

# Analisa Karakteristik Distribusi Tekanan dan Kecepatan Pada Bodи Aerodinamika Airfoil Dengan Metoda Panel Dalam Fenomena “Flow Around Body”

**Yudiansyah Harahap<sup>(1)</sup>, Herman Sasongko<sup>(2)</sup>**

<sup>(1)</sup> Mahasiswa Teknik Fisika, (e-mail: syahdian@its.ac.id)

<sup>(2)</sup> Akademisi Teknik Mesin

Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

## Abstrak

Karakteristik aerodinamika suatu benda uji merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang ilmu aplikasi aerodinamika yang ditujukan untuk mendapatkan bentuk benda yang aerodinamis. Penelitian karakteristik aerodinamika ini dilakukan pada benda uji simetrik *NACA Airfoil* dan *Joukowski Airfoil*. Dalam penelitian ini, analisa karakteristik aerodinamika dilakukan dengan metoda panel *Smith-Hess* yang mendistribusikan aliran *source* dan aliran *vortex* di sepanjang kontur *airfoil* untuk mendapatkan distribusi kecepatan, yang kemudian digunakan untuk mendapatkan distribusi tekanan pada kontur *airfoil*. Parameter yang digunakan sebagai karakteristik aerodinamika adalah koefisien distribusi tekanan (*Cp*), koefisien *lift* (*Cl*).

Hasil penelitian menunjukkan bahwa tingkat keakuratan metoda panel di dalam analisa karakteristik aerodinamika cukup tinggi, dengan terlihatnya hasil grafik dari simulasi *software* yang dapat mengikuti *trend line* atau alur dari grafik pembanding yang telah ada sebelumnya, demikian dengan semakin besarnya perbedaan tekanan (*pressure difference*) antara bagian atas dengan bagian bawah kontur *airfoil* maka akan menimbulkan *lift* yang semakin besar, sedangkan grafik koefisien *lift* (*Cl*) terhadap sudut serang adalah linier. Perbedaan tekanan dipicu oleh beberapa faktor, misalnya perubahan sudut serang, dan perubahan ketebalan maksimum yang dimiliki *airfoil*. Sedangkan untuk geometri penyusun *airfoil*, perbedaan antara *NACA Airfoil* dengan *Joukowski Airfoil* terletak pada bentuk *trailing edge*-nya yang lebih lancip.

Kata kunci: karakteristik aerodinamika, *NACA Airfoil*, *Joukowski Airfoil*, metoda panel *Smith-Hess*, koefisien distribusi tekanan, koefisien *lift*.

## Abstract

*The aerodynamics characteristics of a body are the most important in the subject of aerodynamics application in which is intended to get the aerodynamically body profile. This research was performed on both a symmetrical model of NACA Airfoil and Joukowski Airfoil. In this research, the analysis of aerodynamics characteristics had been performed by using Smith-Hess' panel method that distributes both the source flow and the vortex flow along the surface of airfoil to get the velocity distribution, in which is used to get the pressure distribution on the surface of airfoil. The parameters used as the aerodynamics characteristics are the coefficient of pressure distribution (*Cp*) and the coefficient of lift (*Cl*).*

*The research results show that the accuracy level of panel method in analyzing the aerodynamics characteristics is high quite. It could be proved by the graphical visualization of software simulation. This visualization met the trend line of the available charts, hence, the greater of pressure difference between upper and lower surface of airfoil, the bigger of lift. Furthermore, the chart of lift coefficient (*Cl*) to the angle of attack is linear. The pressure difference was triggered by some factors including the variance of attack angle and the maximum thickness of airfoil. Furthermore, in the geometric of airfoil profile, the difference between the NACA Airfoil and the Joukowski Airfoil is on their sharper trailing edge.*

**Keywords:** aerodynamics characteristics, *NACA Airfoil*, *Joukowski Airfoil*, *Smith-Hess*' panel method, coefficient of pressure distribution, coefficient of lift

**Catatan :** Diskusi untuk makalah ini diterima sebelum tanggal 1 Juli 2003. Diskusi yang layak muat akan diterbitkan pada Jurnal Teknik Mesin Volume 5 Nomor 2 Oktober 2003.

## 1. Pendahuluan

### 1.1 Latar Belakang

Tekanan serta kecepatan adalah besaran dasar dalam konsep ilmu aerodinamika, kedua parameter tersebut menjadi landasan bagi pengembangan konsep serta aplikasi aerodinamika seperti halnya bidang *automotive* dan *aeronautika*.

Fenomena *flow around body* sendiri kerap kali menimbulkan beberapa peristiwa yang cukup merugikan dalam suatu perancangan benda uji pada industri yang bergerak pada bidang aerodinamika, seperti halnya gesekan / *friction* antara aliran fluida dengan sebuah *body* atau benda uji, yang akan berujung dengan timbulnya daerah *wake* di sekitar *body* atau benda uji.

Penelitian ini ditekankan pada analisa karakteristik distribusi tekanan dan kecepatan suatu benda uji airfoil di dalam fenomena *flow around body* apabila kecepatan aliran freestream ( $V_\infty$ ) dibuat konstan, *angle of attack* dibuat bervariasi, dengan analisa numerik metoda panel *Smith-Hess*.

Dengan menganggap kerapatan udara konstan dalam kecepatan udara antara 0 sampai dengan 300 *mile/h*, maka kondisi-kondisi tersebut dikatakan sebagai aliran inkompresibel dan masih relevan untuk digunakan sebagai batasan studi perkembangan aerodinamika saat ini.

### 1.2 Permasalahan

Permasalahan dalam penelitian ini adalah bagaimana karakteristik distribusi tekanan dan kecepatan pada permukaan kontur benda uji *airfoil* di dalam fenomena *flow around body* apabila kecepatan aliran *freestream* ( $V_\infty$ ) dibuat konstan, sudut serang dibuat bervariasi.

### 1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian ini adalah untuk menganalisa karakteristik aerodinamika *airfoil* yang berupa koefisien tekanan dan koefisien *lift*, yang mana nilai-nilai tersebut dapat merepresentasikan besarnya tekanan serta kecepatan yang bekerja pada bodi *airfoil*.

### 1.4 Batasan Masalah

Batasan yang sesuai dengan permasalahan tugas akhir kali ini adalah sebagai berikut :

1. Aliran fluida adalah aliran dua dimensi, *inviscid* dan inkompresibel.
2. Fluida yang digunakan adalah udara.

3. Benda uji yang dipakai adalah *airfoil* simetris dengan transformasi *Joukowski* dan data koordinat *NACA*.
4. Benda pembanding adalah *airfoil* simetris yang dikeluarkan oleh data standar *NACA*, dengan karakteristik geometris dan aerodinamika yang mendekati benda uji.
5. Karakteristik aerodinamika yang ditinjau adalah  $C_l$  dan  $C_p$ .
6. Karakteristik aerodinamika untuk tekanan nilainya diwakili oleh nilai koefisien tekanan ( $C_p$ ), sedangkan *lift* nilainya diwakili oleh nilai koefisien *lift* ( $C_l$ ).
7. Fluktuasi suhu diabaikan.
8. Variabel  $C_p$ ,  $C_l$ ,  $C_d$ ,  $x/c$ ,  $y/c$  adalah variabel yang tidak berdimensi.
9. Software induk adalah Matlab 5.3.1.

## 1.5 Metodologi Penulisan

Penulisan tugas akhir ini didasarkan pada :

- Studi literatur.
- Analisa persamaan matematis untuk mendapatkan karakteristik geometris dari benda uji.
- Analisa karakteristik aerodinamika dengan menggunakan metoda panel *Smith-Hess*, yang mempunyai sejumlah panel yang diinginkan terhadap geometris pembentuk *airfoil*.

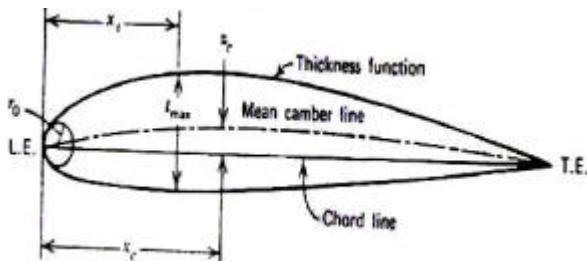
## 2. Teori Dasar

Dalam melakukan analisa karakteristik aerodinamika, diperlukan tingkat ketelitian yang cukup tinggi. Salah satu metoda yang dapat mengakomodasi analisa tersebut adalah metoda panel, yang mana metoda panel adalah sebuah metoda analisa numerik yang membagi benda uji *airfoil* menjadi panel-panel kecil sejumlah yang diinginkan untuk mendapatkan tingkat keakuratan yang cukup tinggi.

### 2.1 Karakteristik Aerodinamika Airfoil

*Airfoil* adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*.

Berdasarkan standar data *NACA*, *airfoil* tersebut mempunyai data-data teknis tiap bentuknya, yang ditunjukkan oleh Gambar 1.



Gambar 1. Nomenklatur Airfoil [2]

Untuk *airfoil* NACA, telah dikeluarkan standar data beserta karakteristik aerodinamikanya yang dinyatakan dalam bentuk *serial number* yang terdiri dari 4 digit, yang mana setiap digitnya mempunyai arti sebagai berikut:

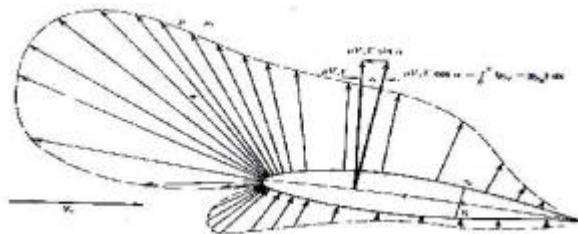
- Angka pertama: menunjukkan harga maksimum *chamber* dalam prosentase terhadap *chord*.
- Angka kedua: menunjukkan lokasi dari maksimum *chamber* dalam persepuluhan *chord*.
- Dua angka terakhir: menunjukkan maksimum *thickness* dalam prosentase *chord*.

Berdasarkan bentuk serial number dari NACA tersebut, maka untuk *airfoil* simetris dua angka pertama adalah sama dengan nol, karena bentuk dari *airfoil* simetris tersebut tidak ber*chamber*, dalam artian harga *chamber*-nya selalu nol.

Untuk mendapatkan suatu bentuk serta data koordinat dan karakteristik *airfoil* dapat dipergunakan metode Transformasi Joukowski, dengan segala bentuk serta koordinat yang diinginkan, yang kemudian *airfoil* tersebut dinamakan dengan *Joukowski Airfoil*.

Dengan pengertian variabel geometris *airfoil* sebagai berikut :

- *Leading edge* (LE) adalah ujung depan dari *airfoil*
- *Trailling edge* (TE) adalah ujung belakang *airfoil*
- *Chord* (*c*) adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*
- *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*
- *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil*.
- Maksimum *chamber* (*z<sub>c</sub>*) adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- Maksimum *thickness* (*t<sub>max</sub>*) adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.



Gambar 2. Ilustrasi Kerugian Kondisi Kutta [2]

Desain bentuk *airfoil* akan dapat memprediksi besarnya gaya, momen dan distribusi tekanan pada permukaan *airfoil*. Bentuk distribusi tekanan ini dapat menunjukkan asal-usul kerugian dari kondisi *Kutta* dan juga sirkulasi dari *airfoil* yang berupa isapan dari *leading edge* (*leading edge suction*) tersebut. Dengan memperhatikan Gambar 2, isapan tersebut dapat ditunjukkan oleh vektor gaya tekan yang dialami dari bagian komponen atas (*Upstream Component*) bereaksi terhadap elemen permukaan yang di depannya. Seperti yang terindikasikan, jaringan gaya isapan mempunyai pembesaran sebesar :

$$\rho \cdot V_{\infty} \cdot \Gamma \cdot \sin \alpha \quad (1)$$

Yang akan menyeimbangkan gaya normal pada bagian bawah (*downstream component*) sebesar:

$$\int_0^c \Delta p n \cdot ds \quad (2)$$

Dengan  $\Delta p$  adalah selisih tekanan yang melewati *mean line airfoil* (diasumsikan berharga sama pada dua permukaan di titik tersebut) dan *n*, serta *s* adalah vektor unit, normal terhadap  $V_{\infty}$  dan tangen terhadap *mean line*. Semua kondisi tersebut dalam keadaan fluida inkompresibel dan *inviscid*, serta *pressure drag* diabaikan.

Dalam mendesain *airfoil* dikenal dengan adanya *Kutta condition*, dimana keadaan tersebut mencangkup 3 pernyataan, yaitu sebagai berikut :

- Untuk *airfoil* dengan sudut serang tertentu maka harga sirkulasi yang mengelilingi *airfoil* adalah sedemikian rupa sehingga aliran yang meninggalkan *trailing edge* adalah *smooth*.
- Jika *trailing edge* lancip maka *trailing edge* adalah titik stagnasi
- Jika *trailing edge* berjari-jari tertentu maka kecepatan yang meninggalkan permukaan atas dan permukaan bawah pada *trailing edge* akan berharga tertentu dan bernilai sama baik besar dan arahnya.

## 2.2 Transformasi Joukowski

Formula dari sebuah tipe transformasi yang sederhana ini melibatkan dua titik A dan B dalam keadaan  $y = 0$  pada sumbu x, seperti pada Gambar 3 berikut. Dua titik tersebut termasuk sebagai sumbu real dan titik O ditentukan oleh titik tengah antara AB. Sedangkan untuk nilai  $y = 0$ , diketahui  $z = \pm c$ , persamaan transformasinya adalah sebagai berikut:

$$\frac{d\xi}{dz} = \left(1 - \frac{c}{z}\right) \left(1 + \frac{c}{z}\right) = 1 - \frac{c^2}{z^2}$$

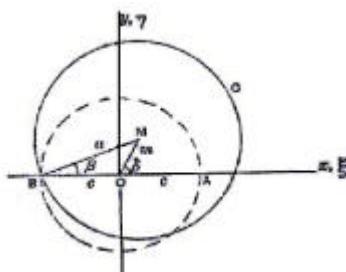
atau

$$\xi = z + \frac{c^2}{z} \quad (3)$$

dengan persamaan  $z$  yang menunjukkan sebuah bentuk lingkaran, adalah sebagai berikut:

$$z = r.e^{i\theta} \quad (4)$$

dengan  $e^{i\theta} = \cos \theta + i \sin \theta$



Gambar 3. Ilustrasi Lingkaran<sup>[3]</sup>

Dari berbagai persamaan tersebut akan menghasilkan kondisi sebagai berikut :

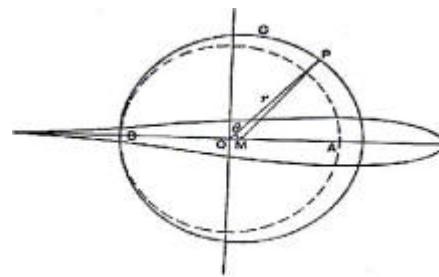
- untuk bidang  $z$  menghasilkan lingkaran dengan jari-jari  $r$ .
- untuk bidang  $\xi$  menghasilkan airfoil simetris dengan panjang chord =  $4c$ .

Untuk kasus airfoil simetris dapat dijelaskan dengan Gambar 4, jika pusat M dari suatu lingkaran C terdapat pada sumbu x dan jika radius  $a$  secara umum adalah lebih besar dibandingkan panjang  $c$ , maka lingkaran akan ditransformasikan menjadi bentuk airfoil yang simetris.

Ditunjukkan bahwa  $a = c(1 + \epsilon)$ , dimana  $\epsilon$  cukup kecil, sehingga koordinat dari leading edge suatu airfoil adalah:

$$\xi = c(1 + 2\cdot\epsilon) + \frac{c}{1 + 2\cdot\epsilon} = 2\cdot c(1 + \epsilon^2 + \dots) \quad (5)$$

dan untuk titik trailing edge pada erofoil adalah titik  $\xi = -2c$ , dengan panjang chord dari airfoil adalah  $4c(1 + \epsilon^2)$ , namun dalam hal ini  $\epsilon$  diabaikan nilainya, sehingga panjang chord-nya menjadi  $4c$ .



Gambar 4. Ilustrasi Pemetaan Airfoil Simetris<sup>[3]</sup>

Pada suatu titik P di lingkaran, yang ditunjukkan Gambar 4:

$$a^2 = r^2 + (a - c)^2 - 2.r(a - c) \cos \theta \quad (6)$$

dengan:

$$\xi = \left(r + \frac{c^2}{r}\right) \cos \theta = 2.c \cos \theta \quad (7)$$

dan

$$\eta = \left(r - \frac{c^2}{r}\right) \sin \theta = 2.c \sin \theta \quad (8)$$

Bentuk dari airfoil simetris tersebut terkonstruksi berdasarkan beberapa persamaan di atas. Dengan ketebalan dari airfoil pada pusat yaitu sama dengan dua kali nilai dari  $\eta$  ketika  $\theta = \pi/2$ , maka :

$$t_c = 4c \epsilon \quad (9)$$

Begitu juga dengan ketebalan maksimum yang terukur ketika  $\cos \theta = 1/2$ , yaitu pada titik  $1/4$  chord dari leading edge, yang mempunyai nilai sebagai berikut:

$$t_{\max} = 4c \cdot \frac{3\sqrt{3}}{4} \cdot \epsilon \quad (10)$$

Ketebalan airfoil tersebut proporsional terhadap harga  $\epsilon$ , dengan nilainya sebesar 0.1 akan memberikan ketebalan maksimum 0.13 kali dari chord.

## 2.3 Persamaan Bernoulli

Hubungan antara tekanan dan kecepatan pada keadaan aliran non viscous, inkompresibel dapat dinyatakan dalam bentuk matematis sebagai berikut:

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{konstan} \quad (11)$$

Maka untuk aliran non viscous dengan tidak adanya gaya pada bodi, persamaan tersebut menjadi:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = - \frac{\partial p}{\partial x} \quad (12)$$

atau

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} = - \frac{\partial p}{\partial x} \quad (13)$$

$$u^2 + v^2 + w^2 = V^2 \quad (14)$$

dan

$$\frac{\partial p}{\partial x} dx + \frac{\partial p}{\partial y} dy + \frac{\partial p}{\partial z} dz = dp \quad (15)$$

$$\frac{1}{2} d(u^2 + v^2 + w^2) = -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial p}{\partial x} dx + \frac{\partial p}{\partial y} dy + \frac{\partial p}{\partial z} dz \right) \quad (16)$$

Subtitusi persamaan 14 dan 15 ke persamaan 16, didapatkan :

$$\frac{1}{2} d(V)^2 = -\frac{dp}{\rho}$$

atau

$$dp = -\rho V dV \quad (17)$$

Persamaan 17 adalah persamaan *Euler*, yang teraplikasikan ke keadaan aliran *non viscous* tanpa bodi *forces* dan relatif terhadap perubahan kecepatan sepanjang *streamline*  $dV$  serta perubahan tekanan  $dp$  sepanjang *streamline* yang sama. Persamaan 17 mempunyai pengaruh yang cukup penting terhadap keadaan aliran inkompresibel, dalam kasus ini  $\rho = \text{konstan}$ . Untuk keadaan aliran inkompresibel maka persamaan 17, menjadi:

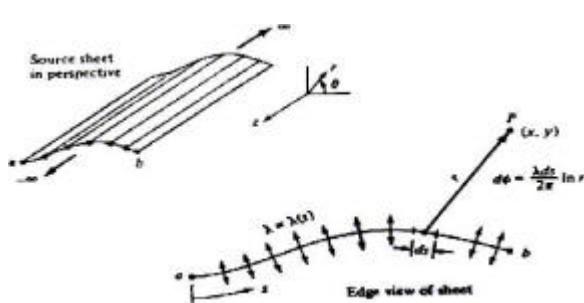
$$\int_{p1}^{p2} dp = -\rho \int_{V1}^{V2} V dV \quad \text{atau} \quad p_2 - p_1 = -\rho \left( \frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right)$$

dan menjadi :

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 \quad (18)$$

Persamaan 2.18 inilah yang disebut dengan persamaan *Bernoulli*, yang mana  $p_1$  relatif terhadap  $V_1$  pada titik 1 dan  $p_2$  relatif terhadap  $V_2$  pada titik 2 pada sepanjang *streamline* yang sama dalam suatu aliran.

## 2.4 Metoda Panel

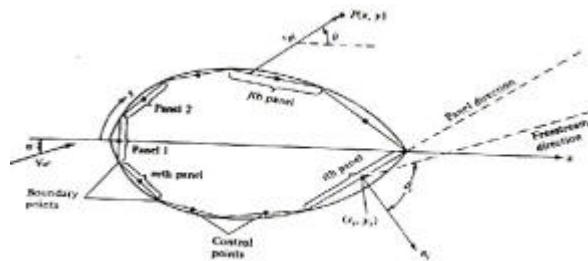


Gambar 5. Ilustrasi Umum Metode Panel[1]

Metoda panel ini adalah sebuah metode pendekatan, dengan membagi-bagi daerah permukaan *airfoil* secara skematis, yakni menjadi bagian-bagian kecil, yang kemudian diintegrasikan berdasarkan *surface integration* yang singular. Dengan metode ini maka akan

didapatkan karakteristik tekanan dan kecepatan pada seluruh permukaan *airfoil*, dimana pada setiap bagian dari permukaannya mempunyai karakteristik-karakteristik yang cukup berbeda.

Seperti terlihat pada Gambar 6,  $s$  adalah jarak yang terukur sepanjang *source sheet*, dan  $\lambda$  adalah  $\lambda(s)$  yang dikenal sebagai *source strength* per unit panjang, sepanjang  $s$ .



Gambar 6. Ilustrasi Metoda Panel pada Bodi Airfoil[1]

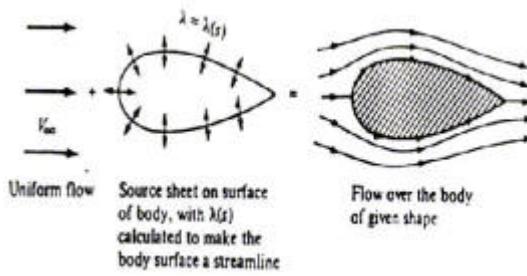
Maka *source strength* dari bagian yang tak hingga  $ds$  pada gambar tersebut adalah  $\lambda ds$ . Dengan menyatakan titik  $P$  berada dalam aliran, dengan jarak  $r$  dari  $ds$ , sehingga titik  $P$  berada pada koordinat kartesian yaitu  $P(x,y)$ . Bagian yang dibagi-bagi menjadi bagian-bagian kecil dari *source sheet of strength*  $\lambda ds$  tersebut, mempengaruhi *potential* yang juga terbagi menjadi bagian-bagian kecil tak hingga  $d\phi$  sehingga pada point  $P$  mempunyai persamaan *potential* sebagai berikut:

$$d\phi = \frac{\lambda ds}{2\pi} \ln r \quad (19)$$

Sehingga persamaan kecepatan *potential* pada titik  $P$ , yang dipengaruhi oleh seluruh bagian-bagian dari *source sheet* dari  $a$  sampai dengan  $b$ , didapatkan dengan mengintegrasikan persamaan 20 sebagai berikut :

$$\phi(x, y) = \int_a^b \frac{\lambda ds}{2\pi} \ln r \quad (20)$$

Pada kondisi umumnya  $\lambda(s)$  dapat berubah dari positif ke negatif sepanjang *sheet* / lembaran tersebut. Dimana *source sheet* ini kombinasi dari garis *source* dan garis *sink*. Pada gambar dibawah ini menjelaskan bodi dengan bentuk tertentu berada dalam aliran dengan kecepatan *freestream*  $V_\infty$ . Kemudian mengkover permukaan bodi tertentu tersebut dengan lembaran *source*, dimana variasi *strength*  $\lambda(s)$  dibentuk dari kombinasi *uniform flow* dengan *source sheet* mengakibatkan adanya *streamline* dari bodi *airfoil* akibat kombinasi kedua aksi *flow* tersebut. Sedangkan untuk solusi  $\lambda(s)$  secara numerik sebagai berikut:



Gambar 7. Ilustrasi Lembaran Source dengan Uniform Flow.<sup>[1]</sup>

### 3. Pemodelan Airfoil Simetris dan Karakteristik Airfoil

#### 3.1 Pemodelan Airfoil

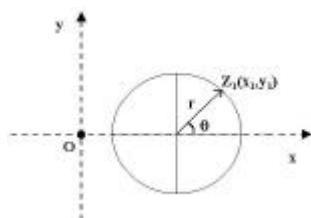
Dengan langkah-langkah dari transformasi Joukowski sebagai berikut :

- Mendefinisikan lingkaran dengan bentuk persamaan umum lingkaran, sehingga koordinat sepanjang keliling lingkaran dapat diketahui, yaitu dengan bentuk persamaan lingkaran di bawah ini :

$$z = z_0 + r.e^{i\theta} \quad (21)$$

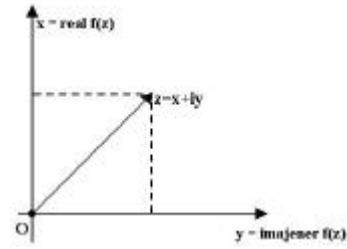
Dengan penjelasan bentuk persamaan sebagai berikut :

Nilai  $z_0$  adalah sebuah nilai perpindahan suatu bentuk lingkaran dari titik pusat  $(0,0)$  sejauh  $z_0$  pada sumbu  $x$  sehingga menjadi  $(z_0,0)$ . Sedangkan nilai  $r$  atau  $R$  adalah menunjukkan nilai dari jari-jari lingkaran yang akan dibentuk. Untuk  $\theta$  adalah nilai yang menunjukkan besarnya sudut yang akan dibentuk sesuai dengan tingkat ketelitian dalam membuat suatu bentuk lingkaran, seperti yang telah diketahui kisaran harga  $\theta$  untuk lingkaran adalah mulai  $\pi$  sampai dengan  $2\pi$ . Untuk nilai  $i$  itu sendiri menyatakan bilangan imajiner  $\sqrt{-1}$ . Dan apabila rumus atau persamaan tersebut dijabarkan akan menghasilkan koordinat pada sumbu  $x$  dengan nilai sebesar harga real dari fungsi  $z$  tersebut ( $x = \text{real } f(z)$ ) dan koordinat pada sumbu  $y$  dengan nilai sebesar harga imajiner dari fungsi  $z$  ( $y = \text{imajiner } f(z)$ ).



Gambar 8. Ilustrasi Geometris pada Lingkaran

Untuk proses penjabaran dari bentuk persamaan  $z = z_0 + r.e^{i\theta}$  adalah sebagai berikut:



Gambar 9. Ilustrasi Koordinat Kartesian

Nilai  $r.e^{i\theta}$  mempunyai arti :

$$\begin{aligned} r.e^{i\theta} &= r(\cos \theta + i \sin \theta) \\ r.e^{i\theta} &= r \cos \theta + r \sin \theta \end{aligned} \quad (22)$$

Kemudian disubtitusikan ke persamaan  $z = z_0 + r.e^{i\theta}$ , sehingga menjadi :

$$\begin{aligned} z &= z_0 + r \cos \theta + i r \sin \theta \\ z &= (z_0 + r \cos \theta) + r \sin \theta \end{aligned} \quad (23)$$

Berdasarkan persamaan yang dibuat pada gambar diatas, yaitu :

$$z = x + iy \quad (24)$$

Maka dari dua bentuk persamaan di atas tersebut, akan didapatkan koordinat untuk sumbu  $x$  sebesar  $z_0 + r \cos \theta$  yang tak lain nilai *real* dari persamaan  $z$  dan koordinat sumbu  $y = r \sin \theta$  yang tak lain adalah nilai dari imajiner persamaan  $z$ .

Dengan nilai-nilai :

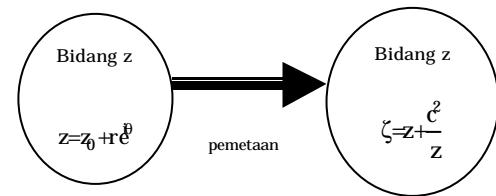
$$r = \sqrt{x^2 + y^2}$$

$$\mathbf{q} = \arg z = \arctan\left(\frac{y}{x}\right) \quad (25)$$

$$x = r \cos \mathbf{q}$$

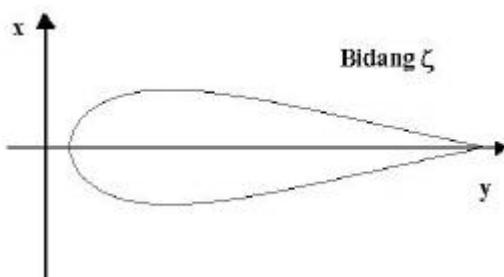
$$y = r \sin \mathbf{q}$$

- Setelah didapatkan bentuk lingkaran dengan koordinat yang diinginkan maka selanjutnya akan dilakukan sebuah transformasi yang memetakan lingkaran ke bentuk *airfoil* (transformasi Joukowski). Transformasi ini menggunakan 2 bidang, yaitu bidang pertama sebagai bidang terbentuknya lingkaran, dengan sebutan bidang  $z$  dan bidang kedua sebagai bidang terbentuknya *airfoil* simetris, dengan sebutan bidang  $\zeta$ . Dengan gambaran pemetaan sebagai berikut:



Gambar 10. Ilustrasi Pemetaan

Dengan hasil pemetaan sebagai berikut :



Gambar 11. Airfoil pada Bidang z

Sedangkan untuk penjelasan bentuk persamaan  $\zeta = z + \frac{c^2}{z}$ , yaitu sebagai berikut:

- Nilai z adalah nilai dari persamaan z yang telah didapatkan sebelumnya yang kemudian disubtitusikan atau dipetakan ke persamaan  $\zeta$ . Sedangkan nilai c adalah nilai batasan agar suatu *airfoil* terbentuk berdasarkan atau sesuai dengan persamaan z sebelumnya. Batasan nilai c adalah tidak lebih besar dari jari-jari r yang telah ditetapkan untuk membuat lingkaran pada bidang z sebelumnya. Yang mana panjang *chord* dari *airfoil* yang terbentuk tersebut adalah sepanjang  $4c$  dan memiliki ketebalan maksimum, yaitu sebesar :

$$t_{\max} = 4c \cdot \frac{3\sqrt{3}}{4} \quad (26)$$

Dalam permasalahan kali ini tidak disertakan cara pencarian nilai maksimum *chamber* yang dimiliki *airfoil* simetris, hal ini dikarenakan *airfoil* simetris tidak mempunyai *chamber* atau dalam artian besarnya *chamber* untuk *airfoil* simetris adalah sama dengan nol.

Sehingga dari bentuk persamaan  $\zeta = z + \frac{c^2}{z}$  akan menghasilkan koordinat pada sumbu x dengan nilai sebesar harga real dari fungsi  $\zeta$  tersebut ( $x = \text{real } f(\zeta)$ ) dan untuk koordinat pada sumbu y nilainya sebesar harga imajiner dari fungsi  $\zeta$  atau  $y = \text{imajiner } f(\zeta)$ . Yang kemudian akan tergambar suatu bentuk *airfoil* simetris dalam bidang  $\zeta$  pada koordinat kartesian.

### 3.2 Karakteristik Airfoil Berdasarkan Metoda Panel Smith-Hess

Implementasi dari metoda panel *Smith-Hess* ini digunakan untuk dapat memprediksi distribusi kecepatan di kontur dari suatu *lifting body*, dengan menggunakan singularitas *source*

ditambah *uniform (doublet)* dan singularitas *vortex*. Dengan bentuk persamaan potentialnya, yaitu sebagai berikut :

$$\phi = \phi_{\infty} + \int_s \left[ \frac{q(s)}{2\pi} \cdot \ln r - \frac{\gamma(s)}{2\pi} \theta \right] ds \quad (27)$$

Secara sistematis metoda panel *Smith-Hess* ini mempunyai beberapa pernyataan dasar, yaitu :

- membagi permukaan *airfoil* menjadi atas beberapa bagian panel.

» asumsi :

- Source strength* adalah konstan untuk setiap titik di sepanjang panel yang sama namun memiliki nilai yang berbeda tiap panelnya.
- Vortex strength* adalah konstan dan selalu sama nilainya disetiap panelnya.

Aliran *vortex* ini digunakan untuk membuat kondisi aliran *lifting* dari suatu bodi *airfoil* atau dengan kata lain menimbulkan sirkulasi pada suatu bodi tertutup dan juga untuk dapat menuhi syarat dari kondisi *Kutta* yang diterapkan pada bagian *trailing edge* suatu *airfoil*. Sedangkan aliran *source* diperlukan untuk menuhi syarat aliran tangensial yang bekerja pada permukaan suatu bodi *airfoil*.

Berdasarkan ilustrasi pada Gambar 6 maka persamaan 27 dipecah menjadi beberapa bagian integral sepanjang panel, yaitu sebagai berikut :

$$\phi = V_{\infty} \cdot (x \cos \alpha + y \sin \alpha) + \sum_{j=1}^N \int_{\text{panel } j} \left[ \frac{q(s)}{2\pi} \ln r - \frac{\gamma}{2\pi} \cdot \theta \right] ds \quad (28)$$

Dengan nilai  $q$  yang konstan di sepanjang panel yang sama, maka akan didapatkan sebanyak N nilai dari  $q_j$  dan satu nilai untuk  $\gamma$ .

Kemudian dari nilai  $q$  dan  $\gamma$  didapatkan nilai dari komponen kecepatan di setiap titik kontrol pada setiap panel yaitu sebagai berikut :

$$u_i = V_{\infty} \cdot \cos \alpha + \sum_{j=1}^N q_j \cdot u_{sij} + \gamma \sum_{j=1}^N u_{vij} \quad (29)$$

$$v_i = V_{\infty} \cdot \sin \alpha + \sum_{j=1}^N q_j \cdot v_{sij} + \gamma \sum_{j=1}^N v_{vij}$$

Dan untuk kecepatan tangensial di setiap titik kontrol pada setiap panel yaitu sebagai berikut :

$$u_{ti} = \cos(\theta_i - \alpha) V_{\infty} + \sum_{j=1}^N \frac{q_j}{2\pi} \left[ \sin(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij} - \cos(\theta_i - \theta_j) \ln \left( \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} \right) \right] + \frac{\gamma}{2\pi} \sum_{j=1}^N \left[ \sin(\theta_i - \theta_j) \ln \left( \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} \right) + \cos(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij} \right] \quad (30)$$

$$r_{ij} = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} \quad (31)$$

Seperti halnya distribusi kecepatan tangensial di setiap titik kontrol, maka akan pula didapatkan karakteristik gaya aerodinamika *airfoil* untuk distribusi tekanan ( $C_p$ ) dengan cara sebagai berikut :

$$c_{p_i} = 1 - \left( \frac{V_i}{V_\infty} \right)^2 \quad (32)$$

Serta koefisien *lift* ( $C_l$ ) sebagai berikut :

$$C_l = \frac{1}{c} \left[ \int_0^c (c_{p_i} - c_{p_u}) dx \right] \quad (33)$$

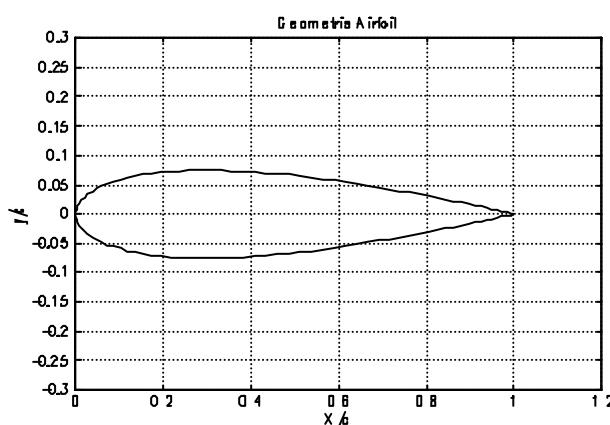
Arti  $i$  adalah titik pada setiap titik kontrol ke- $i$  panel dalam suatu koordinat *airfoil*.

#### 4. Analisa Hasil Simulasi Software

Pada penelitian ini metoda panel yang digunakan adalah metoda panel *Smith-Hess* pada kondisi aliran *non viscous* dan inkompresibel. Secara fungsi metoda panel ini mempunyai hubungan yang sangat erat terhadap sifat geometris dari *airfoil* yang telah didapatkan sebelumnya. Dengan kata lain untuk memprediksi sifat dan karakteristik *airfoil* seperti halnya  $C_p$ ,  $C_l$ , ditentukan dari karakteristik geometris *airfoil* itu sendiri.

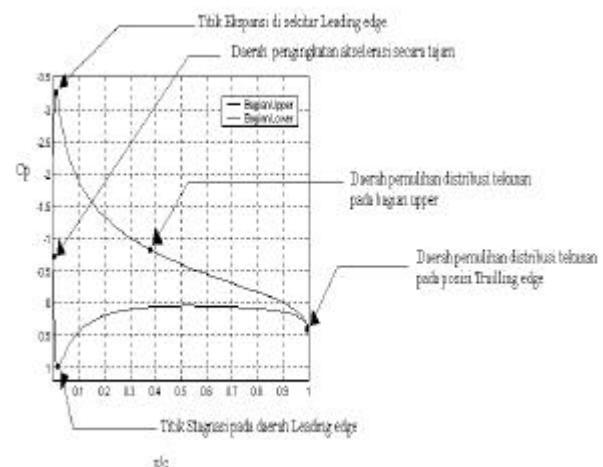
##### 4.1 Fenomena Fisis Grafik $C_p$ Terhadap $x/c$

Fenomena fisis yang terjadi pada penggambaran grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  ini akan diwakili oleh benda kerja *airfoil* dengan koordinat *NACA 0015* pada sudut serang  $\theta$ , jumlah panel 120, dengan kecepatan *freestream* konstan sebesar 15 m/s. pada kondisi batas aliran inkompresibel serta *non viscous*.



Gambar 11. Profil Airfoil NACA 0015

Dengan hasil grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  sebagai berikut :



Gambar 12. Grafik Karakteristik Aerodinamika  $C_p$  Terhadap  $x/c$

Hasil grafik pada Gambar 13 merepresentasikan dari hasil analisa perhitungan karakteristik aerodinamika yang berupa koefisien tekanan ( $C_p$ ). Dengan harga  $C_p$  yang hanya terpengaruh oleh bentuk geometris dari *airfoil*.

Pada Gambar 12 menunjukkan adanya beberapa fenomena fisis yang terjadi sesuai dengan fungsi area dari grafik tersebut, yaitu:

- Adanya titik stagnasi di daerah *leading edge*. Titik stagnasi adalah suatu titik dengan kondisi kecepatan lokal  $V_i$  yang paling rendah dan nilai koefisien tekanan  $C_p$  yang paling tinggi.
- Adanya titik ekspansi di sekitar daerah *leading edge*. Posisi titik ekspansi ini berada pada titik dengan nilai ketebalan *airfoil* yang maksimum, disertai karakteristik kecepatan lokal  $V_i$  tertinggi dan nilai koefisien tekanan  $C_p$  terendah.
- Adanya fenomena kenaikan akselerasi yang dialami oleh aliran udara yang berkecepatan *freestream*  $V_\infty$ , yang melewati titik stagnasi sampai dengan titik ekspansi di sekitar *leading edge*. Kenaikan akselerasi yang tajam (*sharp accelerate*) ini ditandai dengan perubahan nilai koefisien tekanan  $C_p$  yang tajam pada posisi pergeseran  $x/c$  yang tidaklah terlalu jauh. Fenomena tersebut terjadi pada daerah *nose* dari *airfoil NACA 0015* yang bergeometris mirip dengan setengah lingkaran yang berjari-jari. Di daerah ini menunjukkan nilai gradien tekanan yang tinggi  $(\partial p / \partial x)$ , yang dalam artian fisis aerodinamika adalah pemicu timbulnya *lift*. Suatu hal yang sangat menguntungkan di bidang aerodinamika.
- Adanya fenomena pemulihan tekanan yang diwakili oleh nilai koefisien tekanan  $C_p$ .

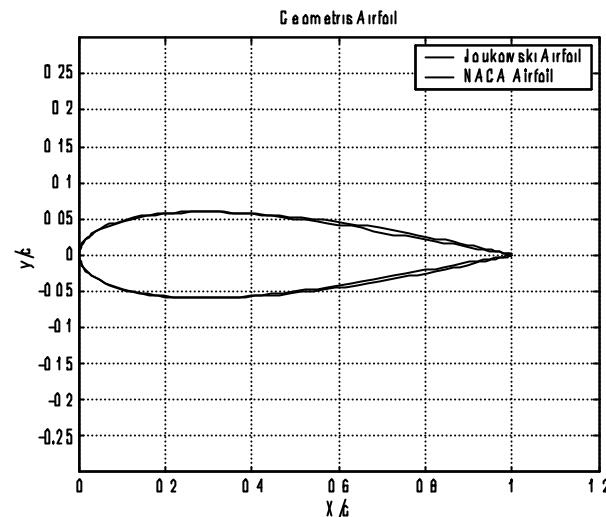
Fenomena ini terjadi setelah aliran udara melewati titik dimana yang mempunyai profil ketebalan maksimum pada *airfoil*. Pada daerah ini perubahan geometris baik untuk profil *airfoil* maupun profil grafiknya cenderung mendekati linier, ini terjadi pada bagian atas (*Upper surface*) dan bagian bawah (*Lower surface*) *airfoil* simetris. Gradien tekanan pada daerah ini menunjukkan nilai gradien yang rendah ( $\frac{\partial p}{\partial x}$ ), yang dalam artian fisis aerodinamika hal ini sangat merugikan karena menghambat timbulnya *lift* dari suatu *body airfoil*.

- Adanya pemulihan tekanan yang diwakili oleh nilai koefisien tekanan  $C_p$  pada daerah *trailing edge*. Hal ini menunjukkan adanya kondisi *Kutta* yang menganggap aliran udara meninggalkan *trailing edge* dari *airfoil* secara *smooth*, seperti yang telah dijelaskan pada pokok bahasan sebelumnya. Fenomena pemulihan tekanan ini ditandai dengan adanya kesamaan nilai koefisien tekanan  $C_p$  pada posisi  $x/c$  yang sama untuk bagian atas (*Upper surface*) dan bagian bawah (*Lower surface*) di daerah *trailing edge*.

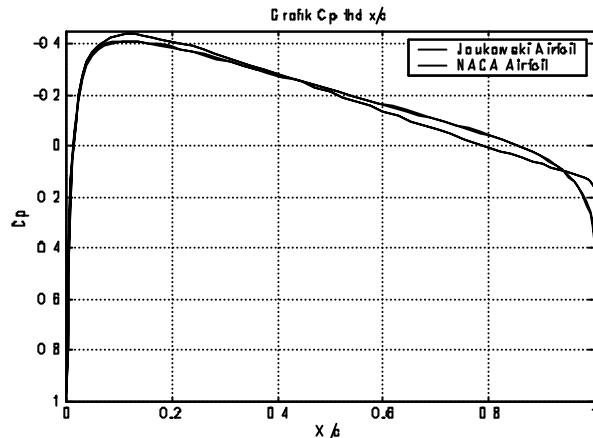
#### 4.2 Hasil Perbandingan Profil Airfoil serta Karakteristik Aerodinamik NACA dan Joukowski

Hasil perbandingan menggunakan benda kerja *airfoil* NACA 0012 dan *airfoil* Joukowski 12 % yang mempunyai kesamaan ketebalan maksimum *airfoil* yaitu sebesar 12 % dari panjang *chord*, seperti yang terlihat pada Gambar 13, Gambar 14, Gambar 15, ini menunjukkan adanya perbedaan profil baik untuk *airfoil* maupun karakteristik aerodinamik yang diwakili nilai  $C_p$ . Hal ini terjadi karena karena geomertis ( $y/c, x/c$ ) penyusun antara *airfoil* NACA dengan *airfoil* Joukowski tidak identik. Perbedaan paling jelas terlihat pada *trailing edge* yang lebih lancip untuk *airfoil* Joukowski, hal ini mengakibatkan pemulihan tekanan di daerah *trailing edge* lebih cepat terjadi seperti yang terlihat pada Gambar 13.

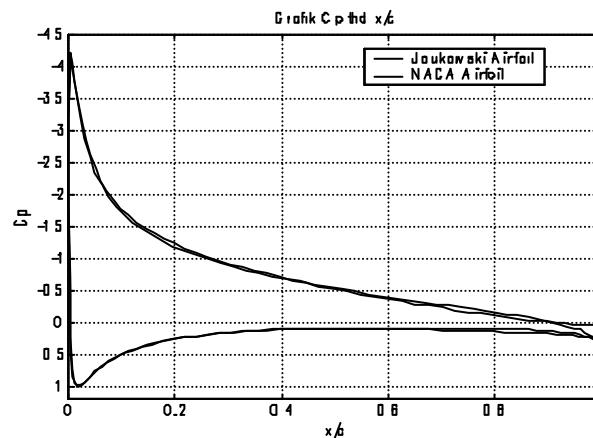
Pada Gambar 14 ini juga terlihat bahwa untuk sudut serang  $0^\circ$  level minimum nilai koefisien tekanan  $C_p$  dicapai oleh *airfoil* Joukowski. Serta fenomena pemulihan tekanan setelah aliran udara melewati posisi dengan ketebalan *airfoil* yang maksimum lebih lama terjadi, sehingga kecenderungan grafik mendekati linier lebih panjang.



Gambar 13. Perbandingan Profil Airfoil NACA 0012 dengan Airfoil Joukowski Berketebalan Maksimum 12 %



Gambar 14. Perbandingan Profil Grafik  $C_p$  Terhadap  $x/c$  dengan Sudut Serang =  $0^\circ$  antara Airfoil NACA 0012 dengan Airfoil Joukowski 12 %



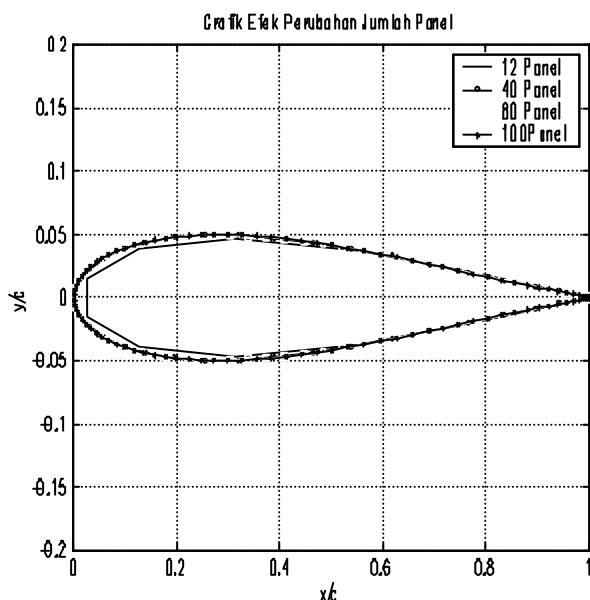
Gambar 15. Perbandingan Profil Grafik  $C_p$  Terhadap  $x/c$  dengan Sudut Serang =  $8^\circ$  antara Airfoil NACA 0012 dengan Airfoil Joukowski 12 %

### 4.3 Efek Perubahan Jumlah Panel

Efek perubahan jumlah panel penyusun geometris *airfoil* ini digambarkan dengan dua macam grafik, yaitu grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$ , dan grafik  $C_l$  terhadap jumlah panel, dengan menggunakan *Airfoil Joukowski* yang mempunyai ketebalan maksimum *airfoil* adalah 10%, sudut serang  $5^\circ$ , kecepatan aliran udara 15 m/s.

#### 4.3.1 Grafik $C_p$ Terhadap $x/c$

Walaupun jumlah panel yang relatif sedikit (di bawah 60 panel) sudah dapat menghasilkan grafik karakteristik distribusi tekanan yang diwakili oleh nilai koefisien tekanan  $C_p$ , namun jumlah panel yang lebih banyak sangat dibutuhkan untuk menghasilkan grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$  dengan tingkat keakurasi yang lebih tinggi. Tingkat keakurasi dalam hal ini adalah jumlah panel yang lebih banyak menghasilkan plotting data yang lebih teliti. Seperti yang terlihat pada Gambar 18, grafik dengan jumlah panel lebih banyak lebih dapat merepresentasikan perubahan nilai  $C_p$  dan nilai  $x/c$  yang terjadi setiap titiknya.

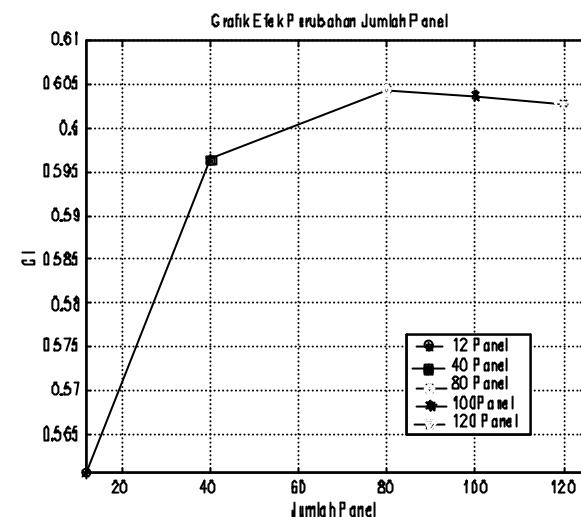


Gambar 16. Profil *Airfoil Joukowski* dengan Ketebalan Maksimum 10 % dengan Jumlah Panel yang Berbeda-beda

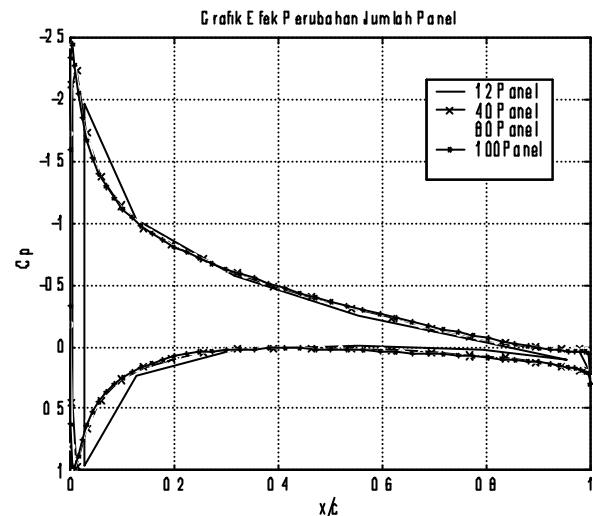
#### 4.3.2 Grafik $C_l$ Terhadap Jumlah Panel

Pada Gambar 17 terlihat dengan adanya penambahan jumlah panel pada penyusunan geometris *airfoil* mengakibatkan perubahan nilai koefisien *lift*  $C_l$  yang lebih cenderung konstan. Apabila pada saat perubahan yang konstan terjadi, maka dalam hal ini jumlah

panel tersebut akan menjadi jumlah panel yang mempunyai tingkat keakurasi yang cukup tinggi untuk dapat mengetahui karakteristik aerodinamika *body airfoil*, misalnya koefisien *lift* ( $C_l$ ) dan koefisien tekanan ( $C_p$ ).



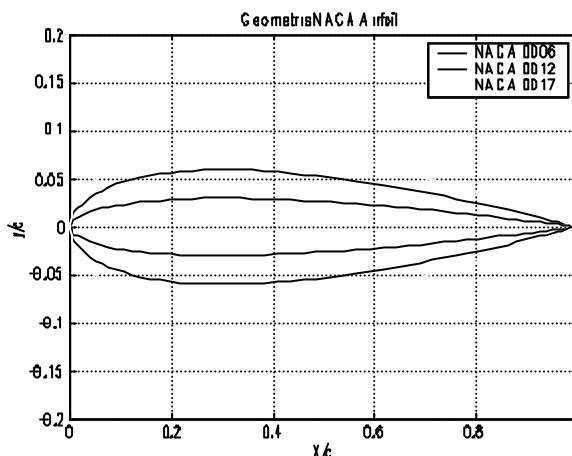
Gambar 17. Profil Grafik  $C_l$  Terhadap Jumlah Panel dengan Sudut serang =  $5^\circ$  pada *Airfoil Joukowski* dengan Ketebalan Maksimum 10 %



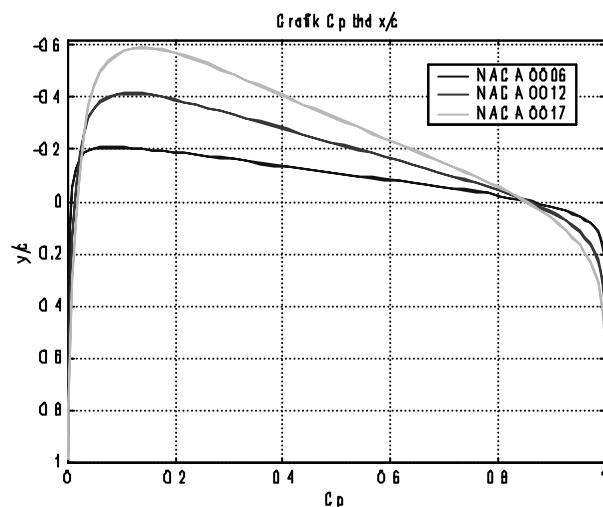
Gambar 18. Profil Grafik  $C_p$  Terhadap  $x/c$  dalam Kaitannya Jumlah Panel dengan Sudut Serang =  $5^\circ$  pada *Airfoil Joukowski* dengan Ketebalan Maksimum 10%

### 4.4 Efek Perubahan Ketebalan Maksimum *Airfoil*

Efek dari perubahan ketebalan maksimum *airfoil*, yang diwakili oleh koordinat data *airfoil* NACA 0006, NACA 0012, NACA 0017, yang masing-masing mempunyai ketebalan maksimum sebesar 6%, 12%, 17% dari panjang *chord*nya, dengan sudut serang  $6^\circ$ , aliran udara berkecepatan 15 m/s.



Gambar 19. Profil Airfoil NACA Untuk Ketebalan Maksimum yang Berbeda-beda

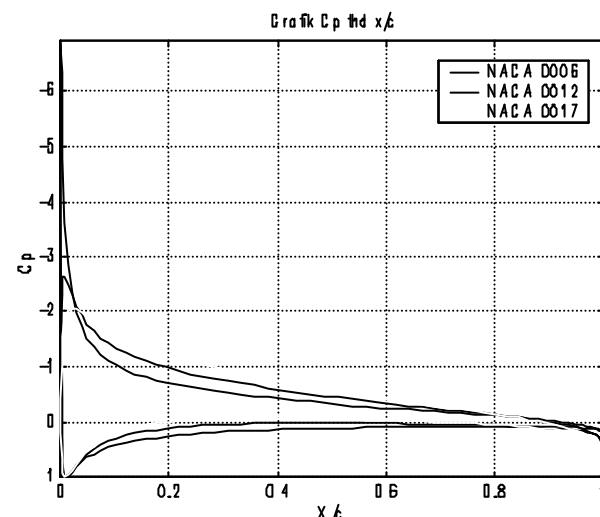


Gambar 20. Profil Grafik Cp Terhadap  $x/c$  dengan Sudut Serang  $0^\circ$  untuk Ketebalan Maksimum yang Berbeda-beda

Efek perubahan dari ketebalan maksimum yang dimiliki oleh *airfoil* ditunjukkan dengan perubahan perbedaan tekanan (*pressure difference*) antara bagian bawah dengan bagian atas permukaan *airfoil*. Hal ini terlihat pada Gambar 19 dan Gambar 20 yang menggambarkan efek perubahan ketebalan dalam fungsi grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$ , untuk sudut serang sama dengan nol *airfoil* yang mempunyai tingkat ketebalan yang lebih tinggi menghasilkan tekanan yang diwakili oleh nilai koefisien tekanan  $C_p$  tertinggi pada daerah *Leading edge*, begitu juga untuk daerah *Trailing edge*-nya *airfoil* dengan tingkat ketebalan yang lebih tinggi memiliki tekanan yang diwakili oleh nilai koefisien tekanan  $C_p$  tertinggi pula. Begitu juga dengan gradien tekanan  $\left(\frac{\partial p}{\partial x}\right)$  yang dimiliki oleh *airfoil*

dengan tingkat ketebalan lebih tinggi cenderung memiliki tingkat gradien tekanan lebih tinggi pula. Sedangkan untuk nilai dari perbedaan tekanan (*pressure difference*) adalah sama dengan nol, karena medan aliran yang dilewati aliran fluida dalam hal ini udara simetris.

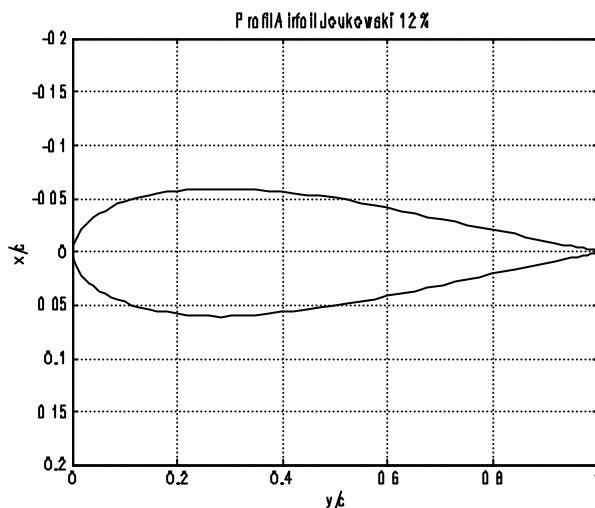
Sedangkan untuk sudut serang tidak sama dengan nol yang diwakili dengan sudut serang sama dengan  $60^\circ$ , menunjukkan bahwasanya *airfoil* dengan tingkat ketebalan yang lebih rendah menimbulkan nilai  $C_p$  pada daerah ekspansi yang lebih rendah pula, hal ini dikarenakan *airfoil* dengan tingkat ketebalan yang lebih rendah memiliki tingkat nilai jari-jari pada *Leading edge* yang lebih rendah pula sehingga lintasan yang terbentuk di daerah *nose* pada *airfoil* lebih pendek mengakibatkan akselerasi yang dialami oleh aliran udara melewati *Leading edge* lebih cepat atau lebih tinggi. Namun cenderung memiliki nilai koefisien tekanan  $C_p$  yang sama di daerah stagnasi disekitar *Leading edge*.



Gambar 21. Profil Grafik Cp Terhadap  $x/c$  dengan Sudut Serang  $60^\circ$  untuk Ketebalan Maksimum yang Berbeda-beda

#### 4.5 Efek Perubahan Sudut Serang

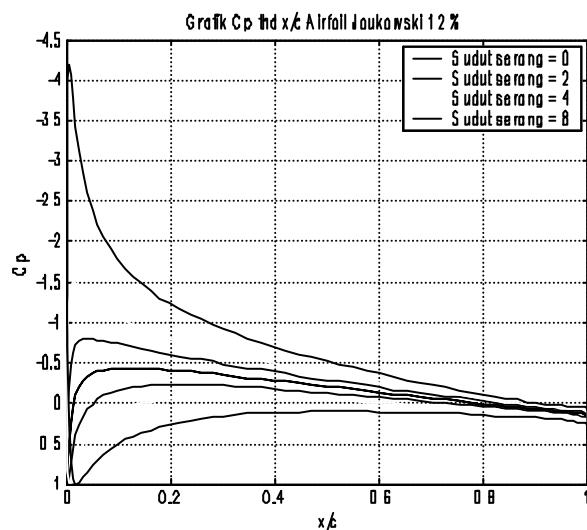
Pada sub bahasan kali ini membahas efek dari perubahan sudut serang (arah datangnya aliran udara), yang diwakili oleh koordinat data *airfoil Joukowski* dengan ketebalan maksimum 12 %, dengan kecepatan aliran udara 15 m/s. Efek perubahan sudut serang ini digambarkan dengan dua macam grafik, yaitu grafik  $C_p$  terhadap  $x/c$ , dan grafik  $C_l$  terhadap sudut serang, dengan menggunakan variasi sudut serang sebesar  $0^\circ, 20^\circ, 40^\circ, 80^\circ$ .



Gambar 22. Profil Airfoil Joukowski dengan Ketebalan Maksimum 12 %

#### 4.5.1 Grafik Cp Terhadap x/c.

Seperti yang terlihat pada Gambar 23, jika terjadi penambahan sudut serang dengan kondisi kecepatan aliran udara yang konstan, maka akan menghasilkan suatu nilai perbedaan antara koefisien tekanan  $C_p$  bagian atas dengan bagian bawah permukaan airfoil Joukowski setiap sudut serangnya, dengan nilai perbedaan yang lebih tinggi untuk sudut serang yang lebih tinggi pula. Hal ini yang kemudian akan menimbulkan lift pada airfoil.



Gambar 23. Profil Grafik Cp Terhadap x/c Airfoil Joukowski dengan Ketebalan Maksimum 12 %

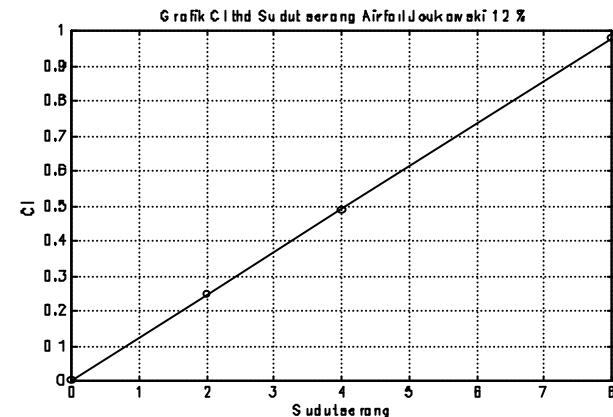
Dengan adanya perubahan nilai sudut serang, maka secara langsung juga merubah posisi atau letak dari :

- Titik Stagnasi
- Titik Ekspansi di daerah Leading edge dari suatu body airfoil.

Pergeseran atau perubahan ini terjadi karena adanya perubahan sudut datang dari kecepatan aliran udara (free stream) mengenai permukaan *body airfoil*. Untuk penambahan sudut serang yang positif akan mengakibatkan pergeseran atau perubahan titik stagnasi ke arah bagian bawah permukaan *airfoil*. Sedangkan untuk dengan titik ekspansi yang berada di sekitar *Leading edge* bergeser ke arah depan dari posisi semula pada bagian atas permukaan *airfoil*.

#### 4.5.2 Grafik Cl Terhadap Sudut Serang

Seperti yang terlihat pada Gambar 24, jika terjadi penambahan nilai sudut serang maka akan menimbulkan lift (gaya angkat) yang diwakili oleh nilai koefisien lift  $Cl$  semakin tinggi. Hasil grafik  $Cl$  terhadap sudut serang menghasilkan grafik garis linier dengan gradien yang konstan. Hasil grafik  $Cl$  terhadap sudut serang tersebut dalam kondisi batas aliran inkompresibel dan *non viscous* sehingga efek *stall* yang dialami oleh *airfoil* dapat diabaikan. Efek *stall* mengindikasikan sudut serang yang paling maksimal yang dapat dicapai oleh suatu *body airfoil* untuk menghasilkan lift, apabila dilakukan penambahan sudut serang maka nilai lift tidak akan bertambah, bahkan sebaliknya akan berkurang secara drastis diikuti penambahan nilai drag yang bertambah.



Gambar 24. Profil Grafik Cl terhadap Sudut Serang Airfoil Joukowski dengan Ketebalan Maksimum 12 %

Sedangkan untuk fenomena timbulnya lift akibat perubahan nilai sudut serang dapat lebih dijelaskan sebagai berikut: Pada *airfoil* dengan sudut serang sama dengan nol, keseluruhan medan aliran adalah simetris terhadap bagian atas dan bagian bawah permukaan *airfoil*. Sehingga distribusi tekanan juga simetris terhadap bagian atas dan bagian bawah permukaan *airfoil* yang mengakibatkan perbedaan

tekanan (*pressure difference*) sama dengan nol antara bagian atas dan bagian bawah permukaan *airfoil*, dengan kata lain *lift* yang ditimbulkan sama dengan nol. Seperti yang ditunjukkan oleh persamaan 34.

$$Cl = Cn = \frac{1}{C} \int_0^c C_{p,l} dx - \frac{1}{C} \int_0^c C_{p,u} dx \quad (34)$$

Sedangkan untuk *airfoil* dengan sudut serang tidak sama dengan nol, medan aliran antara bagian atas dan bagian bawah permukaan *airfoil* tidak simetris, sehingga fluida yang melalui medan aliran bagian atas permukaan *airfoil* mendapat momentum tambahan karena diakibatkan panjang lintasan medan aliran bagian atas permukaan *airfoil* lebih panjang daripada panjang lintasan medan aliran bagian bawah permukaan *airfoil* yang cenderung lebih pendek sehingga fluida yang melalui medan aliran bagian bawah permukaan *airfoil* mendapatkan pengurangan momentum. Proses penambahan dan pengurangan momentum ini akan mengindikasikan pertambahan maupun pengurangan akselerasi yang dialami oleh aliran fluida tersebut. Menurut persamaan *Bernoulli* pada fluida inkompresibel :

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 = \text{konstan} \quad (35)$$

Menunjukkan bahwa jika kecepatan  $V$  fluida yang melalui *airfoil* semakin besar, maka harga tekanan  $P$  akan menjadi semakin kecil, hal ini berlaku untuk aliran fluida yang melewati medan aliran bagian atas dari permukaan *airfoil*. Sedangkan untuk medan aliran bagian bawah permukaan *airfoil*, aliran fluida berkecepatan lebih rendah dikarenakan mendapatkan pengurangan momentum sehingga harga tekanan  $P$  menjadi semakin lebih besar.

Dengan mengacu pada persamaan 34 dan 35, diduga jika sudut serang semakin diperbesar, maka perbedaan distribusi tekanan (*pressure difference*) antara permukaan *airfoil* bagian atas dan bagian bawah akan semakin tajam, hal ini akan mengindikasikan *lift* yang diwakili oleh nilai koefisien *lift*  $Cl$  menjadi semakin lebih besar. Hal ini ditunjukkan dengan hasil grafik pada Gambar 23 dan Gambar 24.

## 5. Kesimpulan dan Saran

### 5.1 Kesimpulan

Berdasarkan analisa hasil simulasi perangkat lunak, serta merujuk dari tujuan penelitian yang telah dibahas pada pokok pembahasan sebelumnya, dapat ditarik kesimpulan yang

berisikan suatu pernyataan-pernyataan sebagai berikut :

- Hasil dari perbandingan grafik  $Cp$  terhadap x/c antara hasil simulasi perangkat lunak dengan grafik acuan pada beberapa pustaka serta penelitian yang ada, menunjukkan bahwa grafik hasil simulasi dapat mengikuti *trend line* atau alur dari grafik acuan yang ada, sehingga keakuratan metoda panel *Smith-Hess* yang disimulasikan dengan perangkat lunak Matlab 5.3.1 dapat mengakomodasi penganalisaan karakteristik aerodinamika *airfoil*.
- Jumlah panel yang optimal untuk menyusun bentuk geometris dari *airfoil* adalah tidak kurang dari 80 panel, sehingga hasil grafik dan data yang dihasilkan mempunyai tingkat keakuratan yang tinggi.
- Perbedaan tekanan (*pressure difference*) antara bagian atas dengan bagian bawah dari permukaan *airfoil* menjadi semakin besar seiring dengan bertambahnya sudut serang.
- Pertambahan sudut serang berpengaruh terhadap pergeseran titik stagnasi serta titik ekspansi di daerah *leading edge* pada permukaan *airfoil*.
- Daerah hidung atau *nose* dari *airfoil* berpengaruh terhadap kecepatan aliran udara melewati daerah tersebut. Untuk sudut serang positif, bagian atas dari daerah hidung *airfoil* menyebabkan bertambahnya akselerasi (*sharp acceleration*), sebaliknya untuk bagian bawah dari daerah hidung *airfoil* menyebabkan perlambatan akselerasi, yang dialami oleh aliran udara yang melewati daerah hidung *airfoil*. Sedangkan untuk sudut serang sama dengan nol di daerah hidung *airfoil* terjadi akselerasi yang seimbang (*moderate acceleration*) antara bagian bawah dan bagian atas dari daerah hidung *airfoil* yang dialami oleh aliran udara yang melewati daerah tersebut.
- Karakteristik geometris dari *airfoil Joukowski* mempunyai keperbedaan di daerah *trailing edge* terhadap *airfoil NACA*, *airfoil Joukowski* mempunyai daerah *trailing edge* yang lebih lancip bila dibandingkan dengan *airfoil NACA* yang memiliki ketebalan maksimum yang sama, sehingga nilai koefisien tekanan ( $Cp$ ) yang dihasilkan *airfoil Joukowski* pada daerah *trailing edge* mempunyai gradien  $\left(\frac{\partial p}{\partial x}\right)$  lebih tajam.
- Perbedaan tekanan (*pressure difference*) antara bagian atas dengan bagian bawah dari permukaan *airfoil* adalah salah satu

- faktor terbesar pemicu timbulnya *lift* pada *airfoil*. Semakin besar nilai dari perbedaan tekanan yang terjadi, maka nilai koefisien *lift* dari suatu *airfoil* (Cl) akan bertambah besar pula.
- Karakteristik gradien (*slope*) dari perbandingan nilai koefisien *lift* dengan penambahan sudut serang  $\left( \frac{dCl}{d\alpha} \right)$  untuk *airfoil* simetris cenderung berharga  $0.114 \text{ deg}^{-1}$ .
  - Bentuk geometris *airfoil* yang dihasilkan dengan metoda transformasi *Joukowski* mempunyai ketebalan maksimum 6 %, 10 %, 12%.

## 5.2 Saran

- Perlu adanya pengembangan tinjauan aliran fluida pada benda uji secara tiga dimensi.
- Perlu adanya pengembangan aplikasi penggunaan metoda panel *Smith-Hess* untuk benda uji yang bertingkat (*cascade*).
- Penggunaan metoda panel yang lain untuk mendapatkan karakteristik aerodinamika suatu benda uji.
- Hasil nilai koefisien tekanan (Cp) dapat dimanfaatkan sebagai variabel pembantu penyelesaian persamaan *Karman* dan persamaan *Prandtl* untuk kasus *airfoil* simetris.

## Daftar Pustaka

1. John D Anderson Jr, *Fundamental of Aerodynamics 2<sup>nd</sup> edition*, Mc Graw-Hill, Singapore, 1991.
2. A.M Kuethe-Chow, *Foundations of Aerodynamics Bases on Aerodynamics Design 4<sup>th</sup> edition*, John Willey and Sons, Singapore, 1986.
3. H Glauert, *Element of Airfoil and Airscrew Theory*, Cambridge University Press 2<sup>nd</sup>, Cambridge, 1959.
4. Rahmi Andarini, *Project Report Computational Techniques for Fluid Dynamics*, New South Wales, 1999.
5. Barnes W, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, John Wiley and Sons, New York.
6. Ronald L Panton, *Incompressible Flow*, John Willey and Sons, America, 1984.

7. Charles L Ladson, Cuyler W.B, Acqulla S.H, *Computer Program To Obtain Ordinates for NACA Airfoil*, Langley Research Center, Hampton-Virginia, 1996.
8. ShahNor Basri, Norzelawati Asmuin & Aznijar Ahmad Yazid, *Incompressible Potential Flow Analysis Using Panel Method*, Universiti Putra Malaysia, Malaysia.