan persamaan distribusi ketebalan dan persamaan yang diberikan untuk garis tengah *foil*. Dimana untuk jenis *airfoil* tersebut diberikan persamaan distribusi ketebalan (NACA Report 460):

$$y_t = \frac{t}{2} (0,2969\sqrt{x} - 0,126x - 0,35160x^2 + 0,2843x^3 - 0,1015x^4) \quad (4.3)$$

dengan : x : posisi sepanjang garis *chord* (sepanjang sumbu x positif)

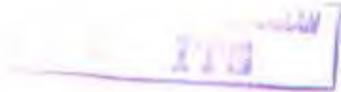
t : bilangan sembarang yang menyatakan ketebalan *foil*

sedangkan, persamaan garis tengah atau *chord* untuk *airfoil* 4 digit (NACA Report 460) adalah:

$$y_c = \frac{m}{p^2}(2px - x^2), \quad \text{untuk } ,0 < x < p$$

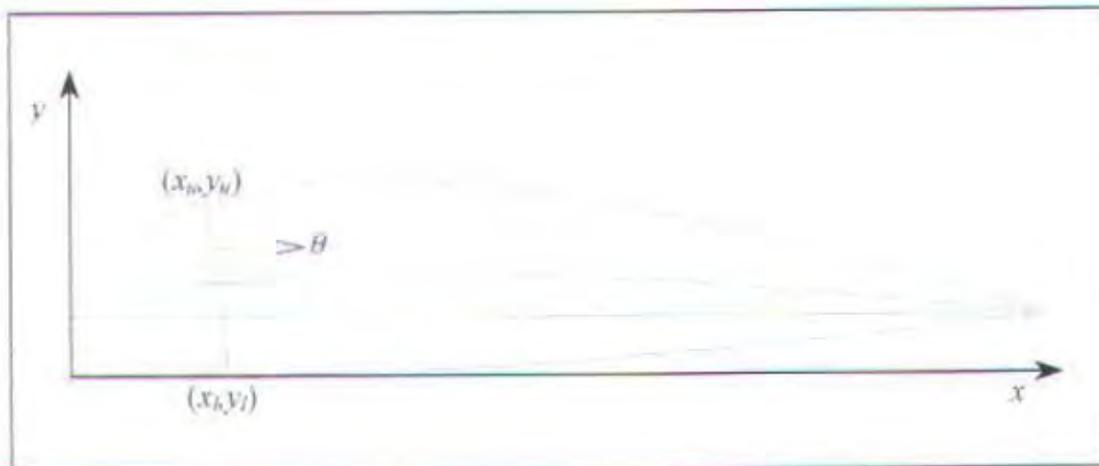
$$y_c = \frac{m}{(1-p)^2}((1-2p) + 2px - x^2), \quad \text{untuk } ,p < x < 1$$
(4.4)

dengan m dan p adalah konstanta yang diberikan dari dua digit pertama angka pembuatan. Dengan m menyatakan nilai maksimum *camber* dan p menyatakan letak ketebalan maksimum atau letak *camber* maksimum. Yang semuanya dinyatakan dalam perbandingan terhadap panjang (*chord*).



4.2. Menentukan Koordinat Titik-titik pada Permukaan Foil

Metode penggabungan persamaan dasar ketebalan dengan persamaan garis tengah akan lebih jelas pada gambar 4.1 dibawah, dimana dua buah garis yang mewakili permukaan atas dan bawah akan bertemu pada suatu titik, yang bila ditarik garis lurus akan disebut sebagai *chord*.



Gambar 4.1 Koordinat pada foil

Ordinat y untuk permukaan *foil* adalah tegak lurus terhadap titik-titik sepanjang garis tengah. Dengan absis x untuk garis tengah adalah sama dengan absis x pada *chord*, sehingga hubungan tersebut dapat di tulis sebagai:

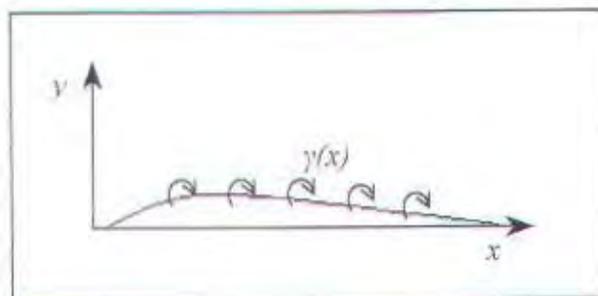
$$\begin{aligned} x_{u,l} &= x \mp y_i \sin \theta \\ y_{u,l} &= y_c \pm y_i \cos \theta \end{aligned} \quad (4.5)$$

dengan notasi u dan l mewakili koordinat pada permukaan atas dan bawah sayap, dan θ adalah sudut persinggungan garis tengah dan terhadap sumbu datar. Dan dinyatakan sebagai

$$\tan \theta = \frac{dy_c}{dx} \quad (4.6)$$

4.3. Distribusi Kekuatan *Vortex* pada *Garis Camber*

Seperti dijelaskan pada bagian 2.3.4, bahwa *vortex sheet* merupakan kumpulan dari aliran-aliran *vortex* yang mempengaruhi suatu medan karena adanya kecepatan induksi dari suatu titik pada aliran fluida. Dengan meninjau secara dua dimensi maka *vortex sheet* yang ditempatkan pada suatu bentuk *foil* serta dengan menggunakan teori *Thin-Airfoil* maka distribusi kekuatan *vortex* akan ditinjau pada garis *camber*, gambar 4.2. Serta garis *camber* haruslah *stream line* terhadap aliran dan dipenuhinya kondisi Kutta pada trailing edge $\gamma(TE) = 0$.



Gambar 4.2 Penempatan *vortex sheet* pada *hydrofoil* tipis

Untuk garis *camber* yang *stream line*, komponen dari kecepatan normal pada garis *camber* akibat induksi *vortex sheet* harus menjadi nol pada semua titik sepanjang garis *camber*. Sedangkan kecepatan pada tiap titik dalam aliran merupakan penjumlahan dari komponen normal kecepatan bebas aliran seragam dengan kecepatan akibat induksi *vortex sheet*. Sehingga berlaku

$$V_{0,n} + w'(s) = 0 \quad (4.7)$$

untuk setiap titik sepanjang garis. Dengan $V_{0,n}$ komponen kecepatan normal dari aliran bebas, dan $w'(s)$ komponen kecepatan normal akibat induksi *vortex sheet*.

$$V_{0,n} = V_0 \sin \left[\alpha + \tan^{-1} \left(-\frac{dy_c}{dx} \right) \right] \quad (4.8)$$

untuk *airfoil* tipis serta pada *angle of attack* yang juga sangat kecil, kedua harga α dan $\tan^{-1}(-dy/dx)$ adalah juga kecil. Dengan menggunakan suatu pendekatan bahwa untuk suatu harga θ yang kecil, harga $\sin \theta \approx \tan \theta \approx \theta$, sehingga persamaan diatas menjadi

$$V_{0,n} = V_0 \left[\alpha - \frac{dy_c}{dx} \right] \quad (4.9)$$

Kemudian, untuk *airfoil* yang tipis, posisi garis rata-rata *camber* adalah sangat dekat dengan garis *chord*, dan sesuai dengan teori *airfoil* tipis, dibuatlah pendekatan bahwa panjang garis *camber* adalah mendekati panjang garis *chord*

$$s \approx x$$

$$\text{dan} \quad w'(s) \approx w'(x) \quad (4.10)$$

sekarang dengan memandang pengaruh kekuatan *vortex* pada garis *chord*, dan berdasar pada persamaan 2.24 maka diperoleh

$$w(x) = -\int_0^c \frac{\gamma(x)dx}{2\pi(x-x')} \quad (4.11)$$

sehingga persamaan yang memenuhi kondisi batas pada garis *camber* yang *stream line* terhadap aliran adalah

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{\gamma(x)dx}{x-x'} = V_0 \left(\alpha - \frac{dy_c}{dx} \right) \quad (4.12)$$

kemudian dengan membawa persamaan tersebut kedalam koordinat baru θ , dari suatu transformasi

$$\begin{aligned} x' &= \frac{c}{2}(1 - \cos \theta) \\ dx' &= \frac{c}{2} \sin \theta d\theta \end{aligned} \quad (4.13)$$

dan karena sumbu x berimpit dengan x' , maka x juga berkorespondensi dengan θ_0

$$x = \frac{c}{2}(1 - \cos \theta_0) \quad (4.14)$$

dengan substitusi tersebut diperoleh

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^\pi \frac{\gamma(\theta) \sin \theta d\theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} = V_0 \left(\alpha - \frac{dy_c}{dx} \right) \quad (4.15)$$

dimana distribusi γ yang memenuhi persamaan diatas di berikan sebagai jumlah dua bagian. Bagian pertama meliputi bentuk dari garis rata-rata *camber* dan *angle of attack*,

$$2V_0 A_0 \frac{1 + \cos \theta}{\sin \theta}$$

dimana untuk penampang *airfoil* yang simetris, $A_0 = \alpha$ pada $dy_c/dx = 0$. Bagian yang lain bergantung hanya pada bentuk garis rata-rata *camber* dan terbatas dimanapun, termasuk titik pada *leading edge*, yang ditulis

$$2V_0 \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta$$

sehingga total dari distribusi vortisitas γ adalah

$$\gamma(\theta) = 2V_0 \left(A_0 \frac{1 + \cos \theta}{\sin \theta} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin n\theta \right) \quad (4.16)$$

nilai-nilai A_0 dan A_n ($n = 1, 2, 3, \dots$) yang akan ditemukan, adalah juga memenuhi kondisi garis *camber* yang *stream line* terhadap aliran, sehingga substitusi persamaan 4.16 ke 4.15 menghasilkan

$$\frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{A_0(1 + \cos \theta) d\theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} + \frac{1}{\pi} \sum_{n=1}^{\infty} \int_0^{\pi} \frac{A_n \sin n\theta \sin \theta d\theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} = \alpha - \frac{dy_c}{dx} \quad (4.17)$$

dengan sifat trigonometri, $\sin n\theta \sin \theta = \frac{1}{2} [\cos(n-1)\theta - \cos(n+1)\theta]$ serta

$\int_0^{\pi} \frac{\cos n\theta d\theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} = \pi \sin n\theta_0$ maka persamaan 4.17 disederhanakan menjadi

$$A_0 - \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos n\theta_0 = \alpha - \frac{dy_c}{dx}$$

atau
$$\frac{dy_c}{dx} = (\alpha - A_0) + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos n\theta_0 \quad (4.18)$$

persamaan $\frac{dy_c}{dx}$ adalah suatu fungsi dari θ , yang mempunyai penyelesaian dengan

ekspansi deret cosinus Fourier pada interval $0 \leq \theta \leq \pi$ yang diberikan oleh nilai-nilai

A_0 dan A_n adalah

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dy_c}{dx} d\theta_0 \quad (4.19)$$

dan
$$A_n = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dy_c}{dx} \cos n\theta_0 d\theta_0 \quad (4.20)$$

kemudian, total sirkulasi pada seluruh *vortex sheet* (garis *camber*) dari *leading edge* sampai *trailing edge* adalah

$$\begin{aligned}\Gamma &= \int_0^c \gamma(x') dx' \\ &= \frac{c}{2} \int_0^\pi \gamma(\theta) \sin \theta d\theta\end{aligned}$$

dengan mensubstitusikan nilai $\gamma(\theta)$, maka

$$\begin{aligned}\Gamma &= cV_0 \left[A_0 \int_0^\pi (1 + \cos \theta) d\theta + \sum_{n=1}^{\infty} \int_0^\pi \sin n\theta \sin \theta d\theta \right] \\ &= cV_0 \left(\pi A_0 + \frac{\pi}{2} A_1 \right)\end{aligned}$$

sehingga besarnya gaya angkat per unit satuan panjang adalah

$$\begin{aligned}L' &= \rho_0 V_0 \Gamma \\ &= \rho_0 V_0^2 c \left(\pi A_0 + \frac{\pi}{2} A_1 \right)\end{aligned}$$

dan koefisien gaya angkat

$$\begin{aligned}C_L &= \frac{L'}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 c(1)} \\ &= \pi(2A_0 + A_1)\end{aligned}\tag{4.21}$$

dengan koefisien-koefisien A_0 dan A_n diberikan oleh persamaan 4.19 dan 4.20, sebab itu persamaan 4.21 menjadi

$$C_L = 2\pi \left[\alpha + \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dy_c}{dx} (\cos \theta_0 - 1) d\theta_0 \right]\tag{4.22}$$

Harga koefisien gaya angkat (C_L) berubah berdasarkan nilai *angle of attack* (α), dan gradien garis C_L adalah turunan pertama terhadap α , sehingga

$$\text{Gradien} \equiv \frac{dC_L}{d\alpha} = 2\pi\tag{4.23}$$

yang berlaku untuk semua bentuk *foil*. Perlu diperhatikan, bahwa nilai C_L tersebut berbeda untuk jenis *foil* simetris dan asimetris.

4.4. *Thin-Airfoil* untuk *Foil* dengan Ketebalan Tertentu

Persamaan untuk memprediksi koefisien gaya angkat pada teori *Thin-Airfoil* diperoleh dengan memandang kecepatan lokal pada setiap elemen *vortex* sepanjang garis *camber* sebagai kecepatan alir bebas V_0 . Keakuratan prediksi menurun sebanding dengan bertambahnya ketebalan pada *foil*. Sehingga kecepatan lokal V_f pada setiap elemen *vortex* perlu diambil pada permukaan *foil*, dengan besar

$$\begin{aligned} V_f &= V_0 + v \text{ atau} \\ \frac{V_f}{V_0} &= 1 + \frac{v}{V_0} \end{aligned} \quad (4.24)$$

kemudian dengan mengganti V_0 dengan V_f , kondisi batas yang diberikan persamaan 4.9 berubah menjadi

$$\frac{V_{0,u}}{V_f} = \alpha - \frac{dy_c}{dx} \quad (4.25)$$

Penyelesaian untuk distribusi vortisitas pada kondisi batas baru dapat ditemukan dengan cara yang sama pada teori *Thin-Airfoil*, tetapi koefisien deret tidak lagi ditentukan oleh persamaan 4.9 melainkan dengan persamaan 4.25, sehingga persamaan 4.15 menjadi

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^\pi \frac{\gamma(\theta) \sin \theta d\theta}{\cos \theta - \cos \theta_0} = V_f \left(\alpha - \frac{dy_c}{dx} \right)$$

disederhanakan menjadi

$$\frac{V_f}{V_0} \left(\frac{dy_c}{dx} - \alpha \right) = -A_0 + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \cos n\theta_0 \quad (4.26)$$

seperti halnya persamaan 4.18, persamaan $\frac{V_f}{V_0} \left(\frac{dy_\varepsilon}{dx} - \alpha \right)$ adalah suatu fungsi dari θ , yang mempunyai penyelesaian dengan ekspansi deret cosinus Fourier pada interval $0 \leq \theta \leq \pi$ yang diberikan oleh nilai-nilai A_0 dan A_n sebagai berikut

$$A_0 = -\frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} \left(\frac{dy_\varepsilon}{dx} - \alpha \right) d\theta_0 \quad (4.27)$$

$$A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} \left(\frac{dy_\varepsilon}{dx} - \alpha \right) \cos n\theta_0 d\theta_0$$

dan berdasar persamaan 4.21, maka besar koefisien gaya angkat ditentukan dengan persamaan

$$C_L = 2 \int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} \frac{dy_\varepsilon}{dx} (\cos \theta_0 - 1) d\theta_0 + 2\alpha \int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} (1 - \cos \theta_0) d\theta_0 \quad (4.28)$$

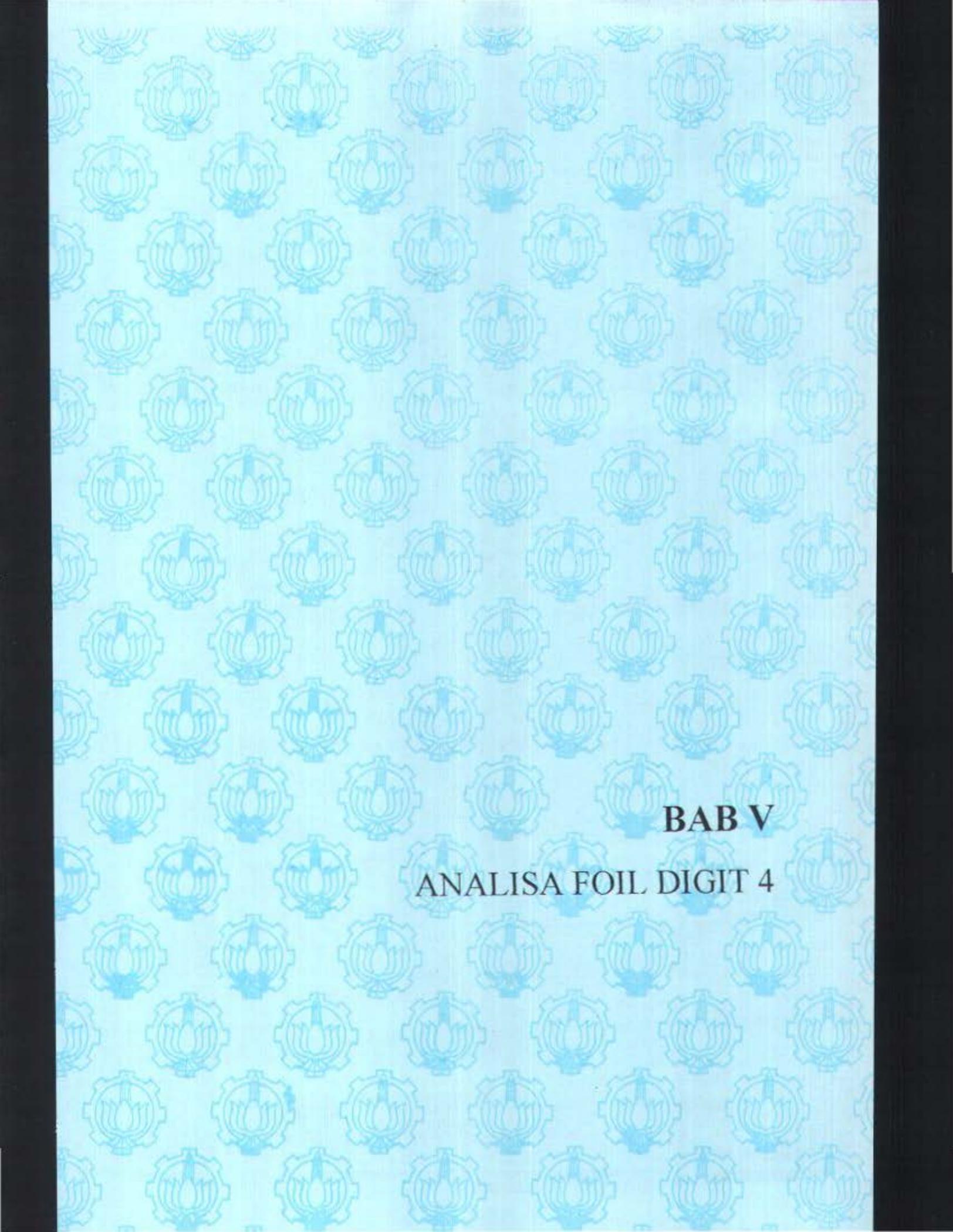
dengan gradien sebesar

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = 2 \int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} (1 - \cos \theta_0) d\theta_0 \quad (4.29)$$

persamaan untuk menghitung koefisien gaya angkat C_L yang ditunjukkan oleh persamaan 4.28 telah memenuhi syarat apabila hasil dari persamaan 4.29 adalah sama dengan hasil persamaan 4.23 atau dengan kata lain sama dengan 2π . Kemudian dari persamaan 4.29 dapat pula diturunkan menjadi

$$\alpha_{L=0} = \frac{-\int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} \frac{dy_\varepsilon}{dx} (\cos \theta_0 - 1) d\theta_0}{\int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} (1 - \cos \theta_0) d\theta_0}$$

yang merupakan sudut dimana nilai C_L adalah sama dengan nol.



BAB V
ANALISA FOIL DIGIT 4

BAB V

ANALISA FOIL 4 DIGIT

Aliran fluida seragam yang mempunyai kecepatan yang sama dalam suatu kontrol volum, akan mengalami perubahan kecepatan sebanding dengan panjang serta bentuk lintasan yang dilalui. Lintasan pada permukaan *foil* adalah salah satu contoh, dimana dengan memberikan suatu bentuk tertentu dalam medan aliran akan terjadi peristiwa gaya angkat atau gaya tekan sebagai akibat dari perbedaan tekanan pada masing-masing permukaan karena perbedaan kecepatan alir fluida. Akan dibahas besarnya koefisien gaya angkat pada *foil* jenis NACA 22xx, 23xx, 24xx, 25xx, 26xx, 42xx, 44xx, 45xx, 46xx, 62xx, 64xx, 65xx, 66xx dengan empat ketebalan yang berbeda 09c, 12c, 15c, dan 18c. Perhitungan koefisien gaya angkat pada NACA 2412 digunakan sebagai contoh.

5.1. Teori *Thin-Airfoil*

Foil NACA 2412 mempunyai konstanta *camber* dan letak *camber* masing-masing 0.02c dan 0.4c, yang berarti titik maksimum *camber* pada $x = 0.4c$, sehingga persamaan garis tengahnya 3.4 menjadi:

$$y_{c. up} = \frac{1}{8} \left[0.8 \frac{x}{c} - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right], \quad \text{untuk } , 0 < x < 0.4c$$

$$y_{c. down} = \frac{1}{18} \left[0.2 + 0.8 \frac{x}{c} - \left(\frac{x}{c} \right)^2 \right], \quad \text{untuk } , 0.4c < x < 1c$$

sedangkan turunan pertamanya adalah

$$\frac{dy_{c\text{-bfr}}}{dx} = \frac{1}{8} \left[0.8 - 2 \frac{x}{c} \right], \quad \text{untuk} \quad , 0 < x < 0.4c$$

$$\frac{dy_{c\text{-off}}}{dx} = \frac{1}{18} \left[0.8 - 2 \frac{x}{c} \right], \quad \text{untuk} \quad , 0.4c < x < 1c$$

dan berdasarkan persamaan 4.14, yakni koordinat baru sebagai hasil transformasi x terhadap θ_0 , yakni

$$x = \frac{c}{2} (1 - \cos \theta_0) \quad (5.1)$$

maka persamaan garis *camber* diatas menjadi

$$\frac{dy_{c\text{-bfr}}}{dx} = \frac{1}{8} [\cos \theta_0 - 0.2], \quad \text{untuk} \quad , 0 < \theta_0 < \cos^{-1}(0.2)$$

$$\frac{dy_{c\text{-off}}}{dx} = \frac{1}{18} [\cos \theta_0 - 0.2], \quad \text{untuk} \quad , \cos^{-1}(0.2) < \theta_0 < \pi$$

dengan perbandingan harga kecepatan lokal terhadap kecepatan alir bebas pada permukaan *foil* adalah

$$\frac{V_f}{V_0} = 1 + \frac{4}{3\sqrt{3}} (t/c)(1 + 2 \cos \theta_0) \quad (5.2)$$

untuk NACA 2412 nilai $t/c = 0.12c$, serta batas integrasi (dalam radian) :

$$0 \rightarrow 0$$

$$0.4c \rightarrow 1,3694384$$

$$1 \rightarrow 3,14159265$$

Kemudian nilai-nilai koefisien kekuatan *vortex* (A_0, \dots, A_n) pada α sama dengan nol, ditemukan dengan ekspansi deret Fourier sebagai berikut:

$$A_0 = -\frac{1}{8\pi} \int_0^{1,3694384} \frac{V_f}{V_0} ((\cos \theta_0 - 0.2) - \alpha) d\theta_0 - \frac{1}{18\pi} \int_{1,3694384}^{\pi} \frac{V_f}{V_0} ((\cos \theta_0 - 0.2) - \alpha) d\theta_0$$

$$= -\frac{0,03906922406}{\pi}$$

$$A_1 = \frac{1}{8\pi} \int_0^{1.3694384} \frac{V_f}{V_0} \cos \theta_0 ((\cos \theta_0 - 0.2) - \alpha) d\theta_0 + \frac{1}{18\pi} \int_{1.3694384}^{\pi} \frac{V_f}{V_0} \cos \theta_0 ((\cos \theta_0 - 0.2) - \alpha) d\theta_0$$

$$= \frac{0.1431527328}{\pi}$$

dan berdasarkan persamaan 4.21, maka C_L NACA 2412 yang dipengaruhi oleh garis *camber* maksimum 0.02c, letak maksimum *camber* pada sumbu x (*chord*) 0.4c serta ketebalan maksimum 0.12c adalah

$$C_L = \pi(2A_0 + A_1)$$

$$= 0.2081670186$$

kemudian dengan cara yang sama untuk nilai α yang berbeda, nilai C_L dapat ditemukan dan tersusun dalam tabel di bawah

Alpha (α)	Koefisien Gaya Angkat (C_L)
0	0.2081670186
1	0.3178734289
2	0.4275798389
3	0.5372862492
4	0.6469926592
5	0.7566990690
6	0.8664054796
7	0.9761118892
8	1.0858183000
-	-
-1	0.0984606085
-2	-0.0112458016
-3	-0.1209522118

Tabel 2 Koefisien Gaya Angkat NACA 2412

Pada sub bahasan 4.3 disebutkan bahwa harga koefisien gaya angkat (C_L) berubah berdasarkan nilai *angle of attack* (α), dan gradien garis C_L adalah turunan pertama terhadap α ,

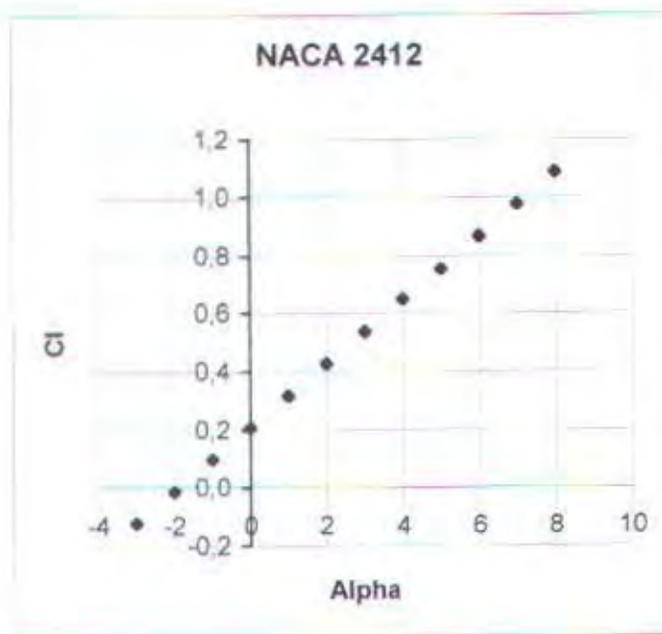
$$\begin{aligned} \text{Gradien} &\equiv \frac{dC_l}{d\alpha} = 2\pi \\ &= 6.283185307 \end{aligned}$$

sehingga gradien fungsi C_l terhadap α pada NACA 2412 berdasar pada persamaan 4.28 adalah

$$\begin{aligned} \frac{dC_l}{d\alpha} &= 2 \int_0^\pi \frac{V_f}{V_0} (1 - \cos\theta_0) d\theta_0 \\ &= 6,283185308 \end{aligned}$$

Hasil perbandingan perhitungan $\frac{dC_l}{d\alpha}$ NACA 2412 dengan persamaan 4.23

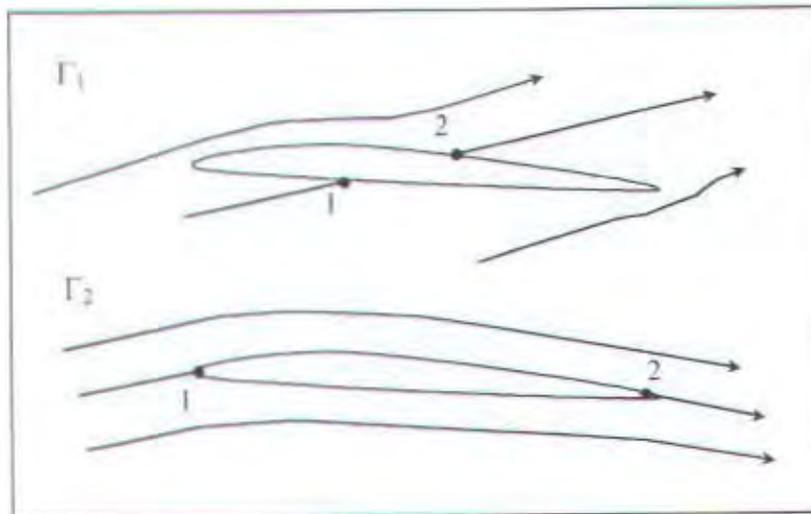
adalah sesuai dengan pernyataan pada baris terakhir pokok bahasan 4.3, bahwa $\frac{dC_l}{d\alpha} = 2\pi$, gradien yang berlaku untuk semua bentuk *foil*, yang dalam hal ini diselidiki untuk *airfoil* asimetris (*ber-camber*). Tingkat kesalahan dalam perhitungan sebesar 1.10^{-9} yang lebih ditentukan faktor teknis dalam memasukkan konstanta π yakni dengan memotong nilai π pada delapan angka dibelakang koma. Sehingga dapat disimpulkan bahwa persamaan 4.28 telah memenuhi syarat untuk memprediksi koefisien gaya angkat berdasar teori *Thin-Airfoil*. Perhitungan lebih lengkap pada lampiran untuk semua *foil* yang dibahas dalam skripsi ini.



Gambar 5.1 Grafik hubungan α dengan C_L pada NACA 2412

Koefisien gaya angkat berubah sesuai dengan harga alpha yang diinputkan (gambar 5.1). Hal ini terjadi karena adanya pergeseran letak atau posisi titik stagnasi pada kedua permukaan *foil* akibat perubahan sirkulasi. Sehingga apabila terjadi pergeseran titik stagnasi 1 dan 2 masing-masing ke arah *leading edge* dan *trailing edge* akan terjadi aliran yang *smooth* meninggalkan permukaan atas dan bawah *foil* pada *trailing edge* (memenuhi kondisi Kutta). Atau bergeser ke arah sebaliknya, yang menyebabkan kondisi Kutta tidak terpenuhi karena adanya separasi aliran (gambar 5.2).

Titik stagnasi merupakan indikasi adanya perubahan atau perbedaan kekuatan sirkulasi dari suatu medan aliran yang mempengaruhi besarnya kekuatan *vortex* pada masing-masing permukaan. Berdasar persamaan 4.21, maka akibat secara langsung adalah perubahan pada nilai gaya angkat atau koefisien gaya angkat.



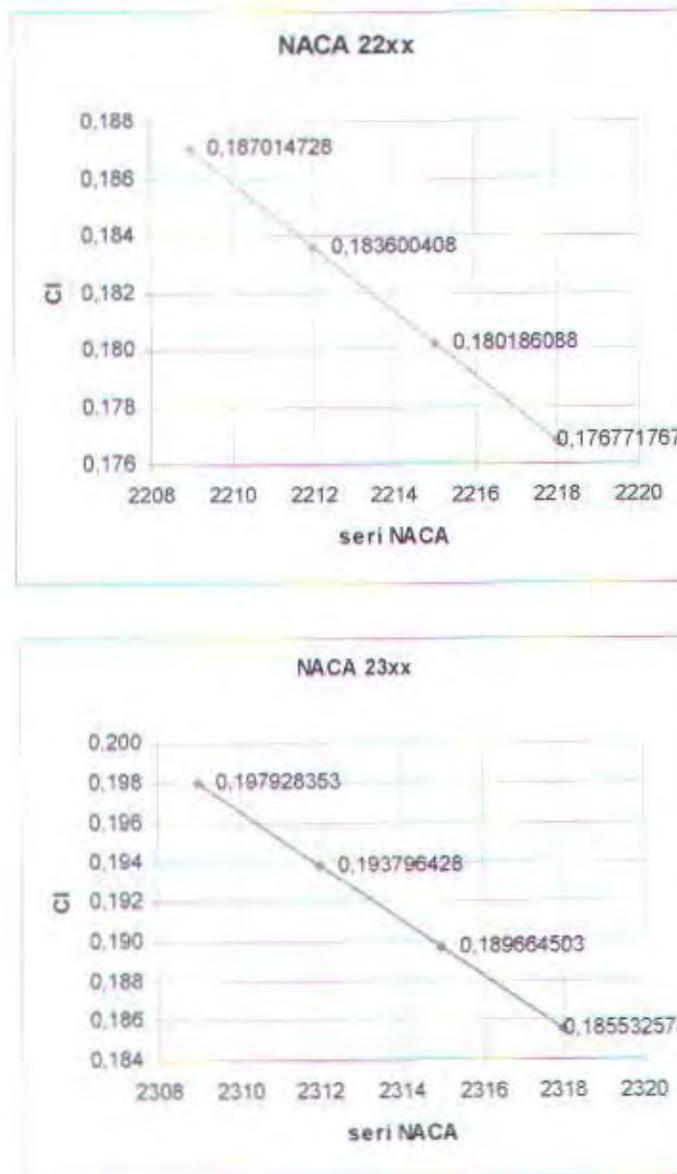
Gambar 5.2 Titik stagnasi akibat diberikannya aliran pada *foil* dengan sudut tertentu.
Titik 1 dan 2 adalah titik-titik stagnasi.

5.2. Pengaruh ketebalan maksimum, *camber* maksimum dan posisi *camber*

Perhitungan *foil* dibawah ini dipakai α sama dengan nol. Hal ini bukan berarti nol merupakan sudut ideal dimana titik-titik stagnasi berposisi pada terpenuhinya kondisi Kutta. Hal utama yang akan di bahas adalah beberapa faktor internal *foil* terhadap gaya angkat yang dihasilkan, dalam hal ini dinyatakan oleh koefisien gaya angkat C_L . Hasil dari perhitungan tersebut dinyatakan dalam grafik untuk mempermudah pengamatan.

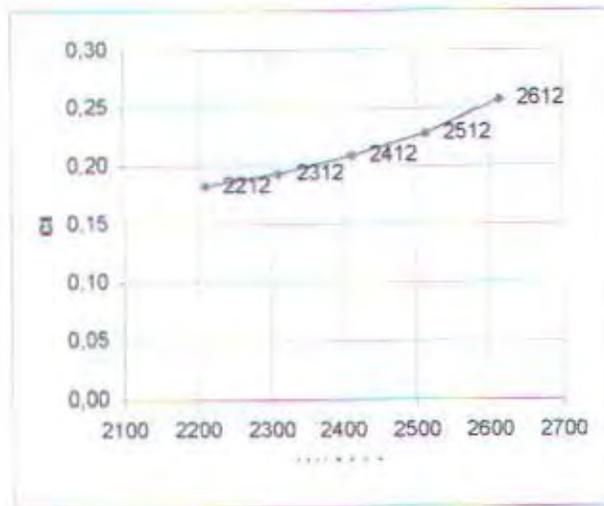
Kecepatan lokal maksimum akibat aliran fluida sekitar *foil* meningkat sebanding dengan peningkatan ketebalan maksimum *foil* tersebut. Sehingga selisih tekanan pada kedua permukaan semakin menurun. Perhitungan NACA 22xx dan 23xx akan digunakan untuk menunjukkan pengaruh pertambahan ketebalan pada tiap jenis *foil* yang diuji terhadap C_L . Hasil yang diperoleh adalah masing-masing *series*

memiliki karakteristik C_L yang sama, yakni kecenderungan menurun sesuai dengan penambahan ketebalan (gambar 5.3.).

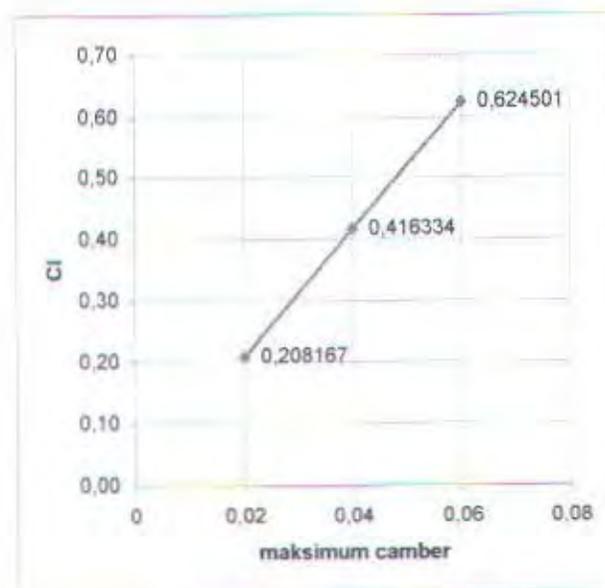


Gambar 5.3. Hubungan penambahan ketebalan pada *foil* NACA 22xx dan 23xx terhadap C_L .

Kemudian pada ketebalan yang sama $0,12c$ serta maksimum *camber* yang sama $0,02c$, karakteristik C_L mempunyai kecenderungan meningkat sebanding dengan pergeseran letak atau posisi maksimum *camber* (gambar 5.4.).



Gambar 5.4 Pengaruh posisi maksimum *camber* terhadap C_l



Gambar 5.5 Pengaruh maksimum *camber* terhadap C_l pada NACA x412

Kecenderungan dalam meningkatnya C_l juga sebanding dengan pertambahan nilai maksimum *camber* (gambar 5.5).

Secara umum, perubahan dimensi pada *foil* memberikan perubahan pula pada karakteristik aerodinamika, dalam hal ini koefisien gaya angkat C_L . Hal ini terjadi karena beberapa hal:

- a. perubahan kecepatan lokal pada permukaan *foil*
- b. perubahan tekanan permukaan *foil* yang menyebabkan selisih tekanan pada permukaan atas dan bawah mengalami perubahan
- c. perubahan pada lapisan batas

yang dalam skripsi ini dipakai pendekatan teori *thin aerofoil*.

5.3. Gaya angkat pada *hydrofoil*

Hydrofoil merupakan sistem *foil* dengan air sebagai fluida alirnya, sehingga persamaan 4.21 perlu disesuaikan, yakni dengan mengganti ρ_0 dengan ρ_{air} , sehingga gaya angkat per unit *span* untuk *hydrofoil* adalah

$$\begin{aligned} L' &= \rho_{air} V_0 \Gamma \\ &= \rho_{air} V_0^2 c \left(\pi A_0 + \frac{\pi}{2} A_1 \right) \end{aligned} \quad (5.3)$$

Dan karena dalam fluida air, yang dalam batasan *inviscid* pada skripsi ini masalah *drag* tidak dibahas, permasalahan *drag* perlu dijadikan catatan pertimbangan pemilihan jenis *foil* yakni dipilih jenis *high lift device foil* yang berarti mempunyai perbandingan antara gaya angkat dengan *drag* yang besar. Sehingga dapat disimpulkan, bahwa besar gaya angkat per unit *span* dipengaruhi oleh:

- a. koefisien gaya angkat (C_L) sebagai akibat dari sirkulasi Γ
- b. kerapatan jenis fluida ρ

sedangkan untuk gaya angkat pada *foil* 3D atau sayap, *aspect-ratio*, perbandingan antara panjang total dengan lebar sayap, menjadi faktor penting lainnya.



BAB VI
KESIMPULAN DAN SARAN

BAB VI

KESIMPULAN DAN SARAN

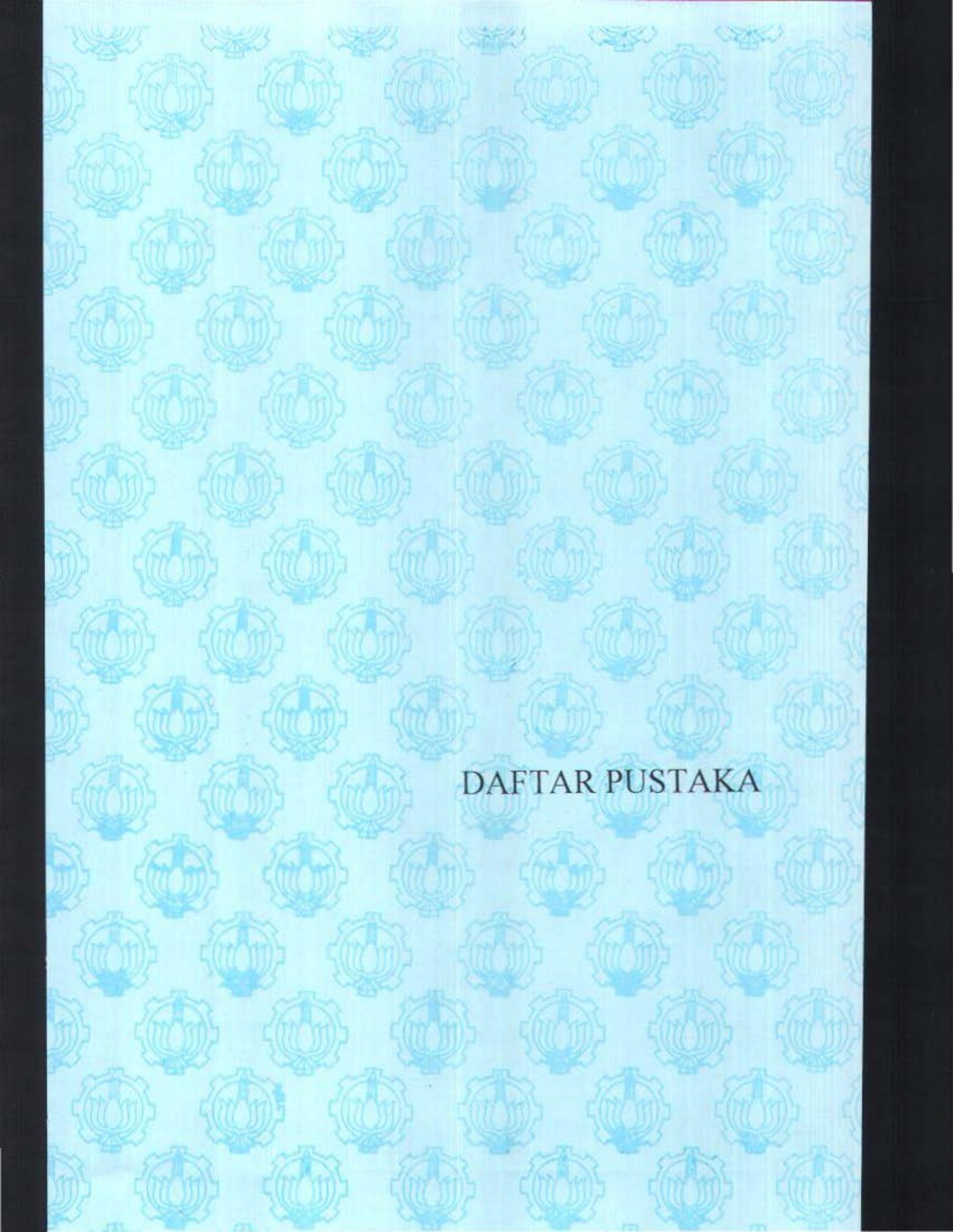
6.1. Kesimpulan

Dari pembahasan pada bab-bab sebelumnya, maka untuk mengetahui pengaruh ketebalan terhadap gaya angkat pada *hydrofoil* (*foil* 4 digit) dapat disimpulkan:

- a. Analisa koefisien gaya angkat dengan teori *Thin-Airfoil* klasik akan menemui kendala untuk *foil* yang berketebalan. Tetapi dengan menggabungkan teori *Thin-Airfoil* klasik dengan teori *Base-Profile*, koefisien gaya angkat dari *foil* yang berketebalan dapat diprediksi secara eksak.
- b. Berdasar teori *Thin-Airfoil*, koefisien gaya angkat berbanding lurus dengan perubahan nilai *angle of attack* (α).
- c. Perubahan dimensi *foil* menyebabkan perubahan karakteristik aerodinamika (koefisien gaya angkat). Perubahan maksimum *camber* dan posisi maksimum *camber* berbanding lurus dengan perubahan koefisien gaya angkat. Tetapi tidak pada perubahan ketebalan, dimana nilai koefisien gaya angkat cenderung menurun dengan bertambahnya ketebalan *foil*.
- d. *Hydrofoil* memerlukan jenis *foil* yang *high lift device* karena menempati fluida dengan tingkat kerapatan tinggi.

6.2. Saran

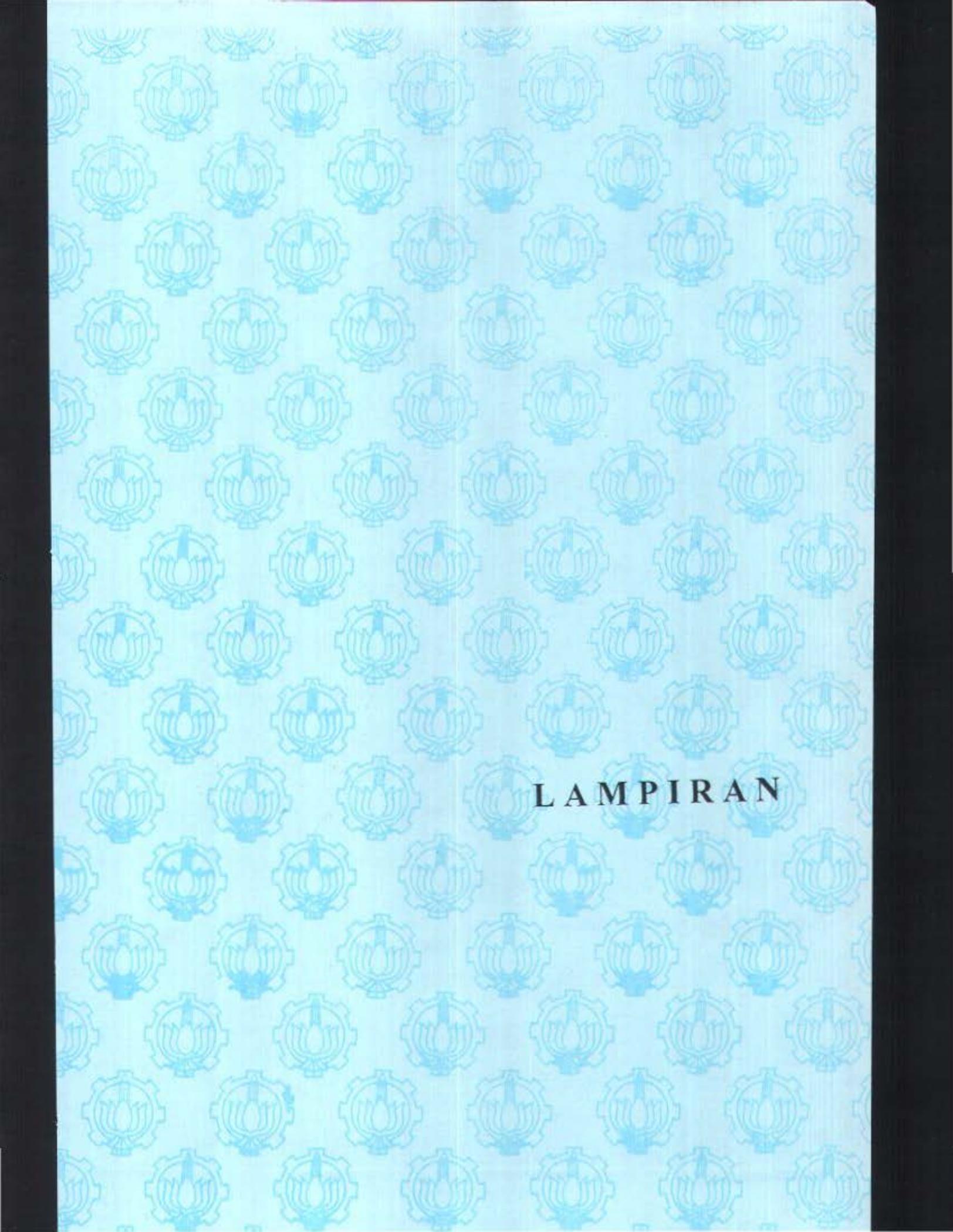
- a. Pembahasan perubahan dimensi *foil* hanya dihubungkan dengan nilai koefisien gaya angkat yang dihasilkan, dan untuk kedepan bisa dikembangkan dengan memasukkan karakteristik aerodinamika yang lain (*drag* koefisien, momen koefisien, serta posisi *center of pressure*).
- b. Dalam skripsi ini, hanya dibahas bentuk-bentuk *foil* asimetris, untuk kedepan bisa di kembangkan dengan bentuk *foil* simetris atau asimetris multi komponen atau dengan *flap*.
- c. Perlu kajian lebih mendalam untuk fluida *viscous* sehingga teori *Thin-Airofoil* bisa digunakan untuk memprediksi koefisien gaya angkat maksimum $C_{L\ max}$, serta fenomena *stall* pada *foil*.



DAFTAR PUSTAKA

DAFTAR PUSTAKA

- Abbott, I.H., and A.E. von Doenhoff (1959) *Theory of Wing Sections*, corrected edition, Dover Publication, Inc, New York.
- Allen, H. Julian (1946) *General Theory of Airfoil Sections Having Arbitrary Shape or Pressure Distribution*, NACA Report No. 833.
- Anderson, John D., Jr. (1984) *Fundamentals of Aerodynamics*, international edition, 3rd printing 1988, McGraw-Hill Book Company.
- Anderson, John D., Jr. (1978) *Introduction to Flight*, McGraw-Hill Book Company, New York.
- Bertin, John J., and M.L. Smith (1984) *Aerodynamic for Engineers*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, N.J., halaman 120 – 125.
- Giesing, Joseph P. (1968) *A Summary of Two-Dimensional Airfoil Method*, revised edition, Summary of work performed at the Aircraft Division under sponsorship of Independent Research and Development Program of Douglas Aircraft Company, Inc. Report No. LB 31946.
- Glaurent, H.(1959) *The Element of aerofoil and Airscrew Theory*, 2nd edition, Cambridge at The University Press, halaman 87 – 93.
- Graham, David (February 1951) *A Modification to Thin-Airfoil-Section Theory. Aplicable to Arbitrary Airfoil Sections. to Account for the Effects of Thickness on the Lift Distribution*, NACA Technical Note No. 2298, Washington. halaman 1 – 4.
- Jacobs, Eastman N., Ward, Kenneth E., and Pinkerton, Robert M. (1933) *The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Test in the Variable-Density Wind Tunnel*, NACA Report No. 460.
- Kuethe, A.M., Chuen-Yen Chow., *Foundations of Aerodynamics-Bases of Aerodynamic Design*, 4th edition, John Wiley & Sons, Dept. of Aerospace Engineering, University of Michigan.
- Soehardjo, (1994) *Matematika I*, lingkungan terbatas, Matematika ITS.
- Soehardjo, (1996) *Matematika III*, lingkungan terbatas, Matematika ITS.



LAMPIRAN

Hasil Perhitungan Koefisien Gaya Angkat NACA 22xx, 23xx dan 24xx

Alpha	2209	2212	2215	2218
-4				
-3	-0,1421045024	-0,1455188230	-0,1489331430	-0,1523474630
-2	-0,0323980924	-0,0358124128	-0,0392267328	-0,0426410534
-1	0,0773083178	0,0738939974	0,0704796772	0,0670653570
0	0,1870147276	0,1836004078	0,1801860876	0,1767717672
1	0,2967211382	0,2933068174	0,2898924976	0,2864781774
2	0,4064275480	0,4030132276	0,3995989078	0,3961845874
3	0,5161339579	0,5127196377	0,5093053177	0,5058909976
4	0,6258403684	0,6224260480	0,6190117280	0,6155974078
5	0,7355467786	0,7321324582	0,7287181384	0,7253038178
6	0,8452531892	0,8418388684	0,8384245486	0,8350102288
7	0,9549595984	0,9515452782	0,9481309586	0,9447166382
8	1,0646660090	1,0612516890	1,0578373690	1,0544230490

Alpha	2309	2312	2315	2318
-4				
-3	-0,1311908778	-0,1353228026	-0,1394547276	-0,1435866530
-2	-0,0214844672	-0,0256163924	-0,0297483176	-0,0338802428
-1	0,0882219428	0,0840900178	0,0799580928	0,0758261674
0	0,1979283527	0,1937964278	0,1896645030	0,1855325781
1	0,3076347629	0,3035028380	0,2993709130	0,2952389878
2	0,4173411731	0,4132092480	0,4090773233	0,4049453981
3	0,5270475832	0,5229156584	0,5187837332	0,5146518086
4	0,6367539934	0,6326220684	0,6284901434	0,6243582184
5	0,7464604032	0,7423284786	0,7381965534	0,7340646288
6	0,8561668138	0,8520348890	0,8479029640	0,8437710388
7	0,9658732236	0,9617412986	0,9576093738	0,9534774492
8	1,0755796340	1,0714477090	1,0673157840	1,0631838590

Alpha	2409	2412	2415	2418
-4				
-3	-0,1160452412	-0,1209522118	-0,1258591824	-0,1307661528
-2	-0,0063388310	-0,0112458016	-0,0161527722	-0,0210597428
-1	0,1033675789	0,0984606085	0,0935536378	0,0886466676
0	0,2130739889	0,2081670186	0,2032600482	0,1983530776
1	0,3227803992	0,3178734289	0,3129664583	0,3080594879
2	0,4324868092	0,4275798389	0,4226728686	0,4177658983
3	0,5421932192	0,5372862492	0,5323792784	0,5274723082
4	0,6518996294	0,6469926592	0,6420856888	0,6371787180
5	0,7616060396	0,7566990690	0,7517920990	0,7468851288
6	0,8713124498	0,8664054796	0,8614985092	0,8565915390
7	0,9810188598	0,9761118892	0,9712049194	0,9662979489
8	1,0907252700	1,0858183000	1,0809113300	1,0760043590

Hasil Perhitungan Koefisien Gaya Angkat 25xx, 26xx dan 42xx

Alpha	2509	2512	2515	2518
-4				
-3	-0,0952042920	-0,1010084500	-0,1068126080	-0,1126167658
-2	0,0145021180	0,0086979602	0,0028938022	-0,0029103558
-1	0,1242085283	0,1184043703	0,1126002123	0,1067960546
0	0,2339149385	0,2281107805	0,2223066226	0,2165024646
1	0,3436213485	0,3378171905	0,3320130327	0,3262088750
2	0,4533277586	0,4475236007	0,4417194429	0,4359152849
3	0,5630341686	0,5572300108	0,5514258530	0,5456216950
4	0,6727405788	0,6669364208	0,6611322630	0,6553281052
5	0,7824469888	0,7766428308	0,7708386734	0,7650345154
6	0,8921533992	0,8863492412	0,8805450834	0,8747409257
7	1,0018598090	0,9960556514	0,9902514937	0,9844473359
8	1,1115662190	1,1057620620	1,0999579040	1,0941537460

Alpha	2609	2612	2615	2618
-4				
-3	-0,0656199438	-0,0725382402	-0,0794565366	-0,0863748330
-2	0,0440864664	0,0371681704	0,0302498736	0,0233315770
-1	0,1537928764	0,1468745802	0,1399562840	0,1330379874
0	0,2634992864	0,2565809906	0,2496626941	0,2427443975
1	0,3732056965	0,3662874005	0,3593691040	0,3524508079
2	0,4829121068	0,4759938104	0,4690755142	0,4621572180
3	0,5926185170	0,5857002208	0,5787819244	0,5718636278
4	0,7023249272	0,6954066308	0,6884883346	0,6815700380
5	0,8120313372	0,8051130410	0,7981947450	0,7912764486
6	0,9217377474	0,9148194512	0,9079011552	0,9009828589
7	1,0314441570	1,0245258610	1,0176075650	1,0106892690
8	1,1411505680	1,1342322720	1,1273139750	1,1203956790

Alpha	4209	4212	4215	4218
-4	-0,064796185	-0,071624825	-0,078453466	-0,085282107
-3	0,044910225	0,038081585	0,031252944	0,024424303
-2	0,154616635	0,147787995	0,140959354	0,134130714
-1	0,264323045	0,257494405	0,250665765	0,243837124
0	0,374029455	0,367200815	0,360372174	0,353543534
1	0,483735866	0,476907225	0,470078585	0,463249944
2	0,593442275	0,586613636	0,579784995	0,572956354
3	0,703148685	0,696320045	0,689491405	0,682662764
4	0,812855096	0,806026455	0,799197815	0,792369175
5	0,922561506	0,915732866	0,908904225	0,902075585
6	1,032267917	1,025439276	1,018610636	1,011781996
7	1,141974326	1,135145686	1,128317045	1,121488405
8	1,251680737	1,244852090	1,238023456	1,231194815

Hasil Perhitungan Koefisien Gaya Angkat 44xx, 46xx, 62xx, 64xx dan 66xx

Alpha	4409	4412	4415	4418
-4	-0,012677662	-0,022491604	-0,032305544	-0,042119485
-3	0,097028748	0,087214807	0,077400866	0,067586925
-2	0,206735158	0,196921217	0,187107276	0,177293335
-1	0,316441568	0,306627627	0,296813686	0,286999745
0	0,426147978	0,416334037	0,406520096	0,396706155
1	0,535854388	0,526040448	0,516226507	0,506412566
2	0,645560798	0,635746857	0,625932916	0,616118976
3	0,755267209	0,745453267	0,735639327	0,725825386
4	0,864973618	0,855159678	0,845345737	0,835531796
5	0,974680029	0,964866088	0,955052147	0,945238206
6	1,084386439	1,074572498	1,064758557	1,054944617
7	1,194092848	1,184278908	1,174464967	1,164651026
8	1,303799259	1,293985319	1,284171378	1,274357437

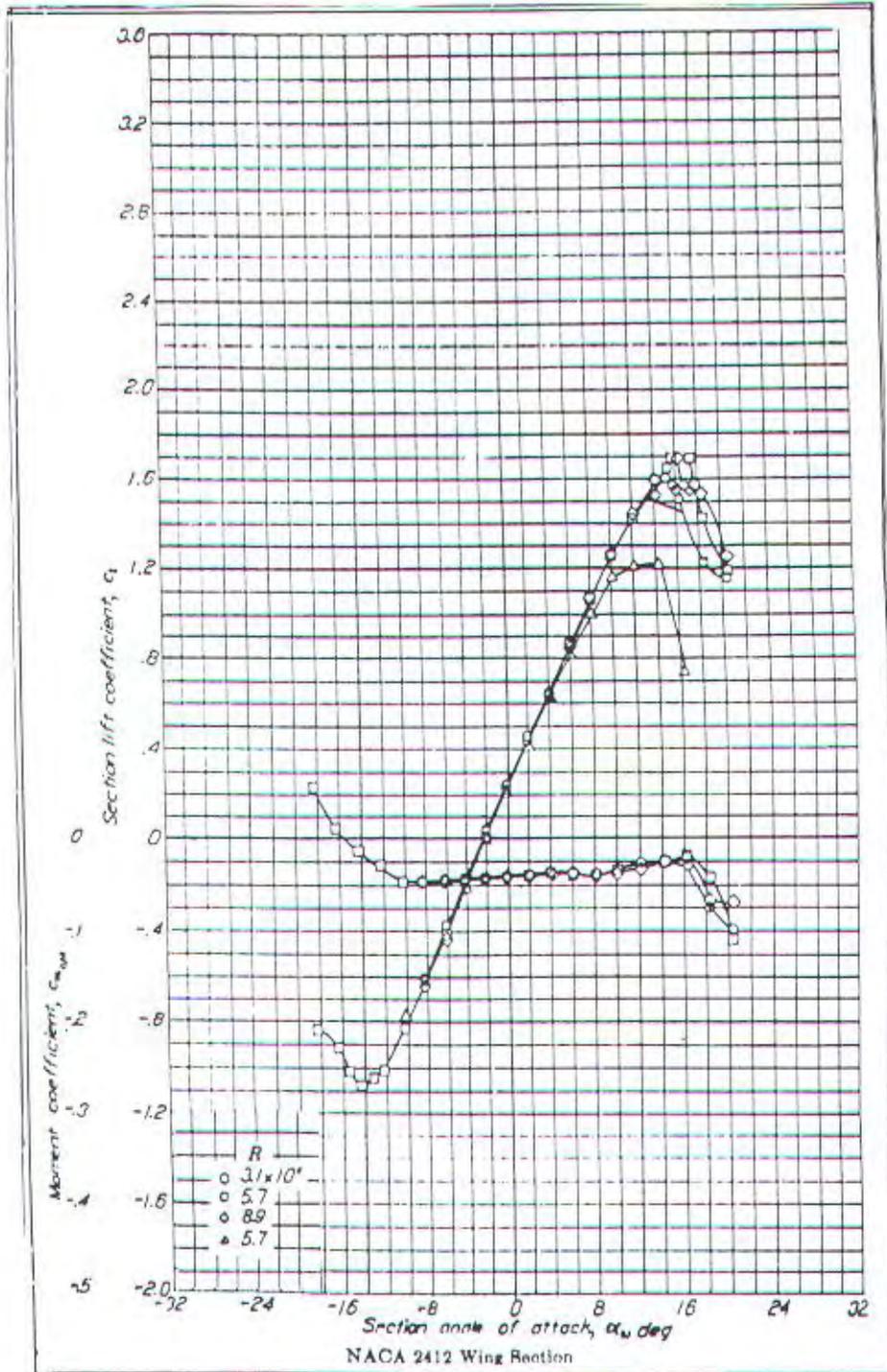
Alpha	4609	4612	6209	6212
-4	0,088172933	0,074336340	0,1222185428	0,1119755820
-3	0,197879343	0,184042750	0,2319249528	0,2216819918
-2	0,307585753	0,293749160	0,3416313630	0,3313884022
-1	0,417292163	0,403455571	0,4513377728	0,4410948120
0	0,526998573	0,513161980	0,5610441830	0,5508012222
1	0,636704984	0,622868391	0,6707505932	0,6605076332
2	0,746411393	0,732574801	0,7804570030	0,7702140442
3	0,856117804	0,842281211	0,8901634134	0,8799204544
4	0,965824214	0,951987621	0,9998698232	0,9896268640
5	1,075530624	1,061694032	1,1095762330	1,0993332730
6	1,185237035	1,171400442	1,2192826430	1,2090396840
7	1,294943444	1,281106852	1,3289890530	1,3187460940
8	1,404649855	1,390813262		

Alpha	6409	6412	6609	6612
-4	0,2003963266	0,1856754154	0,3516722196	0,3309173304
-3	0,3101027368	0,2953818254	0,4613786296	0,4406237406
-2	0,4198091472	0,4050882360	0,5710850400	0,5503301508
-1	0,5295155570	0,5147946456	0,6807914500	0,6600365606
0	0,6392219672	0,6245010560	0,7904978600	0,7697429710
1	0,7489283776	0,7342074662	0,9002042702	0,8794493812
2	0,8586347876	0,8439138766	1,0099108100	0,9891557908
3	0,9683411978	0,9536202864	1,1196170910	1,0988622010
4	1,0780476080	1,0633266960	1,2293235000	1,2085686110
5	1,1877540180	1,1730331070	1,3390299110	1,3182750220
6	1,2974604280	1,2827395170	1,4487363210	1,4279814320
7	1,4071668380	1,3924459270	1,5584427310	1,5376878420

Daftar Konversi Koordinat

x/c	Cos θ	Sin θ	θ (radians)	θ ($x\pi$) (radians)	Cos θ	Sin θ	x/c
0	1.0000	0	0	0	1.0000	0	0
0.0050	0.9900	0.1411	0.1415	1/20	0.98770	0.1564	0.0062
0.0075	0.9850	0.1725	0.1734	1/10	0.95110	0.3090	0.0244
0.0125	0.9750	0.2222	0.2241	3/20	0.89100	0.4540	0.0545
0.0250	0.9500	0.3122	0.3176	2/10	0.80900	0.5878	0.0955
0.0500	0.9000	0.4359	0.4510	5/20	0.70710	0.7071	0.1465
0.0750	0.8500	0.5268	0.5348	3/10	0.58780	0.8090	0.2061
0.1000	0.8000	0.5000	0.6435	7/20	0.45400	0.8910	0.2730
0.1500	0.7000	0.7141	0.7954	4/10	0.30900	0.9511	0.3455
0.2000	0.6000	0.8000	0.9273	9/20	0.15640	0.9877	0.4218
0.2500	0.5000	0.8660	1.0472	5/10	0	1.0000	0.5000
0.3000	0.4000	0.9165	1.1593	11/20	-0.1564	0.9877	0.5782
0.3500	0.3000	0.9539	1.2661	6/10	-0.3090	0.9511	0.6545
0.4000	0.2000	0.9798	1.3694	13/20	-0.4540	0.8910	0.7270
0.4500	0.1000	0.9950	1.4706	7/10	-0.5878	0.8090	0.7939
0.5000	0	1.0000	1.5708	15/20	-0.7071	0.7071	0.8536
0.5500	-0.1000	0.9950	1.6710	8/10	-0.8090	0.5878	0.9045
0.6000	-0.2000	0.9798	1.7722	17/20	-0.8910	0.4540	0.9455
0.6500	-0.3000	0.9539	1.8755	9/10	-0.9511	0.3090	0.9756
0.7000	-0.4000	0.9165	1.9823	19/20	-0.9877	0.1564	0.9939
0.7500	-0.5000	0.8660	2.0944	1	-1.0000	0	1.0000
0.8000	-0.6000	0.8000	2.2143	---	---	---	---
0.8500	-0.7000	0.7141	2.3462	---	---	---	---
0.9000	-0.8000	0.6000	2.4981	---	---	---	---
0.9500	-0.9000	0.4359	2.6906	---	---	---	---
1.0000	-1.000	0	3.1416	---	---	---	---

Grafik Karakteristik Aerodinamika NACA 2412 dari hasil eksperimen pada terowongan angin



Turunan Pertama C_L terhadap α

$$\begin{aligned}\frac{dC_L}{d\alpha} &= 2 \int_0^{\pi} \frac{V_f}{V_0} (1 - \cos \theta_0) d\theta_0 \\ &= 2\pi\end{aligned}$$

Berikut nilai $\frac{dC_L}{d\alpha}$ untuk

1. Ketebalan foil 0,09c

$$\begin{aligned}\frac{dC_L}{d\alpha} &= 2 \int_0^{\pi} \left(1 + \frac{4}{3\sqrt{3}} 0,09(1 + 2 \cos \theta_0) \right) (1 - \cos \theta_0) d\theta_0 \\ &= 6,283185308 \\ &\cong 2\pi\end{aligned}$$

2. Ketebalan foil 0,12c

$$\begin{aligned}\frac{dC_L}{d\alpha} &= 2 \int_0^{\pi} \left(1 + \frac{4}{3\sqrt{3}} 0,12(1 + 2 \cos \theta_0) \right) (1 - \cos \theta_0) d\theta_0 \\ &= 6,283185308 \\ &\cong 2\pi\end{aligned}$$

3. Ketebalan foil 0,15c

$$\begin{aligned}\frac{dC_L}{d\alpha} &= 2 \int_0^{\pi} \left(1 + \frac{4}{3\sqrt{3}} 0,15(1 + 2 \cos \theta_0) \right) (1 - \cos \theta_0) d\theta_0 \\ &= 6,283185308 \\ &\cong 2\pi\end{aligned}$$

4. Ketebalan foil 0,18c

$$\begin{aligned}\frac{dC_L}{d\alpha} &= 2 \int_0^{\pi} \left(1 + \frac{4}{3\sqrt{3}} 0,18(1 + 2 \cos \theta_0) \right) (1 - \cos \theta_0) d\theta_0 \\ &= 6,283185308 \\ &\cong 2\pi\end{aligned}$$