

**SIMULASI NUMERIK PENGARUH *PLAIN FLAP* PADA
AIRFOIL NACA 0012 TERHADAP DISTRIBUSI TEKANAN**

SKRIPSI

Diajukan sebagai salah satu syarat
untuk memperoleh gelar
Sarjana Teknik



Oleh:

HARDASA SATRIYA NUGRAHA

NIM. I0403031

**JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS SEBELAS MARET
SURAKARTA**

commit to user
2011

**SIMULASI NUMERIK PENGARUH PLAIN FLAP PADA
AIRFOIL NACA 0012 TERHADAP DISTRIBUSI TEKANAN**

Disusun oleh

Hardasa Satriya Nugraha
NIM. I 0403031

Dosen Pembimbing I

Dosen Pembimbing II

Eko Prasetya B., S.T., M.T.
NIP.197109261999031022

Rendy Adhi R., S.T., M.T.
NIP. 197101192000121006

Telah dipertahankan di hadapan Tim Dosen Penguji pada hari Kamis tanggal 20 Oktober 2011

1. Heru Sukanto., S.T., M.T.
NIP. 197207311997021001 (.....)
2. Wibawa Endra Juwana, S.T., M.T.
NIP. 197009112000031001 (.....)
3. Zainal Arifin, S.T., M.T.
NIP. 197303082000031001 (.....)

Mengetahui

Ketua Jurusan Teknik Mesin

Koordinator Tugas Akhir

Didik Djoko S., S.T., M.T.
NIP. 197203131997021001

commit to user

Wahyu Purwo R., S.T., M.T.
NIP. 197202292000121001

MOTTO DAN PERSEMBAHAN

MOTTO

“Sesungguhnya bersama kesulitan ada kemudahan. Maka apabila engkau telah selesai (dari sesuatu urusan), tetaplah bekerja keras (untuk urusan yang lain)”

(QS. Al Insyirah : 6 - 7)

“Sesungguhnya Allah tidak mengubah keadaan suatu kaum sehingga mereka mengubah keadaan yang ada pada diri mereka sendiri”

(QS. Ar-Ra'd : 11)



PERSEMBAHAN

Karya ini kuersembahkan untuk:

- 1. Bapak dan alm.Ibunda yang yercinta yang telah membesarkan ku hingga menjadi sekarang ini*
- 2. Semua kakak ku yang selalu memberi dukungan material mauopun spritual.*
- 3. Teman-teman Teknik Mesin '03 yang tak ada hentinya memberi dorongan dan motivasi.*

commit to user

ABSTRAK

HARDASA SATRIYA NUGRAHA, Simulasi Numerik Pengaruh Penambahan Plain Flap Pada Airfoil NACA 0012 Terhadap Distribusi Tekanan

Salah satu cara untuk menambah gaya angkat (lift) pada sebuah sayap pesawat terbang (airfoil) adalah dengan menambahkan plain flap yang dipasang pada bagian belakang airfoil. Simulasi numerik ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penambahan plain flap terhadap karakteristik distribusi tekanan pada airfoil.

Penelitian ini menggunakan airfoil NACA 0012 dengan plain flap sebagai benda uji untuk disimulasikan. Simulasi dilakukan dengan variasi sudut dan sudut defleksi flap. Panjang chord flap yang digunakan adalah 25 % dari panjang chord airfoil. Proses dari simulasi numerik ini menggunakan program CFD Fluent untuk mendapatkan plot grafik dan kontur dari koefisien tekanan.

Hasil simulasi menunjukkan bahwa penambahan plain flap dapat menambah luas area kurva tertutup distribusi tekanan, sehingga mampu menambah gaya angkat (lift) yang ditimbulkan untuk sudut serang yang sama. Kontur distribusi tekanan memperlihatkan perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah airfoil yang terjadi seiring dengan bertambahnya sudut serang dan sudut defleksi flap.

Kata Kunci : *NACA 0012, Plain Flap, Fluent, Koefisien Tekanan.*

ABSTRACT**HARDASA SATRIYA NUGRAHA, Numerical Simulation of Plain Flap Effect on NACA 0012 Airfoil toward Pressure Distribution**

One of the solution to increase lift from wing of an aircraft (airfoil) is to add plain flap on the airfoil at the leading edge. The objective of this numerical simulation is to know the effect of plain flap toward pressure distribution on an airfoil.

This research use NACA 0012 airfoil with plain flap as experiment tool to be simulated. The simulation was taken with variation in angle of attack and angle of flap deflection. Flap chord length is 25% of airfoil chord. The simulation used CFD Fluent to produce graphic plot and contour of pressure coefficient.

The result showed that adding a plain flap can increase the wide of closed curve area of pressure distribution, so it can increase the lift that produced at the same angle of attack. The contour of pressure coefficient showed the difference of pressure that occurred in upper and lower surface of the airfoil along with the increasing of angle of attack and flap deflection angle.

Key Words : *NACA 0012, PlainFlap, Fluent, Pressure coefficient.*

KATA PENGANTAR

Puji syukur kehadiran Allah SWT atas segala rahmat, karunia dan bimbingan-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi ini yang berjudul “Simulasi Numerik Pengaruh Plain Flap pada Airfoil NACA 0012 Terhadap Distribusi Tekanan”. Penulisan skripsi ini dimaksudkan untuk memenuhi salah satu syarat guna memperoleh gelar Sarjana Teknik di Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Sebelas Maret Surakarta.

Pada kesempatan ini penulis ingin menyampaikan terimakasih kepada semua pihak yang telah memberikan bantuannya baik secara langsung maupun tidak langsung, sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi ini. Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada :

1. Bapak Didik Djoko Susilo S.T., M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin FT UNS.
2. Bapak Eko Prasetya Budiana, S.T., M.T., selaku Pembimbing I tugas akhir, terima kasih atas bimbingan, kepercayaan, dan nasehat-nasehatnya.
3. Bapak Rendy Adhi Rachmanto, S.T., M.T., selaku Pembimbing II tugas akhir, terima kasih atas kesediaannya membimbing penulis dalam mengerjakan tugas akhir.
4. Bapak Wahyu P.L. S.T., M.T., selaku Koordinator tugas akhir.
5. Bapak Nurul Muhayat, S.T., selaku Pembimbing Akademis.
6. Bapak-bapak dosen di Jurusan Teknik Mesin UNS.
7. Kedua orang tuaku yang telah membesarkanku dengan segala perhatian dan dukungannya.
8. Kakak-kakakku yang selalu memberi motivasi
9. Teman-teman angkatan 2003 yang tak pernah berhenti membantu memberi dorongan semangat.
10. Semua pihak yang tidak dapat sebutkan satu persatu, atas segala bantuannya dalam proses penulisan skripsi ini.

commit to user

Penulis menyadari bahwa skripsi ini masih banyak terdapat kekurangan, untuk itu masukan dan saran yang membangun akan penulis terima dengan ikhlas dan penulis ucapkan terima kasih. Penulis berharap semoga skripsi ini dapat memberikan manfaat bagi penulis khususnya dan bagi pembaca pada umumnya.

Surakarta, September 2011



Penulis

BAB III	METODE PENELITIAN	21
3.1	Alat dan Bahan Penelitian	21
3.1.1	Alat Penelitian	21
3.1.2	Bahan Penelitian	21
3.2	Garis Besar Penelitian	21
3.3	Diagram Alir Penelitian	22
3.4	Pelaksanaan Penelitian	23
3.4.1	Permodelan dalam Gambit	23
3.4.2	Permodelan dalam Fluent	25
BAB IV	DATA DAN ANALISA	28
4.1	Validasi Program	28
4.2	Hasil Simulasi	30
4.2.1	Distribusi Tekanan Airfoil NACA 0012	30
4.2.2	Distribusi Tekanan Airfoil NACA 0012 dengan Plain Flap	33
BAB V	PENUTUP	42
5.1	Kesimpulan	42
5.2	Saran	42
DAFTAR PUSTAKA	43
LAMPIRAN	44

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Hasil Mesh dalam Gambit	4
Gambar 2.2 Distribusi kecepatan di sekeliling <i>airfoil</i>	5
Gambar 2.3 Distribusi tekanan di sekeliling <i>airfoil</i>	5
Gambar 2.4 Konfigurasi <i>plain flap</i> pada <i>airfoil</i> NACA 4412	6
Gambar 2.5 kontur kecepatan dan distribusi tekanan pada $h/c=0,1$, $Re=10^6$, $\alpha=2^0$	7
Gambar 2.6 Grafik distribusi tekanan dengan defleksi <i>flap</i> pada kondisi $h/c=0,1$, $Re=10^6$, $\alpha=2^0$	7
Gambar 2.7 Konfigurasi sudut serang $\alpha = 0^0$ dan sudut defleksi $\beta = 5^0$	8
Gambar 2.8 <i>Airfoil</i>	8
Gambar 2.9 <i>Plain flap</i>	10
Gambar 2.10 Pengaruh <i>plain flap</i> pada kurva <i>lift</i>	11
Gambar 2.11 Sebuah profil tekanan <i>airfoil</i>	12
Gambar 2.12 Grafik koefisien tekanan <i>airfoil</i>	13
Gambar 2.13 Gambar variasi distribusi tekanan <i>airfoil</i> pada berbagai sudut serang	13
Gambar 2.14 Prosedur permodelan <i>Fluent-Gambit</i>	16
Gambar 3.1 Diagram alir penelitian.....	22
Gambar 3.2 koordinat <i>airfoil</i> NACA 0012	23
Gambar 3.3 koordinat <i>airfoil</i> setelah diimport ke <i>Gambit</i>	23
Gambar 3.4 geometri <i>farfield boundary</i>	24
Gambar 3.5 Meshing dari geometri	25
Gambar 3.6 kontrol solution	26
Gambar 4.1 Grafik distribusi tekanan $\alpha = 0^0$	28
Gambar 4.2 Grafik distribusi tekanan a) $\alpha = 10^0$; b) $\alpha = 15^0$	29
Gambar 4.3 Grafik distribusi tekanan <i>airfoil</i> NACA 0012.....	30
Gambar 4.4 Kontur distribusi tekanan a) $\alpha = 0^0$; b) $\alpha = 6^0$; c) $\alpha = 12^0$	32
Gambar 4.5 Grafik distribusi tekanan <i>airfoil</i> NACA 0012 dengan <i>plain flap</i> pada $\alpha = 0^0$	34
Gambar 4.6 Kontur distribusi tekanan <i>airfoil</i> NACA 0012 dengan <i>plain flap</i> pada $\alpha = 0^0$ a) sudut defleksi = 5^0 ; b) sudut defleksi = 10^0	35

commit to user

Gambar 4.7 Kontur distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha=0^{\circ}$ sudut defleksi = 15° 36

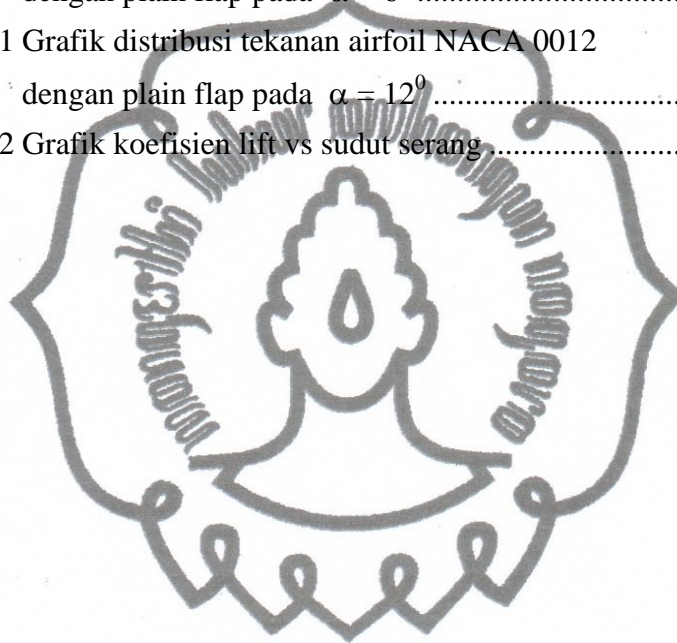
Gambar 4.8 Kontur distribusi kecepatan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha=0^{\circ}$ a) airfoil tanpa flap ; b) sudut defleksi = 5° c) sudut defleksi = 10° 37

Gambar 4.9 Kontur distribusi kecepatan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha=0^{\circ}$ sudut defleksi = 15° 38

Gambar 4.10 Grafik distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha = 6^{\circ}$ 39

Gambar 4.11 Grafik distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha = 12^{\circ}$ 40

Gambar 4.12 Grafik koefisien lift vs sudut serang 41



DAFTAR NOTASI

C_L	=	Koefisien gaya angkat
$C_{L \text{ maks}}$	=	Koefisien gaya angkat maksimum
C_P	=	Koefisien tekanan
P	=	Tekanan
P_∞	=	Tekanan udara bebas
Re	=	Bilangan Reynold
u	=	Variabel kecepatan arah x
v	=	Variabel kecepatan arah y
w	=	Variabel kecepatan arah z
\bar{V}	=	Kecepatan
α	=	sudut serang
ρ	=	massa jenis / densitas
∇	=	vektor operasi

BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Kemajuan teknologi memungkinkan untuk merubah metode penghitungan yang semula secara konvensional menjadi komputasional dalam menyelesaikan suatu permasalahan. Salah satu contohnya adalah *software* komputer yang telah dibuat oleh suatu perusahaan perangkat lunak, dapat digunakan dengan mudah untuk mengkalkulasi atau menghitung rentetan masalah secara cepat dan tepat.

Dalam penyelesaian masalah di bidang mekanika fluida telah dikenal istilah *Computational Fluid Dynamic (CFD)*. Teknologi *Software CFD* tersebut mampu digunakan untuk pengujian yang lebih atraktif bila dibandingkan dengan metode pengujian secara konvensional dimana modifikasi terhadap *prototype*-nya mampu meminimalisir waktu dan biaya yang dibutuhkan.

Dalam ilmu aerodinamika yang juga merupakan salah satu cabang dari ilmu mekanika fluida dikenal suatu bentuk yang disebut dengan *airfoil*. *Airfoil* adalah suatu bentuk geometri yang dibuat untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang lebih besar dari gaya hambat (*drag*) apabila ditempatkan pada sudut tertentu dalam suatu aliran fluida. Aplikasi dari *airfoil* sebenarnya sangatlah banyak, sebagai contoh; pada sayap pesawat, blade sebuah turbin dan impeller pada pompa sentrifugal.

Gaya angkat (*lift*) pada *airfoil* dapat terjadi akibat adanya perbedaan tekanan antara permukaan atas (*upper*) dengan permukaan bawah (*lower*) dari *airfoil* tersebut. Kecepatan aliran udara pada permukaan atas yang lebih cepat menyebabkan tekanan di daerah tersebut menjadi lebih rendah dibanding tekanan pada permukaan bawah yang kecepatan aliran udaranya lebih lambat.

Pada saat sebuah pesawat melakukan *take off* di landasan yang terbatas dibutuhkan gaya angkat tambahan pada sayap, selain itu penambahan daya angkat pada pesawat juga menuntut gaya angkat yang lebih tinggi. Untuk dapat menambah daya angkat tersebut solusinya yaitu dengan menambahkan suatu alat / *device* yang dikenal dengan istilah *High Lift Device (HLD)*.

HLD memiliki berbagai macam bentuk, salah satunya adalah *flap*. *Flap* merupakan *device* yang dipasang pada bagian belakang sayap pesawat (*trailing edge*). *Flap* juga memiliki berbagai macam tipe seperti *plain flap*, *slotted flap*, *fowler flap*, dan *split flap*.

Plain flap merupakan bentuk flap yang paling sederhana dimana bagian trailing edge dari airfoil dipasang engsel pada jarak tertentu sehingga dapat diputar keatas atau kebawah. Pada saat defleksi flap kebawah (sudut positif), maka koefisien *lift* maksimum (CL maks) akan mengalami peningkatan (Anderson, John D., 1991).

Selanjutnya akan dilakukan penelitian serta analisa lebih lanjut mengenai distribusi tekanan pada airfoil serta pengaruh penambahan *plain flap* secara simulasi dengan menggunakan bantuan *software* CFD yaitu Fluent.

1.2. Perumusan Masalah

1. Bagaimana karakteristik distribusi tekanan pada airfoil NACA 0012 yang terjadi melalui simulasi yang dilakukan dengan *software* CFD Fluent.
2. Bagaimana karakteristik distribusi tekanan pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan *plain flap* melalui simulasi dengan *software* CFD Fluent.

1.3. Batasan Masalah

Batasan masalah dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Model airfoil yang digunakan adalah NACA 0012.
2. Permodelan yang digunakan adalah *steady*, *inviscid* dan *incompressible*.
3. Fluida yang digunakan adalah gas yaitu udara.
4. Variasi yang dilakukan untuk sudut serang adalah 0° , 6° , 12° .
5. Variasi sudut defleksi plain flap : 5° , 10° , 15° .
6. Chord plain flap 25 %.
7. Kecepatan aliran udara sebesar 50 m/s.
8. Analisa dibatasi pada distribusi tekanan.
9. Pengujian dilakukan secara simulasi dalam 2 dimensi (2D) menggunakan *software* CFD Fluent.

1.4. Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah :

1. Mengetahui karakteristik distribusi tekanan pada *airfoil* NACA 0012 dengan berbagai variasi sudut serang..
2. Mengetahui pengaruh penambahan plain flap pada *airfoil* NACA 0012 terhadap karakteristik distribusi tekanan.

1.5. Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini diharapkan dapat menambah wawasan pengetahuan dalam bidang mekanika fluida khususnya aerodinamika. Manfaat praktisnya adalah hasil penelitian secara simulasi ini bisa membantu mendesain sayap pesawat sehingga mampu meminimalisir waktu dan biaya yang dibutuhkan dalam percobaan nyata.

1.6. Sistematika Penulisan

Sistematika penulisan tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

- BAB I : Pendahuluan, menjelaskan tentang latar belakang penelitian, perumusan masalah, batasan masalah, tujuan dan manfaat penelitian, serta sistematika penulisan.
- BAB II : Dasar teori, berisi tinjauan pustaka yang berkaitan dengan prinsip-prinsip dasar aerodinamika dan teori tentang CFD Fluent.
- BAB III : Metodologi penelitian, menjelaskan tentang cara penelitian serta permodelan *airfoil* menggunakan *software* CFD Fluent.
- BAB IV : Data dan analisa, berisi data hasil penelitian dan pembahasannya.
- BAB V : Penutup, berisi kesimpulan yang diperoleh dan saran-saran bagi penelitian selanjutnya.

DAFTAR PUSTAKA

LAMPIRAN

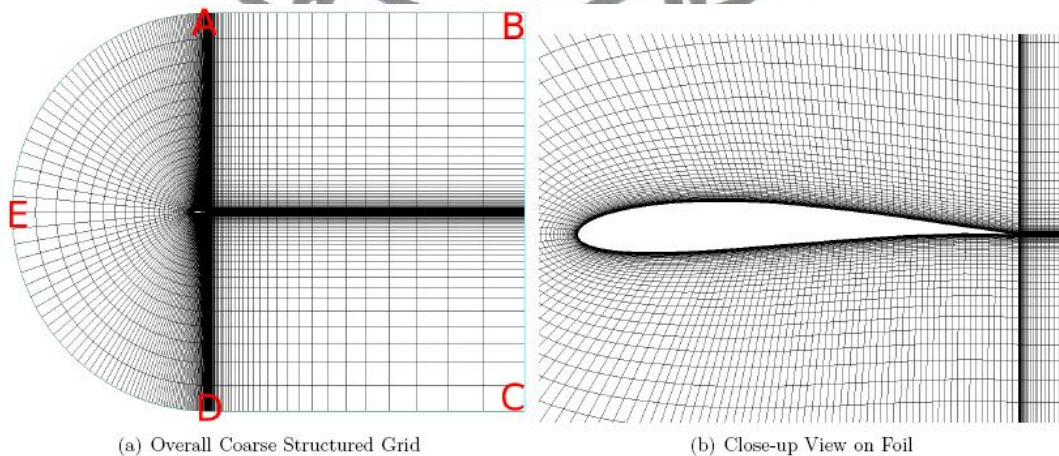
BAB II

LANDASAN TEORI

2.1 Tinjauan Pustaka

Marco Turcois (2008) membandingkan hasil dari simulasi aliran disekitar *airfoil joukowksi* dengan data hasil eksperimen dengan *wind tunnel* yang telah dilakukan di universitas british Columbia. Sebuah *airfoil joukowksi* dengan *chamber* 2,4% dan *chord thickness* 11,1% diujikan pada *Reynolds number* (Re) 3.3×10^5 dan 5.7×10^5 . *Lift* dan *drag* diukur menggunakan *force balance* untuk sudut serang antara -6° hingga 21° dengan interfal 3° . Distribusi tekanan juga diambil pada sudut serang 0° untuk kedua jenis re, sedangkan pada sudut 12° untuk $Re = 3.3 \times 10^5$ dan pada sudut 15° untuk $Re = 5.7 \times 10^5$.

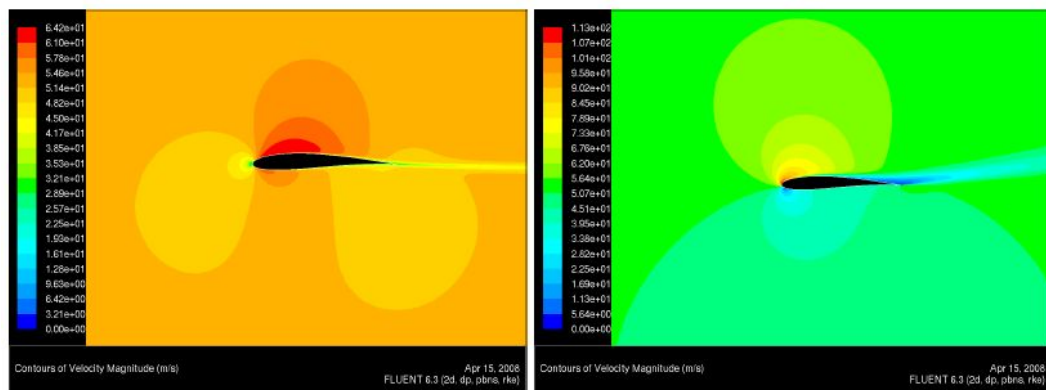
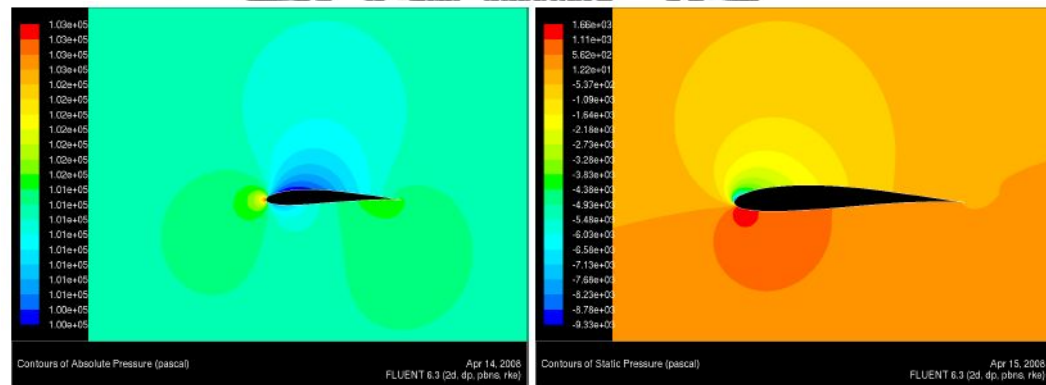
Geometri yang sama kemudian dibuat menggunakan *software* Gambit beserta dengan mesh / grid-nya seperti terlihat pada gambar 2.1. Kemudian medan kecepatan dan tekanan selanjutnya dihitung menggunakan program Fluent..



Gambar 2.1 Hasil Mesh dalam Gambit

Setelah dilakukan simulasi menggunakan Fluent didapatkan hasil plot dari kontur distribusi kecepatan dan distribusi tekanan seperti terlihat pada gambar 2.2 dan gambar 2.3.

commit to user

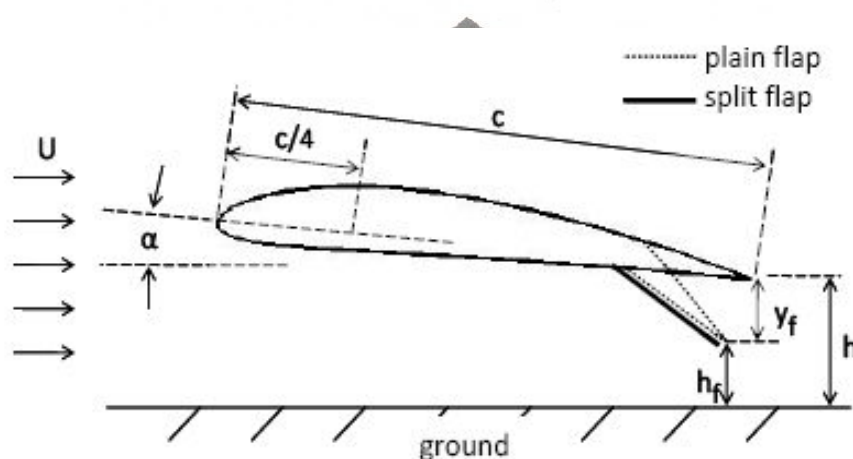
(a) Low Re , 0° (b) Low Re , 12° Gambar 2.2 Distribusi kecepatan di sekeliling *airfoil*(a) Low Re , 0° (b) Low Re , 12° Gambar 2.3 Distribusi tekanan di sekeliling *airfoil*

Dari hasil simulasi tersebut menunjukkan bahwa ciri-ciri yang tampak yang mengindikasikan hasil akurat secara kualitatif adalah sebagai berikut :

1. Titik stagnasi yang terletak pada *leading edge* dan *trailing edge* dari *airfoil*.
2. Daerah bertekanan tinggi di bagian permukaan bawah dari *airfoil* yang menyebabkan terjadinya *lift*.
3. Olakan yang terjadi di bagian belakang *airfoil* dimana fluida berakselerasi mengikuti kembali aliran *freestream*.

Dari hasil simulasi juga didapatkan koefisien *lift* dan *drag* yang kemudian dibandingkan dengan hasil eksperimen. Sudut *stall* dapat diprediksi secara tepat terjadi pada sudut serang 12° .

Alex E Ockten dan Konstantin I Matveev (2009) melakukan penelitian secara numerik mengenai pengaruh *flap* pada *airfoil* NACA 4412 2 dimensi terhadap aliran *viscous ground-effect*. Ada 2 jenis *flap* yang digunakan dalam eksperimen ini yaitu *plain flap* dan *split flap*. Konfigurasi *plain flap* yaitu dengan mendefleksikan *trailing edge* pada jarak 80% *chord*, sedangkan untuk *split flap* dengan menambahkan plat tipis di *trailing edge* pada jarak 80% *chord*. Berikut adalah gambar konfigurasi pemasangan *flap* pada *airfoil* NACA 4412.



Gambar 2.4 Konfigurasi *plain flap* pada *airfoil* NACA 4412

Keterangan gambar :

C = chord

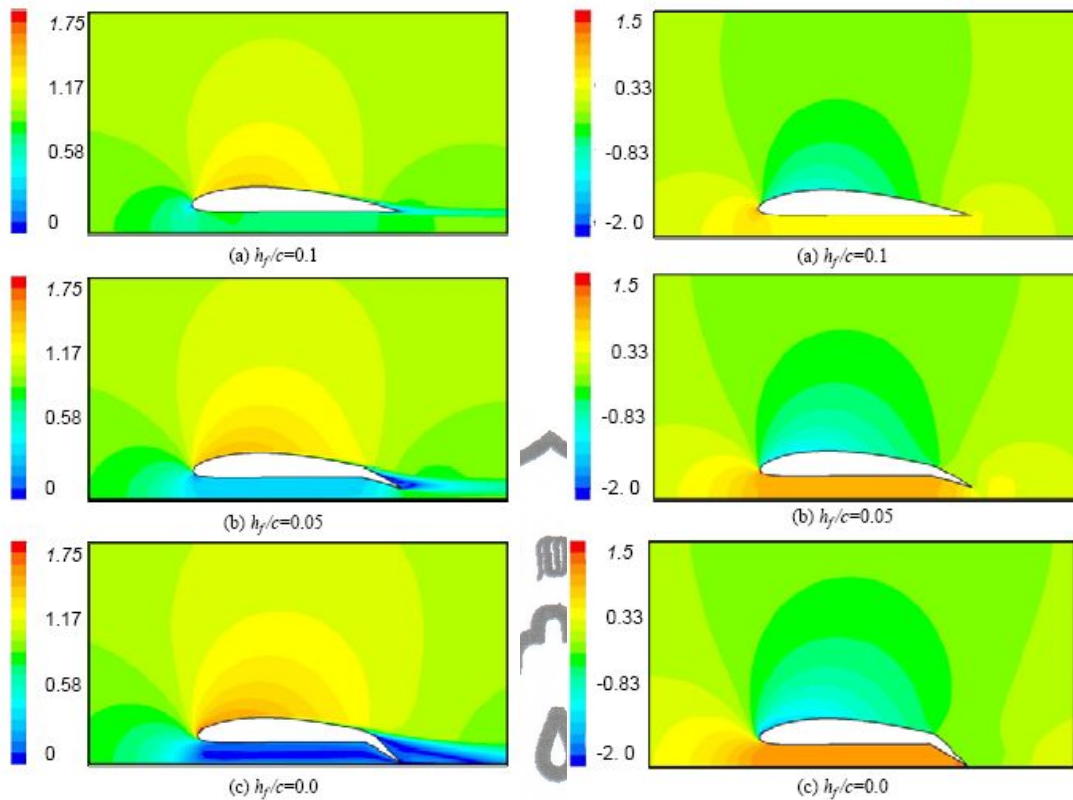
α = sudut serang

h = jarak ujung *trailing edge* tanpa *flap* dengan tanah

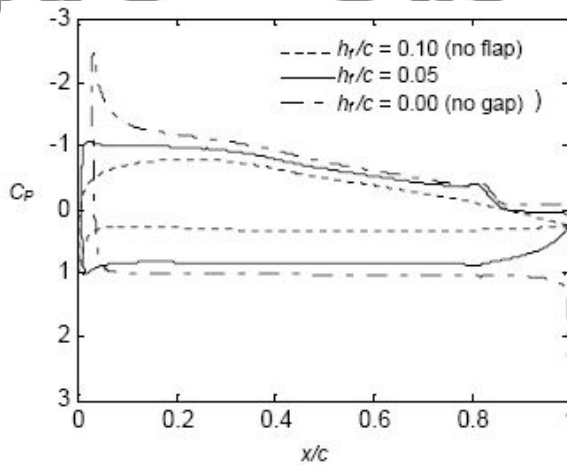
h_f = jarak ujung *flap* dengan tanah

y_f = total defleksi *flap*

variasi defleksi *flap* ditunjukkan oleh rasio antara jarak ujung *flap* dengan tanah (h_f) dan panjang *chord* (c) dengan notasi h_f/c . Berikut ini hasil simulasi yang didapat untuk variasi sudut serang = 2, $Re=10$, rasio ketinggian terhadap *chord* $h/c=0,1$



Gambar 2.5 kontur kecepatan dan distribusi tekanan pada $h/c=0,1$, $Re=10^6$, $\alpha=2^0$.

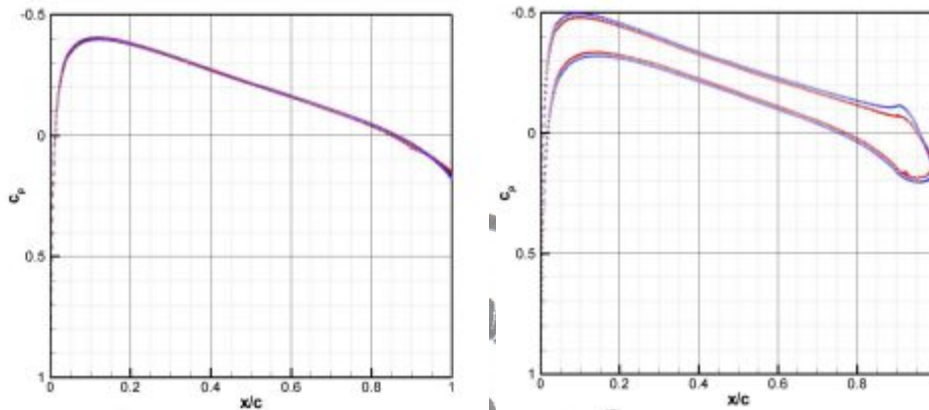


Gambar 2.6 Grafik distribusi tekanan dengan defleksi *flap* pada kondisi $h/c=0,1$, $Re=10^6$, $\alpha=2^0$

Dari hasil simulasi tersebut menunjukkan bahwa semakin besar defleksi *flap* maka gaya angkat yang dihasilkan meningkat untuk sudut serang yang sama hal ini dapat dilihat pada area grafik distribusi tekanan yang lebih luas.

Tim Behrens dkk (2007) menggunakan metode *immersed boundary* untuk mengetahui aliran disekitar *airfoil* NACA 0012 dengan *trailing edge flap* 10%

untuk aliran *incompressible* menggunakan *solver EllipSys2D*. Perhitungan dilakukan menggunakan model turbulen pada $Re = 10^6$. Hasilnya didapatkan berupa plot distribusi tekanan untuk berbagai konfigurasi sudut defleksi *flap* dan sudut serang *airfoil*.

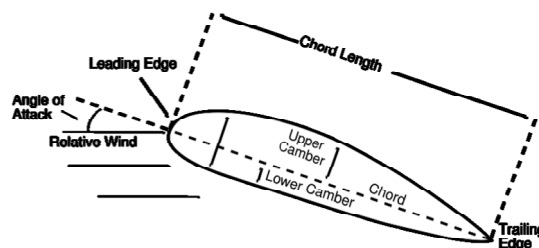


Gambar 2.7 Konfigurasi sudut serang $\alpha = 0^0$ dan sudut defleksi = 5^0

2.2 Dasar Teoritis

2.2.1 Airfoil

Airfoil merupakan suatu bentuk yang dibuat untuk menghasilkan gaya *lift* yang lebih besar dari gaya *drag* pada saat ditempatkan pada sudut tertentu pada suatu aliran udara. *Airfoil* mempunyai bentuk ujung yang lancip untuk menjamin aliran udara sedapat mungkin *streamline* (Clancy L.J, 1975)



Gambar 2.8 Airfoil

Keterangan :

- *Leading edge* : Sisi depan *airfoil*
- *Trailing edge* : Sisi belakang *airfoil*
- *Chord line* : Garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge* (c).

- *Camber* : Jarak maksimum antara *mean camber line* dan *chord line*, diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

NACA (National Advisory Committee of Aeronautics) mengklasifikasikan airfoil berdasarkan bentuk geometri atau properti aerodinamiknya menggunakan bentuk sistem angka. Penamaan *airfoil* NACA ini telah dikembangkan sejak tahun 1930-an, dimulai dengan penamaan menggunakan 4 digit angka. Dimana setiap digit memiliki arti sebagai berikut:

- Digit pertama : maksimum *camber* dalam 1/100 dari panjang *chord* (m).
- Digit kedua : lokasi dari maksimum *camber* sepanjang *chord* dalam 1/10 dari panjang *chord* (p).
- 2 digit terakhir : tebal maksimum dalam 1/100 dari panjang *chord* (t).

Contoh : airfoil NACA 4412

- Maksimum *camber* (m) = 0,04 C atau - 4% *Chord*
- Lokasi (p) = 0,4 C - 40% *Chord*
- Tebal Maksimum (t) = 0,12 C - 12% *Chord*

Airfoil simetri adalah *airfoil* yang memiliki bentuk yang sama antara atas dan bawah *chord line*, dan tidak mempunyai *camber*. Contoh : NACA 0012 (*airfoil* simetri dengan tebal maksimum 12%).

Dengan menggunakan nilai m,p, dan t maka kita dapat menentukan koordinat dari airfoil NACA seri 4 digit menggunakan langkah-langkah sebagai berikut :

- Pilih nilai koordinat x mulai dari leading edge (x=0) hingga *trailing edge* (x=c).
- Menghitung distribusi ketebalan (y_t) menggunakan persamaan berikut :

$$y_t = \frac{t}{0.2} (0,2969 \sqrt{x} - 0,126x - 0,35160x^2 + 0,843x^3 - 0,1015x^4)$$

- Menghitung *mean chamber line* (y_c) dari airfoil. Untuk *airfoil* NACA seri 4 digit, *mean chamber line* ditentukan dengan persamaan berikut :

$$y_e = \frac{m}{p^2} (2px - x^2) \quad \text{Untuk } 0 < x < p$$

$$y_e = \frac{m}{(1-p)^2} \left((1-2p) + 2px - x^2 \right) \quad \text{Untuk } p < x < 1$$

- Menentukan koordinat airfoil menggunakan hubungan sebagai berikut :

$$X_u = x - y_e \sin(\theta)$$

$$Y_u = y_e - y_e \cos(\theta)$$

$$X_l = x + y_e \sin(\theta)$$

$$Y_l = y_e - y_e \cos(\theta)$$

Dimana :

θ = sudut dari gradien *mean chamber line* pada koordinat sumbu x

X_u = nilai koordinat x untuk permukaan atas *airfoil* (*upper*)

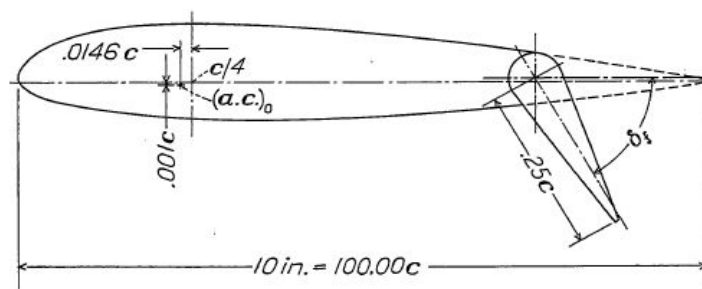
Y_u = nilai koordinat y untuk permukaan atas *airfoil* (*upper*)

X_l = nilai koordinat x untuk permukaan bawah *airfoil* (*lower*)

Y_l = nilai koordinat y untuk permukaan bawah *airfoil* (*lower*)

2.2.2 Plain Flap

Plain flap merupakan salah satu jenis *high lift device* yang dipasang pada bagian *trailing edge*.

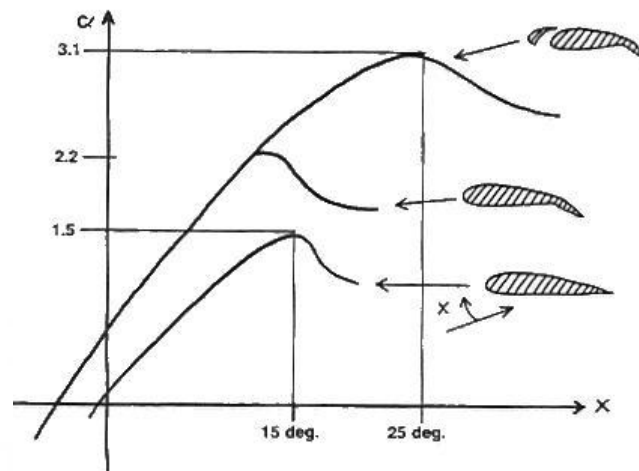


Gambar 2.9 *Plain flap*

Flap dipasang menggunakan engsel sederhana pada jarak tertentu dan dapat berputar ke atas atau ke bawah. Pada saat berputar kebawah (sudut positif)

commit to user

maka akan menyebabkan CL maks bertambah sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 2.10



Gambar 2.10 Pengaruh *plain flap* pada kurva *lift*

Dari gambar diatas terlihat bahwa pada sudut serang 0^0 telah timbul lift pada airfoil. Selain bertambahnya CL maks defleksi *flap* juga mempengaruhi sudut *stall* sehingga menjadi berkurang seiring bertambahnya sudut defleksi *flap*.

2.2.3 Koefisien Tekanan

Suatu aliran udara yang mengalir dan melewati sebuah benda akan menekan di setiap bagian benda yang dilewatinya. Tekanan statis adalah tekanan pada saat kecepatan mencapai nol dan berada sejajar dengan arah aliran. Sedangkan tekanan dinamis adalah tekanan yang besarnya merupakan selisih antara tekanan statis dan tekanan stagnasi. Adapun tekanan stagnasi dapat diperoleh dari persamaan Bernoulli,

$$P_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 + gz_0 = P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 + gz_1$$

Dimana, $Z_0 = Z_1$ (dari keadaan stagnasi)

$$V_0 = 0$$

Sehingga,

$$P_0 = P_1 + \frac{1}{2} \rho V^2$$

P_1 adalah tekanan statis dan $\frac{1}{2} \rho V^2$ merupakan tekanan dinamis dimana V merupakan kecepatan aliran lokal. Penjumlahan tekanan statis dan tekanan dinamis menghasilkan tekanan total. Sehingga,

$$P_{\text{total}} = P_{\text{statis}} + P_{\text{dinamis}}$$

$$P_{\text{total}} = P_1 + \frac{1}{2} \rho V^2$$

Sedangkan koefisien tekanan (C_p) adalah selisih antara pengukuran tekanan lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{P - P_{\infty}}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

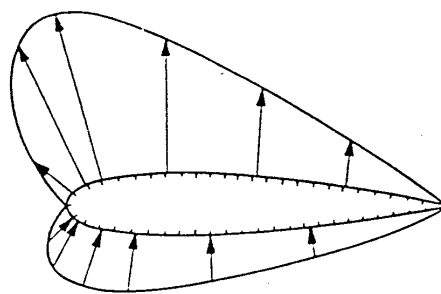
Dimana : P = Tekanan lokal (Pa)

P_{∞} = Tekanan aliran bebas (Pa)

$\frac{1}{2} \rho V^2$ = Tekanan dinamis dalam aliran bebas (Pa).

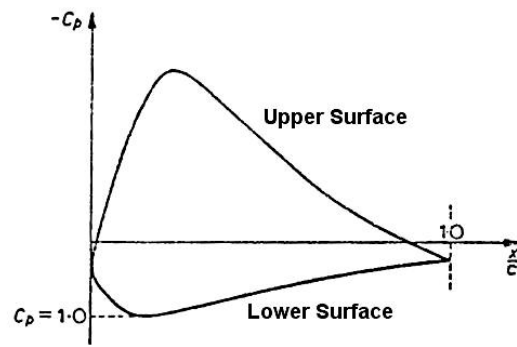
2.2.4 Distribusi Tekanan

Ketika sebuah aliran udara bergerak melewati sebuah airfoil, maka akan terdapat perbedaan kecepatan lokal di sekeliling airfoil, dan hal ini mengakibatkan perbedaan tekanan statis di sekeliling airfoil juga. Kecepatan aliran yang besar akan menyebabkan tekanannya menjadi kecil, dan hal ini juga berlaku kebalikannya. Apabila tekanan yang dikaji lebih besar dari tekanan udara bebas, maka tekanan tersebut disebut dengan tekanan positif, sedangkan apabila lebih kecil dari tekanan udara bebas maka disebut dengan tekanan negatif, atau biasa disebut dengan tekanan *suction*.



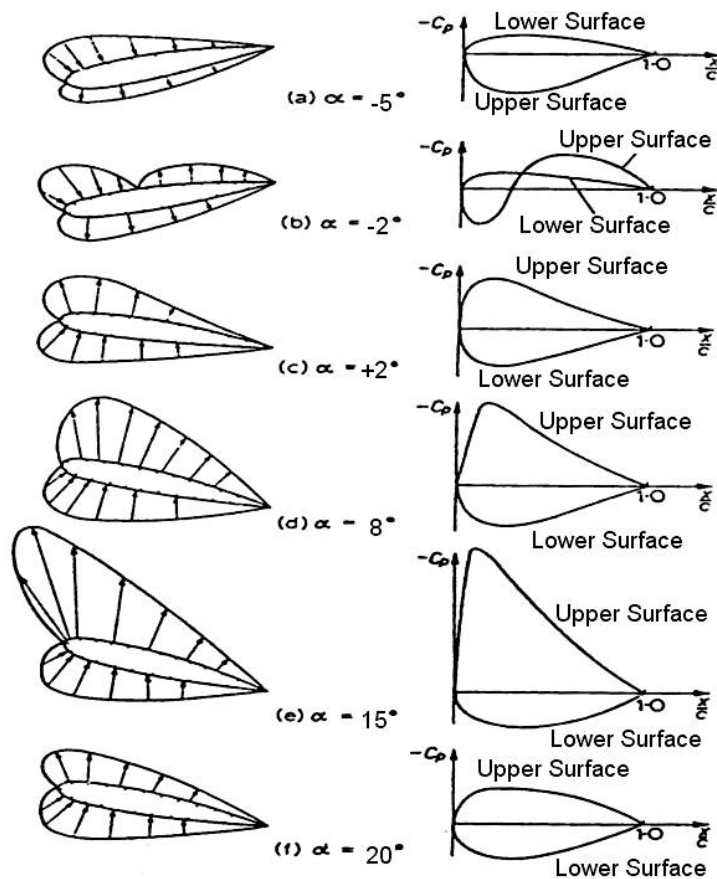
Gambar 2.11 Sebuah profil tekanan *airfoil*

Gambar di atas menerangkan profil tekanan di setiap bagian *airfoil*. Arah panah yang menuju ke *airfoil* berarti memiliki tekanan positif, sedangkan arah panah yang menuju ke udara bebas berarti memiliki tekanan negatif.



Gambar 2.12 Grafik koefisien tekanan *airfoil*

Grafik di atas menunjukkan koefisien tekanan dari sebuah *airfoil* di sepanjang *chord*. Koefisien tekanan yang bernilai negatif berada di atas garis horisontal, sedangkan koefisien tekanan yang paling besar ($C_p = 1$) berada di bawah garis horisontal.



Gambar 2.13 Gambar variasi distribusi tekanan airfoil pada berbagai sudut serang

(Clancy, L.J., 1975)
commit to user

Pada sudut serang -5° , titik stagnasi berada di bagian atas, sehingga gaya lift yang terjadi adalah negatif (bergerak ke bawah). Pada sudut serang -2° , titik stagnasi masih berada di bagian atas, sehingga gaya lift masih negatif. Sedangkan pada sudut serang 2° , titik stagnasi berada di bagian bawah. Sehingga hal ini mengakibatkan tekanan menjadi positif, dan terjadi gaya lift ke atas.

2.2.5 Persamaan Dasar Aliran

a. Persamaan Kontinuitas

Persamaan yang menyatakan hukum kekekalan massa. Persamaan ini menjelaskan bahwa laju peningkatan massa dalam suatu elemen fluida sama dengan total laju aliran massa yang memasuki elemen fluida tersebut.

Bentuk persamaan :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} = 0$$

$$\frac{d\rho}{dt} + \nabla(\rho \cdot \vec{V}) = 0$$

Untuk aliran *incompressible* ($\rho = \text{konstan}$) 2D maka persamaan menjadi :

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

b. Persamaan momentum

Persamaan ini menyatakan bahwa laju peningkatan momentum dari suatu partikel fluida sama dengan resultan seluruh gaya eksternal yang bekerja pada partikel fluida tersebut. Untuk aliran fluida tanpa gesekan (*inviscid*) maka persamaan momentum ini disebut dengan Persamaan Euler. Karena tak adanya gesekan maka tidak ada tegangan geser dan tegangan normalnya merupakan nilai negatif dari tekanan termodinamik. Persamaan Euler ditulis sebagai berikut :

$$\rho \vec{g} - \nabla p = \rho \left(\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + u \frac{\partial \vec{V}}{\partial x} + v \frac{\partial \vec{V}}{\partial y} + w \frac{\partial \vec{V}}{\partial z} \right)$$

Untuk aliran *steady, incompressible* 2D maka persamaan menjadi :

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x}$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y}$$

2.2.6 Teori Tentang Fluent-Gambit.

2.2.6.1 Pendahuluan

Teknologi Software *CFD* sangat berguna bagi para teknisi dan peneliti. Hal ini dikarenakan dengan software *CFD* mampu dilakukan pengujian yang lebih atraktif bila dibandingkan dengan metode pengujian konvensional dimana modifikasi terhadap *prototype*-nya mampu meminimalisir waktu dan biaya yang dibutuhkan. Fluent merupakan program komputer yang digunakan untuk memodelkan aliran fluida dan transfer panas, penggunaan software *CFD* Fluent memungkinkan untuk melakukan simulasi sejumlah kondisi dengan berbagai parameter pengujian sehingga didapatkan hasil terbaik sebelum dilakukan pada *prototype* yang nyata.

2.2.6.2 Prosedur Pemodelan Geometri Menggunakan Fluent – Gambit.

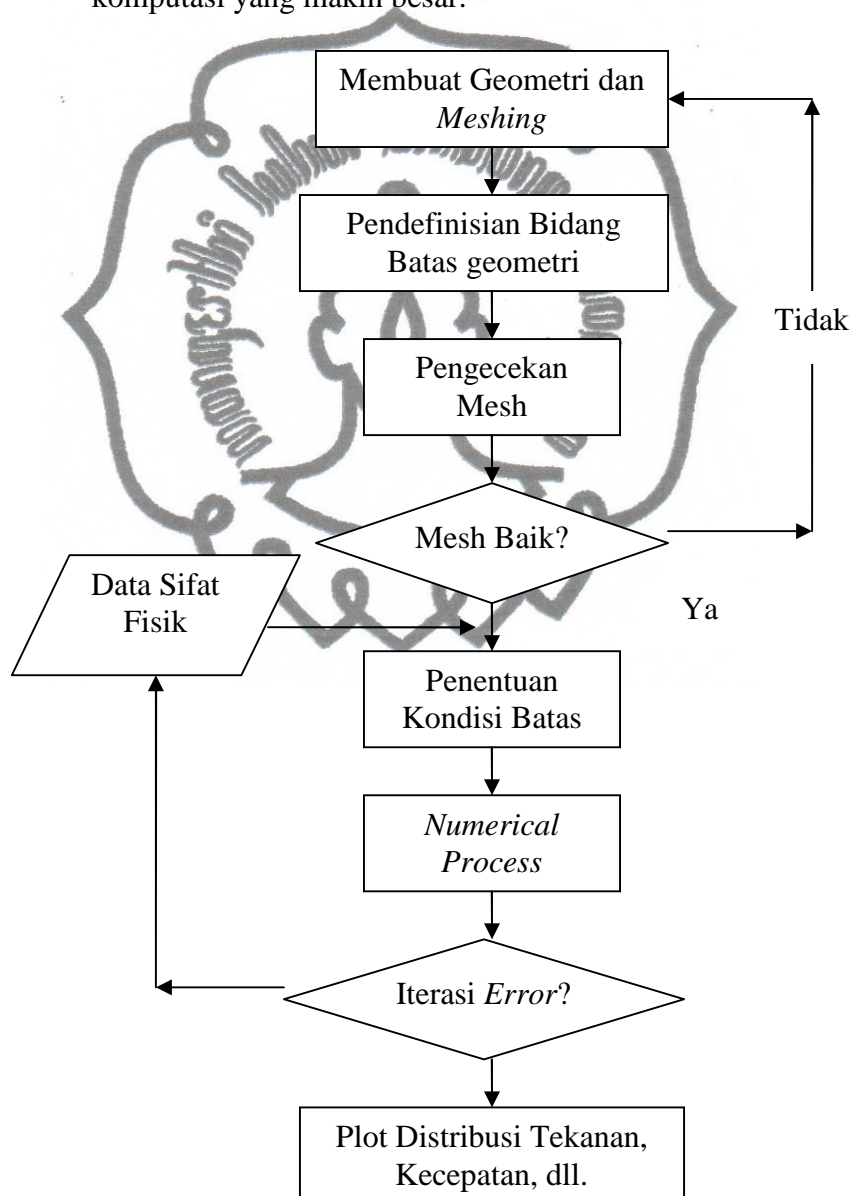
Fluent adalah salah satu jenis program *CFD* yang menggunakan metode volume hingga (*finite volume method*) dalam memecahkan persamaan aliran fluida. Agar dapat memodelkan dan mensimulasikan dengan menggunakan *Fluent*, model geometri harus terlebih dulu dibuat dan berbagai parameter simulasi harus terlebih dulu ditentukan. Gambit berfungsi untuk membuat model geometri, melakukan meshing pada model, dan mendefinisikan bidang operasi pada model. Untuk lebih jelasnya prosedur permodelan menggunakan *Fluent-Gambit* bisa dilihat dalam Gambar 2.14.

a) Membuat Geometri

Geometri dibuat dengan menggunakan Gambit

b) Proses Meshing

Setelah geometri selesai dibuat, perlu dilakukan proses *meshing* (membagi volume menjadi bagian-bagian kecil) agar dapat dianalisis pada program CFD. Ukuran mesh yang terdapat pada suatu obyek akan mempengaruhi ketelitian dan daya komputasi analisis CFD. Semakin kecil/halus mesh yang dibuat, maka hasil yang didapatkan akan semakin teliti, namun dibutuhkan daya komputasi yang makin besar.

Gambar 2.14 Prosedur permodelan *Fluent-Gambit*.*commit to user*

c) Pendefinisian Tipe Batas (*Boundary*) dan Kontinum

Untuk simulasi, semua bidang harus ditentukan tipe batasnya (*boundary*). Apabila tidak ditentukan, maka *Fluent* akan mendefinisikan bidang sebagai dinding secara otomatis. Setiap volum (kontinum) yang ada dalam model harus didefinisikan. Jenis kontinum yang terdapat pada *Gambit* adalah fluida dan padatan. Apabila tidak didefinisikan, secara otomatis *Fluent* akan mendefinisikan kontinum sebagai udara.

d) Pemilihan *Solver*

Pada awal menjalankan *Fluent*, harus ditentukan solver yang akan digunakan. Terdapat beberapa pilihan, antara lain: 2 dimensi *single precision* atau *double precision* dan 3 dimensi *single precision* atau *double precision*. *Double precision* memiliki tingkat ketelitian diatas *single precision*, namun membutuhkan daya komputasi yang lebih besar. *Double precision* dibutuhkan untuk simulasi geometri yang sangat panjang, diameter yang sangat kecil, atau kasus konveksi dengan perbedaan konduktivitas yang tinggi.

e) Mengimpor Model dan Memeriksa Mesh

Model yang telah dibuat di *GAMBIT* harus dibuka di *FLUENT* untuk melakukan simulasi yang diinginkan. Proses membuka model dapat dilakukan dengan perintah:

File → *Read* → *Case*

File yang dapat dibuka adalah file dengan ekstensi *.msh dan *.cas. File dengan ekstensi *.msh adalah file model yang telah di-mesh. File dengan ekstensi *.cas adalah file kasus berisi model dan berbagai parameter simulasi yang telah ditentukan sebelumnya.

Setelah berhasil membaca file model, mesh yang ada harus dicek terlebih dahulu. Proses pengecekan dilakukan dengan perintah:

Grid → *Check*

Apabila tidak terdapat pesan error pada konsol Fluent atau nilai minimum volume adalah negatif, maka proses dapat dilanjutkan.

Selain itu, perlu juga geometri dikembalikan ke skala dasar pada saat pembuatan, yaitu dengan perintah:

Grid → *Scale*

f) Parameter *Solver*

Pada menu *solver* terdapat beberapa parameter yang harus ditentukan, yaitu formulasi *solver*, ruang model (*space*), waktu (*time*), dan formulasi kecepatan.

Define → *Model* → *Solver*

g) Kondisi Material

Kondisi material fluida yang akan dipakai dapat ditentukan dengan perintah:

Define → *Material*

h) Kondisi Operasi

Kondisi operasi merupakan salah satu parameter yang harus didefinisikan oleh pengguna Fluent. Data yang harus dimasukkan pada kondisi operasi adalah tekanan udara sekitar dan percepatan gravitasi. Kondisi operasi ditentukan dengan :

Define → *Operating Condition*

i) Kondisi Batas

Kondisi batas merupakan data masukan yang sangat penting untuk simulasi aliran dengan Fluent. Kondisi batas yang digunakan harus merupakan parameter aliran yang dapat dipercaya nilainya. Secara garis besar pemodelan terdiri dari beberapa kondisi batas, yaitu:

commit to user

1. *Velocity Inlet*

Lokasi kondisi batas ini berada pada sisi masuk daerah saluran. Nilai masukan yang dibutuhkan adalah kecepatan aliran serta arah aliran. Pada kondisi batas ini, kecepatan masuk aliran dapat dibuat selalu tetap atau selalu berubah sepanjang geometri.

2. *Pressure Outlet*

Kondisi batas ini dipakai pada sisi keluar fluida. Kondisi batas ini dipilih apabila nilai tekanan statik pada sisi keluaran diketahui atau minimal dapat diperkirakan mendekati nilai sebenarnya. Pada kondisi batas ini diperlukan nilai masukan berupa tekanan statik serta arah aliran.

3. *Wall*

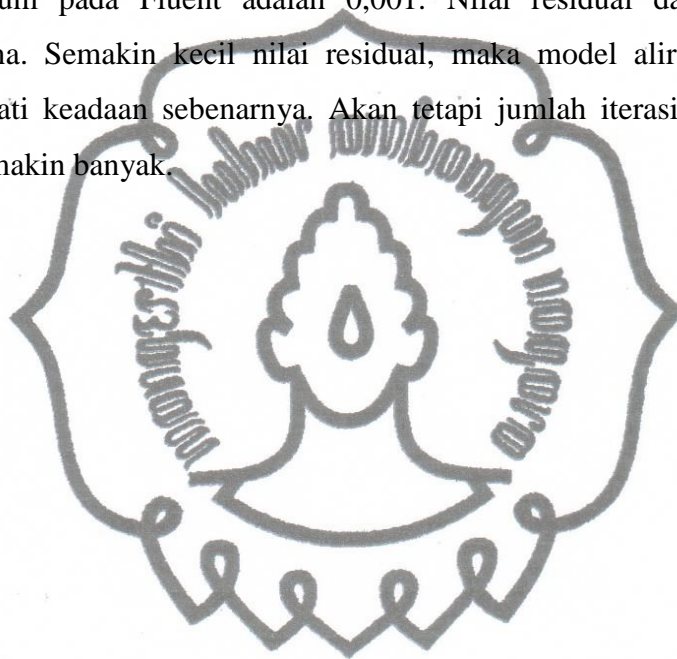
Seluruh dinding yang terdapat pada saluran (termasuk katup dan sudu) didefinisikan sebagai dinding. Tidak ada nilai yang harus dimasukkan pada kondisi batas ini apabila dinding tidak bergerak terhadap waktu dan tidak melakukan perpindahan panas (adiabatik). Namun, apabila dinding bergerak terhadap waktu, maka perlu untuk memasukkan kecepatan putar, sumbu putaran, dan titik asal putaran.

2.2.6.3 *Iterasi*

Iterasi adalah perhitungan dengan menggunakan metode coba-coba yang dilakukan berulang kali. Fluent akan memulai perhitungan setelah inisiasi aliran (fluida mulai dialirkan). Iterasi akan terus dilakukan hingga tercapai konvergensi atau batas jumlah iterasi yang ditetapkan.

2.2.6.4 Parameter Penyelesaian Dalam Fluent.

Dengan menggunakan Fluent maka permasalahan aliran fluida akan diselesaikan secara numerik. Dasarnya meliputi penentuan konvergensi, sehingga solusinya akurat untuk semua jangkauan dari variabel aliran. Konvergen, berarti parameter aliran pada batas-batas aliran yang ada sudah mendekati nilai kondisi batas yang ditetapkan sebelumnya. Skala konvergensi pada Fluent diterjemahkan dalam bentuk residual. *Default* nilai residual maksimum pada Fluent adalah 0,001. Nilai residual dapat diubah oleh pengguna. Semakin kecil nilai residual, maka model aliran akan semakin mendekati keadaan sebenarnya. Akan tetapi jumlah iterasi yang diperlukan juga semakin banyak.



BAB III METODE PENELITIAN

3.1 Alat dan Bahan Penelitian

3.1.1 Alat Penelitian

- a. Seperangkat personal komputer dengan spesifikasi :
 - Prosesor AMD Athlon 1800+
 - Memori 256 MB
- b. Perangkat lunak Fluent v6.2 dan Gambit v6.2

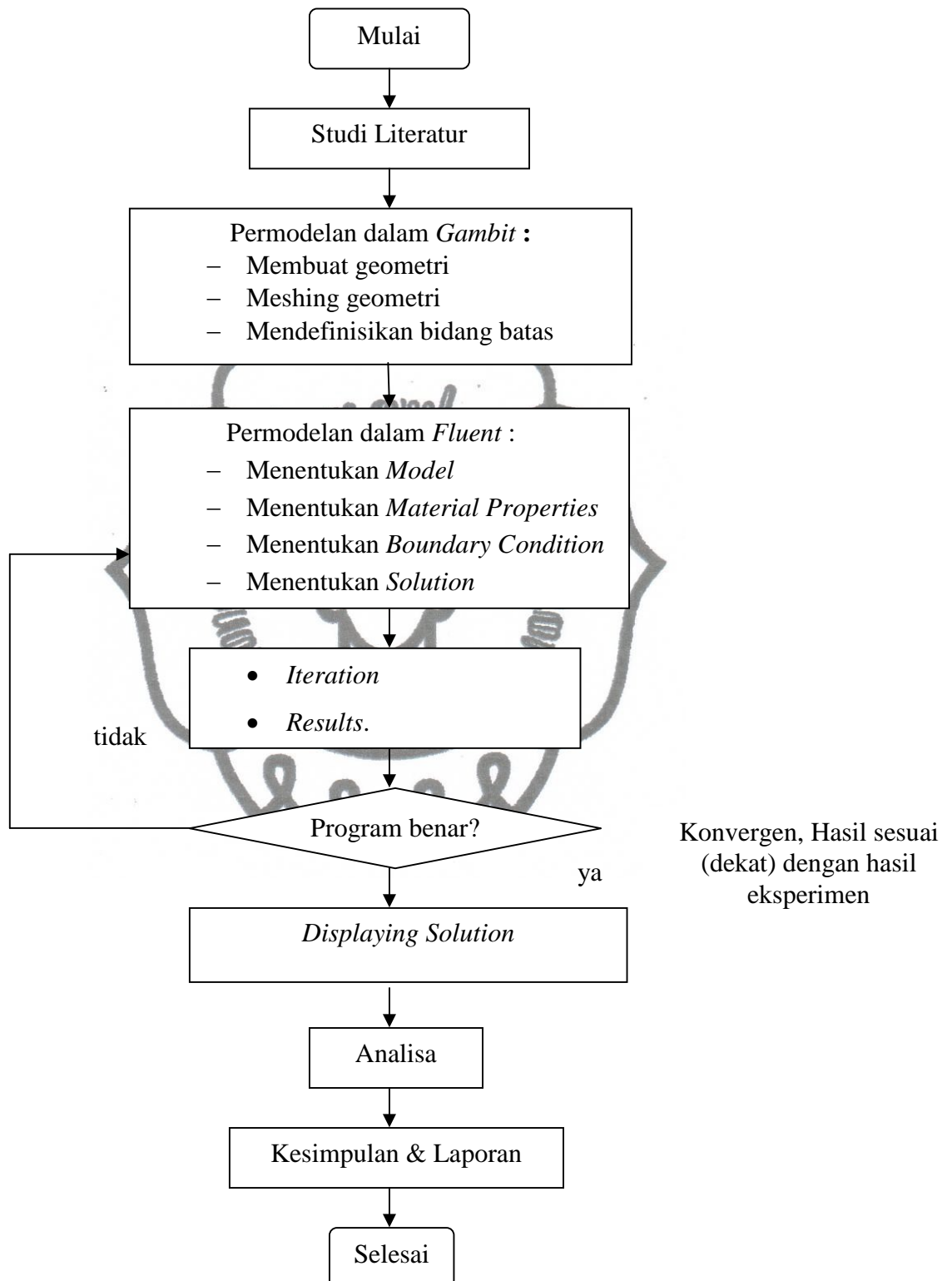
3.1.2 Bahan Penelitian

- a. Bahan berupa literatur berisi hasil-hasil penelitian terdahulu yang berkaitan dengan penelitian yang sedang dikerjakan .
- b. Buku-buku referensi penunjang penelitian

3.2 Garis Besar Penelitian

- a. Mengumpulkan dan mempelajari literatur berupa hasil - hasil penelitian terdahulu, buku penunjang, dan jurnal – jurnal.
- b. Melakukan Permodelan dalam Gambit :
 - Membuat geometri
 - *Meshing* geometri
 - Pendefinisian bidang batas pada geometri
- c. Melakukan Permodelan dalam Fluent :
 - Menentukan *Model*.
 - Menentukan *Material Properties*.
 - Menentukan *Boundary Condition*.
 - Menentukan *Solution*.
- d. Melakukan iterasi dan analisa visualisasi awal
- e. Memperbaiki kekurangan dalam permodelan
- f. Membuat visualisasi hasil program
- g. Menyusun laporan

3.3 Diagram Alir Penelitian



Gambar 3.1 Diagram alir penelitian

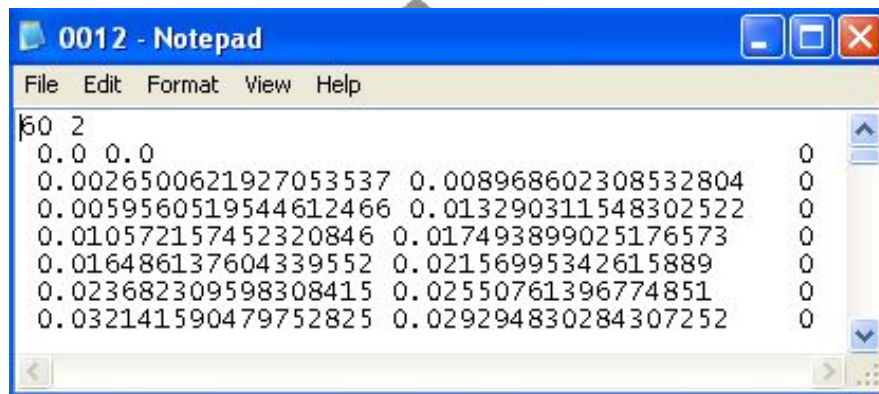
commit to user

3.4 Pelaksanaan Penelitian

3.4.1 Permodelan dalam *Gambit*.

1. Membuat Geometri *Airfoil* NACA 0012.

Pembuatan geometri *airfoil* dilakukan dengan memasukkan data koordinat-koordinat dari *airfoil* NACA 0012 menggunakan notepad yang kemudian data tersebut diimport ke dalam program *Gambit*. Data koordinat yang dimasukkan terlihat pada gambar 3.2



Gambar 3.2 koordinat *airfoil* NACA 0012

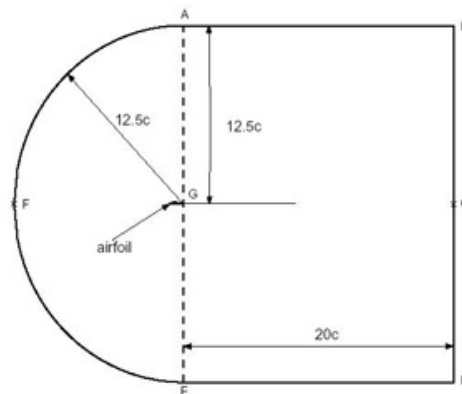
Pada baris pertama menunjukkan jumlah titik pada tiap sisi adalah 60 dan jumlah sisinya adalah 2, yaitu sisi untuk koordinat permukaan atas (*upper*) dan permukaan bawah (*lower*). Kemudian data tersebut diimport ke dalam program *Gambit* setelah sebelumnya disimpan dalam file 0012.dat.



Gambar 3.3 koordinat *airfoil* setelah diimport ke *Gambit*

commit to user

2. Membuat geometri *farfield boundary*



Gambar 3.4 geometri *farfield boundary*

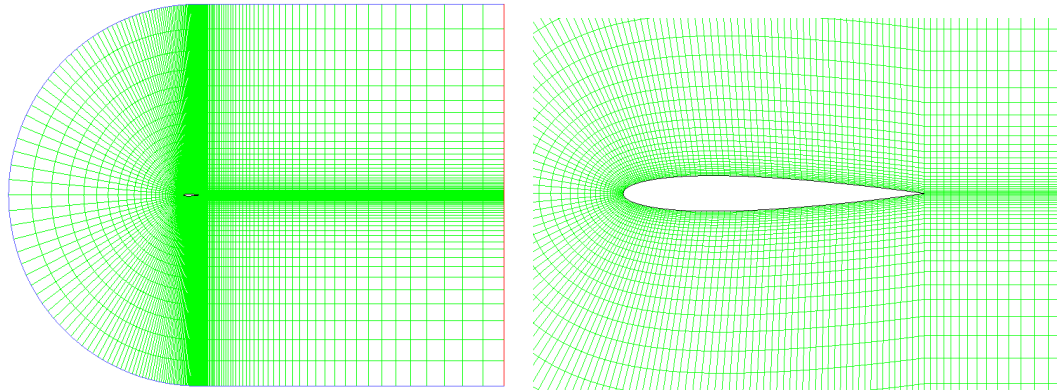
Farfield boundary dibuat dalam program gambit dengan cara membuat titik – titik dan menghubungkannya dengan garis sehingga membentuk geometri seperti gambar

3. Membuat mesh

Mesh dibuat pada ruang antara *arfoil* dengan *farfield boundary*. Pembuatan mesh didasarkan pada kriteria sebagai berikut :

- a. Mesh di daerah dekat *airfoil* dibuat lebih halus, semakin mendekati *farfield boundary* mesh dapat dibuat lebih kasar. Hal ini dikarenakan daerah yang dekat dengan *airfoil* adalah daerah yang paling banyak terjadi perubahan aliran udara.
- b. Pada permukaan *airfoil* di bagian *leading edge* dibuat mesh lebih halus karena merupakan daerah kritis dimana terjadi perubahan aliran yang signifikan.
- c. Perubahan ukuran mesh dibuat sehalus mungkin karena perubahan yang terlalu besar dan tidak kontinu akan mengurangi keakuratan perhitungan numerik.

Gambar 3.5 menunjukkan meshing yang dibuat pada geometri yang selanjutnya akan didefinisikan kondisi batasnya.



Gambar 3.5 Meshing dari geometri

4. Menentukan tipe kondisi batas
 Sebelumnya dinding-dinding batas yang telah dibuat tersebut diberi nama atau notasi untuk tiap-tiap bagiannya dan kemudian ditentukan tipe kondisi batasnya yaitu sebagai berikut :
 - a. Dinding sebelah kiri diberi nama *farfield 1* dengan jenis kondisi batas sebagai *Velocity Inlet*, merupakan sisi masuk dari aliran udara.
 - b. Dinding atas dan bawah diberi nama *farfield 2* dengan jenis kondisi batas sebagai *Velocity Inlet*.
 - c. Dinding sebelah kanan diberi nama *farfield 3* dengan jenis kondisi batas sebagai *pressure outlet*, merupakan daerah keluaran aliran udara.
 - d. Untuk *airfoil* ditentukan jenis kondisi batasnya sebagai *wall* yaitu daerah batas dalam model dengan karakteristik solid.

3.4.2 Permodelan Dalam *Fluent*.

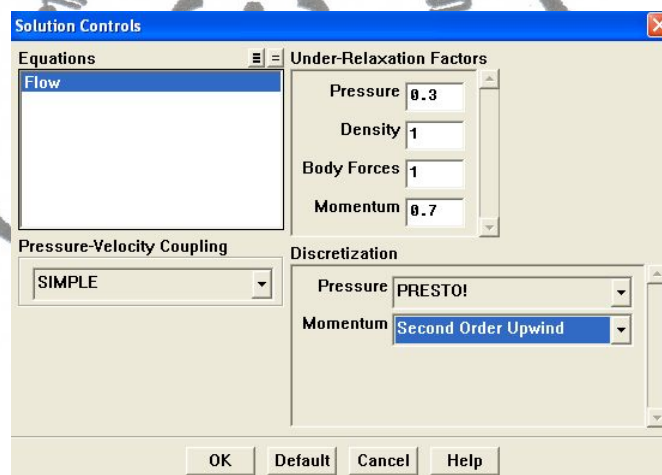
Setelah tiap-tiap kondisi batas didefinisikan, langkah selanjutnya adalah melakukan pemodelan dengan *Fluent*. Kondisi-kondisi yang perlu diperhatikan:

1. Pilih parameter *solver segregated* dengan keadaan waktu *steady*.
2. Pilih *inviscid* model pada parameter viscous model.
3. Pada menu pemilihan material secara otomatis *Fluent* sudah memilih material sebagai udara (air).
4. Kondisi Operasional Model *commit to user*

Pada Fluent secara otomatis (*default*) sudah tercantum tekanan udara standar permukaan laut saat beroperasi yaitu 101325 Pa.

5. Pemilihan Kondisi Batas (*Boundary Condition*)
 - a. memilih *farfield 1* dan *farfield 2* sebagai masukan aliran udara (*velocity inlet*) kemudian memasukkan nilai komponen kecepatan untuk arah sumbu x dan arah sumbu y saat dilakukan variasi sudut serang.
 - b. Memilih *farfield 3* sebagai keluaran (*pressure outlet*).
6. Menentukan penyelesaian persamaan aliran

Pada option ini di bagian kolom *discretization* memilih *Presto* untuk tekanan dan *Second Order Upwind* untuk momentum seperti terlihat pada gambar



Gambar 3.6 kontrol solution

7. Mengatur nilai residual

Untuk mendapatkan penyelesaian yang lebih akurat maka nilai residual diatur menjadi $1e-06$ (0,000006).
8. Proses *Iterasi (running model)*

Setelah semua inputan dan syarat batas dari model telah ditentukan, selanjutnya dilakukan *processing* dari model. Pada tahap ini, *inisialisasi* dari model sangat perlu dilakukan. *Inisialisasi* adalah menentukan titik awal dari perhitungan model. Pada penelitian ini penentuan perhitungan model dimulai dari *farfield 1 (inlet)*.

9. Output

Tahap terakhir adalah pengolahan hasil dari simulasi dengan menggunakan *Fluent*. Pada *Fluent* diberikan banyak pilihan untuk melakukan postprocessing, dengan menggunakan *contour*, *vector* dan beberapa proses lainnya. Dalam tugas akhir ini, *postprocessing* yang digunakan adalah visualisasi dengan menggunakan tampilan dua dimensi. Tampilan dengan menggunakan dua dimensi mampu melihat pola sebaran ke arah vertikal atau horisontal.



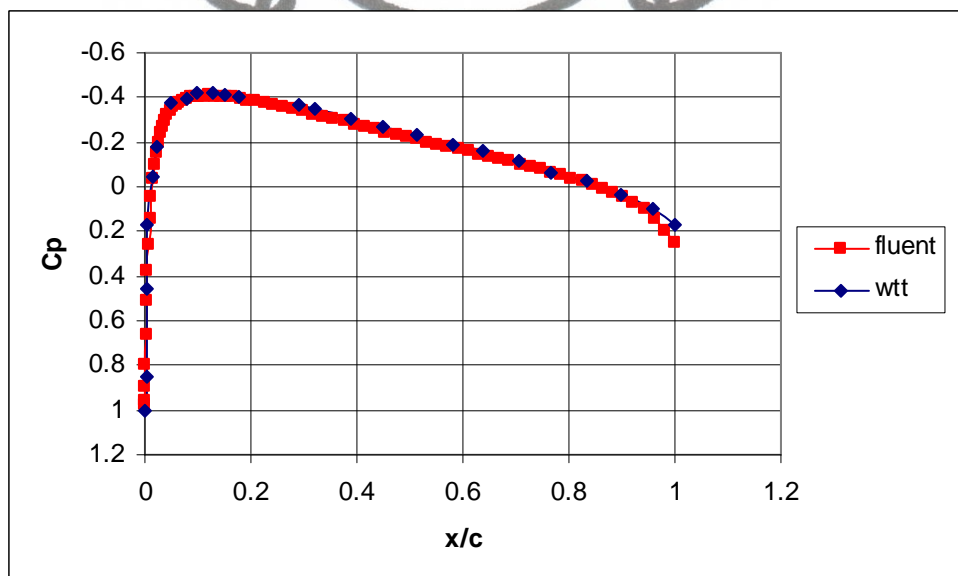
BAB IV

DATA DAN ANALISA

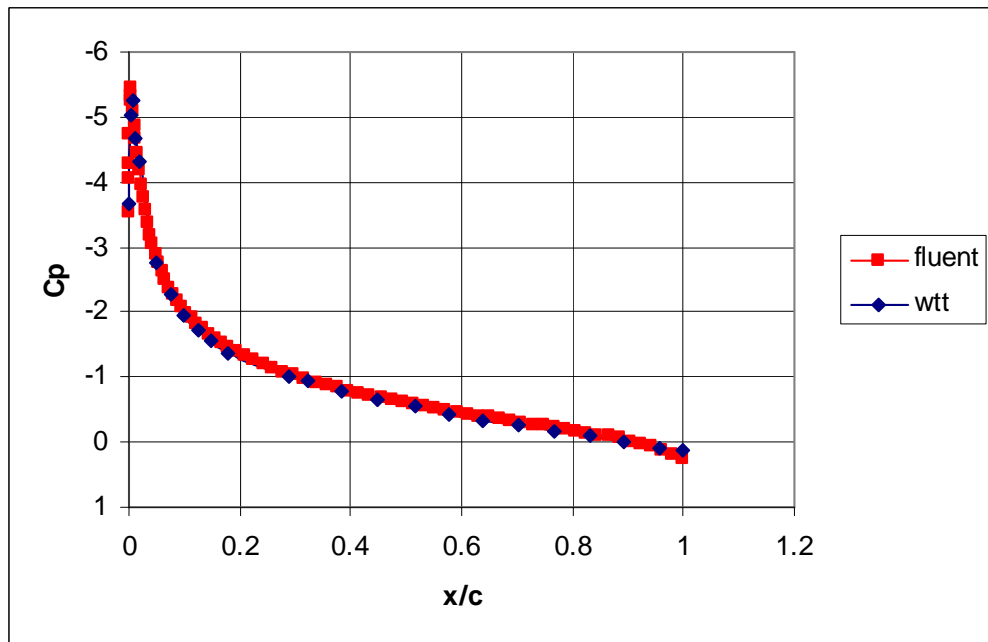
4.1 Validasi Program

Untuk menguji validitas dari program yang telah dibuat, hasil dari proses simulasi dibandingkan dengan penelitian yang dilakukan oleh Gregory dan O'Reilly. Penelitian tersebut menguji airfoil NACA 0012 pada wind tunnel dengan kecepatan 55 m/s serta sudut serang 0° , 10° , dan 15° . Hasil penelitian berupa grafik distribusi tekanan (C_p) hanya pada bagian permukaan atas airfoil (*upper surface*) yang kemudian digunakan sebagai pembanding dari hasil program.

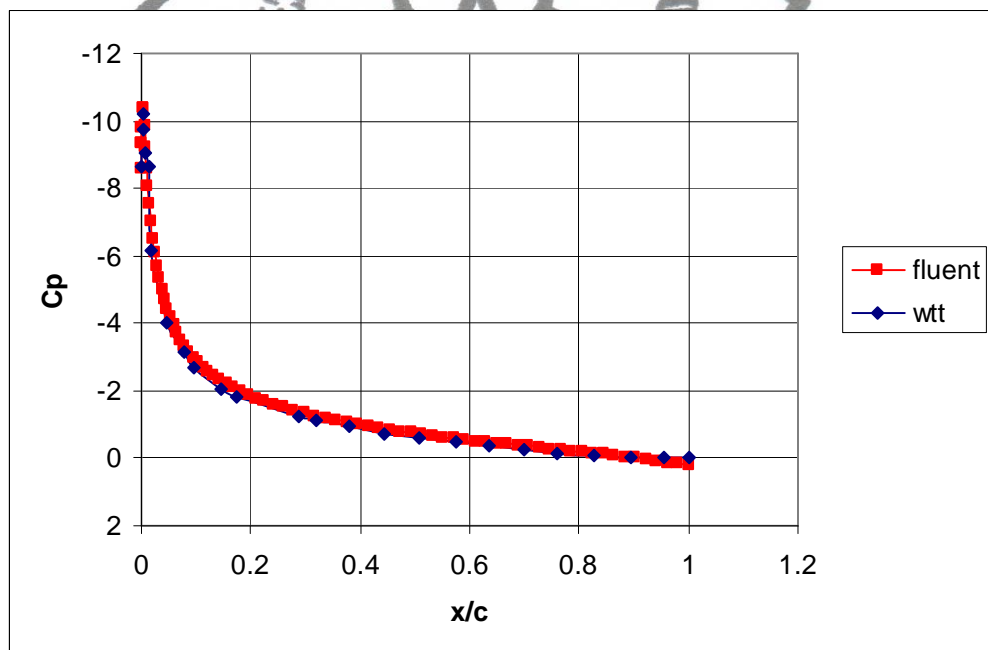
Plot grafik distribusi tekanan hasil simulasi pada airfoil NACA 0012 dengan sudut serang 0° , 10 dan 15 dapat ditunjukkan pada gambar 4.1 yang sekaligus disandingkan dengan plot grafik distribusi tekanan yang diperoleh dari hasil penelitian.



Gambar 4.1 Grafik distribusi tekanan $\alpha = 0^{\circ}$



(a)



(b)

Gambar 4.2 Grafik distribusi tekanan a) $\alpha = 10^\circ$, b) $\alpha = 15^\circ$

Dari gambar 4.1 dan gambar 4.2 menunjukkan bahwa plot grafik distribusi tekanan untuk permukaan atas airfoil hasil simulasi dengan sudut serang 0° , 10° dan 15° memiliki nilai dan bentuk yang hampir sama dengan hasil

commit to user

penelitian yang dilakukan Gregory dan O'Reilly sehingga ini menunjukkan bahwa hasil program terbukti sudah cukup akurat.

4.2 Hasil Simulasi

Simulasi program dilakukan pada airfoil NACA 0012 dengan penambahan plain flap. Kecepatan aliran udara adalah 50 m/s dan udara pada kondisi STP, sehingga besarnya bilangan Reynold adalah $4,083 \times 10^5$.

Berikut ini adalah cara mendapatkan harga bilangan reynold :

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot t}{\mu}$$

dimana: $\rho = 1,225 \text{ Kg/m}^3$ (tabel B4 Munson)

$V = 50 \text{ m/detik}$

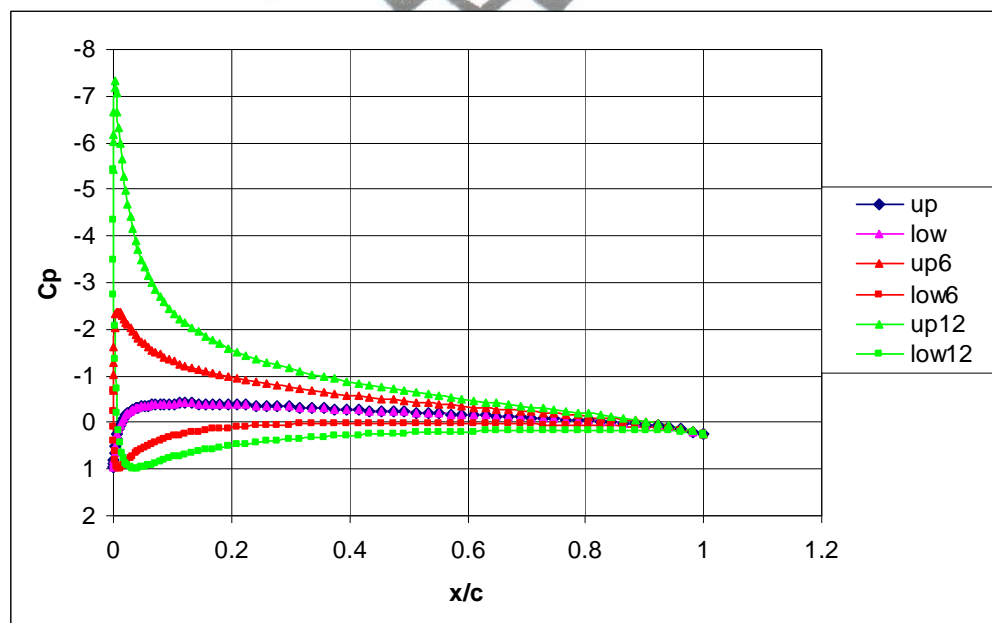
$C = 0,12 \text{ meter}$

$\mu = 1,80 \times 10^{-5} \text{ N s/m}^2$ (tabel B4 Munson)

$$Re = \frac{1,225 \text{ Kg/m}^3 \times 50 \text{ m/s} \times 0,12 \text{ meter}}{1,80 \times 10^{-5} \text{ N s/m}^2}$$

$$Re = 4,083 \times 10^5$$

4.2.1 Distribusi Tekanan pada Airfoil NACA 0012



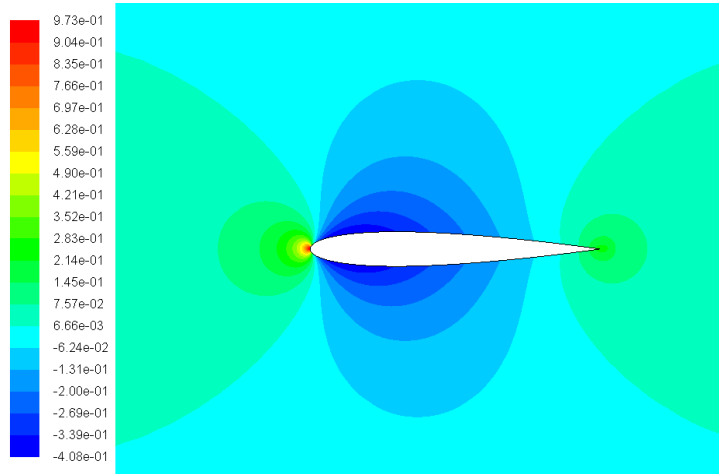
Gambar 4.3 Grafik distribusi tekanan airfoil NACA 0012

Dari gambar 4.3 dapat terlihat bahwa semakin besar sudut serang maka luas area dalam kurva tertutup ikut bertambah. Pada sudut serang 0° kurva permukaan atas dan bawah berhimpit ini berarti menunjukkan bahwa tidak ada lift yang terjadi.

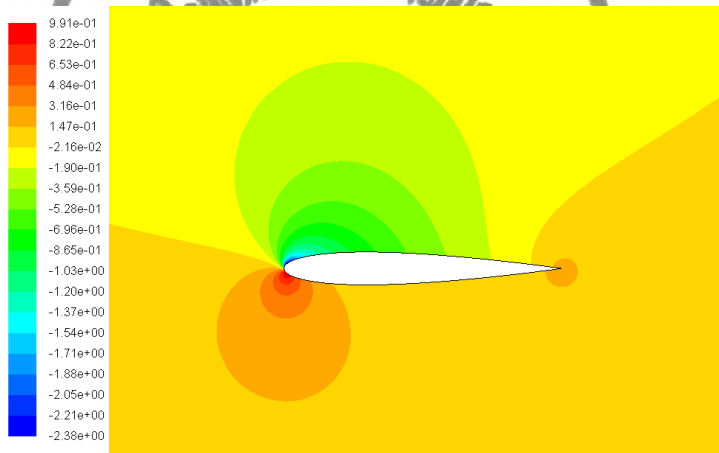
Pada sudut serang 6° dapat terlihat kurva permukaan atas mengalami kenaikan (negatif) dengan nilai koefisien tekanan tertingginya yaitu sebesar -2.38334 pada x/c 0,005375 dan pada permukaan bawah koefisien tekanan terendahnya yaitu 0.990515 pada x/c 0.00961. Jika dihitung selisih dari koefisien tertinggi dan terendahnya maka selisihnya adalah 1.392825. Hal ini menunjukkan bahwa mulai terjadinya perbedaan tekanan pada kedua permukaan yang menyebabkan terjadinya lift pada airfoil.

Begitu juga untuk sudut serang 12° perbedaan tekanan yang terjadi pada permukaan atas dan bawah dari airfoil semakin besar yang menyebabkan semakin bertambah pula lift yang dihasilkan. Di sini nilai tertinggi dan terendahnya juga terletak di daerah $0 < x/c < 0,2$. Selisih koefisien tertinggi dan terendah untuk sudut serang 12° adalah 6.336115. Jika dibandingkan dengan sudut serang 6° maka selisih koefisien tekanan tersebut semakin besar, ini berarti seiring dengan meningkatnya sudut serang maka gaya angkat (lift) semakin bertambah pula yang ditandai dengan semakin bertambah luas area dari kurva tertutup.

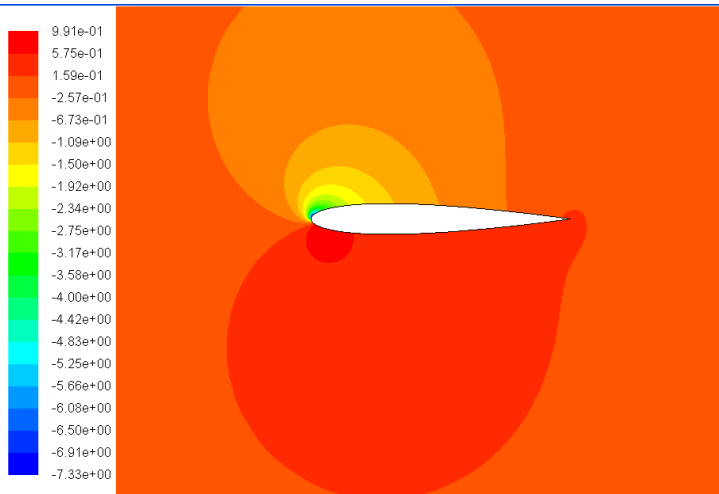
Nilai puncak dari koefisien tekanan semua terjadi di daerah leading edge ($0 < x/c < 0,2$). Hal ini disebabkan bentuk dari *airfoil* NACA 0012, dimana pada leading edge bentuknya lebih besar sehingga udara yang melewati bagian ini akan dipercepat alirannya akibatnya tekanan yang terjadi menjadi kecil. Hal ini sesuai dengan hukum bernouli pada aerodinamika yang mengemukakan bahwa tekanan total selalu tetap.



(a)



(b)



(c)

Gambar 4.4 Kontur distribusi tekanan a) $\alpha = 0^0$, b) $\alpha = 6^0$, c) $\alpha = 12^0$
commit to user

Pada gambar 4.4 a menunjukkan kontur distribusi tekanan pada sudut serang 0^0 . Disini dapat dilihat distribusi warna yang sama pada permukaan atas dan bawah dari airfoil. Hal ini menunjukkan bahwa tidak adanya perbedaan tekanan yang berarti tidak ada lift yang ditimbulkan. Dari gambar dapat pula dilihat letak dari titik stagnasi yang berada tepat diujung leading edge. Titik stagnasi merupakan titik dimana tekanannya terbesar.

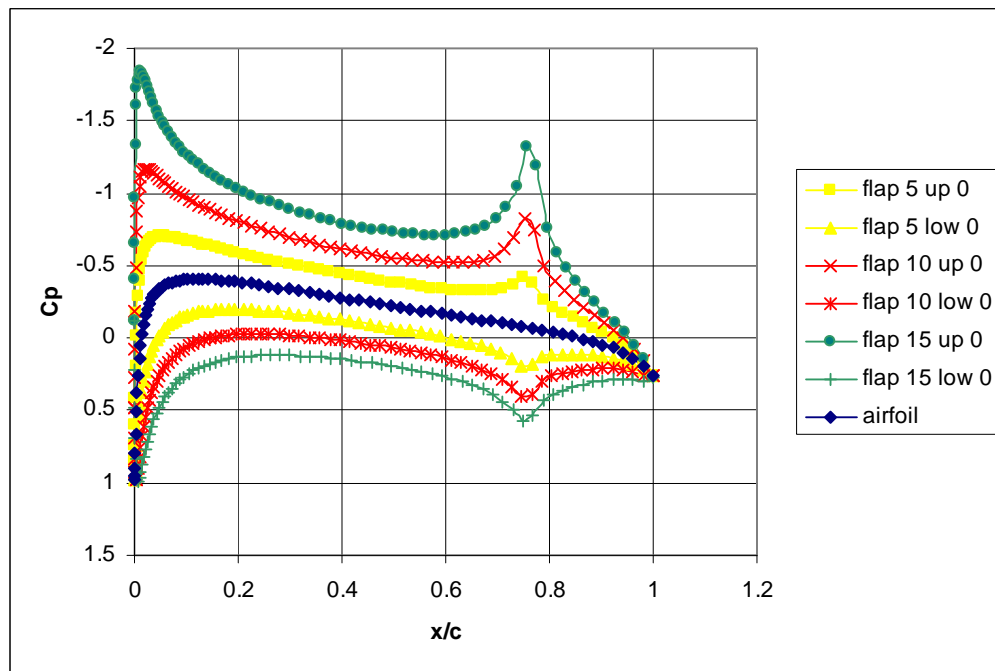
Dari gambar 4.4 b mulai terlihat adanya perbedaan kontur warna pada permukaan atas dan bawah dari airfoil. Pada permukaan atas memiliki nilai koefisien tekanan yang lebih rendah daripada permukaan bawah airfoil terjadi perbedaan tekanan yang menyebabkan timbulnya lift. Di sini titik stagnasi mengalami pergeseran ke arah permukaan bawah airfoil sehingga bagian bawah tekanannya menjadi lebih besar.

Gambar 4.4 c memperlihatkan bahwa tekanan permukaan atas semakin menurun dan permukaan bawah semakin meningkat dapat terlihat dari kontur warna yang semakin menuju ke warna merah seiring dengan naiknya sudut serang. Ini berarti perbedaan tekanan yang terjadi semakin bertambah, hal ini menyebabkan lift yang ditimbulkan juga ikut bertambah seiring dengan naiknya sudut serang.

4.2.2 Distribusi Tekanan Airfoil NACA 0012 dengan Plain Flap

Hasil simulasi berikut akan membahas pengaruh penggunaan plain flap pada airfoil NACA 0012. Simulasi dengan plain flap juga dilakukan dengan memvariasikan sudut serang dan dimulai dari sudut serang 0^0 .

Pada gambar 4.5 memperlihatkan grafik distribusi tekanan untuk airfoil yang menggunakan plain flap dengan sudut defleksi 5^0 , 10^0 , dan 15^0 pada sudut serang 0^0 . Dari grafik distribusi tekanan untuk airfoil NACA 0012 tanpa flap pada sudut serang 0^0 memiliki kurva atas dan bawah saling berhimpit yang menandakan bahwa tidak ada lift yang terjadi.



Gambar 4.5 Grafik distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha = 0^0$

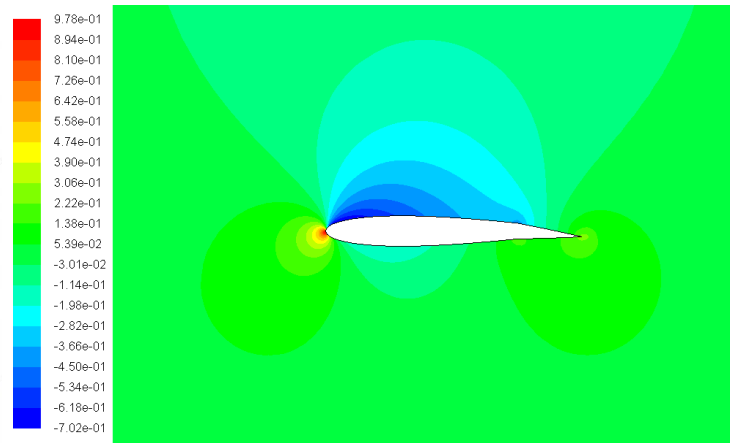
Pada kurva airfoil yang menggunakan flap dari gambar 4.5 terlihat bahwa kurva flap 5 up mengalami kenaikan nilai koefisien tekanan, sedangkan kurva flap 5 low mengalami penurunan. Hal ini menyebabkan timbulnya luasan pada kurva tertutup flap 5 dimana menunjukkan telah timbulnya lift pada sudut serang 0.

Pada kurva flap 10 up menunjukkan bahwa nilai koefisien tekanan semakin meningkat dibanding kurva flap 5 up, sedangkan kurva flap 10 low semakin menurun dimana menyebabkan luasan kurva tertutup flap 10 menjadi lebih luas, hal ini menandakan lift yang dihasilkan lebih besar.

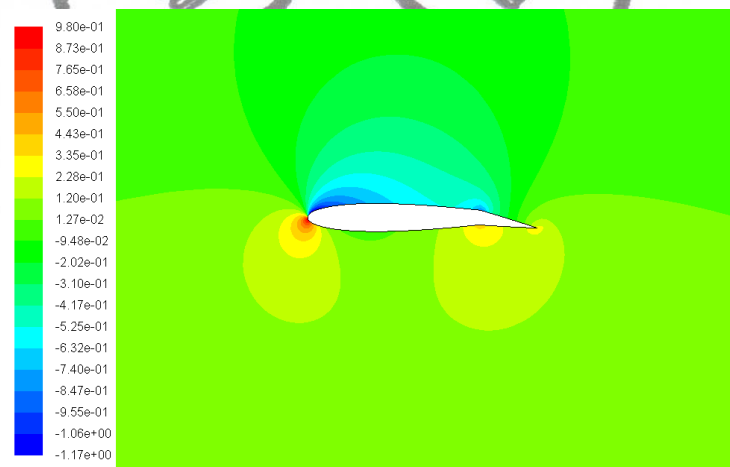
Pada kurva flap 15 menunjukkan bahwa luasan kurva tertutupnya paling besar, ini berarti lift yang dihasilkan untuk sudut defleksi 15 adalah yang paling besar. Pada kurva flap 15 untuk sudut serang 0^0 memiliki nilai koefisien tekanan tertinggi = -1,83865 dan nilai koefisien terendah = 0,989194 sehingga selisihnya adalah 2,827844.

Untuk tiap grafik distribusi tekanan pada kurva permukaan atas koefisien tekanannya mencapai titik tertinggi di daerah leading edge ($0 < x/c < 0,2$) kemudian terus mengalami penurunan ke arah trailing edge. Akan tetapi untuk grafik distribusi tekanan pada airfoil yang menggunakan plain flap, di daerah $0,6 < x/c < 0,8$ kurva permukaan atas mengalami kenaikan lagi akan tetapi tidak

melembi titik tertingginya di leading edge yang kemudian akan kembali turun hingga mencapai trailing edge. Hal ini disebabkan pada daerah $0,6 < x/c < 0,8$ terdapat defleksi dari plain flap yang membuat dimensi dari airfoil berubah.

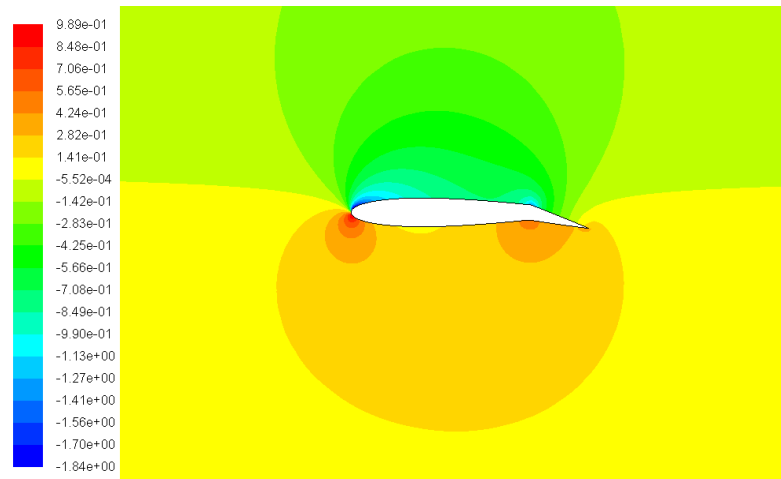


(a)



(b)

Gambar 4.6 Kontur distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada sudut serang = 0° a) sudut defleksi = 5 b) sudut defleksi = 10



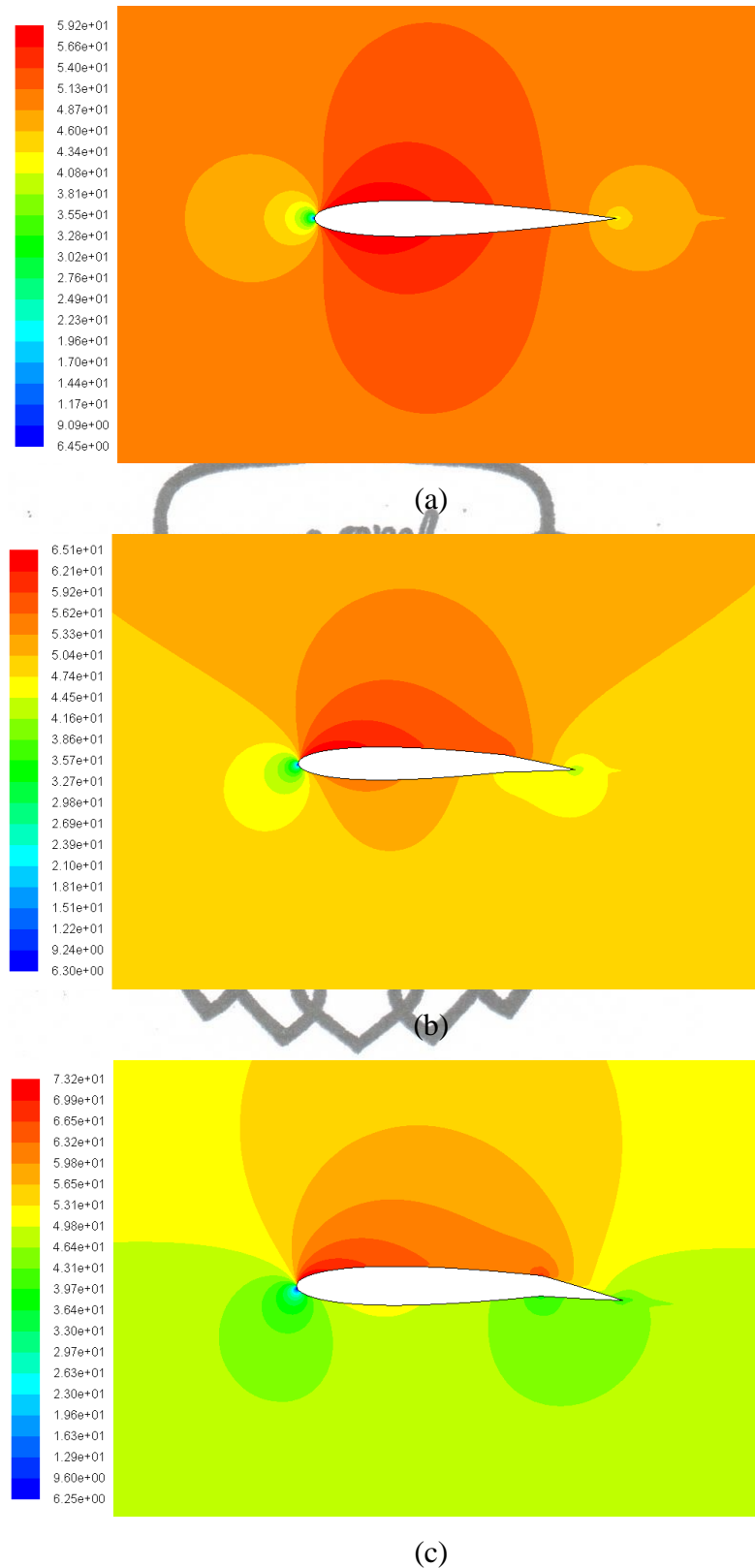
Gambar 4.7 Kontur distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada sudut serang = 0^0 sudut defleksi = 15

Pada gambar 4.6 a untuk kontur distribusi tekanan dengan sudut defleksi flap = 5^0 memperlihatkan bahwa walaupun sudut serang = 0^0 tetapi warna yang ditunjukkan untuk permukaan atas dan bawah berbeda, ini berarti telah terjadi perbedaan tekanan yang menimbulkan terjadinya lift.

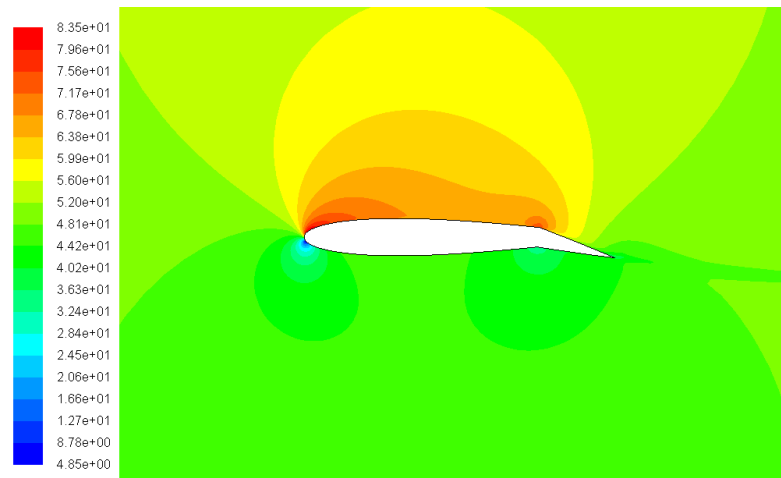
Pada gambar 4.6 b dengan sudut defleksi flap = 10^0 dapat terlihat bahwa perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah menjadi lebih besar. Titik stagnasi telah bergeser ke bawah dibandingkan airfoil tanpa menggunakan plain flap.

Pada gambar 4.7 terlihat bahwa perbedaan tekanan yang terjadi semakin meningkat dimana jangkauan dari nilai koefisien tekanannya semakin besar. Dari gambar 4.6 dan gambar 4.7 dapat disimpulkan bahwa dengan semakin bertambahnya sudut defleksi flap maka perbedaan tekanan yang terjadi pada permukaan atas dan bawah juga semakin besar yang menyebabkan semakin tinggi pula lift yang dihasilkan.

Gambar 4.6 dan gambar 4.7 menunjukkan bahwa di daerah terjadinya defleksi flap ($0,6 < x/c < 0,8$) pada permukaan atas terjadi daerah bertekanan rendah yang ditunjukkan dengan warna biru sedangkan pada bagian bawah terdapat daerah bertekanan tinggi. Hal ini menyebabkan perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah menjadi lebih besar sehingga dapat menimbulkan lift walaupun pada sudut serang = 0^0 .



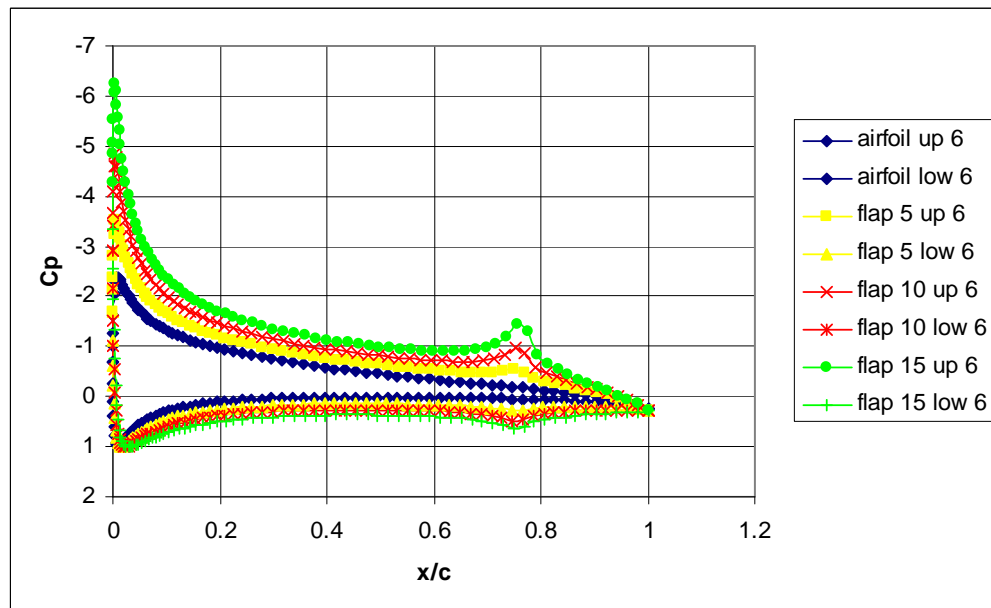
Gambar 4.8 Kontur distribusi kecepatan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada sudut serang = 0^0 a) airfoil tanpa flap b) sudut defleksi = 5^0 c) sudut defleksi = 10^0



Gambar 4.9 Kontur distribusi kecepatan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada sudut serang = 0° sudut defleksi = 15°

Pada gambar 4.8 a kecepatan yang melewati permukaan atas dan bawah sama besarnya kemudian pada gambar 4.8 b dengan defleksi flap 5° , permukaan bawah mengalami penurunan kecepatan sedangkan permukaan atas terjadi kenaikan kecepatan. Begitu pula dengan gambar 4.8 c pada defleksi flap 10 dimana kecepatan semakin meningkat pada permukaan atas dan kecepatan makin menurun pada permukaan bawah. Kecepatan aliran tertinggi dan terendah terjadi pada airfoil dengan sudut defleksi flap 15 yaitu 83,5 m/s untuk kecepatan tertinggi dan 4,85 m/s untuk kecepatan terendah seperti ditunjukkan pada gambar 4.6 d.

Secara keseluruhan gambar 4.8 dan gambar 4.9 menunjukkan bahwa dengan adanya defleksi flap ,maka kecepatan aliran udara yang melewati permukaan bawah mengalami penurunan kecepatan dan yang melewati permukaan atas mengalami peningkatan kecepatan aliran. Hal ini berbanding terbalik dengan apa yang terjadi pada kontur distribusi tekanan dalam gambar 4.6 dan gambar 4.7 sehingga hal ini sudah sesuai dengan hukum bernoulli pada aerodinamika yang mengemukakan bahwa tekanan total selalu tetap.

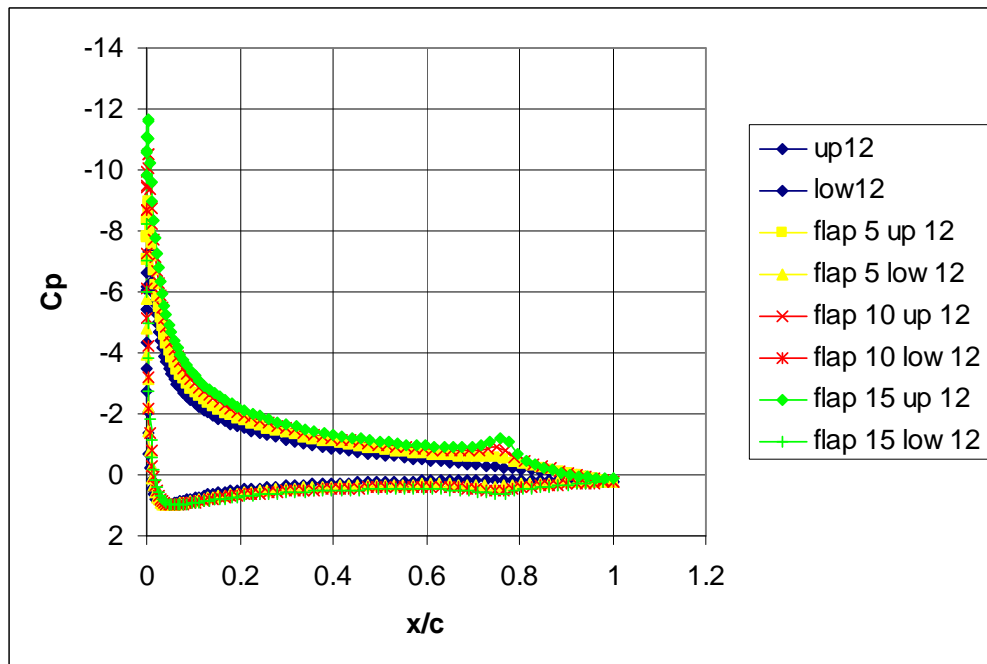


Gambar 4.10 Grafik distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha = 6^\circ$

Pada kurva airfoil tanpa flap dari gambar diatas telah menunjukkan adanya luasan pada kurva tertutup, itu berarti telah timbul lift pada airfoil karena adanya pengaruh dari sudut serang yaitu sebesar 6° . Kemudian dengan adanya penambahan plain flap maka luasan kurva tertutup yang terjadi menjadi semakin bertambah luas.

Dan dapat juga diketahui bahwa dengan semakin bertambahnya sudut defleksi flap maka semakin bertambah pula luasan dari kurva tertutup pada gambar 4.10 dimana lift yang dihasilkanpun semakin meningkat. Hal ini menunjukkan bahwa sudah sesuai dengan percobaan yang dilakukan oleh Alex E Ockten dan Konstantin I Matveev dimana semakin besar sudut defleksi flap maka lift yang dihasilkan juga semakin meningkat.

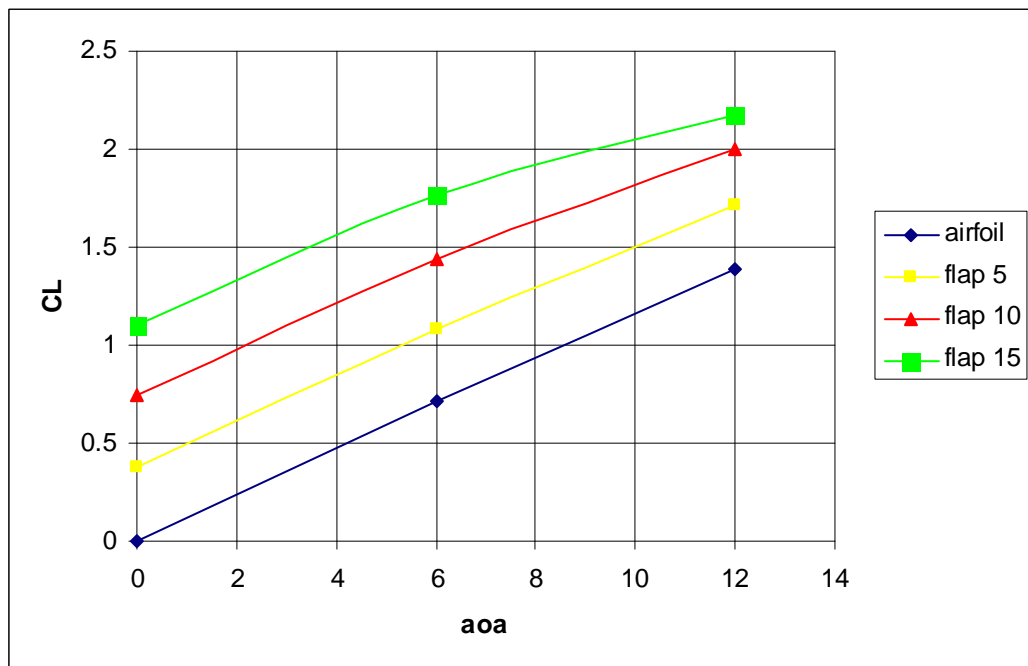
Dari gambar 4.10 nilai koefisien tekanan tertinggi ada pada kurva flap 15 up yaitu -6,26154 sedangkan nilai koefisien tekanan terendah pada kurva flap 15 low yaitu 0,993554 sehingga selisihnya adalah 7,255094. Nilai selisih ini lebih besar jika dibandingkan dengan kurva flap 15 pada sudut serang 0 dalam gambar 4.5 yaitu 2,827844.



Gambar 4.11 Grafik distribusi tekanan airfoil NACA 0012 dengan plain flap pada $\alpha = 12^{\circ}$

Pada gambar 4.11 menunjukkan bahwa variasi dengan sudut serang 12° memiliki kecenderungan yang sama dengan variasi sudut serang 0° dan 6° yaitu dengan bertambahnya sudut defleksi flap maka luasan kurva tertutup akan semakin bertambah luas yang menyebabkan lift yang dihasilkan juga ikut bertambah. Yang membedakan hanyalah besarnya nilai koefisien tekanan tertingginya.

Semakin bertambah besarnya nilai koefisien tekanan tertinggi disebabkan karena semakin bertambahnya sudut serang. Nilai koefisien tekanan tertinggi tetap dimiliki oleh kurva flap 15 up yaitu sebesar -11,6583 sedangkan nilai koefisien tekanan terendah kurva flap 15 low adalah 0,98865 sehingga selisihnya adalah 12,64695. Nilai selisih ini merupakan yang terbesar sehingga luasan yang dihasilkan oleh kurva tertutup pun juga yang terluas jika dibandingkan dengan variasi yang lainnya. Hal ini menunjukkan bahwa lift terbesar yang dihasilkan adalah pada variasi sudut serang 12° dengan sudut defleksi flap 15° .



Gambar 4.12 Grafik koefisien lift vs sudut serang

Dari gambar 4.12 dapat dilihat bahwa dengan semakin naiknya sudut serang maka koefisien lift pun semakin bertambah. Begitu pula dengan bertambahnya sudut defleksi flap maka semakin bertambah pula koefisien liftnya.

Gambar 4.12 membuktikan bahwa dengan penambahan plain flap maka dapat menambah gaya angkat yang dihasilkan. Gaya angkat terbesar ada pada plain flap dengan sudut defleksi 15° .

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Dari penelitian dan analisa yang telah dilakukan, maka dapat diambil beberapa kesimpulan yaitu sebagai berikut :

1. Perbedaan tekanan pada bagian atas permukaan *airfoil* dengan bagian bawah *airfoil* semakin bertambah seiring dengan bertambahnya sudut serang
2. Bertambahnya sudut serang menyebabkan pergeseran titik stagnasi ke bagian permukaan bawah *airfoil*.
3. Bertambahnya sudut serang menyebabkan luas area kurva tertutup distribusi tekanan bertambah sehingga lift yang dihasilkan juga ikut meningkat.
4. Penambahan plain flap menimbulkan penambahan gaya angkat pada *airfoil*
5. Semakin besar sudut defleksi *flap* maka semakin besar pula gaya angkat yang dihasilkan *airfoil* untuk sudut serang yang sama.
6. Nilai Koefisien tekanan tertinggi (negatif) sebesar -11,6583 ada pada variasi sudut serang 12° dengan sudut defleksi *flap* 15° .

5.2 Saran

1. Perlu dilakukan penelitian dengan menggunakan model turbulensi untuk dapat lebih banyak mengetahui fenomena yang terjadi pada aliran di sekitar *airfoil*.
2. Perlu dilakukan penelitian dengan menggunakan program CFD yang lain untuk memperoleh perbandingan yang lebih baik.