



TUGAS AKHIR – TM141585

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA  
DIMENSI DI SEKITAR *AIRFOIL* NACA 0012 DENGAN  
*BACKWARD SWEPT ANGLE* 0°, 15°, DAN 30°**

RASYID RIDHA  
2113 100 141

Dosen Pembimbing  
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2017

***“Halaman ini sengaja dikosongkan”***



FINAL PROJECT – TM141585

**NUMERICAL STUDY THREE DIMENSION FLOW  
CHARACTERISTIC AROUND NACA 0012 AIRFOIL WITH  
BACKWARD SWEPT ANGLE OF 0°, 15°, AND 30°**

RASYID RIDHA  
2113 100 141

Advisor Lecturer:  
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT  
Faculty of Industrial Engineering  
Sepuluh Nopember Institute of Technology  
Surabaya 2017

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN 3 DIMENSI DI SEKITAR *AIRFOIL* NACA  
0012 DENGAN *BACKWARD SWEPT ANGLE* 0°, 15°, DAN 30°**

**TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada  
Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

**RASYID RIDHA**

NRP. 2113 100 141

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng, PhD (Pembimbing)  
NIP. 196412281990031002
2. Dr. WAWAN ARIES WIDODO, ST.MT (Penguji I)  
NIP. 197104051997021001
3. Dr. Ir. HERU MIRMANTO (Penguji II)  
NIP. 196202161995121001
4. DEDY ZULHIDAYAT NOOR, ST.,MT.,Ph.D (Penguji III)  
NIP. 197512062005011002

**SURABAYA  
5 JULI, 2017**

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

**Studi Numerik Karakteristik Aliran 3 Dimensi di Sekitar *Airfoil* NACA 0012 dengan *Backward Swept Angle* 0°, 15°, dan 30°**

**Nama Mahasiswa** : Rasyid Ridha  
**NRP** : 2113 100 141  
**Departemen** : Teknik Mesin FTI-ITS  
**Dosen Pembimbing** : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

**ABSTRAK**

*Airfoil* merupakan suatu struktur aerodinamika yang banyak digunakan baik pada sayap pesawat maupun mesin - mesin fluida seperti pompa, kompresor, dan turbin. *Airfoil* pada sayap pesawat digunakan untuk mengangkat badan pesawat. Perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah *airfoil* menyebabkan pesawat mendapat gaya angkat. Peningkatan performa *airfoil* dapat dilakukan dengan berbagai cara, salah satunya yaitu mengubah sudut kemiringan pada rentangan *airfoil* (*swept angle*). Hal ini sering terlihat pada hampir semua jenis pesawat terbang komersial seperti BOEING 777 dan AIRBUS 380.

Metode yang akan digunakan pada studi ini adalah simulasi numerik tiga dimensi dengan menggunakan *software* *Gambit* dan *Fluent 2.6*. Benda uji berupa *airfoil* NACA 0012 dengan panjang *chord* 100 mm, *aspect ratio* (AR) sebesar 5, sudut serang 8° dan 15°, dan variasi *backward swept angle*  $\Lambda = 0^\circ$ (*unswept*), 15° dan 30°. Aliran fluida merupakan udara yang mengalir dengan dengan bilangan *Reynolds* ( $Re$ ) =  $1 \times 10^5$  pada kondisi *steady*.

Dari penelitian ini didapatkan performa aerodinamika dan fenomena aliran di sekitar *airfoil*. Pada sudut serang  $8^\circ$ , performa terbaik berdasarkan rasio  $C_L/C_D$  terdapat pada *airfoil* dengan sudut *swept*  $15^\circ$ , sedangkan *swept angle*  $30^\circ$  menjadi konfigurasi *airfoil* terbaik pada sudut serang  $15^\circ$ . Selain itu, penambahan sudut *swept* mengakibatkan vortex di sekitar *wall body junction* mengecil tetapi meningkatkan *tip vortex*.

**Kata kunci:** *Airfoil*, NACA 0012, Sudut *Swept*, dan *Tip Vortex*

*Numerical Study 3 Dimensional Flow Characteristic  
Around NACA 0012 Airfoil with Backward Swept Angle  
of 0°, 15°, and 30°*

**Name** : Rasyid Ridha  
**NRP** : 2113 100 141  
**Departement** : Teknik Mesin FTI-ITS  
**Advisor Lecturer** : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

**ABSTRACT**

*Airfoil is an aerodynamic structure which generally utilize on an aircraft wing as well as turbomachinery such as pump, compressor, and turbine. On an aircraft, airfoil act as a wing to lift the aircraft fuselage. Pressure different between upper and lower surface of an airfoil generate a lift force to the aircraft. Airfoil performance could be improved with many ways, include changing it swept angle. It can be seen at almost all commercial aircraft such as BOEING 777 and AIRBUS 380.*

*Method used is three-dimensional numerical simulation using Gambit and Fluent 2.6. Test object is NACA 0012 airfoil which has chord length of 100 mm, aspect ratio of 5, angle of attack of 8° and 15°, as well as backward swept angle ( $A$ ) variation of 0°(unswept), 15° and 30°. Fluid which flow in this test is air with Reynolds Number ( $Re$ ) of  $1 \times 10^5$  in steady condition.*

*Result gained from this study are aerodynamic performance and flow phenomenon around airfoil. At angle of attack of  $8^\circ$ , the best performance according to  $C_L/C_D$  ratio is airfoil with  $15^\circ$  swept angle while  $30^\circ$  swept angle become the best configuration at  $15^\circ$  angle of attack. Furthermore, increasing swept angle caused reduction of vortex around wall body junction while increasing tip vortex in contrast.*

**Key words: Airfoil, NACA 0012, Swept Angle, and Tip Vortex**

## KATA PENGANTAR

Segala puja dan puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT. yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis mampu menyelesaikan tugas akhir yang berjudul **STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN 3 DIMENSI DI SEKITAR AIRFOIL NACA 0012 DENGAN BACKWARD SWEPT ANGLE 0°, 15°, DAN 30°**. Penulis menyadari dalam penyelesaian tugas akhir ini, penulis tidak terlepas dari dukungan dan bantuan yang diberikan oleh banyak pihak. Pada kesempatan ini, penulis ingin menyampaikan ucapan terimakasih yang sebesar – besarnya kepada:

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D selaku pembimbing tugas akhir penulis, yang memberikan ilmu yang bermnafaat serta selalu setia memberikan waktu untuk membimbing, memotivasi dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
2. Ir. Bambang Pramujati, MSc.Eng, PhD selaku ketua jurusan dan seluruh dosen teknik mesin ITS yang telah memberikan kuliah dan ilmu yang berkaitan dengan studi ini.
3. Bapak Agus Subagja dan Ibu Sri Widarti selaku orang tua penulis serta seluruh keluarga besar yang tidak mungkin disebutkan satu – persatu yang selalu memberikan dukungan, doa dan menjadi inspirasi penulis.

Penulis menyadari bahwa dalam tugas akhir ini masih banyak kekurangan, baik dalam penulisan maupun analisis yang dilakukan. Oleh sebab itu, diharapkan bila ada mahasiswa yang melakukan penelitian dibidang konfigurasi *airfoil* dapat menyempurnakan tugas akhir ini.

vi

Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi para pembaca.

Surabaya, Juni 2017

Penuli

s

v

***“Halaman ini sengaja dikosongkan”***

## DAFTAR ISI

### LEMBAR PENGESAHAN

<b>ABSTRAK</b> .....	i
<b>ABSTRACT</b> .....	iii
<b>KATA PENGANTAR</b> .....	v
<b>DAFTAR ISI</b> .....	vii
<b>DAFTAR GAMBAR</b> .....	ix
<b>DAFTAR TABEL</b> .....	xi
<b>NOMENKLATUR</b> .....	xiii
<b>BAB I PENDAHULUAN</b> .....	1
1.1 Latar belakang .....	1
1.2 Perumusan Masalah .....	2
1.3 Batasan Masalah .....	3
1.4 Tujuan .....	3
<b>BAB II TINJAUAN PUSTAKA</b> .....	5
2.1 <i>Aifoil</i> NACA 0012 .....	5
2.2 <i>Boundary Layer</i> .....	9
2.3 <i>Swept Angle</i> .....	10
2.4 <i>Oil-film visualization of a swept wing</i> .....	15
2.5 Koefisien Tekanan .....	15
2.6 <i>Lift coefficient dan Drag Coefficient</i> .....	16
2.7 Performa Aerodinamika dan Karakter <i>Shedding</i> pada <i>Swept Back Wing</i> .....	18
2.8 Pengaruh <i>Swept Angle</i> terhadap <i>Junction Vortex</i> .....	20
2.9 Evaluasi <i>Turbulent Model</i> pada Simulasi Numerik <i>Airfoil</i> NACA 0012.....	22
2.10 Simulasi <i>Tip Vortex</i> .....	25
<b>BAB III METODOLOGI PENELITIAN</b> .....	29
3.1 <i>Pre-Processing</i> .....	vii
3.1.1 Geometri Benda Uji .....	29
3.1.2 Domain simulasi dan <i>boundary Condition</i> .....	30
3.1.3 <i>Meshing</i> .....	31
3.2 <i>Processing</i> .....	32
3.2.1 <i>Models</i> .....	32
3.2.2 <i>Material</i> .....	33

3.2.3 <i>Solution</i> .....	33
3.2.4 <i>Initialize</i> .....	33
3.2.5 <i>Residual</i> .....	33
3.3 <i>Post Processing</i> .....	33
3.4 <i>Flowchart</i> Studi Numerik.....	33
<b>BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN</b> .....	<b>37</b>
4.1 <i>Grid Independency Test</i> .....	37
4.2 Koefisisien tekanan sepanjang <i>span</i> .....	38
4.3 Fenomena aliran pada <i>midspan airfoil</i> .....	44
4.4 Kecepatan aliran pada <i>trailing edge airfoil</i> dengan vektor kecepatan <i>y-z</i> .....	46
4.5 <i>Turbulent Kinetic Energy</i> pada <i>trailing edge airfoil</i> .....	51
4.6 Fenomena aliran pada <i>upper surface airfoil</i> .....	53
4.7 Performa Aerodinamika .....	58
<b>BAB V PENUTUP</b> .....	<b>60</b>
5.1 Kesimpulan.....	61
5.2 Saran.....	61
<b>DAFTAR PUSTAKA</b> .....	<b>63</b>
<b>BIODATA PENULIS</b> .....	<b>63</b>

## DAFTAR GAMBAR

### BAB I

Gambar 2.1	Bagian – bagian <i>airfoil</i> .....	5
Gambar 2.2	Data (a) grafik skema kecepatan dan <i>body</i> beserta (b) tabel koordinat dan kecepatan <i>airfoil</i> NACA 0012 (Abbott & Doenhoff, 1959).....	7
Gambar 2.3	Karakteristik aerodinamika <i>airfoil</i> NACA 0012 (Abbott & Doenhoff, 1959).....	8
Gambar 2.4	<i>Boundary layer</i> pada plat datar (Munson et al, 2002)	9
Gambar 2.5	<i>Boundary layer</i> pada <i>airfoil</i> (Kroo, 2016).....	10
Gambar 2.6	Berbagai sayap dengan <i>swept angle</i> (Sadraey, 2013) .....	11
Gambar 2.7	Pengaruh <i>swept angle</i> terhadap aliran datang (Sadraey, 2013) .....	12
Gambar 2.8	Efek <i>swept angle</i> terhadap distribusi <i>lift coefficient</i> (Sadraey, 2013).....	14
Gambar 2.9	<i>Oil visualization</i> pada sayap dengan sudut <i>swept</i> 45° (White, 1991).....	15
Gambar 2.10	<i>Profile drag</i> (Munson et al, 2002) .....	17
Gambar 2.11	distribusi dari (a) $C_L$ , (b) $C_D$ , dan (c) $C_M$ terhadap sudut serang dengan $Re = 1 \times 10^5$ (Yen, 2011) .....	20
Gambar 2.12	Pengaruh <i>swept angle</i> terhadap <i>junction vorticity</i> pada $Re = 7.551$ dan $\alpha = 30^\circ$ (Yen et al, 2013).....	21
Gambar 2.13	$\Omega$ terhadap $A$ pada $Re = 7.571$ dengan berbagai $\alpha$ (Yen et al, 2013) .....	22
Gambar 2.14	<i>Meshing</i> simulasi <i>airfoil</i> NACA 0012 dua dimensi (Eleni et al, 2012).....	23
Gambar 2.15	$C_L$ vs $\alpha$ dengan berbagai <i>turbulent model</i> dan hasil eksperimen (Eleni et al, 2012) .....	24
Gambar 2.16	$C_D$ vs $\alpha$ dengan berbagai <i>turbulent model</i> dibandingkan dengan hasil eksperimen (Eleni et al, 2012) .....	25

Gambar 2.17 Geometri simulasi (Wells, 2009).....	26
Gambar 2.18 <i>Turbulence kinetic energy</i> di daerah <i>tip airfoil</i> NACA 0012 (Wells, 2009).....	27
Gambar 2.19 Kontur kecepatan di daerah <i>tip airfoil</i> NACA 0012 (Wells, 2009) .....	28

### BAB III

Gambar 3.1 Geometri benda uji .....	30
Gambar 3.2 Domain simulasi dan <i>boundary condition</i> .....	31
Gambar 3.3 <i>Meshing</i> simulasi <i>airfoil</i> NACA 0012 .....	32
Gambar 3.4 <i>Flowchart</i> studi numerik.....	35

### BAB IV

Gambar 4.1 Skema pengambilan data distribusi tekanan.....	39
Gambar 4.2 Grafik $C_p$ fungsi $X/c$ pada tiga posisi di permukaan <i>airfoil</i> sepanjang $Z/c \cos A$ dengan $\alpha = 8^\circ$ serta (a) $A = 0^\circ$ , (b) $A = 15^\circ$ , dan (c) $A = 30^\circ$ . .....	41
Gambar 4.3 Grafik $C_p$ fungsi $X/c$ pada tiga posisi di permukaan <i>airfoil</i> sepanjang $Z/c \cos A$ dengan $\alpha = 15^\circ$ serta (a) $A = 0^\circ$ , (b) $A = 15^\circ$ , dan (c) $A = 30^\circ$ . .....	44
Gambar 4.4 Skema pengambilan kontur kecepatan pada <i>midspan</i> .....	45
Gambar 4.5 <i>Streamline</i> pada <i>midspan airfoil</i> dengan kontur kecepatan.....	47
Gambar 4.6 Pandangan isometric kontur kecepatan yang membentuk <i>tip vortex</i> pada bagian <i>tip airfoil</i> .....	48
Gambar 4.7 Skema pengambilan data kontur kecepatan beserta vektor kecepatan arah $y$ dan $z$ .....	48
Gambar 4.8 Kontur kecepatan dan vektor kecepatan $y$ dan $z$ pada daerah <i>trailing edge tip airfoil</i> .....	50
Gambar 4.9 Skema pengambilan data <i>turbulent kinetic energy</i> pada <i>trailing edge</i> .....	51
Gambar 4.10 <i>Turbulent kinetic energy</i> tepat pada <i>trailing edge airfoil</i> dengan $\alpha = 8^\circ$ .....	52

Gambar 4.11 <i>Turbulent kinetic energy</i> tepat pada <i>trailing edge airfoil</i> dengan $\alpha = 15^\circ$ .....	53
Gambar 4.12 Skema pengambilan data <i>streamline</i> pada <i>upper surface airfoil</i> .....	54
Gambar 4.14 <i>Streamline</i> dengan kontur kecepatan pada <i>upper surface airfoil</i> dan $\alpha = 8^\circ$ .....	56
Gambar 4.15 <i>Streamline</i> dengan kontur kecepatan pada <i>upper surface airfoil</i> dan $\alpha = 15^\circ$ .....	57

### DAFTAR TABEL

Tabel 4.1 Hasil <i>grid independency test</i> .....	38
Tabel 4.2 Perbandingan $C_L$ dan $C_D$ <i>airfoil</i> .....	59

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## NOMENKLATUR

### Simbol

$c$	<i>Chord length, mm</i>
$C_D$	<i>Drag coefficient</i>
$C_L$	<i>Lift coefficient</i>
$C_P$	<i>Pressure coefficient</i>
$S$	<i>Airfoil span, mm</i>
$Re$	<i>Reynolds number</i>
$u_\infty$	<i>Freestream velocity, m/s</i>
$AR$	<i>Aspect ratio</i>
$e$	<i>Oswald efficiency factor</i>

### Simbol Yunani

$\alpha$	<i>Angle of attack, <math>^\circ</math></i>
$\Lambda$	<i>Swept angle, <math>^\circ</math></i>
$\mu$	<i>Viscositas dinamik, <math>Ns/m^2</math></i>
$\rho$	<i>Kerapatan udara, <math>kg/m^3</math></i>
$\Omega$	<i>Vorticity, <math>s^{-1}</math></i>

### Singkatan

$CFD$	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
$NACA$	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
$TKE$	<i>Turbulent Kinetic Energy</i>
$RANS$	<i>Reynolds-Averaged Navier–Stokes</i>
$FRSM$	<i>Full Reynolds Stress Model</i>

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*



# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar belakang

*Airfoil* merupakan suatu struktur aerodinamika yang banyak digunakan baik pada sayap pesawat maupun mesin - mesin fluida seperti pompa, kompresor, dan turbin. *Airfoil* pada sayap pesawat digunakan untuk mengangkat badan pesawat. Perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah *airfoil* menyebabkan pesawat mendapat gaya angkat. Turbin angin horizontal menggunakan blade berupa *airfoil* yang disusun melingkar dan berpusat di satu titik. Sudu di desain sedemikian rupa sehingga angin yang melewatinya dapat memutar turbin. Terdapat berbagai jenis *airfoil* bergantung pada kebutuhan penggunaan dan kecepatan fluida kerja. Perbedaan umum terlihat pada *camber line* bagian atas dan bawah *airfoil* yang sangat mempengaruhi gaya angkat dan gaya hambatnya.

Penelitian yang mengacu pada pengembangan *airfoil* sebagai salah satu bagian yang penting dalam dunia aerodinamika telah banyak dilakukan pada tahun – tahun belakangan ini. Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain *airfoil* dalam berbagai konfigurasi sayap. Karakteristik *airfoil* tergantung banyak hal, sehingga dapat dikatakan bahwa tiap *airfoil* mempunyai penggunaan yang spesifik.

Peningkatan performa *airfoil* dapat dilakukan dengan berbagai cara, salah satunya yaitu mengubah sudut kemiringan pada rentangan *airfoil* (*swept angle*). Hal ini sering terlihat pada hampir semua jenis pesawat terbang komersial seperti BOEING 777 dan AIRBUS 380. Penggunaan *swept angle* juga dapat dilihat pada pesawat berkecepatan tinggi seperti jet tempur F-16 yang menggunakan *backward swept wing* dan NASA AMSTRONG X-29A yang menggunakan *forward swept wing*.

Suatu profil *airfoil* dengan panjang rentangan tertentu memiliki perbedaan karakteristik pada tiap letak rentangan. Hal ini diakibatkan adanya pengaruh dari separasi 3D pada bagian *endwall* dan *tip*. Separasi aliran ini yang mengakibatkan menurunnya

performa *airfoil* dimana rentangan efektif yang dapat menghasilkan gaya angkat berkurang. Penambahan *swept angle* juga dapat mempengaruhi sifat aerodinamika pada tiap jarak rentangan dikarenakan perubahan sudut.

Penelitian mengenai pengaruh *swept wing* telah dilakukan oleh Yen (2011) dengan meneliti secara eksperimen aliran melewati *airfoil* dengan *backward swept angle*  $15^\circ$ . Eksperimen dilakukan dengan menguji model NACA 0012 pada terowongan angin. Tujuan dari eksperimen ini adalah mengetahui performa aerodinamika dan karakter shadding pada *airfoil*. Penelitian ini menunjukkan bahwa adanya perubahan karakteristik aerodinamika *airfoil* yaitu *lift coefficient*, *drag coefficient*, dan *pitching moment coefficient*.

Penelitian lain dilakukan oleh Yen et al (2013) yang juga melakukan eksperimen terhadap berbagai variasi *swept angle*. Penelitian ini memfokuskan pada fenomena aliran pada junction. Penelitian ini menunjukkan bahwa penambahan maupun pengurangan *swept angle* akan mengurangi besarnya *junction vortex*.

## 1.2 Perumusan Masalah

Aliran fluida yang melewati suatu *airfoil* akan membentuk separasi tiga dimensi yang diakibatkan oleh dua *boundary layer* yang saling berinteraksi. Separasi ini nantinya akan membentuk aliran sekunder yang merugikan bagi *airfoil*. Kerugian yang dialami *airfoil* berupa menurunnya luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat. Pada penelitian sebelumnya telah diketahui bahwa perubahan *swept angle* mampu menurunkan besarnya *horseshoe vortex* sehingga mampu menaikkan performa *airfoil*. Hal ini pasti akan mempengaruhi karakteristik aerodinamika yang perlu diteliti.

Analisa mengenai *airfoil* tidak cukup hanya dilakukan secara analitis dikarenakan aliran tiga dimensi merupakan aliran yang sangat kompleks. Gaya geser yang diakibatkan oleh permukaan *airfoil* akan mengganggu aliran sehingga memungkinkan terjadinya separasi yang sangat sulit diprediksi

letaknya. Simulasi numerik diharapkan dapat memberikan visualisasi aliran secara lebih detil.

### 1.3 Batasan Masalah

Penelitian ini difokuskan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika dan fenomena aliran di sekitar *airfoil* dengan variasi *backward swept angle*. Oleh karena itu diperlukan suatu batasan masalah agar penelitian sesuai tujuan yang telah ditentukan, antara lain:

1. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah *airfoil* NACA 0012.
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara yang mengalir secara *steady flow*, *incompressible*, *viscous*, dan *uniform* pada aliran *freestream inlet*.
3. Simulasi dilakukan pada kondisi adiabatik.
4. Penelitian tidak mengikutsertakan analisa bahan yang digunakan.
5. *Airfoil* merupakan benda tegar yang tidak berdeformasi.

### 1.4 Tujuan

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh *backward swept angle*  $A = 0^\circ$  (*unswept*),  $15^\circ$  dan  $30^\circ$ . Pada kasus ini sudut serang ( $\alpha$ ) yang ditinjau adalah  $8^\circ$  dan  $15^\circ$ . Berikut merupakan parameter yang akan ditampilkan pada penelitian ini yaitu:

1. Karakteristik aerodinamika yang meliputi:
  - a. *Total lift coefficient* ( $C_L$ )
  - b. *Total drag coefficient* ( $C_D$ )
  - c. *Pressure coefficient* ( $C_P$ ) sepanjang *span* pada *airfoil*
2. Fenomena aliran di sekitar *airfoil* berupa visualisasi:
  - a. Kontur kecepatan pada *midspan*
  - b. *Streamline* di sekitar *airfoil*
  - c. *Vortex* pada *tip* dan *junction*

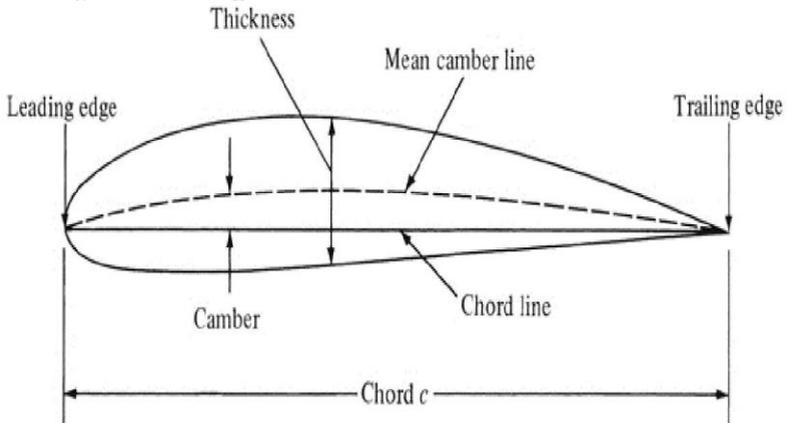
*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## BAB II DAFTAR PUSTAKA

### 2.1 *Aifoil* NACA 0012

*Airfoil* merupakan suatu komponen aerodinamik yang bentuk geometrinya dirancang untuk menciptakan gaya *lift* apabila terdapat fluida yang dialirkan pada permukaannya. *Airfoil* pada umumnya digunakan sebagai bentuk sayap pesawat dan bentuk sudu pada *propeller*, kompresor, rotor atau turbin. Berdasarkan bentuknya *airfoil* diklasifikasikan sebagai tipe simetri dan asimetri. Tipe simetri merupakan bentuk awal *airfoil* saat pertama kali di buat oleh Philips pada 1884.

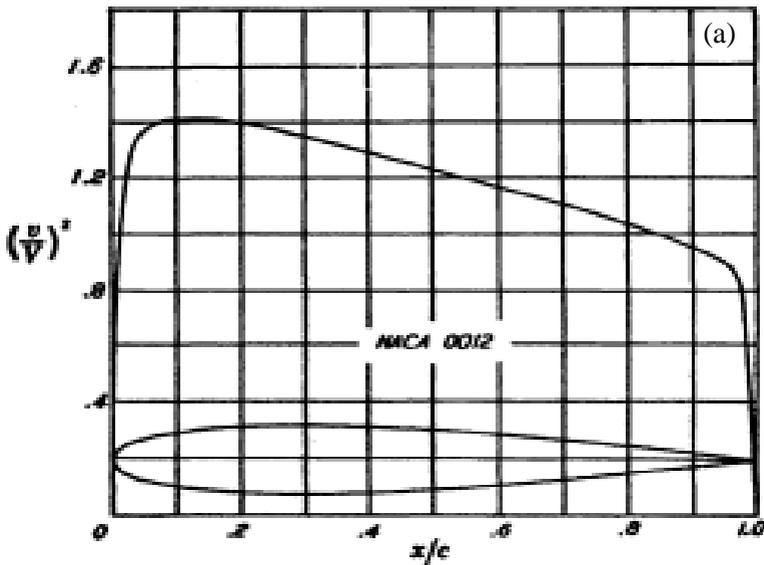
Pada gambar 2.1, yang merupakan bagian-bagian dari *airfoil*, terdapat sisi bagian depan *airfoil* disebut *leading edge*. Sedangkan sisi bagian belakang dari *airfoil* disebut *trailing edge*. *Chord* adalah garis lurus yang ditarik dari titik *leading edge* hingga titik *trailing edge*. Sedangkan panjang garis tersebut disebut dengan *chord length* ( $c$ ). Garis singgung dari *leading edge* dan *trailing* disebut dengan *camber line*.



Gambar 2.1 Bagian – bagian *airfoil*

*Airfoil National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) merupakan jenis *airfoil* yang populer digunakan. Digit

pertama menyatakan persen maksimum *camber* terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan sepersepuluh posisi maksimum *camber* pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen ketebalan *airfoil* terhadap *chord*. *Airfoil* yang tidak memiliki kelengkungan, dengan *camber line* dan *chord line* berimpit disebut *airfoil* simetrik. Salah satu *airfoil* simetrik adalah NACA 0012 dengan ketebalan maksimum 12% dari panjang *chord line*. Penelitian terdahulu yang dilakukan oleh Abbott & Doenhoff (1959) meneliti berbagai macam *airfoil* yang salah satunya merupakan *airfoil* NACA 0012. Metode penelitian yang digunakan yaitu pengujian spesimen *airfoil* di terowongan angin dengan  $Re = 1 \times 10^6$ . Data – data yang diperoleh meliputi dimensi *airfoil* (gambar 2.2) dan parameter aerodinamika berupa *lift coefficient* dan *pitching moment coefficient* (gambar 2.3).

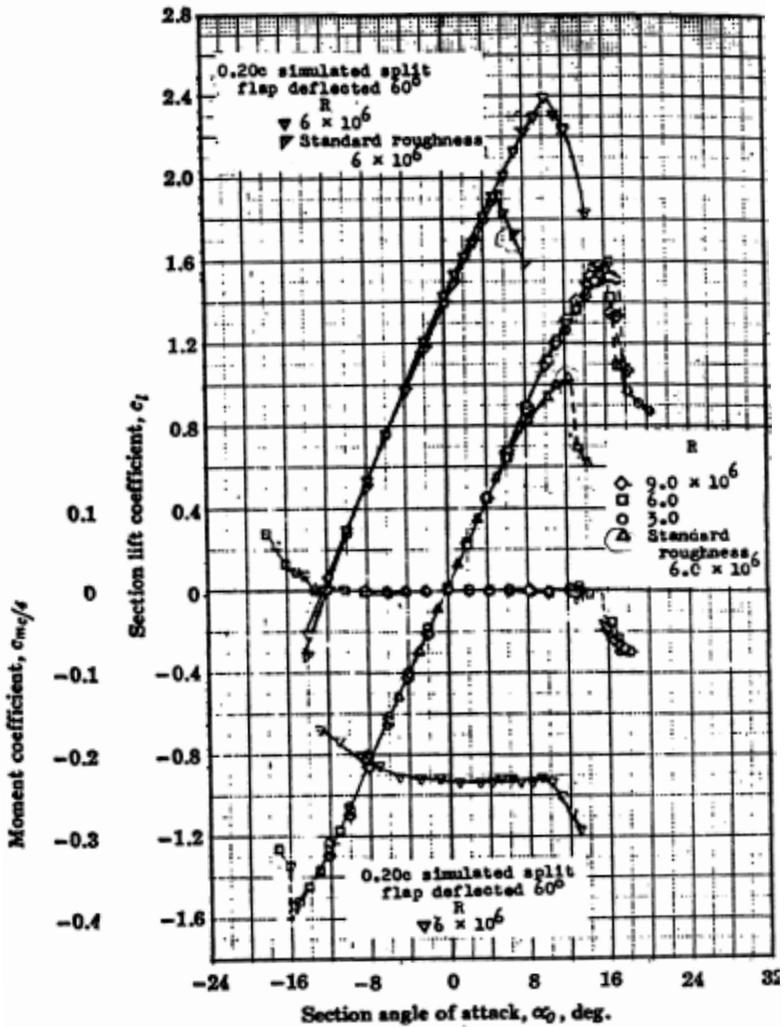


$x$ (per cent $c$ )	$y$ (per cent $c$ )	$(v/V)^2$	$v/V$	$\Delta u_x/V$ <sup>(b)</sup>
0	0	0	0	1.988
0.5	.....	0.640	0.800	1.475
1.25	1.894	1.010	1.005	1.199
2.5	2.615	1.241	1.114	0.934
5.0	3.555	1.378	1.174	0.685
7.5	4.200	1.402	1.184	0.558
10	4.683	1.411	1.188	0.479
15	5.345	1.411	1.188	0.381
20	5.737	1.399	1.183	0.319
25	5.941	1.378	1.174	0.273
30	6.002	1.350	1.162	0.239
40	5.803	1.288	1.135	0.187
50	5.294	1.228	1.108	0.149
60	4.563	1.166	1.080	0.118
70	3.664	1.109	1.053	0.092
80	2.623	1.044	1.022	0.068
90	1.448	0.956	0.978	0.044
95	0.807	0.906	0.952	0.029
100	0.126	0	0	0

L.E. radius: 1.58 per cent  $c$

**NACA 0012 Basic Thickness Form**

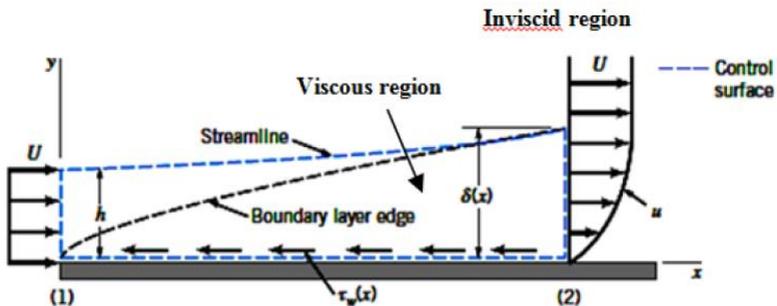
Gambar 2.2 Data (a) grafik skema kecepatan dan *body* beserta (b) tabel koordinat dan kecepatan *airfoil* NACA 0012 (Abbott & Doenhoff, 1959)



Gambar 2.3 Karakteristik aerodinamika *airfoil* NACA 0012 (Abbott & Doenhoff, 1959)

## 2.2 Boundary Layer

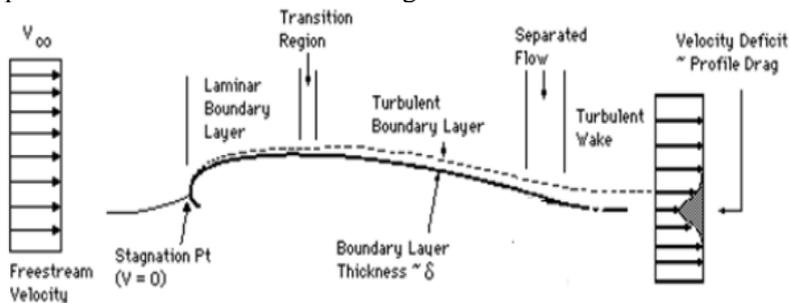
Gambar 2.4 merupakan fenomena aliran pada plat datar dimana terjadi fenomena terbentuknya *boundary layer*. *Boundary layer* merupakan lapisan tipis yang terbentuk pada fluida yang mengalir di permukaan di suatu permukaan benda dan dipengaruhi viskositas, gaya inersia dan gaya gesek permukaan benda. *Boundary layer* dibagi menjadi dua daerah yaitu daerah *viscous* dan daerah *inviscid*. Fluida yang berada daerah *viscous* masih dipengaruhi oleh viskositas fluida dan gaya gesek permukaan benda. Sedangkan pada daerah *inviscid* pengaruh gesekan pada fluida sudah berkurang dan dapat diabaikan, sehingga kecepatan fluida seragam. dari permukaan Berdasarkan karakteristiknya *boundary layer* digolongkan menjadi *boundary layer* laminar dan turbulen.



Gambar 2.4 *Boundary layer* pada plat datar (Munson et al, 2002)

Suatu aliran fluida yang mengalir pada permukaan *airfoil* seperti pada gambar 2.5 akan membentuk *boundary layer* laminar pada bagian dekat *leading edge*. Pada daerah dekat *leading edge* aliran mempunyai kecepatan relatif rendah atau fluidanya sangat *viscous*. Adanya gangguan yang mungkin dialami oleh aliran akibat getaran dan ketidakrataan permukaan batas tersebut masih dapat diredam oleh fluida. Sehingga *boundary layer* masih berbentuk laminar. Semakin jauh dari *leading edge* gangguan akibat viskositas dan *shear stress* yang diterima fluida semakin

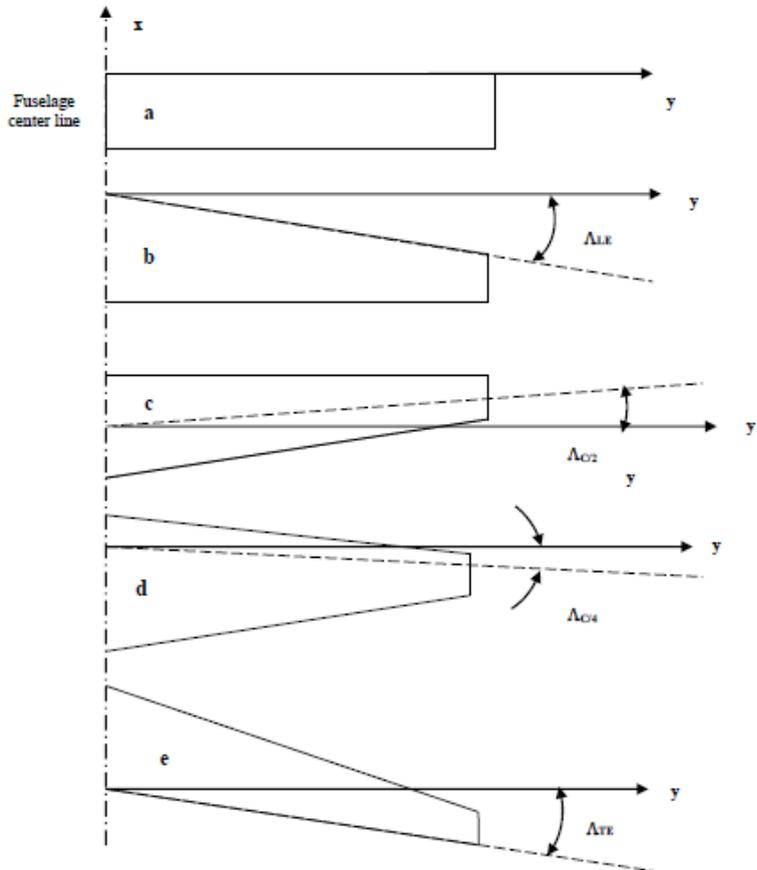
besar, sehingga aliran akan mengalami kondisi transisi sebelum akhirnya berubah menjadi *turbulent boundary layer*. Pada daerah turbulen, kecepatan aliran sangat tinggi sehingga pengangkutan massa serta momentum fluidanya semakin besar. Selain daerah laminar dan turbulen, pada aliran fluida yang melintasi *airfoil* juga terbentuk daerah stagnasi. Daerah stagnasi terjadi di titik *leading edge* dimana pada daerah tersebut fluida menabrak permukaan *airfoil*. Pada daerah stagnasi kecepatan fluida bernilai nol dan memiliki tekanan sangat tinggi. Separasi merupakan daerah yang muncul akibat adanya *adverse pressure gradient*, dimana kecepatan aliran fluida semakin turun dan semakin meningkatnya tekanan fluida. Hal ini menyebabkan adanya aliran *backward* pada permukaan *airfoil*. Separasi menyebabkan adanya ruang kosong pada aliran fluida dan disebut dengan *wake area*.



Gambar 2.5 *Boundary layer* pada *airfoil* (Kroo, 2016)

### 2.3 Swept Angle

Gambar 2.6 menunjukkan adanya sudut antara persentasi yang konstan dari *chord line* sepanjang *semi span* sayap dan garis tegak lurus *wall body junction center line*. Hal ini disebut *leading edge swept* ( $A_{LE}$ ). Sementara sudut antara *trailing edge* dengan garis tegak lurus *wall body junction center line* disebut *trailing edge swept* ( $A_{TE}$ ). Selain itu, ada beberapa penamaan lain yaitu 50 persen *chord swept* dan *quarter chord swept*. Pada umumnya, parameter yang digunakan adalah *leading edge swept angle*.



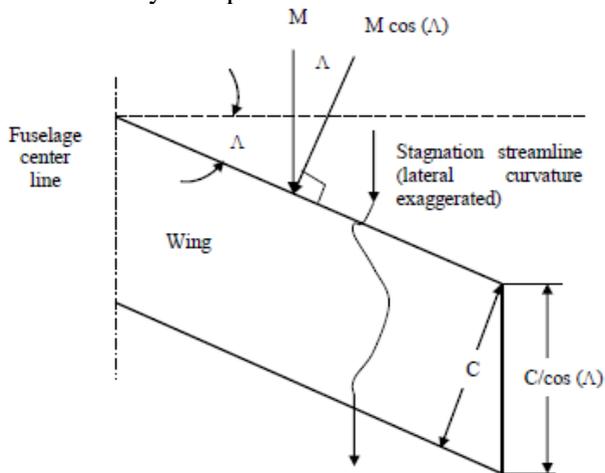
Gambar 2.6 Berbagai sayap dengan *swept angle* (Sadraey, 2013)

Jika *swept angle* pada sayap lebih besar dari nol, maka sayap ini disebut *aft swept* atau *simply swept* selain itu berkebalikan dengan sayap jenis ini dimana *swept angle* lebih kecil dari nol disebut *forward swept*. *Swept angle* akan mempengaruhi karakteristik dari sayap. Tujuan utama suatu sayap dibuat *swept* adalah sebagai berikut

1. Meningkatkan performa aerodinamika seperti *lift coefficient*, *drag coefficient*, dan *pitching moment* pada keadaan *transonic*, *supersonic*, dan *hypersonic* dengan menunda efek kompresibilitas.
2. Mengatur titik berat pesawat.
3. Meningkatkan *static lateral stability*.
4. Mempengaruhi *longitudinal and directional stability*.
5. Meningkatkan jangkauan pandangan pilot.

Pengaruh *swept angle* terhadap karakteristik aerodinamika *airfoil* yaitu:

1. *Swept angle* cenderung meningkatkan jarak antara *leading edge* dan *trailing edge*. Oleh Karena itu, distribusi tekanan akan bervariasi.
2. Panjang efektif dari *swept wing* akan lebih panjang seperti ditunjukkan oleh gambar 2.7 dengan faktor  $1/\cos(\Lambda)$ . hal ini mengakibatkan *effective thickness-to-chord ratio* lebih tipis, sementara tebal nya tetap konstan.



Gambar 2.7 Pengaruh *swept angle* terhadap aliran datang (Sadraey, 2013)

3. *Swept angle* cenderung menurunkan gaya angkat dan mengubah distribusinya seperti pada gambar 2.8. Hal ini diakibatkan oleh penambahan *swept angle* akan menurunkan *Oswald efficiency factor*. *Oswald efficiency* atau disebut *span efficiency* merupakan factor koreksi yang merepresentasikan perubahan gaya angkat actual pada sayap 3D dengan gaya angkat pada ideal (persamaan 2.1). Faktor ini ditunjukkan oleh persamaan 2.2 untuk sayap lurus dan 2.3 untuk sayap dengan *swept angle* lebih dari 30°, faktor ini hanya berlaku untuk sayap dengan *aspect ratio* lebih dari 6:

$$C_D = C_{d0} + \frac{(C_L)^2}{\pi e AR} \quad (2.1)$$

dimana:

$C_D$  = drag coefficient

$C_L$  = lift coefficient

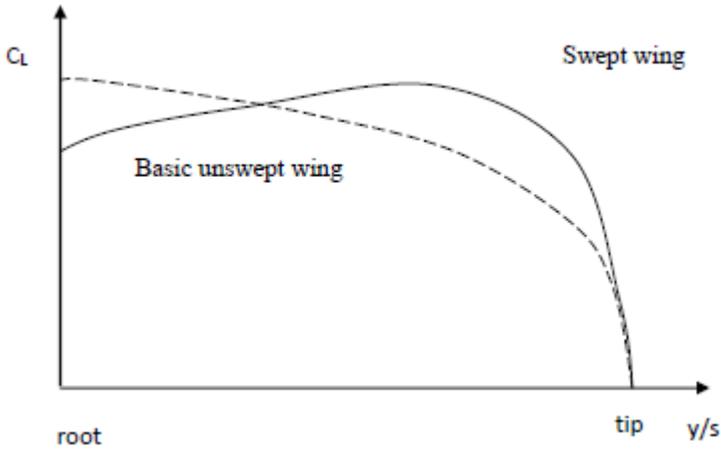
$C_{d0}$  = zero lift drag coefficient

$AR$  = aspect ratio

$e$  = Oswald efficiency factor

$$e = 1,788(1 - 0,045AR^{0,68}) - 0,64 \quad (2.2)$$

$$e = 4,61(1 - 0,045AR^{0,68})[(\cos(\Lambda_{LE}))^{0,15} - 3,1] \quad (2.3)$$



Gambar 2.8 Efek *swept angle* terhadap distribusi *lift coefficient* (Sadraey, 2013)

4. Harga maksimum *lift coefficient* dapat meningkat dengan penambahan *swept angle*. Tetapi, *useful lift coefficient* pada kenyataannya berkurang dengan penambahan *swept angle* diakibatkan kehilangan kontrol pada saat *pitch up*. Munculnya fenomena *pitch up* tidak hanya diakibatkan oleh *swept angle* tetapi juga oleh *aspect ratio*, tipe *airfoil*, *twist angle*, dan *taper ratio*. Oleh Karena itu, *swept angle* mampu meningkatkan kecepatan maksimum sebelum *stall*. *Lift coefficient* maksimum pada sayap tanpa *high lift device* dinyatakan oleh hubungan semi empiris pada persamaan 2.4.

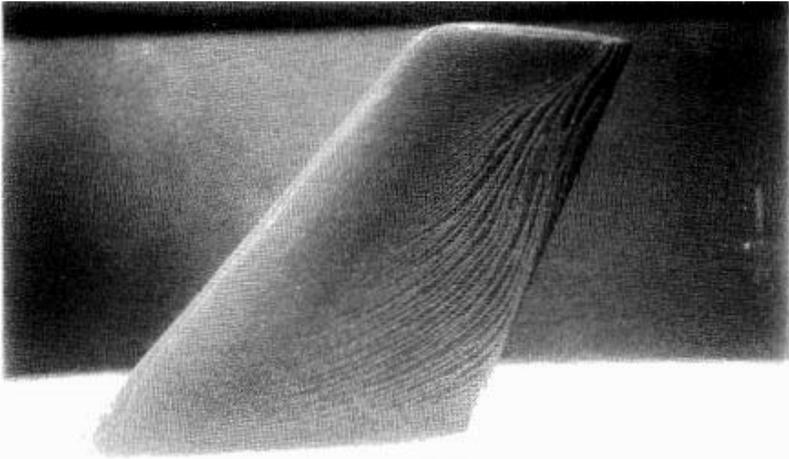
$$CL_{max}(\Lambda \neq 0) = CL_{max}[0,86 - 0,002(\Lambda)] \quad (2.4)$$

5. Sayap dengan *swept angle* cenderung mengurangi gradien kurva angkat ( $CL_\alpha$ ). Sebuah persamaan yang telah dimodifikasi berdasarkan perkiraan Prandtl-Glauert (persamaan 2.5) menunjukkan hubungan antara  $CL_\alpha$  dan  $\Lambda$ .

$$CL_\alpha = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{AR^2(1 + \tan^2 \Lambda - M^2) + 4}} \quad (2.5)$$

### 2.4 *Oil-film visualization of a swept wing*

Gambar 2.9 menunjukkan *Oil visualization* pada sayap dengan sudut *swept*  $45^\circ$  dengan  $Re = 2,6 \times 10^5$  dan  $\alpha = 15^\circ$ . Aliran bergerak dari *leading edge* menuju *tip* sehingga aliran seakan sejajar dengan *trailing edge*. Hampir keseluruhan aliran pada permukaan telah berada dalam keadaan *stall* dan bergerak ke arah *upstream*.



Gambar 2.9 *Oil visualization* pada sayap dengan sudut *swept*  $45^\circ$   
(White, 1991)

### 2.5 Koefisien Tekanan

Pada fluida yang mengalir pada permukaan benda akan terjadi distribusi tekanan pada sepanjang aliran. Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan ( $C_p$ ). Koefisien tekanan adalah selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Koefisien tekanan juga disebut sebagai *Euler number* yang merupakan perbandingan antara gaya tekan dengan gaya inersia fluida.

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{0,5 \rho V_\infty^2} \quad (2.6)$$

dimana:

$C_p$ : koefisien tekanan

$p_c$ : tekanan statis di titik tertentu pada kontur

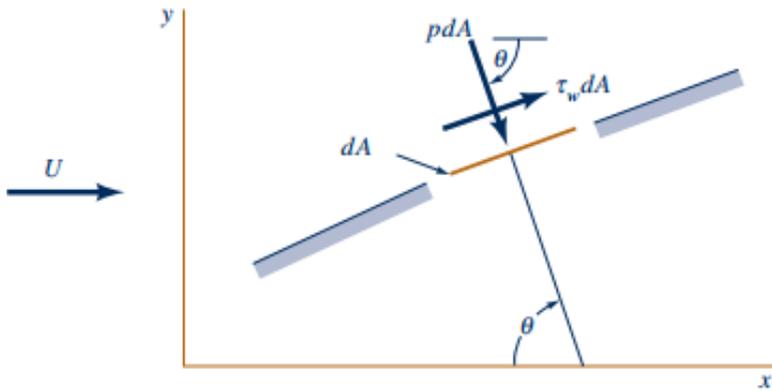
$p_\infty$ : tekanan statis *freestream*

$\rho$ : massa jenis fluida

$V_\infty$ : kecepatan *freestream*

## 2.6 Lift coefficient dan Drag Coefficient

Benda yang berada di dalam aliran fluida akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Dengan tunjauan dua dimensi, gaya yang ditimbulkan diantaranya adalah *normal force* (gaya normal) yang terjadi akibat adanya tekanan fluida dan *shear force* (gaya geser) karena adanya viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya yang arahnya sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat). Sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut dengan *lift force* (gaya angkat). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* ( $F_{Df}$ ) dan *pressure drag* ( $F_{Dp}$ ). *Skin friction drag* ( $F_{Df}$ ) adalah gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial dan timbul akibat adanya tegangan geser antara fluida dengan permukaan benda. *Pressure drag* ( $F_{Dp}$ ) merupakan gaya hambat yang arahnya tegak lurus terhadap permukaan benda dan timbul karena adanya tekanan fluida. Pada gambar 2.10 terdapat *Profile drag* (gaya hambat total) yang merupakan resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag*.



Gambar 2.10 *Profile drag* (Munson et al, 2002)

Resultan dari gaya akan menghasilkan komponen gaya-gaya sebagai berikut:

$$dF_x = (pdA) \cos\theta + (\tau_w dA) \sin\theta \quad (2.7)$$

$$dF_y = -(pdA) \sin\theta + (\tau_w dA) \cos\theta \quad (2.8)$$

komponen gaya ke arah sumbu-x adalah gaya drag dan komponen gaya ke arah sumbu-y adalah gaya lift. Gaya drag yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut:

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (2.9)$$

$$F_D = \int \cos\theta (pdA) + \int \sin\theta (\tau_w dA) \quad (2.10)$$

*Drag force* dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien drag yang merupakan total tegangan akibat gaya drag dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* atau:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c s} \quad (2.11)$$

Koefisien *drag* ( $C_D$ ) diperoleh dengan mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang permukaan benda dengan persamaan sebagai berikut:

$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_P(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.12)$$

Perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda dapat menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan yang dapat menimbulkan terjadinya gaya angkat pada *airfoil*. Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*. Adapun koefisien *lift* ( $C_L$ ) dapat ditunjukkan dari persamaan berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c s} \quad (2.13)$$

$$C_L = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_P(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.14)$$

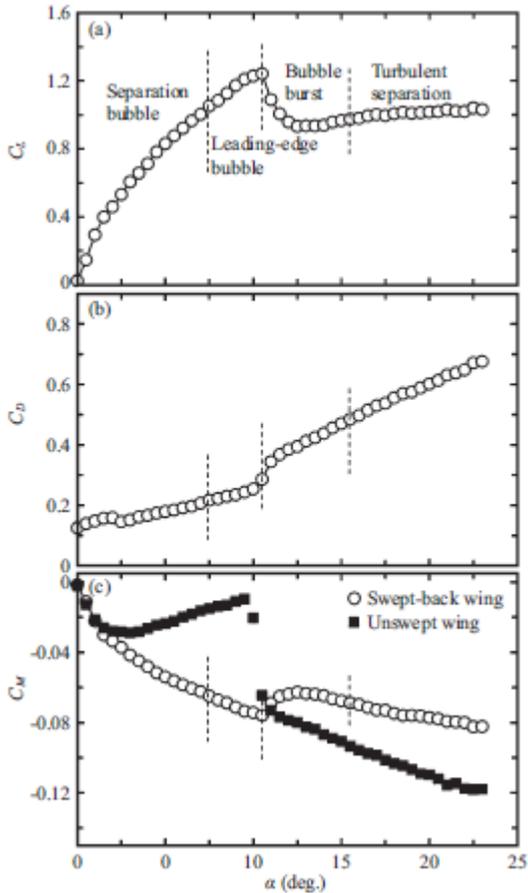
## 2.7 Performa Aerodinamika dan Karakter *Shedding* pada *Swept Back Wing*

Penelitian yang dilakukan Yen (2011) merupakan penelitian secara eksperimen untuk menunjukkan karakteristik aerodinamika dan karakter *shedding* pada *swept back wing* dengan  $Re = 1 \times 10^5$  dan *swept angle*  $15^\circ$ . Penelitian menghasilkan suatu grafik  $C_L$ ,  $C_D$ , dan  $C_M$  terhadap variasi sudut serang ( $\alpha$ ) seperti pada gambar 2.11 grafik  $C_L$  terhadap  $\alpha$  pada gambar 2.11(a) menunjukkan  $C_L$  akan naik seiring kenaikan  $\alpha$  dengan fenomena terdapat *separation bubble* dan *leading-edge bubble*.  $C_L$  maksimum dan gradien peningkatan koefisien lift ( $C_{L\alpha}$ ) yaitu  $1.24$  dan  $1.52\pi/\text{rad}$ , dimana fenomena *leading edge bubble* terjadi. Sementara, hasil pengujian pada *unswept airfoil* NACA 0012 yang dilakukan oleh Abbot & Doenhoff (1959) diperoleh harga  $C_{L\alpha}$  sebesar  $2.18\pi/\text{rad}$ .  $C_L$  berkurang ketika aliran bertransisi ke daerah *bubble burst*. Pada daerah ini, aliran turbulen yang telah kembali

mengikuti bentuk *body* terseparasi lagi dan membentuk *turbulent separation*. *Turbulent separation* ini bergerak mendekati leading edge dengan penambahan  $\alpha$ .

Gambar 2.11(b) menunjukkan distribusi  $C_D$  terhadap  $\alpha$ . *Separation bubble* bergerak menuju *leading edge* dan panjangnya berkurang  $\alpha$ . Pengurangan *skin friction* beradu dengan kenaikan *drag*. Akibatnya  $C_D$  tidak berubah secara signifikan pada daerah *separation bubble*. Pada daerah *leading edge bubble regime*, peningkatan *skin friction* dan pengurangan panjang *bubble separation* menghasilkan kenaikan  $C_D$  yang tidak kontinyu. Pada daerah *bubble burst*, *turbulent surface flow* yang menyatu kembali menghasilkan *skin friction* yang tinggi di permukaan. Hal ini mengakibatkan, gradien peningkatan  $C_D$  terbesar terjadi pada daerah *bubble burst*.

Gambar 2.11(c) menunjukkan  $C_M$  menurun dengan peningkatan  $\alpha$  pada  $\alpha < 10^\circ$ . Pada daerah *separation bubble* dan *leading edge bubble*,  $C_M$  meningkat searah jarum jam terhadap  $\alpha$  hingga mengalami *stall*.  $C_M$  maksimum terjadi pada daerah *bubble burst* Karena peningkatan *drag*. Pada daerah *turbulent separation*,  $C_M$  meningkat searah jarum jam dikarenakan pada peningkatan *drag* yang besar. Pada sayap *unswept*,  $C_M$  menurun dari  $2^\circ < \alpha < 9^\circ$  dikarenakan *center pressure* bergerak maju menuju titik seperempat *chord*. Penurunan  $C_M$  yang curam pada *unswept wing* tidak nampak pada *swept back wing*.

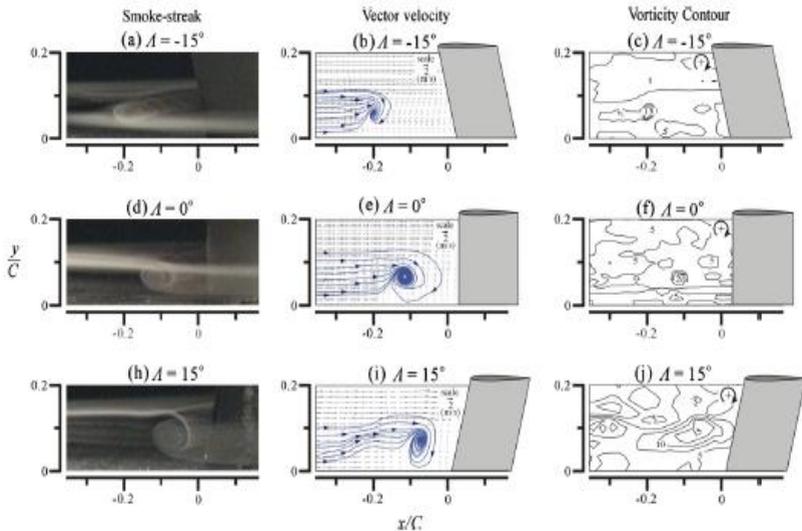


Gambar 2.11 distribusi dari (a)  $C_L$ , (b)  $C_D$ , dan (c)  $C_M$  terhadap sudut serang dengan  $Re = 1 \times 10^5$  (Yen, 2011)

## 2.8 Pengaruh *Swept Angle* terhadap *Junction Vortex*

Yen et al (2013) melakukan penelitian mengenai fenomena aliran di sekitar *junction* pada sayap dengan berbagai variasi *swept angle* ( $A$ ). Penelitian dilakukan secara eksperimen dengan menggunakan *airfoil* NACA 0012 yang diuji di terowongan angin.

Panjang *chord* yaitu 60 mm dan *aspect ratio* ( $AR$ ) 5. Ujung *airfoil* disambung dengan *aluminium alloy* sebagai lantai dari *test section*.



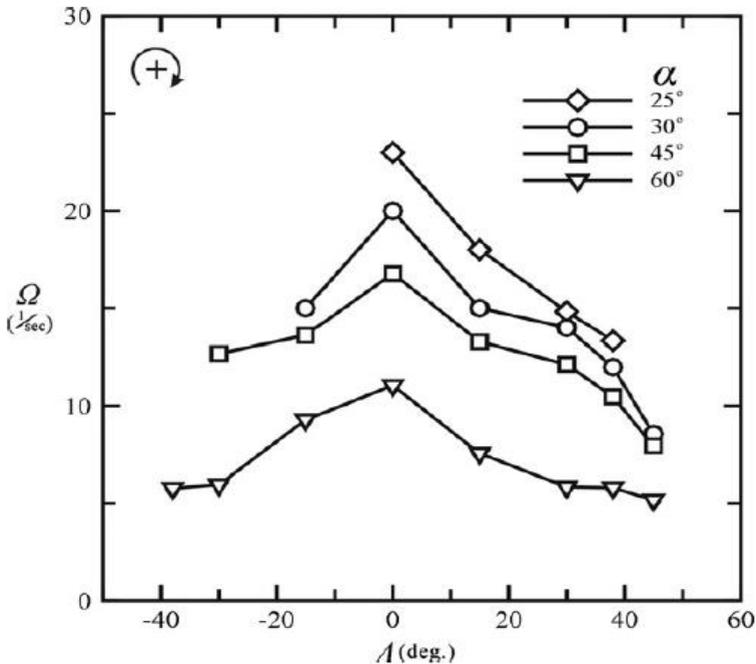
Gambar 2.12 Pengaruh *swept angle* terhadap *junction vorticity* pada  $Re = 7.551$  dan  $\alpha = 30^\circ$  (Yen et al, 2013)

*Junction vortex* dipengaruhi oleh konfigurasi  $\alpha$ ,  $\Lambda$ , kekasaran lantai, dan kecepatan *free stream* ( $u_\infty$ ). Pada bagian ini, hanya pengaruh *swept angle* saja yang dianalisa. Gambar 2.12 menunjukkan pola aliran dan vektor kecepatan pada  $\Lambda = -15^\circ$ ,  $\Lambda = 0^\circ$ , dan  $\Lambda = 15^\circ$  dengan  $\alpha = 30^\circ$ . *Vorticity* ( $\Omega$ ) pada *junction* dihitung menggunakan metode *central different scheme* yaitu:

$$\Omega = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \quad (2.15)$$

dimana  $\frac{\partial v}{\partial x}$  dan  $\frac{\partial u}{\partial y}$  merupakan gradien kecepatan pada koordinat yang ditinjau.

Pada penelitian ini  $\Omega$  bernilai positif berarti memiliki arah searah jarum jam. Gambar 2.13 menunjukkan bahwa jarak  $\Omega$  pada  $A$  terbesar memiliki jarak terpendek dengan *leading edge*. Besarnya  $\Omega$  juga menurun pada  $A < 0$  dan  $A > 0$  hal ini ditegaskan kembali dengan gambar 2.13.

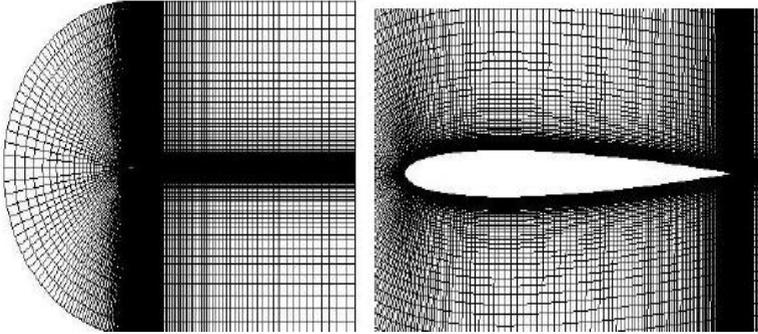


Gambar 2.13  $\Omega$  terhadap  $A$  pada  $Re = 7.571$  dengan berbagai  $\alpha$  (Yen et al, 2013)

## 2.9 Evaluasi *Turbulent Model* pada Simulasi Numerik *Airfoil* NACA 0012

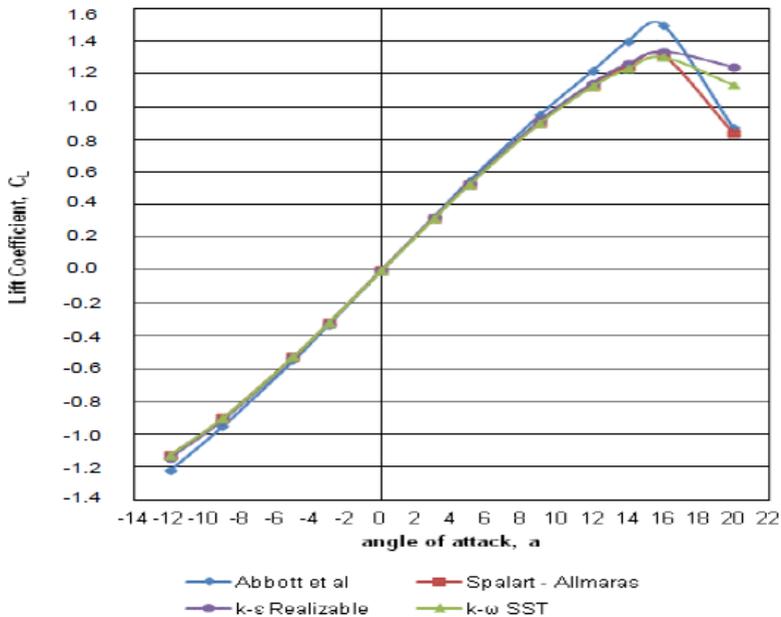
Analisa mengenai *turbulent model* pada simulasi numerik *airfoil* NACA 0012 telah dilakukan oleh Eleni et al (2012). Penelitian ini bertujuan untuk menentukan *turbulent model* mana yang paling sesuai dengan fenomena nyata. Penelitian ini mensimulasikan *airfoil* NACA 0012 dua dimensi pada  $Re = 3 \times$

$10^6$ , menyesuaikan geometri eksperimen yang dilakukan Abbott & Doenhoff (1959) yang nantinya akan dijadikan data validasi. *Mesh* yang digunakan yaitu *structured mesh* (gambar 2.14) dengan jumlah *cell* sekitar 8.000 yang didapat dari *hasil grid independency test*. Pengujian ini bertujuan untuk menentukan jumlah *cell* yang paling optimal.



Gambar 2.14 *Meshing* simulasi *airfoil* NACA 0012 dua dimensi (Eleni et al, 2012)

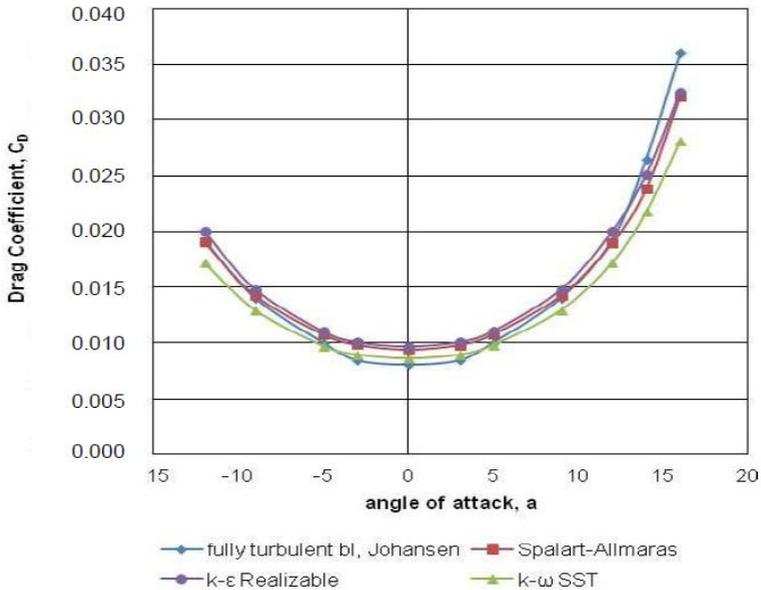
*Turbulen model* yang dibandingkan pada penelitian ini adalah Spalart Allmaras,  $k-\varepsilon$  Reliazible, dan  $k-\omega$  *shear stress transport* (SST). Parameter yang dibandingkan adalah *lift coefficient* pada  $\alpha$   $-12^\circ$  sampai  $20^\circ$  dimana ketiga jenis *turbulent model* dibandingkan dengan hasil eksperimen. Simulasi ini menghasilkan data seperti pada gambar 2.15 dimana terlihat *lift coefficient* meningkat secara linier dengan  $\alpha$ , sampai sudut serang di sekitar  $15^\circ$  sampai  $16^\circ$ . Dari hubungan  $C_L$  dan  $\alpha$  hasil simulasi, dapat disimpulkan bahwa model *Spalart Allmaras* merupakan *turbulent model* yang nilainya paling mendekati eksperimen.



Gambar 2.15  $C_L$  vs  $\alpha$  dengan berbagai *turbulent model* dan hasil eksperimen (Eleni et al, 2012)

Terdapat perbedaan antara ketiga *turbulent model* dengan eksperimen pada nilai  $C_{Lmax}$ . Hal ini dikarenakan aliran pada *airfoil* pada eksperimen merupakan aliran laminar pada bagian tengah sampai depan dan aliran turbulen pada bagian tengah sampai belakang. *Turbulent model* tidak mampu menangkap transisi ini karena persamaan yang digunakan menganggap bahwa aliran di sekitar *airfoil* sepenuhnya turbulen. Oleh Karena itu, perlu data validasi yang lebih relevan. Eksperimen yang dilakukan oleh Johansen (1997) menggunakan aliran yang sepenuhnya turbulen sehingga dapat dijadikan data validasi yang lebih akurat. Perbandingan turbulen model dengan parameter  $C_D$  terhadap  $\alpha$  digunakan karena  $C_D$  lebih sensitif terhadap perubahan transisi aliran laminar ke turbulen. Gambar 2.16 menunjukkan grafik antara  $C_D$  terhadap  $\alpha$  dengan berbagai *turbulent model* dan data

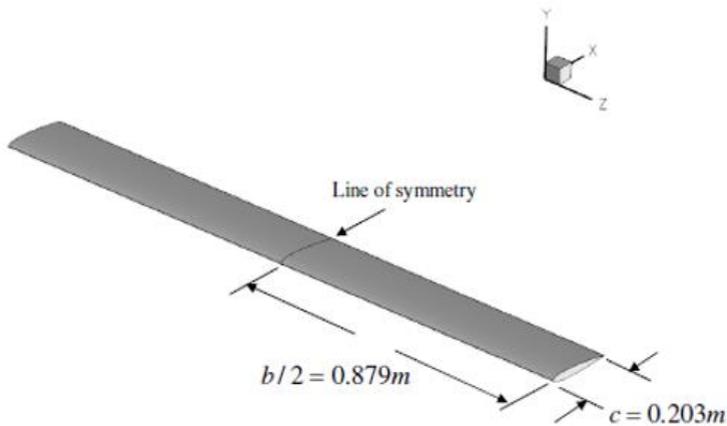
validasi berupa hasil eksperimen. Dapat disimpulkan bahwa *turbulent model*  $k-\omega$  (SST) merupakan *turbulent model* yang paling mendekati hasil eksperimen.



Gambar 2.16  $C_D$  vs  $\alpha$  dengan berbagai *turbulent model* dibandingkan dengan hasil eksperimen (Eleni et al, 2012)

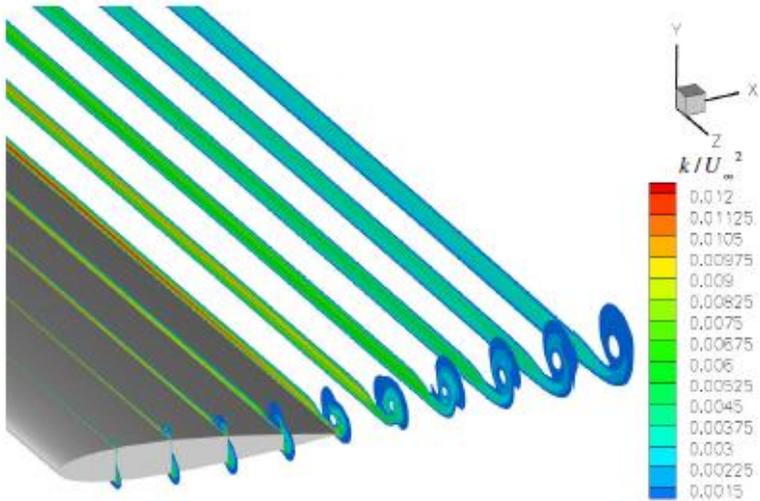
## 2.10 Simulasi *Tip Vortex*

Wells (2009) melakukan penelitian secara numerik mengenai *Effects of Turbulence Modeling on RANS (Reynolds-averaged Navier–Stokes) Simulations of Tip Vortices*. Tujuan dari penelitian ini adalah membandingkan berbagai jenis model turbulen untuk mendapat hasil yang baik. Geometri yang dilakukan merupakan *airfoil* NACA 0012 dengan geometri seperti gambar 2.17 dengan  $\alpha = 5^\circ$  dan  $Re = 5,3 \times 10^5$ .



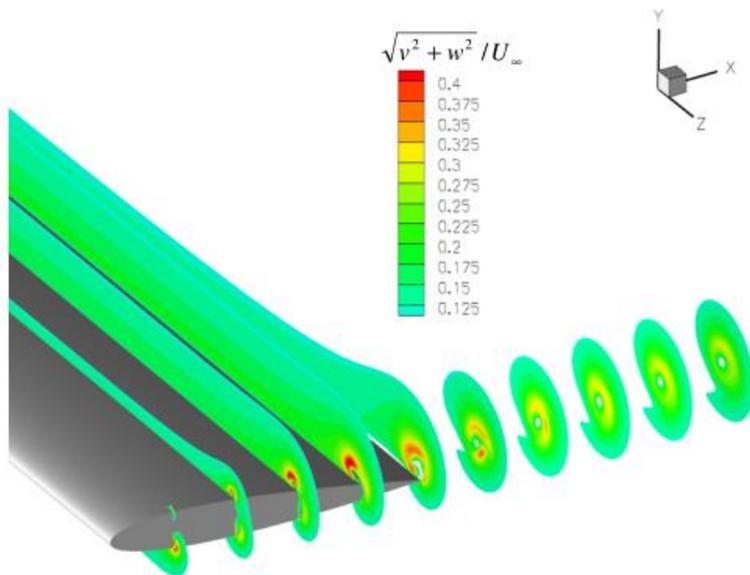
Gambar 2.17 Geometri simulasi (Wells, 2009)

Penelitian ini menghasilkan beberapa fenomena dan data - data yang salah satunya merupakan *turbulence kinetic energy* sepanjang *spanwise* dengan fokus pada bagian *tip vortex*. Secara fisik *turbulent kinetic energy* berarti rata - rata fluktuasi kecepatan diukur dengan metode *root means square*. Gambar 2.18 menunjukkan fenomena terjadinya *tip vortex* dimana terjadi pusaran pada bagian tip *airfoil*. Ukuran pusaran ini membesar seiring arah aliran mengalir (koordinat  $x$  +). Pusaran ini akan merugikan Karena mengurangi daerah efektif penghasil gaya angkat pada *airfoil*. Kesimpulan dari penelitian ini yaitu penggunaan persamaan *RANS* dengan model *Full Reynolds Stress Models (FRSM)* memperlihatkan hasil yang sesuai dengan hasil eksperimen.



Gambar 2.18 *Turbulence kinetic energy* di daerah *tip airfoil* NACA 0012 (Wells, 2009)

Untuk menunjukkan fenomena *tip vortex* digunakan pula ilustrasi kecepatan sepanjang  $X/c$  *airfoil* seperti pada gambar 2.19. Dapat dilihat bahwa *tip vortex* semakin membesar ketika melewati *airfoil*.



Gambar 2.19 Kontur kecepatan di daerah *tip airfoil* NACA 0012 (Wells, 2009)

## **BAB III METODE PENELITIAN**

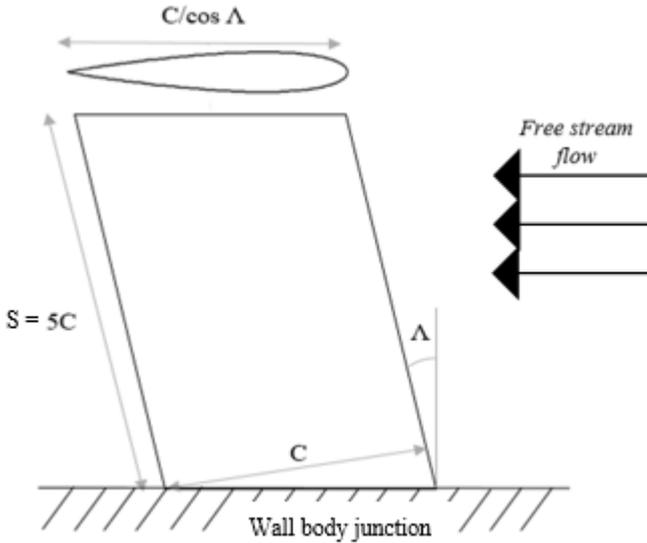
Pada bab ini akan dibahas mengenai metode penelitian yang akan digunakan yaitu metode simulasi numerik tiga dimensi. *Software* yang digunakan yaitu *gambit 2.4* dan *fluent 6.3.26*. secara umum ada tiga tahapan dalam simulasi numerik, yaitu: *Pre-processing*, *Processing*, dan *Post processing*. Benda uji yang digunakan adalah *airfoil* NACA 0012. Benda uji disimulasikan seakan – akan benda uji berada di dalam terowongan angin yang dialiri udara. Pembuatan geometri *airfoil* dan terowongan angin didasari oleh penelitian Yen (2011) dengan  $Re\ 1 \times 10^5$ , hal ini dilakukan agar hasil yang didapat bisa divalidasi.

### **3.1 Pre-Processing**

Tahap ini meliputi pembuatan geometri benda uji, pembuatan *meshing*, dan penentuan *boundary condition*.

#### **3.1.1 Geometri Benda Uji**

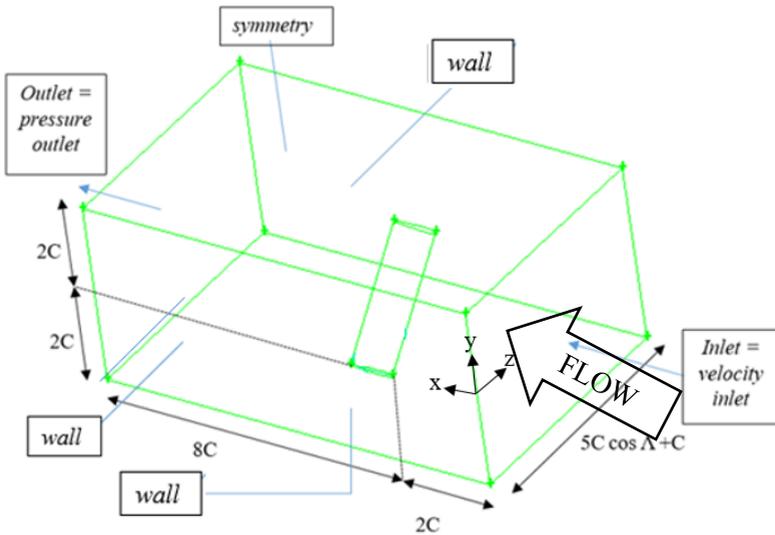
Benda uji yang digunakan merupakan *airfoil* NACA 0012 dengan *aspect ratio* ( $AR$ ) pada *straight wing* (*unswept*) = 5 dan variasi *backward swept angle*  $A = 15^\circ$  dan  $A = 30^\circ$  seperti pada gambar 3.1. Sudut serang ditentukan yaitu  $8^\circ$  dan  $15^\circ$ .



Gambar 3.1 Geometri benda uji

### 3.1.2 Domain simulasi dan *boundary Condition*

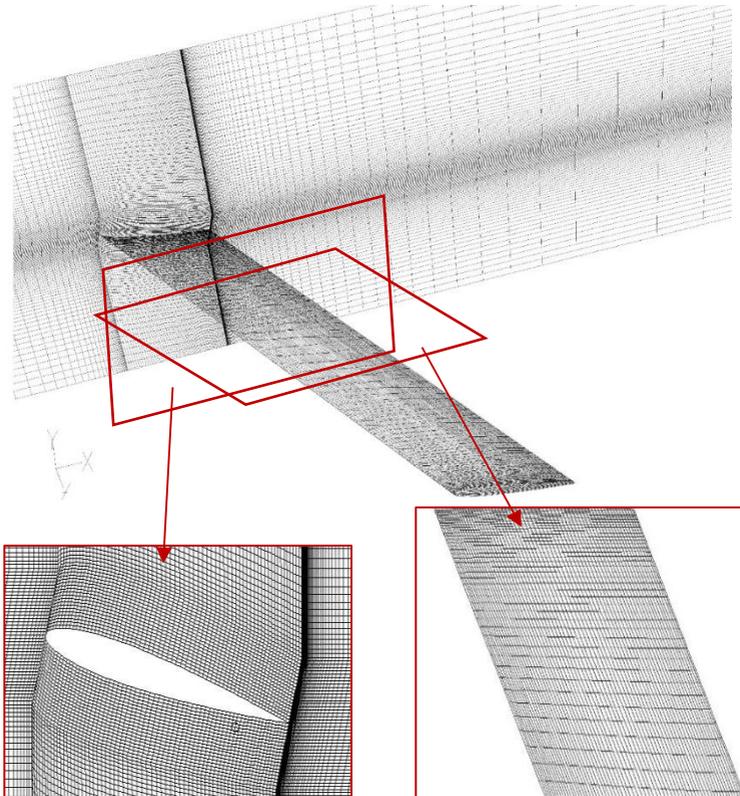
Model yang merepresentasikan benda uji disebut domain. Penentuan domain harus disesuaikan dengan kondisi ideal agar memiliki hasil yang sesuai. Pada simulasi numerik ini domain merupakan *airfoil* yang berada di dalam *test section* berupa terowongan angin. Keseluruhan *boundary condition* dapat dilihat pada gambar 3.2. *Boundary condition* pada *inlet* menggunakan *velocity inlet* sebesar 14,61 m/s atau  $Re = 1 \times 10^5$  dan tekanan 1 atm. Pada *outlet*, *boundary condition* yang digunakan adalah *pressure outlet* yang diatur sebesar 0 atm.



Gambar 3.2 Domain simulasi dan *boundary condition*

### 3.1.3 Meshing

*Meshing* disebut juga sebagai diskritisasi merupakan pembagian daerah model benda uji menjadi elemen yang lebih kecil. Elemen tersebut terbentuk dari nodal yang dibuat pada model benda uji yang berfungsi sebagai batas struktur. Proses *meshing* pertama kali akan dilakukan *meshing* garis. Untuk selanjutnya akan dilakukan *meshing* pada *face* dan volume. Jumlah *meshing* yang terlalu banyak karena akan membutuhkan waktu yang lebih lama, namun hasil yang didapat lebih mudah konvergen. Sedangkan pada *meshing* yang lebih renggang akan sulit mencapai kondisi konvergen. Bentuk *mesh* yang dipilih adalah *quadrilateral-map* dengan distribusi *mesh* dibuat semakin rapat pada daerah dinding *airfoil* Gambar 3.3.



Gambar 3.3 *Meshing* simulasi *airfoil* NACA 0012

### 3.2 Processing

Hasil gambar *pre-processing* dari domain simulasi diekspor ke *software* Fluent 6.3.26 untuk dilakukan *processing*. Langkah-langkah dalam *processing* adalah sebagai berikut:

#### 3.2.1 Models

Pada langkah ini dilakukan permodelan dari karakteristik aliran fluida, meliputi pemilihan model *solver* dan memilih tipe *turbulence model* yang digunakan. Permodelan yang akan

digunakan adalah *viscous turbulent k- $\omega$  (SST) transitional flow*. Hal ini untuk mendapatkan hasil yang akurat.

### 3.2.2 Material

Permodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan *density* ( $\rho$ ) = 1,225 kg/m<sup>3</sup>, viskositas ( $\mu$ ) = 1,789 x 10<sup>-5</sup> N.s/m<sup>2</sup>.

### 3.2.3 Solution

Untuk mendapatkan hasil yang teliti, solusi pada penelitian ini digunakan *second order* untuk *pressure, momentum turbulent kinetic energy*, dan *turbulent dissipation rate*.

### 3.2.4 Initialize

*Initialize* merupakan proses untuk menentukan titik acuan proses iterasi dimulai. Proses ini langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. Nilai *initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

### 3.2.5 Residual

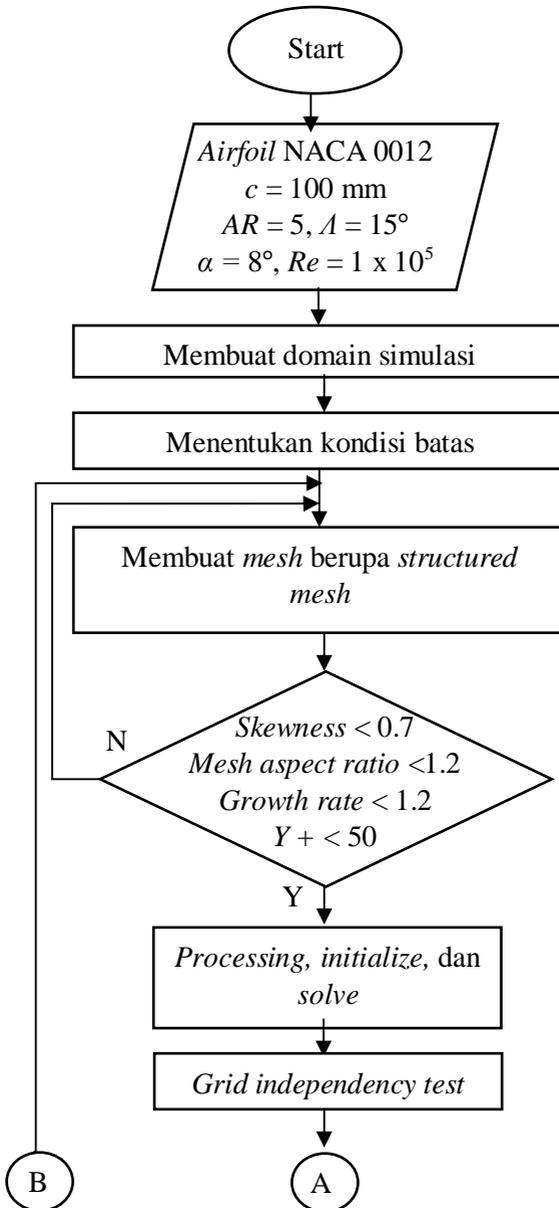
Merupakan penentuan nilai acuan error yang diinginkan hingga proses iterasi sampai mencapai kriteria konvergensi. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar 1 x 10<sup>-5</sup>, artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil dari 1 x 10<sup>-5</sup>. Penurunan nilai *error* dapat digambarkan pada *plot* dalam bentuk tabel.

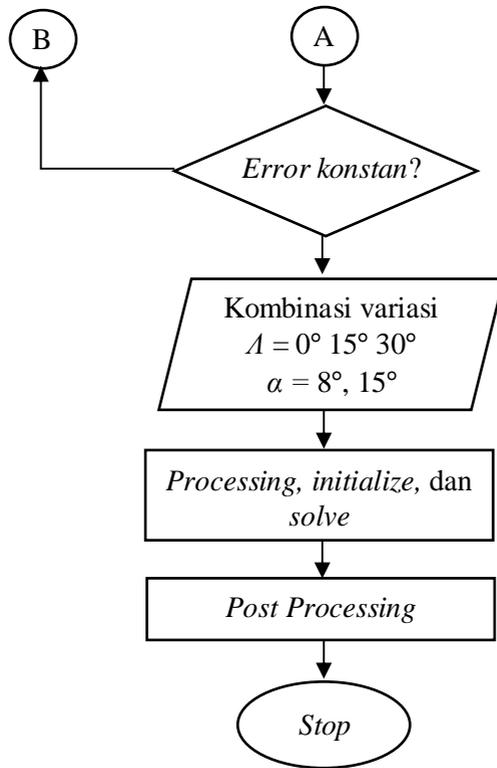
### 3.3 Post Processing

Merupakan proses menampilkan dan mengambil data hasil simulasi. Data yang diperoleh berupa visualisasi kontur dan streamline maupun data karakteristik aerodinamika.

### 3.4 Flowchart Studi Numerik

Untuk memperjelas metodologi penelitian, dibuat *flowchart* yang digunakan dalam studi (gambar 3.4).





Gambar 3.4 *Flowchart* studi numerik

***“Halaman ini sengaja dikosongkan”***

## BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Bab ini membahas mengenai hasil yang didapat dari simulasi numerik pengaruh *swept angle* terhadap karakteristik aliran 3D di sekitar *airfoil*. *Swept angle* divariasikan sebesar  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $30^\circ$  sedangkan sudut serang ditentukan sebesar  $8^\circ$  dan  $15^\circ$ . Bilangan *Reynolds* ( $Re$ ) yang digunakan pada simulasi numerik ini yaitu  $1 \times 10^5$ .

Fenomena aliran ini akan dibahas melalui *grid independency*, koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan distribusi koefisien tekanan. Selain itu, juga dibahas tentang *streamline* di sekitar *airfoil*. Sehingga berdasarkan analisa hasil simulasi numerik, akan didapat fenomena aliran di sekitar *airfoil* beserta karakteristik aerodinamika nya.

### 4.1 *Grid Independency Test*

*Grid independency test* merupakan proses untuk menentukan jumlah dan struktur *grid* dan *mesh* yang optimal agar memperoleh data yang akurat. Hasil dari proses ini yaitu pemodelan yang akurat dengan jumlah *grid* seminimal mungkin. Proses *grid independency* dilakukan pada *airfoil* dengan  $\alpha = 8^\circ$  dan  $A = 15^\circ$ . Data yang digunakan untuk memvalidasi simulasi berupa data  $C_L$  yang nantinya akan dibandingkan dengan  $C_L$  yang didapat dari penelitian Yen (2011). Kriteria konvergensi diatur sebesar  $1 \times 10^{-5}$ .

Tabel 4.1 menunjukkan *meshing* dengan berbagai jumlah *cell* pada *airfoil* 3D dengan *swept angle*  $15^\circ$  dan  $\alpha = 8^\circ$  pada bilangan *Reynolds* ( $Re$ ) =  $1 \times 10^5$ . *Mesh* dibuat dengan berbagai jumlah *cell* yang memiliki selisih  $\pm 150.000$  dan  $\pm 500.000$  pada *mesh* A1 dan A2 dikarenakan *error* nya cukup besar. *Mesh* 1 merupakan *mesh* dengan jumlah *cell* paling sedikit yaitu 841.128 *cell*. Hasil *grid independency test* menunjukkan bahwa *mesh* A5 dengan jumlah *cell* 1.872.941 memiliki *error* pada  $C_L$  paling kecil dengan *error* sebesar 0,13%. Selain data  $C_L$ , data  $Y+$  juga di ambil pada *mesh* ini dan menghasilkan  $Y+$  rata - rata sebesar 20 pada

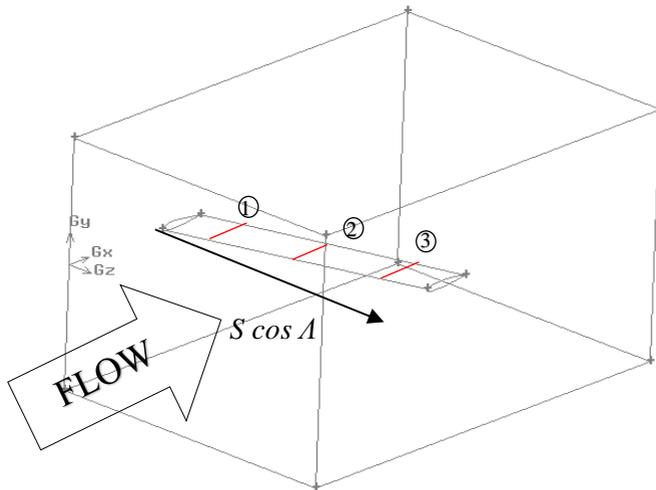
*airfoil*. Hasil ini telah mendekati dengan penelitian yang dilakukan Yen (2011), pada penelitian tersebut  $C_L$  dengan  $\alpha = 8^\circ$  adalah 1,08 sehingga terdapat selisih sebesar 0,03.

Tabel 4.1 Hasil *grid independency test*

<i>Grid independency test</i> NACA 0012 $\alpha = 8^\circ$ , $A = 15^\circ$ , $Re = 1 \times 10^5$				
<i>Mesh</i>	Jumlah <i>cell</i>	Konvergen iterasi ke-	$C_L$ {1.08, Yen (2011)}	<i>error</i>
A1	841.248	336	1,1345	-
A2	1.582.356	2.427	1,1224	1,06 %
A3	1.764.425	723	1,1192	0,53 %
A4	1.872.941	836	1, 1177	0,13 %
A5	2.165.464	923	1,1161	0,14 %

#### 4.2 Koefisien tekanan sepanjang *span*

Koefisien tekanan ( $C_P$ ) merupakan bilangan tak berdimensi yang menunjukkan perbandingan tekanan statis dengan tekanan *free stream*. Koefisien ini dapat menunjukkan karakteristik tekanan fluida pada permukaan *airfoil*. Penggunaan metode numerik mampu memberikan informasi mengenai  $C_P$  fungsi  $X/c$  pada berbagai lokasi sepanjang  $Z/S \cos A$ . Lokasi dari pengukuran terbagi dua dimana bagian atas pada grafik merupakan *lower surface* dan bagian bawah merupakan *upper surface* dari *airfoil*. Agar mampu memberikan informasi mengenai pengaruh sudut *swept*, data  $C_P$  tidak hanya diukur pada *midspan* dengan jarak  $0.5 / S \cos A$  (1) tetapi juga pada  $0.25 / S \cos A$  (2) dan  $0.75 / S \cos A$  (3) seperti pada gambar 4.1.



— Posisi data distribusi tekanan yang diukur pada permukaan *airfoil*

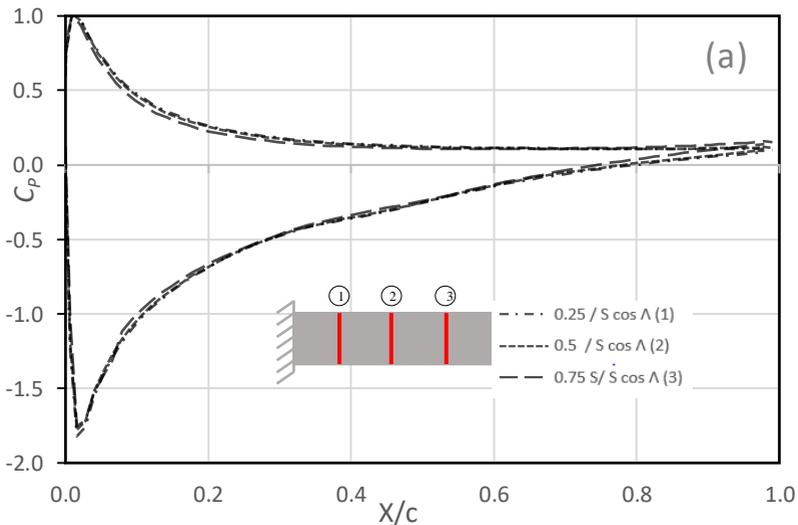
Gambar 4.1 Skema pengambilan data distribusi tekanan

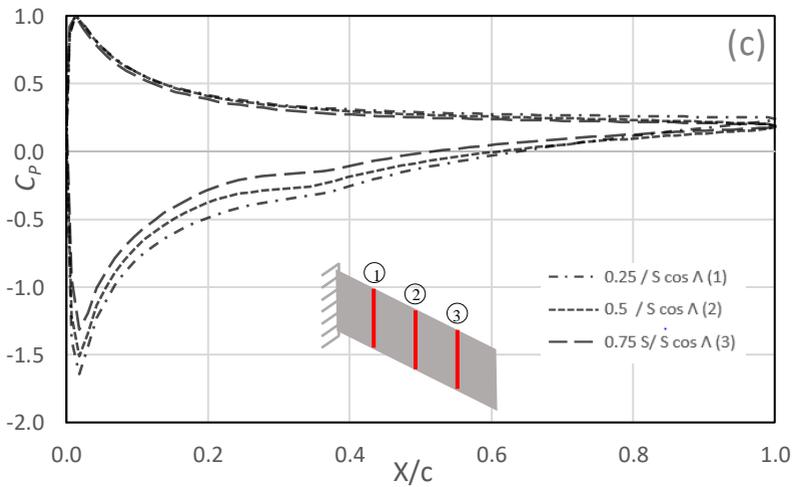
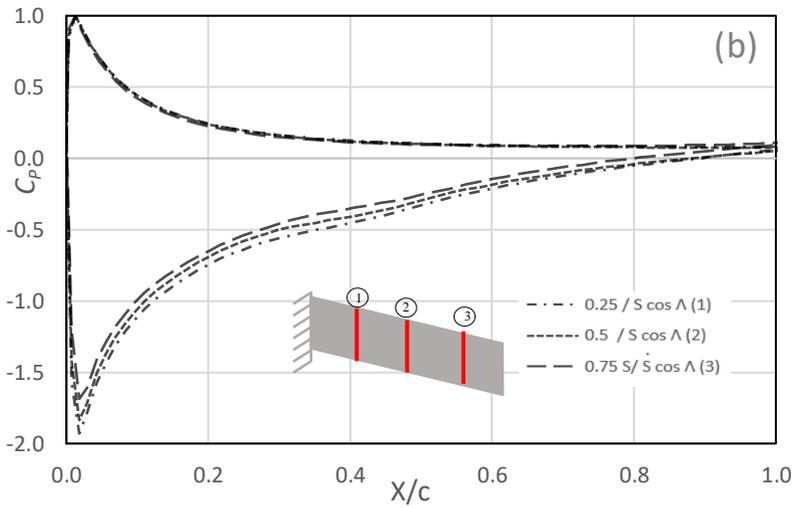
Gambar 4.2(a) merupakan distribusi  $C_P$  *airfoil* fungsi  $X/c$  dengan  $\Lambda = 0^\circ$  serta  $\alpha = 8^\circ$ . Terlihat bahwa ketiga posisi pengambilan data sepanjang *relative span length* menunjukkan data  $C_P$  fungsi  $X/c$  yang cenderung saling berimpit. Hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada ketiga tempat pengukuran memiliki nilai yang hampir serupa. Selain itu, *airfoil* dengan sudut *swept* ini memiliki nilai  $C_P$  minimum terendah dibanding sudut *swept* lain.

Gambar 4.2(b) merupakan distribusi  $C_P$  *airfoil* fungsi  $X/c$  dengan  $\Lambda = 15^\circ$  serta  $\alpha = 8^\circ$ . Terlihat bahwa ketiga posisi pengambilan data sepanjang *span* menunjukkan data yang bervariasi pada bagian *upper surface*. Nilai  $C_P$  pada daerah ini memiliki pola dimana semakin besar  $Z/c$  maka nilai  $C_P$  akan semakin besar. Hal ini mengindikasikan bahwa tekanan akan semakin besar ketika posisinya semakin jauh dengan *wall body junction*.

Gambar 4.2(c) merupakan distribusi  $C_P$  *airfoil* fungsi  $X/c$  dengan  $\Lambda = 30^\circ$  serta  $\alpha = 8^\circ$ . Terlihat bahwa ketiga posisi pengambilan data sepanjang *relative span length* menunjukkan tren yang sama dengan gambar (b) dimana pada  $Z/c$  yang lebih besar tekanan pada upper surface meingkat, namun memiliki perbedaan nilai  $C_P$  yang lebih mencolok.

Dari ketiga gambar dapat disimpulkan bahwa semakin besar sudut *swept* maka distribusi  $C_P$  akan semakin bervariasi. Variasi tersebut membentuk pola dimana  $C_P$  pada *upper surface* akan semakin besar pada  $Z/c$  yang besar pula. Hal ini mengindikasikan bahwa distribusi  $C_L$  akan berubah seiring perubahan sudut *swept* dimana *lift* yang dihasilkan akan semakin kecil pada  $Z/c$  yang semakin besar.



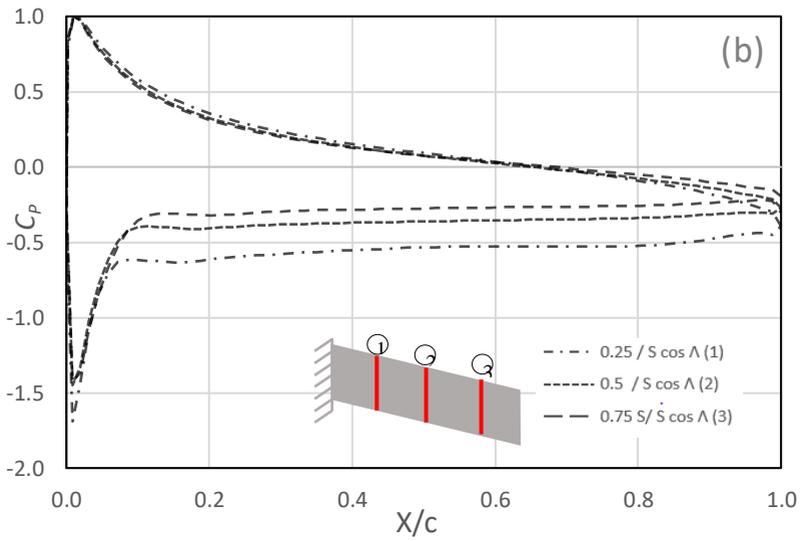
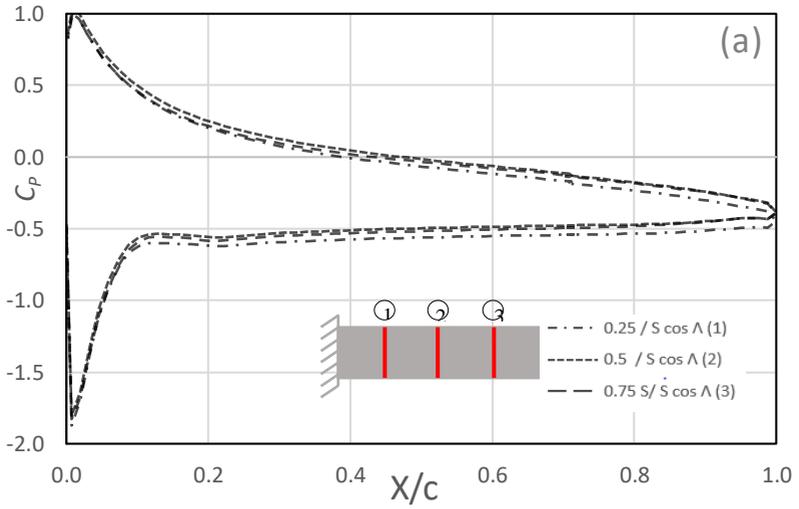


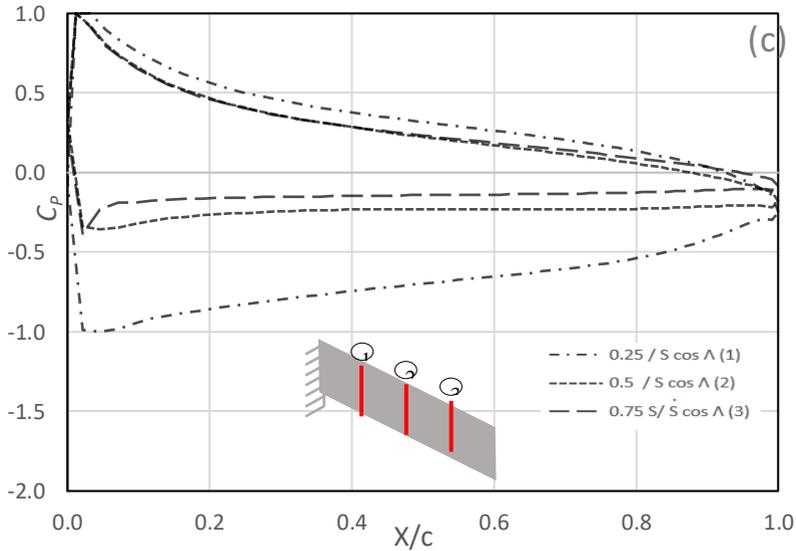
Gambar 4.2 Grafik  $C_p$  fungsi  $X/c$  pada tiga posisi di permukaan airfoil sepanjang  $Z/c \cos \Lambda$  dengan  $\alpha = 8^\circ$  serta (a)  $\Lambda = 0^\circ$ , (b)  $\Lambda = 15^\circ$ , dan (c)  $\Lambda = 30^\circ$ .

Gambar 4.3(a) merupakan distribusi  $C_P$  *airfoil* fungsi  $X/c$  dengan  $\Lambda = 0^\circ$  serta  $\alpha = 15^\circ$ . Terlihat bahwa ketiga posisi pengambilan data sepanjang *relative span length* menunjukkan data  $C_P$  fungsi  $X/c$  yang cenderung saling berimpit. Hal ini mengindikasikan bahwa distribusi tekanan pada ketiga tempat pengukuran memiliki nilai yang hampir serupa. Nilai  $C_P$  *upper surface* memiliki pola tertentu dimana nilainya lebih rendah dibanding  $\alpha = 8^\circ$  dan pada  $X/c > 1$ , dapat dilihat bahwa  $C_P$  nya cenderung konstan pada kisaran  $C_P = -0.6$ .

Gambar 4.3(b) dan (c) merupakan distribusi  $C_P$  *airfoil* fungsi  $X/c$  dengan  $\Lambda = 15^\circ$  dan  $\Lambda = 30^\circ$  serta  $\alpha = 15^\circ$ . Terlihat bahwa terdapat selisih  $C_P$  *upper surface* yang cukup besar pada  $0.25 / c \cos \Lambda$  dengan dua posisi  $Z/c$  lainnya. Pada posisi  $0.25 / c \cos \Lambda$ , koefesien tekanannya masih cukup rendah, namun pada posisi  $Z/c$  lainnya tekanannya membesar secara signifikan.

Ketiga gambar menunjukkan pengaruh sudut *swept* yang mampu mengubah distribusi *lift* seperti pada gambar sebelumnya. Namun, pada sudut serang ini perubahannya semakin ekstrim dimana  $C_P$  *upper surface* di  $0.5$  dan  $0.75 / c \cos \Lambda$  cenderung membesar secara signifikan.





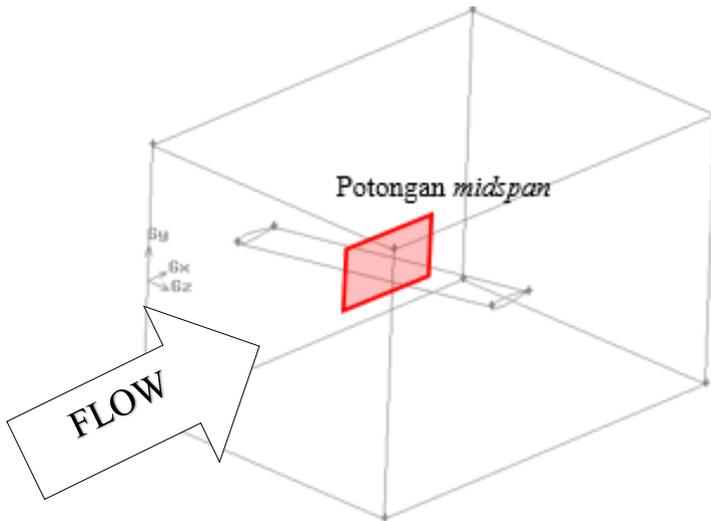
Gambar 4.3 Grafik  $C_P$  fungsi  $X/c$  pada tiga posisi di permukaan airfoil sepanjang  $Z/c \cos \Lambda$  dengan  $\alpha = 15^\circ$  serta (a)  $\Lambda = 0^\circ$ , (b)  $\Lambda = 15^\circ$ , dan (c)  $\Lambda = 30^\circ$ .

Fenomena perbedaan distribusi  $C_P$  fungsi  $X/c$  pada setiap konfigurasi menunjukkan bahwa  $C_P$  *upper surface* semakin rendah jika semakin dekat *wall body junction*. Hal ini mengindikasikan adanya perbedaan distribusi gaya angkat pada *airfoil* dengan asumsi efek *shear stress* tidak dominan dan  $C_P$  belum terpengaruh oleh vortex pada *tip* dan *junction*. Selisih  $C_P$  yang lebih besar ini mengakibatkan suatu distribusi  $C_L$  yang semakin rendah ke arah span ( $z+$ ). Fenomena ini membuktikan teori sadraey (2013) mengenai distribusi  $C_L$  pada *swept wing*.

### 4.3 Fenomena aliran pada *midspan airfoil*

Gambar 4.4 menunjukkan skema pengambilan penampang *midspan* yang akan ditinjau secara detail. Fenomena aliran pada *midspan* perlu ditinjau untuk mengetahui karakteristik alirannya. Hali ini dikarenakan pada posisi ini aliran tidak terganggu oleh

*vortex* 3D yang terjadi baik di dekat *wall body junction* maupun *tip*.



Gambar 4.4 Skema pengambilan kontur kecepatan pada *midspan*

Gambar 4.5 menunjukkan *streamline* aliran dan kontur kecepatan *airfoil* NACA 0012 pada  $\alpha = 8^\circ$  dan  $\alpha = 15^\circ$  dengan  $A = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  dilihat dari pandangan potongan *midspan*. Dapat dilihat bahwa kontur kecepatan dan *streamline* pada tiap variasi menunjukkan pola tertentu.

Kontur kecepatan pada  $\alpha = 8^\circ$  dan  $\alpha = 15^\circ$  dengan berbagai sudut *swept* menunjukkan tren dimana kenaikan sudut *swept* akan menurunkan kecepatan maksimum (area berwarna merah) pada area di sekitar *leading edge upper surface*. Selain itu, kenaikan sudut *swept* juga menaikkan kecepatan minimum (daerah berwarna biru) pada daerah *trailing edge upper surface*.

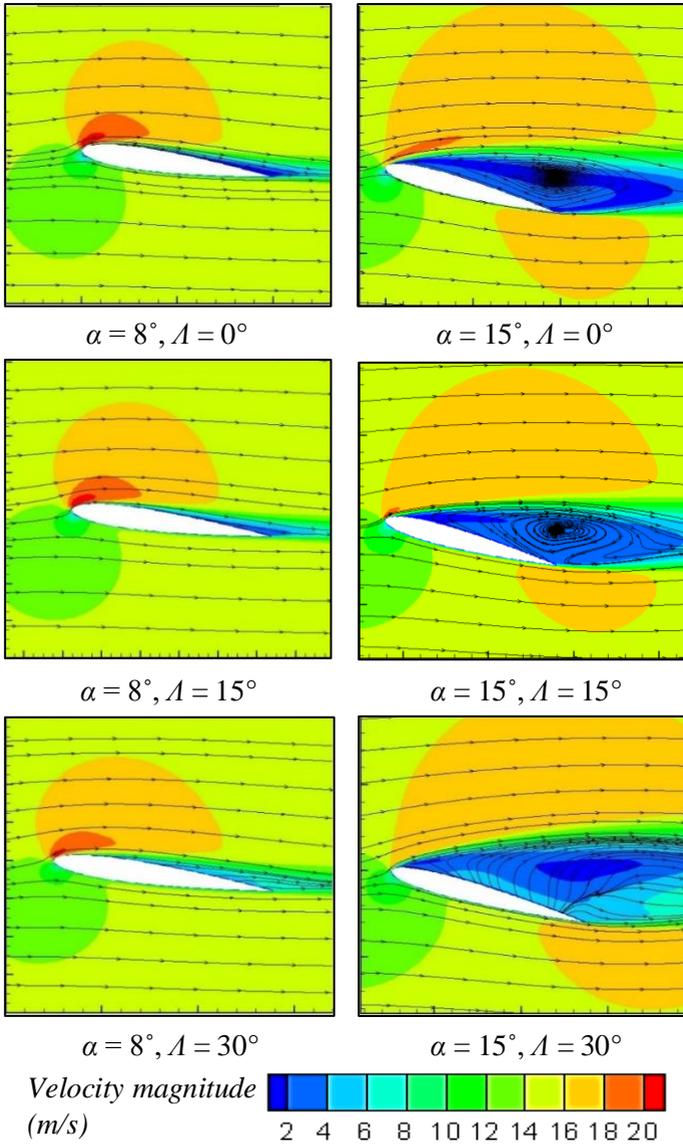
Informasi lain dari gambar menunjukkan tidak ada perubahan fenomena *streamline* yang signifikan pada  $\alpha = 8^\circ$  dengan setiap sudut *swept*. Namun, pada  $\alpha = 15^\circ$  terlihat jelas dimana *vortex* pada bagian *upper surface* menunjukkan pola

tertentu. Kenaikan sudut *swept* pada sudut serang ini mengakibatkan aliran tidak mampu mengikuti kontur *airfoil* (fenomena separasi) dan memperbesar daerah *wake*.

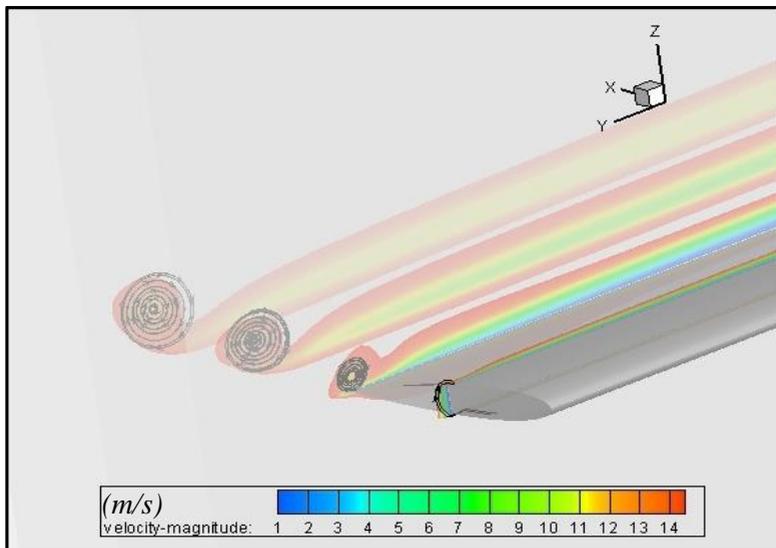
#### **4.4 Kecepatan aliran pada *trailing edge airfoil* dengan vektor kecepatan *y-z***

Untuk mengamati fenomena aliran pada daerah tip, kontur kecepatan diamati pada pandangan isometrik di  $X/c$  tertentu. Terlihat dari gambar 4.6 bahwa terjadi perkembangan *tip vortex* ketika aliran berada pada  $X/c$  yang lebih besar. Hal ini telah sesuai dengan studi numerik yang dilakukan wells (2009).

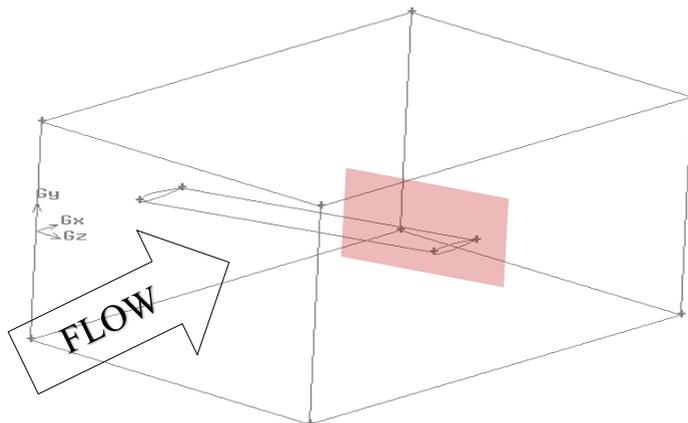
Untuk memudahkan analisa fenomena *tip vortex* pada setiap konfigurasi  $A$  dan  $\alpha$ , kontur hanya dibandingkan pada *trailing edge* (gambar 4.7). Selain memudahkan analisa, seluruh konfigurasi menunjukkan pola yang sama dimana besarnya *tip vortex* semakin besar pada  $X/c$  yang besar pula. Ilustrasi juga menampilkan vector kecepatan arah  $y$  dan  $z$  untuk memperjelas fenomena *tip vortex*.



Gambar 4.5 Streamline pada midspan airfoil dengan kontur kecepatan



Gambar 4.6 Pandangan isometric kontur kecepatan yang membentuk *tip vortex* pada bagian *tip airfoil*

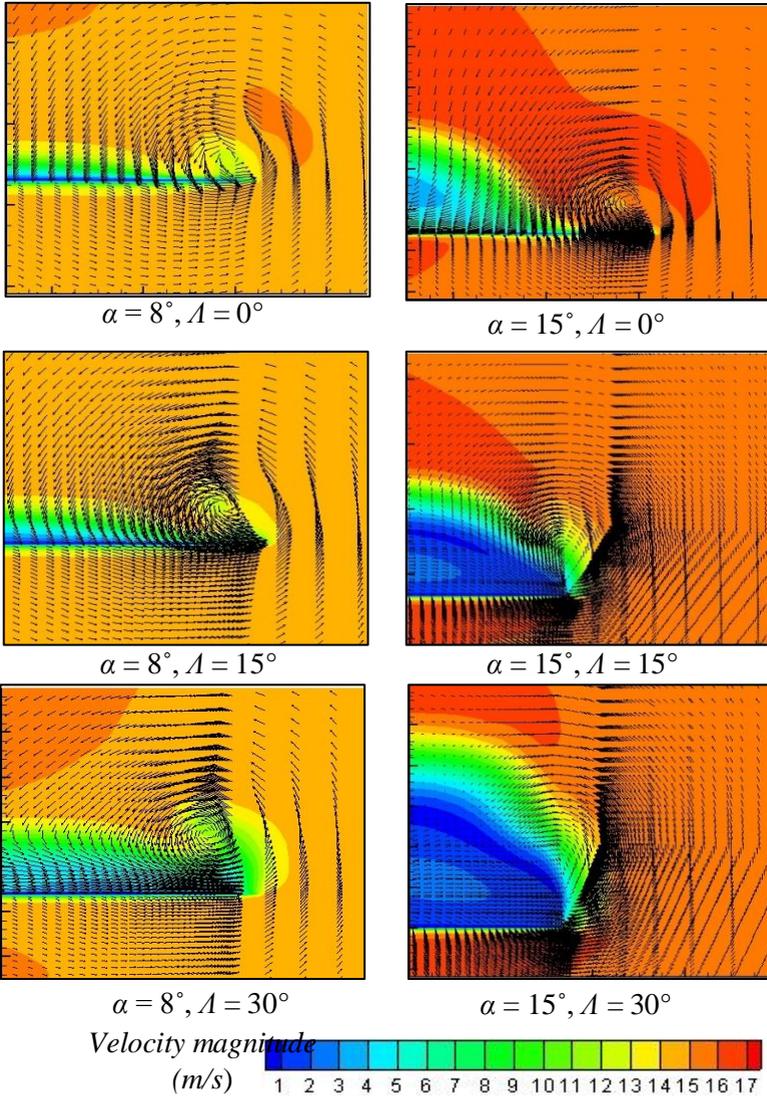


Gambar 4.7 Skema pengambilan data kontur kecepatan beserta vektor kecepatan arah  $y$  dan  $z$

Gambar 4.8 memberikan informasi adanya aliran pada *trailing edge* yang bergerak dari *lower surface* ke *upper surface*, aliran ini kemudian membentuk pusaran yang disebut *tip vortex*. Hal ini diakibatkan oleh tekanan pada bagian *upper surface* lebih rendah dari *lower surface* sehingga fluida bergerak melewati bagian *tip airfoil*.

Pada  $\alpha = 8^\circ$ , *tip vortex* dengan  $\Lambda = 0^\circ$  menunjukkan fenomena *tip vortex* yang relatif kecil dibandingkan sudut *swept* lainnya. *Tip vortex* kemudian membesar ketika sudut *swept* diubah menjadi  $15^\circ$  dan terus membesar pada  $\Lambda = 30^\circ$ .

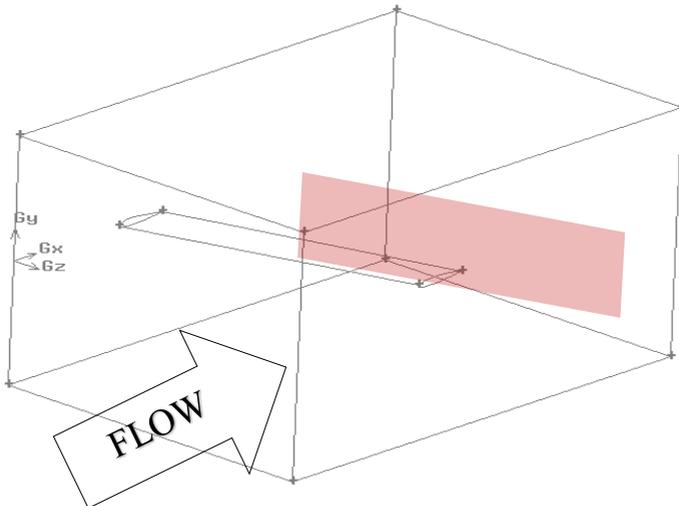
Fenomena *tip vortex* serupa juga terjadi ketika  $\alpha = 15^\circ$ . *Tip vortex* yang mulanya berukuran kecil berkembang seiring kenaikan sudut *swept*. Namun, pada sudut serang ini dapat dilihat bahwa konturnya lebih berwarna merah (kecepatan udara meningkat) di sekitar *airfoil* selain daerah *wake*. Pada daerah yang telah terseparasi (*wake*) luasan berwarna biru bertambah besar. Hal ini mengindikasikan bahwa daerah ini semakin besar ketika sudut serang dinaikkan.



Gambar 4.8 Kontur kecepatan dan vektor kecepatan  $y$  dan  $z$  pada daerah *trailing edge tip* airfoil

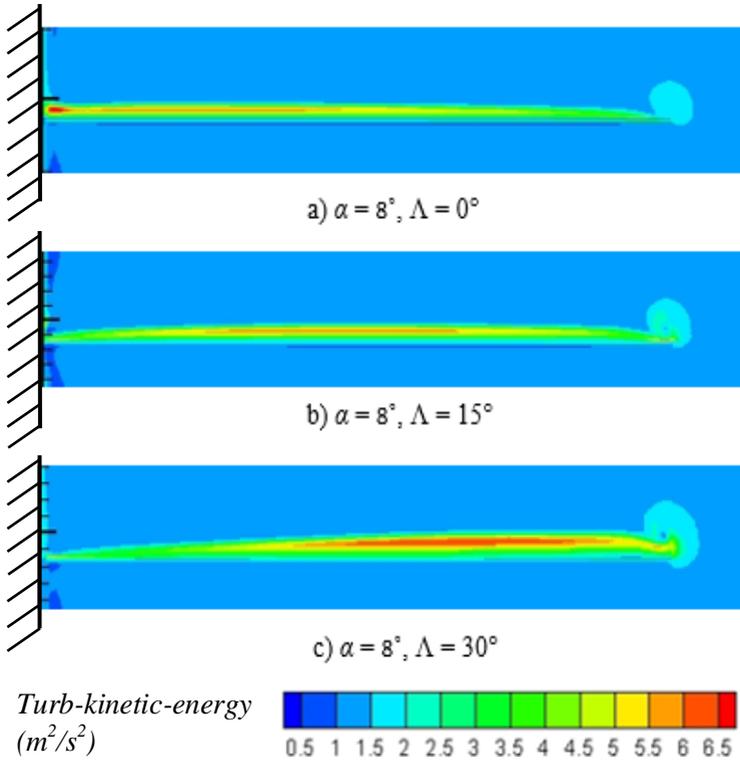
#### 4.5 *Turbulent Kinetic Energy pada trailing edge airfoil*

Gambar 4.9 menunjukkan skema pengambilan data *turbulent kinetic energy (TKE)* pada bagian *trailing edge airfoil* NACA 0012 dengan variasi  $\alpha = 8^\circ$  dan  $\alpha = 15^\circ$  serta  $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ . Hal ini dilakukan untuk menganalisa lebih lanjut mengenai fenomena *tip vortex* pada tiap konfigurasi dengan cara mengevaluasi fluktuasi kecepatan di sekitar *airfoil*.



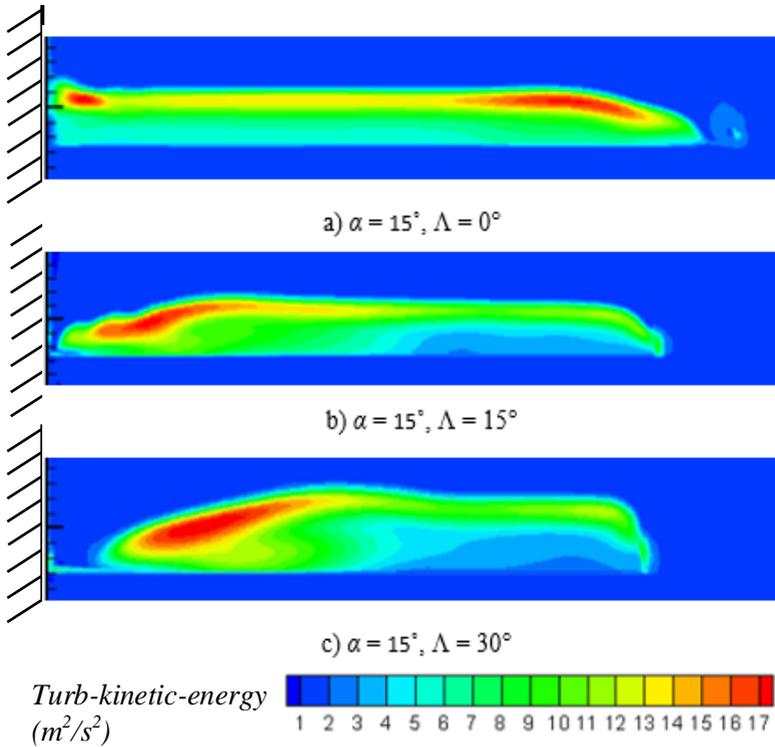
Gambar 4.9 Skema pengambilan data *turbulent kinetic energy* pada *trailing edge*

Pada  $\alpha = 8^\circ$  (gambar 4.10), kenaikan sudut *swept* mengakibatkan *TKE* pada tip membesar. Pandangan (berdasarkan gambar 4.9) ini menunjukkan adanya daerah dimana *TKE* berbentuk lingkaran, mengindikasikan adanya *vortex* pada bagian tersebut (*tip airfoil*). Selain itu, *TKE* maksimal sebesar  $6.5 \text{ m}^2/\text{s}^2$  (warna merah) ikut bergeser ke arah *tip*. Pada  $\Lambda = 0^\circ$ , *TKE* berada sangat dekat dengan *wall body junction*, sedangkan pada  $\Lambda$  yang lebih besar *TKE* maksimum semakin bergeser menjauhi *wall body junction*.



Gambar 4.10 *Turbulent kinetic energy* tepat pada *trailing edge* airfoil dengan  $\alpha = 8^\circ$

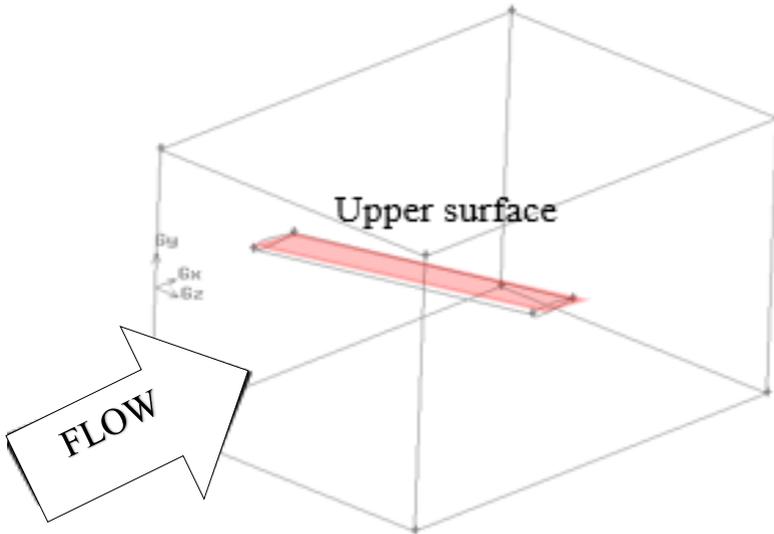
Pada  $\alpha = 15^\circ$  (gambar 4.11), kenaikan sudut *swept* mengakibatkan *TKE* pada *trailing edge* semakin besar (area *wake*) tetapi area tersebut bergeser ke arah *midspan*. Selain itu, *TKE* maksimal sebesar  $17 m^2/s^2$  jauh lebih besar dibandingkan  $\alpha = 8^\circ$ . Fenomena *TKE* ini juga menunjukkan bahwa putaran pada *tip* yang cukup jelas hanya terjadi pada  $\Lambda = 0^\circ$  sedangkan pada bagian *root* *TKE* semakin menjauhi *wall body junction*.



Gambar 4.11 *Turbulent kinetic energy* tepat pada *trailing edge airfoil* dengan  $\alpha = 15^\circ$

#### 4.6 Fenomena aliran pada *upper surface airfoil*

Gambar 4.12 menunjukkan skema pengambilan data kontur kecepatan beserta *streamline* di *upper surface airfoil* NACA 0012 pada  $\alpha = 8^\circ$  dan  $\alpha = 15^\circ$  dengan  $\Lambda = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ . Hal ini dilakukan untuk menganalisa fenomena aliran di sekitar *airfoil* pada pandangan sumbu  $x$  dan  $z$ .

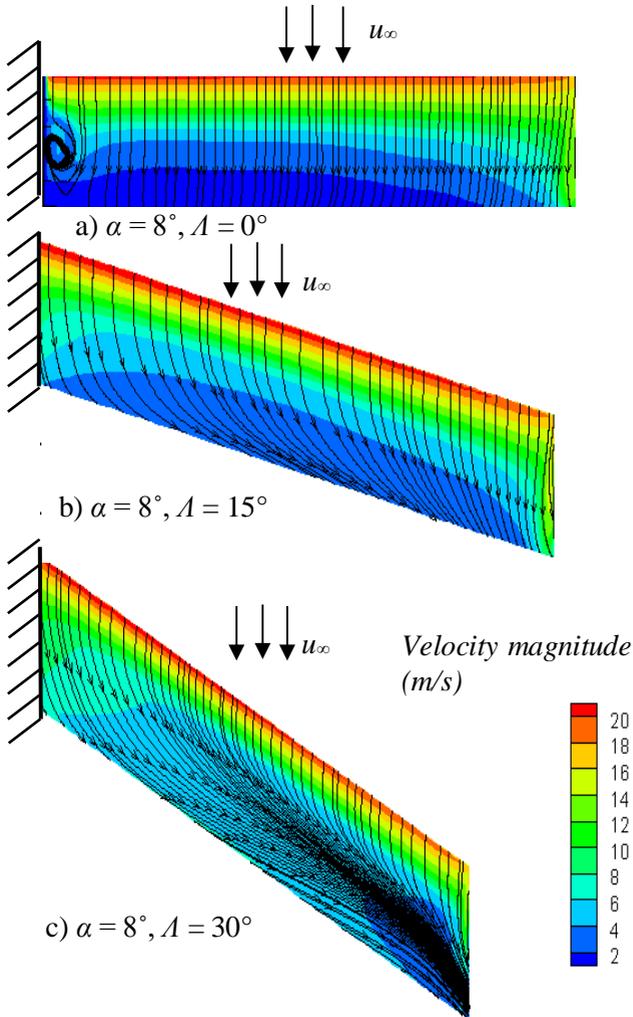


Gambar 4.12 Skema pengambilan data *streamline* pada *upper surface airfoil*

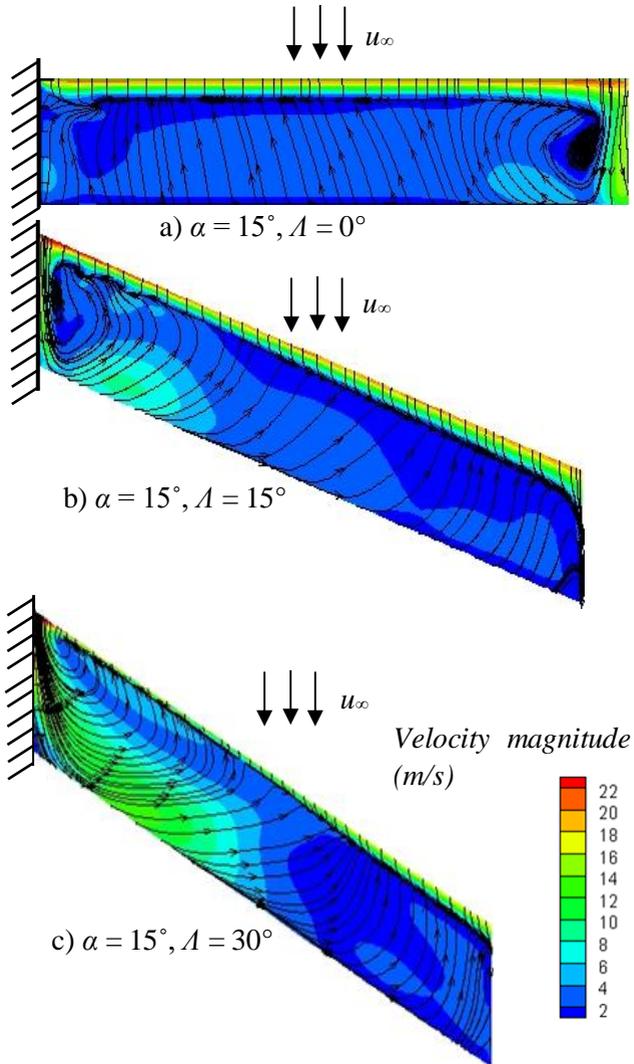
Terlihat perbedaan arah *streamline* yang signifikan pada *upper surface airfoil* dengan  $\alpha = 8^\circ$  dengan tiga variasi sudut *swept* (gambar 4.13). Seluruh konfigurasi sudut *swept* tidak menampilkan adanya separasi aliran. Selain itu, hanya  $\Lambda = 0^\circ$  yang menunjukkan adanya *streamline* berbentuk pusaran di sekitar *wall body junction*. Namun, pada sudut *swept* ini aliran pada *tip* menunjukkan hanya sebagian kecil *streamline* yang arahnya tidak mengikuti arah datangnya *streamwise*. Pada  $\Lambda = 15^\circ$ , aliran yang melewati *upper surface* mulai berubah orientasi vektor nya menuju *tip*. Perubahan orientasi ini semakin jelas terlihat pada  $\Lambda = 30^\circ$  dimana aliran telah mengarah sejajar dengan arah *span airfoil*. Pada sudut *swept* ini dapat terlihat adanya separasi aliran pada daerah *tip* dimana terdapat *streamline* yang bergerak dari *lower surface* menuju *upper surface*. Selain arah *streamline*, terlihat juga perbedaan kontur

kecepatan. Luasan berkecepatan rendah (warna biru) semakin membesar pada sudut *swept* yang lebih besar.

Gambar 4.14 menunjukkan konfigurasi berbagai sudut *swept* dengan  $\alpha = 15^\circ$ . Penambahan sudut serang mengakibatkan aliran terseparasi dimana arah *streamline* memiliki arah yang berlawanan dari aliran datang. Kenaikan sudut *swept* mengakibatkan garis separasi maju mendekati leading edge. Selain itu, seluruh konfigurasi sudut *swept airfoil* mengalami *vortex* pada bagian dekat *wall body junction*. Terlihat pusaran pada *wall body junction* terbesar dimiliki oleh *airfoil* dengan  $\Lambda = 15^\circ$  dan terkecil pada  $\Lambda = 0^\circ$ . Disisi lain, *airfoil* dengan  $\Lambda = 0^\circ$  ( $\alpha = 15^\circ$ ) menunjukkan adanya *vortex* pada bagian *tip*, sedangkan pada sudut *swept* lain hal ini tidak terlihat. Selain itu, pada  $\Lambda = 15^\circ$ , perubahan orientasi arah *streamline* juga terjadi dimana arah aliran berubah arahnya menjadi megarah ke bagian *tip*. Perubahan arah ini semakin jelas terlihat pada sudut *swept* terbesar ( $\Lambda = 30^\circ$ ).



Gambar 4.13 *Streamline* dengan kontur kecepatan pada *upper surface* airfoil dan  $\alpha = 8^\circ$



Gambar 4.14 *Streamline* dengan kontur kecepatan pada *upper surface airfoil* dan  $\alpha = 15^\circ$

#### 4.7 Performa Aerodinamika

Tabel 4.2 menunjukkan koefisien *drag*, *lift*, dan  $C_L/C_D$  pada  $\alpha = 8^\circ$  dan  $\alpha = 15^\circ$  serta  $A = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ . Dapat dilihat bahwa sudut *swept* memberikan pengaruh yang signifikan pada performa aerodinamika *airfoil* NACA 0012.

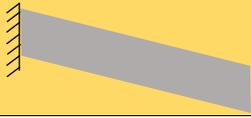
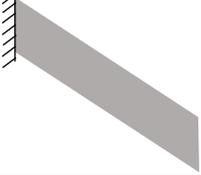
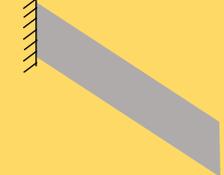
Pada  $\alpha = 8^\circ$ , terlihat bahwa kenaikan sudut *swept* mengurangi nilai  $C_L$  dan juga nilai  $C_D$ . Nilai  $C_L$  terbesar dimiliki oleh  $A = 0^\circ$  dengan  $C_L = 1,125$ , sedangkan nilai  $C_D$  terendah dimiliki oleh  $A = 30^\circ$  dengan  $C_D = 0,113$ . Meskipun performa  $C_L$  dan  $C_D$  pada  $A = 15^\circ$  tidak sebaik performa pada sudut lainnya,  $C_L/C_D$  nya menunjukkan nilai terbesar ( $C_L/C_D = 9,310$ ).

Pada  $\alpha = 15^\circ$ , terlihat bahwa kenaikan sudut *swept* menambah nilai  $C_L$  dan  $C_D$ . Nilai  $C_L$  terbesar dimiliki oleh sudut  $A = 30^\circ$  dengan  $C_L = 1,399$ , sedangkan nilai  $C_D$  terendah dimiliki oleh  $A = 0^\circ$  dengan  $C_D = 0,362$ . Kenaikan nilai  $C_L$  dan  $C_D$  pada setiap kenaikan sudut *swept* diikuti pula kenaikan  $C_L/C_D$  nya, menghasilkan nilai terbesar pada sudut  $A = 30^\circ$  ( $C_L/C_D = 3,463$ ).

Perbandingan performa antara kedua sudut serang dengan sudut *swept* yang sama memberikan informasi bahwa kenaikan sudut serang akan menaikkan  $C_L$  dan  $C_D$ . Namun, kenaikan  $C_D$  sangat signifikan hingga tiga kali lipat sehingga nilai  $C_L/C_D$  nya juga turun secara drastis, sekitar satu per tiga dari nilai pada  $\alpha = 8^\circ$ .

Pola performa yang terlihat pada  $\alpha = 8^\circ$  menunjukkan hasil yang serupa dengan teori Sadraey (2013), sedangkan pada  $\alpha = 15^\circ$  hal ini tidak terbukti. Hal ini dapat dikarenakan oleh aliran transisi laminar ke turbulen yang mengakibatkan *error* yang besar pada  $C_L$ . Fenomena ini telah dianalisa sebelumnya oleh Eleni et al (2012), dimana *error* yang cukup signifikan ditemukan ketika *airfoil* telah mengalami keadaan *stall*.

Tabel 4.2 Perbandingan  $C_L$  dan  $C_D$  *airfoil*

Sudut serang ( $\alpha$ ) = 8°				
<i>Swept angle</i> ( $\Lambda$ )		$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
	0°	1.125	0.123	9.146
	15°	1.117	0.116	9.629
	30°	1.002	0.113	8.867
Sudut serang ( $\alpha$ ) = 15°				
<i>Swept angle</i> ( $\Lambda$ )		$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
	0°	1.210	0.362	3.342
	15°	1.220	0.360	3.389
	30°	1.399	0.404	3.463

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## BAB V PENUTUP

### 5.1 Kesimpulan

Analisa numerik karakteristik aliran *Airfoil* NACA 0012 pada  $Re\ 1 \times 10^5$ ,  $AR = 5$ , dengan  $\Lambda = 0^\circ$ ,  $\Lambda = 15^\circ$ , serta  $\Lambda = 30^\circ$  menghasilkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Perubahan *backward swept angle* merubah distribusi  $C_p$  sepanjang *span*, mengindikasikan perubahan distribusi gaya angkat dimana bagian dekat *tip* gaya angkat nya semakin rendah seiring kenaikan sudut *swept*.
2. Pada area dekat *wall body junction*, penambahan sudut *swept* mampu mengurangi *vortex* 3D di daerah sekitar *wall body junction*
3. Terdapat kerugian pada daerah *tip* dimana kenaikan sudut *swept* akan memperbesar *tip vortex*.
4. Penambahan sudut *swept* mengubah arah *streamline* di permukaan *airfoil* sehingga aliran bergerak menjauhi *wall body junction*.
5. Kenaikan sudut *swept* dapat mengurangi  $C_D$  namun juga menurunkan  $C_L$  pada  $\alpha = 8^\circ$ , kenaikan sudut serang ( $\alpha = 15^\circ$ ) mengakibatkan fenomena sebaliknya dimana kenaikan sudut *swept* menaikkan  $C_L$  tetapi tidak selalu mengurangi  $C_D$ .
6. Performa aerodinamika terbaik berdasarkan nilai  $C_L/C_D$  mampu dicapai pada  $\alpha = 8^\circ$  adalah konfigurasi *airfoil* dengan  $\Lambda = 15^\circ$  dengan  $C_L/C_D = 9,629$ . Sedangkan pada  $\alpha = 15^\circ$  (*stall*) performa terbaik dicapai oleh  $\Lambda = 30^\circ$  dengan  $C_L/C_D = 3.463$ .

### 5.2 Saran

Berikut merupakan beberapa saran untuk penelitian berikutnya yang berkaitan dengan penelitian ini:

1. Melakukan studi sudut *swept* pada sudut serang dan jenis *airfoil* yang lebih bervariasi sehingga mampu menggambarkan karakteristik aerodinamika secara menyeluruh.

2. Mengkolaborasikan konfigurasi sudut *swept* dengan *winglet* untuk mengurangi kerugian pada *tip* sehingga mendapat performa *airfoil* yang lebih baik.

## DAFTAR PUSTAKA

- Abbott I.H. & Von Doenhoff A.E. 1959. *Theory of Wing Sections*.  
Dover Publishing. New York.
- Anderson Jr. John D. 2011. *Fundamentals of Aerodynamics, 5th Edition*. McGraw-Hill. United States of America
- Eleni Douvi C., Athanasios Tsavalos I., & Dionissios Margaritis P. 2012. *Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil*. Journal of Mechanical Engineering Research Vol. 4(3), pp. 100-111.
- Kroo Ilan. 2016. *Applied Aerodynamics a Digital Textbook*.  
Desktop Aeronautics, Inc.
- Munson BR., Okiishi Theodore H., Huebsch Wade W., & Rothmayer Alric P. 2002. *Fundamental of Fluid Mechanics*. John Wiley & sons. United States of America.
- Sadraey Muhammad H. 2013. *Aircraft Design*. John Wiley & Sons. Daniel Webster College, New Hampshire, USA.
- Wells Jesse. 2009. *Effects of Turbulence Modeling on RANS Simulations of Tip Vortices*. Faculty of Virginia Polytechnic Institute and State University.
- White Frank M. 1991. *Viscous Fluid Flow Second Edition*.  
McGraw-Hill, Inc.

- Yen Shun-Chang. 2011. *Aerodynamic Performance and Shedding Characteristics on A Swept-Back Wing*. Journal of Marine Science and Technology, Vol. 19, No. 2, pp. 162-167.
- Yen Shun C., San Kuo C.,& Lin Ying Z. 2013. *Influences of Upstream Floor Roughness and Aerodynamics Parameters on Swept-Wing Junction Flow*. Experimental Thermal and Fluid Science 45 16-24.

## BIODATA PENULIS



**Rasyid Ridha** adalah anak ke-dua dari tiga bersaudara. Penulis lahir di Bandung, 18 April 1995. Penulis memulai pendidikan di TK Daarul Hikmah, Bandung. Dilanjutkan dengan pendidikan sekolah dasar di SD-IT Daarul Fikri Bandung, jenjang sekolah menengah di SMPN 2 Bandung, dan menyelesaikan pendidikan sekolah menengah atas di SMAN 5 Bandung.

Terakhir, penulis meneruskan studinya ke jenjang perkuliahan pada tahun 2013 di Departemen Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.

Semasa kuliah, penulis aktif di berbagai organisasi, diantaranya adalah *Mechanical Engineering English Community*, Pencinta Lingkungan Hidup SIKLUS ITS, Laboratorium Mekanika Fluida, komunitas warga Bandung di Surabaya, dan komunitas olahraga *caesthenic* ITS. Selain berorganisasi, penulis juga tetap memprioritaskan bidang akademik dengan memperoleh penghargaan ME awards pada tahun 2016-2017. Untuk memperdalam ilmu nya penulis juga aktif di kegiatan mengajar, seperti mejadi grader mekanika fluida dan pengajar fisika dasar 1 untuk mahasiswa baru.

Untuk Segala informasi dan saran yang ditujukan kepada penulis, dapat menghubungi email penulis di [ridhorasyid95@gmail.com](mailto:ridhorasyid95@gmail.com).

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*