



TUGAS AKHIR - TM091486

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN
FLUIDA MELINTASI *AIRFOIL* NASA LS-0417
YANG DIMODIFIKASI DENGAN *VORTEX*
*GENERATOR***

NAFIATUN NISA
2110 100 076

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

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2014



FINAL PROJECT - TM091486

**NUMERICAL STUDY OF FLUID FLOW
CHARACTERISTICS ACROSS NASA LS-0417
AIRFOIL MODIFIED WITH VORTEX GENERATOR**

**NAFIATUN NISA
2110 100 076**

**Supervisor :
Prof. Ir. SUTARDI, M.Eng., Ph.D**

**MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Industrial Technology Faculty
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2014**

STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN FLUIDA MELINTASI AIRFOIL NASA LS-0417 YANG DIMODIFIKASI DENGAN VORTEX GENERATOR

Nama Mahasiswa : Nafiatun Nisa
NRP : 2110 100 076
Jurusan : Teknik Mesin, FTI-ITS
Dosen Pembimbing : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

Abstrak

Pesawat terbang merupakan aplikasi ilmu mekanika fluida yang sangat memperhatikan aspek aerodinamika karena berkaitan dengan performa pada penerbangan. Satu hal penting yang harus diperhatikan dalam pendesainan suatu pesawat yaitu pemilihan airfoil dan modifikasinya. Modifikasi airfoil dilakukan untuk menunda separasi aliran dan meningkatkan performa airfoil, salah satunya dengan vortex generator. Penelitian sebelumnya menunjukkan bahwa penambahan vortex generator pada permukaan atas airfoil dapat menunda terjadinya separasi aliran. Hal ini disebabkan aliran lebih tahan melawan gaya gesek dan adverse pressure gradient. Penelitian mengenai modifikasi airfoil NASA LS-0417 secara eksperimen telah banyak dilakukan, sementara penelitian dilakukan secara numerik belum banyak dilakukan. Tujuan dari penelitian ini untuk mengetahui karakteristik aliran melintasi airfoil NASA LS-0417 yang dimodifikasi dengan vortex generator.

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah studi numerik dengan menggunakan software fluent 6.3.26. dan Gambit 2.4.6. Model yang digunakan adalah airfoil NASA LS-0417 tanpa dan dengan vortex generator. Profil vortex generator berupa trapesium dipasang pada permukaan atas dengan posisi 10%

dari panjang chord. Variasi kecepatan yang digunakan yaitu sebesar 12 m/s atau Re sebesar 0.85×10^5 dan 17 m/s atau Re sebesar 1.14×10^5 . Pemodelan turbulen yang digunakan yaitu k-omega SST. Boundary condition untuk outlet adalah outflow, inlet adalah velocity inlet dan dinding atas, bawah dan samping adalah wall, serta menggunakan symmetry pada pemodelan 3D.

Data yang didapatkan dari penelitian ini berupa data kuantitatif, yaitu koefisien tekanan (C_p), koefisien lift (C_L) dan koefisien drag (C_D) pada sudut serang (α) 0° , 3° , 6° serta data kualitatif berupa vektor kecepatan, kontur turbulensi serta velocity pathline yang akan digunakan untuk menganalisa performa airfoil. Hasil penelitian menunjukkan adanya pengaruh penambahan vortex generator pada permukaan atas airfoil, yaitu berupa penundaan separasi pada sudut serang 0° , 3° , serta 6° dan peningkatan nilai C_L dan C_D . Pengaruh vortex generator yang sangat signifikan terjadi pada sudut serang 6° .

Kata kunci : vortex generator, airfoil NASA LS-0417, koefisien lift, koefisien drag, separasi.

**NUMERICAL STUDY OF FLUID FLOW
CHARACTERISTICS ACROSS AIRFOIL NASA LS-0417
MODIFIED WITH VORTEX GENERATOR**

Student's Name : NafiatunNisa
NRP : 2110 100 076
Major : Mechanical Engineering FTI-ITS
Supervisor : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

Abstract

An Aircraft is one of the application of fluid mechanics that are concerned about the aerodynamic aspect as it relates to performance in flight. One important thing to consider in designing an aircraft is the selection and modification of the airfoil. The Modification of an airfoil is made to delay separation and to increase the performance of an airfoil, one of them is vortex generators. The previous research showed that the addition of vortex generators on the upper surface of an airfoil can delay separation. It's caused by the flow is more resistant against friction forces and the adverse pressure gradient. The research about modification of the NASA LS-0417 airfoil has been widely applied experimentally, while not much research done numerically. The purpose of this research is to determine the fluid flow characteristic across NASA LS-0417 airfoil modified with vortex generators.

This research uses numerical method (CFD) with fluent 6.3.26 and gambit 2.4.6 software. The model in this research is the NASA LS-0417 airfoil with or without vortex generators. The trapezoidal vortex generators are mounted 10% of the chord length on the upper surface. The freestream that used in this research is 12 m/s or 0.85×10^5 of Reynolds number and 17 m/s or 1.14×10^5 of Reynolds number. The turbulence modeling in

this research is k-omega SST. The boundary condition for the outlet is outflow, the inlet is velocity inlet and top wall, bottom and sides are wall, also use the symmetry for 3D modeling.

The data to be obtained from this research is quantitative data, shown by pressure coefficient (C_P), lift coefficient (C_L), drag coefficient (C_D) of the 0° , 3° , 6° of angle of attack, also qualitative data that shown by velocity vector, turbulent intensity and velocity pathline that will use to analyze performance of an airfoil. The research's result shown the effect of addition vortex generator on the upper surface of the airfoil, that is separation delay of the 0° , 3° , and 6° angle of attack and increasing of C_L and C_D . The significant influence of vortex generator occur at 6° of angle of attack.

Keywords: *vortex generators, NASA LS-0417 airfoil, the lift coefficient, drag coefficient, separation.*

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN
FLUIDA MELINTASI AIRFOIL NASA LS-0417 YANG
DIMODIFIKASI DENGAN VORTEX GENERATOR**

TUGAS AKHIR

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

Oleh :

NAFIATUN NISA

NRP. 2110 100 076

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :	
1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D. (NIP.196412281990031002)	(Pembimbing)
2. Dr. Ir. Budi Utomo Kukuh S.W., M.Sc. (NIP.195312191981031002)	(Penguji I)
2. Nur Ikhwan, ST, M.Eng. (NIP.196709151995121001)	(Penguji II)

**SURABAYA
JULI, 2014**

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur bagi Allah SWT. Yang telah memberikan segala rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir ini. Sholawat serta salam juga tetap tercurahkan kepada Nabi besar Muhammad SAW yang telah memberikan segala tauladannya.

Penyusunan tugas akhir ini dapat terlaksanadengan baik atas bantuan dan kerjasama dari beberapa pihak. Pada kesempatan ini penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. **Bapak dan ibu** tercinta yang sabar mendidik dan tak pernah lelah berdoa untuk kebaikan anaknya. Mereka yang selalu menjadi motivasi utama penulis untuk menyelesaikan tugas akhir ini.
2. Kakak tercinta, **Indri Astuti** dan **Nasrul Harahap** yang selalu setia mendengar curhatan penulis mengenai kuliah, serta adik tercinta, **Qonita Amanina** yang selalu menghibur.
3. **Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.** Selaku dosen pembimbing yang telah banyak memberikan ide, saran, bimbingan, dan motivasi selama ini, sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir di jurusan Teknik Mesin FTI-ITS tepat pada waktunya.
4. **Nur Ikhwan, ST, M.Eng, Dr. Ir. Budi Utomo Kukuh W Msc** Selaku dosen pembahas dan penguji tugas akhir yang telah memberikan petunjuk, saran, dan arahan demi terselesaikannya tugas akhir ini.
5. **Ir. Bambang Pramujati, M.Sc., Ph.D** Selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS.
6. **Ir. Bambang Daryanto, MSME.PhD** selaku dosen wali yang selalu membimbing dan memberi pengarahan dari awal kuliah hingga selesai.
7. **Pak Nur dan Pak Tris**
Atas bantuan dan wejangan-wejangan yang telah diberikan.

8. Teman angkatan **M-53** yang paling saya cintai, yang tidak bisa disebut satu persatu
9. Teman sekamar tiga tahun berturut-turut, **Nurul Komari**, teman satu kosan, **Iis Nonchild** dan **Puput** yang saling memberi semangat dan bantuan yang tak bisa disebut satu persatu.
10. Teman-teman satu lab dan satu perjuangan yang selalu membantu, **Atik, Fina, Kenan, Imam, Dany P, Dea, Elsa, Ageng, Acol, Om Dias, Alif, Mega, Aul, mami Cin, Sudahra, Khanafi** dan masih banyak lagi.
11. Kakak-kakak lab, **Mas Galang, mas Andri, mas Heru, mas Adityas, mas Boy, mas Farouq, mas Kresna, mas Susno, mas Bondan, mas Hanggar, mas Phili** yang selalu menghibur di Lab
12. Penunggu dan penghuni setia lab yang menjadi teman dalam suka dan duka, **Salma, Ina, Erin, Khosmin, Verdy, Fauzy, Ielman, Nando dll.**
13. Teman-teman satu perjuangan numerik dan penguasa CAE **Fitri S, Erni, Mas Bayu, Mas Gani, Mas Gundul, mas Moddy mas didin serta mas Didik. Tidak lupa Mas Danni** selaku karyawan lab CAE yang baik hati.
14. Teman-teman seperjuangan dosen wali 8 semester, **Nava A, Fitri, Rury, Anas, Danjem, Huda, Erwin, Derry. Choper**, pertemuan tiap semester yang selalu berkesan dengan kalian.
15. Teman-teman Klub Dimensi tercinta dan keluarga keputrian Ash-Shaff.
16. Semua **Bapak/Ibu Dosen** dan **Karyawan** Jurusan Teknik Mesin.
17. Semua pihak yang turut membantu, tetapi tidak dapat penulis sebutkan satu per satu.

Penulis menyadari bahwa masih terdapat kekurangan dalam penulisan tugas akhir ini. Oleh karena itu, segala saran dan kritik yang membangun sangat penulis harapkan. Akhir

kata, penulis berharap agar tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan sumbangan bagi perkembangan ilmu pengetahuan. Amin.

Surabaya, Juli 2014

Penulis

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
ABSTRAK	v
<i>ABSTRACT</i>	vii
KATA PENGANTAR	ix
DAFTAR ISI	xiii
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL	xxiii
DAFTAR SIMBOL	xxv
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	3
1.3 Tujuan Penelitian	4
1.4 Batasan Masalah	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	7
2.1 Lapis Batas Laminar dan Turbulen	7
2.2 <i>Boundary Layer Thickness</i> (δ)	8
2.3 Separasi dan <i>Wake</i>	9
2.4 Efek <i>Turbulent Boundary Layer</i> terhadap Separasi.....	11
2.5 Efek Sudut Serang	12
2.6 Karakteristik <i>airfoil</i> NASA LS-0417	14
2.7 Pengontrolan <i>Boundary Layer</i> dengan <i>Vortex Generator</i>	16
2.8 <i>Numerical Modeling</i>	23
2.9 Deskripsi tentang Grid Independensi.....	26
BAB III METODE PENELITIAN.....	29
3.1 Tahapan Penelitian	29
3.2 Tahap <i>Pre-processing</i>	29
3.2.1 Pembuatan Model.....	30
3.2.2 Pembuatan <i>Meshing</i> Elemen	32

3.2.3	Penentuan Daerah Analisa.....	32
3.2.4	Parameter Pemodelan.....	34
3.3	Tahap <i>Processing</i> atau <i>solving</i>	36
3.4	Tahap <i>Post-processing</i>	36
3.5	Koefisien <i>Drag</i> (C_D) dan <i>Lift</i> (C_L)	36
3.6	Flowchart Metode Penelitian	39
BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN		41
4.1	Analisa Grid Independensi	41
4.2	Distribusi Koefisien Tekanan (C_p).....	42
4.2.1	Analisa distribusi koefisien tekanan pada <i>plain Airfoil</i> 2D.....	43
4.2.2	Analisa distribusi koefisien tekanan pada <i>plain Airfoil</i> 3D dan <i>Airfoil</i> 3D dengan <i>vortex generator</i>	50
4.3	Koefisien <i>lift</i> (C_L) dan koefisien <i>drag</i> (C_D).....	56
4.3.1	Analisa koefisien <i>Lift</i> (C_L).....	56
4.3.1.1	<i>Lift</i> pada simulasi <i>plain airfoil</i> 2D.....	56
4.3.1.2	<i>Lift</i> pada simulasi <i>plain airfoil</i> 3D.....	58
4.3.1.3	<i>Lift</i> pada simulasi <i>airfoil</i> dengan <i>VG</i>	58
4.3.2	Analisa koefisien <i>Drag</i> (C_D).....	60
4.3.2.1	<i>Drag</i> pada simulasi <i>plain airfoil</i> 2D	61
4.3.2.2	<i>Drag</i> pada simulasi <i>plain airfoil</i> 3D.....	61
4.3.2.3	<i>Drag</i> pada simulasi <i>airfoil</i> dengan <i>VG</i> ..	61
4.3.3	Analisa rasio koefisien <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> (C_L/ C_D)	63
4.4	Visualisasi Aliran.....	64
4.4.1	Karakteristik aliran <i>plain airfoil</i>	65
4.4.1.1	Vektor kecepatan pada <i>plain airfoil</i>	65
4.4.1.2	<i>Velocity pathline</i> pada <i>plain airfoil</i>	66
4.4.2	Karakteristik aliran <i>plain airfoil</i> 3D dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i>	75
4.4.2.1	Vektor kecepatan pada <i>plain airfoil</i> 3D dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i>	75
4.4.2.2	<i>Velocity pathline</i> pada <i>plain airfoil</i> 3D dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i>	82

4.4.2.3 Kontur Turbulensi pada *plain airfoil* 3D
dan *Airfoil* dengan *VG*87

BAB V PENUTUP91

5.1 Kesimpulan91

5.2 Saran92

DAFTAR PUSTAKA93

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Parameter optimal konfigurasi <i>passive vortex generator</i>	19
Tabel 2.2	Geometri <i>vortex generator</i> paling optimum...	19
Tabel 2.3	Analisa <i>grid</i> independensi koefisien <i>drag</i> dan koefisien <i>lift</i>	27
Tabel 3.1	Dimensi <i>Airfoil</i> NASA LS-0417 dan <i>Vortex Generator</i>	31
Tabel 3.1	Analisa <i>Grid</i> Independensi.....	42

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1.	Lapis Batas Laminar dan Turbulen (Anderson, 2001)	7
Gambar 2.2.	Profil kecepatan aliran laminar dan turbulen di dekat permukaan (Fox dkk, 2010).....	8
Gambar 2.3.	Evolusi profil kecepatan pada <i>airfoil</i> (Clarkson, 1992)	9
Gambar 2.4.	Aliran fluida melalui suatu <i>airfoil</i> (Fournier, dkk, 2002).....	11
Gambar 2.5.	Distribusi tekanan melewati <i>airfoil</i> dengan variasi sudut serang (http://avstop.com/).....	12
Gambar 2.6.	Variasi C_L dengan <i>angle of attack</i> pada <i>airfoil</i> (Anderson, 2001).....	14
Gambar 2.7.	Distribusi tekanan (C_p) pada sisi <i>upper</i> dan <i>lower surface</i> dari <i>airfoil</i> NASA LS-0417 (Lee dkk, 2003).....	15
Gambar 2.8.	Koefisien <i>lift</i> <i>airfoil</i> NASA LS-0417 dengan $M = 0,15$ dan $Re = 6 \times 10^6$ (McGhee dan Beasley, 1973).....	16
Gambar 2.9	<i>Vortex generator</i> tipe <i>vane</i> dan <i>wheeler</i> (Lin, 2002).....	17
Gambar 2.10	Keefektifan macam <i>flow control</i> (Lin, 2002). 18	18
Gambar 2.11	(a) <i>co-rotating configuration</i> (b) <i>counter rotating</i> (Godard, 2006)	18
Gambar 2.12	<i>Streamwise velocity profiles</i> pada <i>bump</i> (Velte, 2007).....	20
Gambar 2.13	<i>Triangle vortex generator</i> dengan konfigurasi <i>counter</i> (Anand, 2010)	21
Gambar 2.14	Distribusi C_p pada <i>airfoil</i> dengan atau tanpa VG pada (a) $\alpha = 11^\circ$ (b) $\alpha = 16^\circ$ (Anand, 2010) .	22
Gambar 2.15	Pola aliran melewati <i>airfoil</i> NACA 0012 (a) $\alpha = 11^\circ$ tanpa VG (b) $\alpha = 11^\circ$ dengan VG (c) $\alpha = 16^\circ$ tanpa VG (d) $\alpha = 11^\circ$ dengan VG (Anand, 2010).....	22

Gambar 2.16	Analisa independensi <i>pressure surface boundary layer normalized stream-wise meanvelocity profile</i> pada 93% C (Nicholas dkk, 2004).....	28
Gambar 3.1	Model Benda Uji (2D).....	30
Gambar 3.2	Model Benda Uji (3D).....	31
Gambar 3.3	Hasil <i>Meshing Airfoil</i> NASA LS-0417 (2D)..	32
Gambar 3.4	Hasil <i>Meshing Airfoil</i> NASA LS-0417 (3D)..	33
Gambar 3.5	Domain pemodelan <i>airfoil</i> 2D.....	33
Gambar 3.6	Domain pemodelan <i>airfoil</i> 3D.....	34
Gambar 3.7	Tekanan dan gaya geser pada elemen kecil dari permukaan benda (Munson dkk, 2010).....	37
Gambar 3.8	Gaya yang bekerja pada <i>airfoil</i> (Munson dkk, 2010).....	37
Gambar 3.9	Luas permukaan yang dilewati aliran pada <i>airfoil</i> (Munson dkk, 2010)	39
Gambar 3.10	Sket defisit momentum akibat keberadaan benda uji.....	39
Gambar 3.11	<i>Flowchart</i> metodologi penelitian	40
Gambar 4.1	Perbandingan C_p pada <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada $Re\ 1.14 \times 10^5$ (numerik) dan Mcghee Robert (1973) pada $Re\ 6 \times 10^6$ (ekperimen)...	44
Gambar 4.2	Perbandingan C_p pada <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada $Re\ 1.14 \times 10^5$ (numerik) dan Mcghee Robert (1973) pada $Re\ 6 \times 10^6$ (ekperimen)...	44
Gambar 4.3	Perbandingan C_p pada <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada $Re\ 1.14 \times 10^5$ (numerik) dan Mcghee Robert (1973) pada $Re\ 6 \times 10^6$ (ekperimen).....	4
Gambar 4.4	Perbandingan C_p pada <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada $Re\ 1.14 \times 10^5$ (num) dan Mcghee Robert (1973) pada $Re\ 6 \times 10^6$ (eksperimen) .	46
Gambar 4.5	Distribusi C_p <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada sudut serang 0^0 dan 3^0 dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$..	48
Gambar 4.6	Distribusi C_p <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada sudut serang 6^0 dan 9^0 dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$..	48

Gambar 4.7	Distribusi C_p plain airfoil NASA LS-0417 pada sudut serang 12^0 dan 15^0 dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	49
Gambar 4.8	Distribusi C_p plain airfoil NASA LS-0417 pada sudut serang 18^0 dan 21^0 dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	49
Gambar 4.9	Perbandingan distribusi C_p plain airfoil 3D dan airfoil dengan vortex generator pada $\alpha = 0^0$ (a) Re 0.85×10^5 & (b) Re 1.14×10^5	51
Gambar 4.10	Perbandingan distribusi C_p plain airfoil 3D dan airfoil dengan vortex generator pada $\alpha = 3^0$ (a) Re 0.85×10^5 & (b) Re 1.14×10^5	53
Gambar 4.11	Perbandingan distribusi C_p plain airfoil 3D dan airfoil dengan vortex generator pada $\alpha = 6^0$ (a) Re 0.85×10^5 & (b) Re 1.14×10^5	55
Gambar 4.12	Koefisien lift (C_L) vs α pada plain airfoil 2D	57
Gambar 4.13	Koefisien Lift (C_L) sesuai jenis simulasi	59
Gambar 4.14	Koefisien Drag (C_D) vs α pada plain airfoil ..	61
Gambar 4.15	Koefisien Drag (C_D) sesuai jenis simulasi	63
Gambar 4.16	Rasio Koefisien lift -Drag (C_D) sesuai jenis simulasi.....	65
Gambar 4.17	Vektor Kecepatan pada plain airfoil NASA LS-0417 pada sudut serang 0^0 , 3^0 dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	67
Gambar 4.18	Vektor Kecepatan pada plain airfoil NASA LS-0417 pada sudut serang 6^0 , 9^0 dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	68
Gambar 4.19	Vektor Kecepatan pada plain airfoil NASA LS-0417 pada sudut serang 12^0 , 15^0 dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	69
Gambar 4.20	Vektor Kecepatan pada plain airfoil NASA LS-0417 pada sudut serang 18^0 , 21^0 dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	70
Gambar 4.21	Velocity pathline pada plain airfoil NASA LS-0417 pada sudut serang 0^0 , 3^0 dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	71

Gambar 4.22	<i>Velocity pathline</i> pada <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada sudut serang $6^0, 9^0$ dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	72
Gambar 4.23	<i>Velocity pathline</i> pada <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada sudut serang $12^0, 15^0$ dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	73
Gambar 4.24	<i>Velocity pathline</i> pada <i>plain airfoil</i> NASA LS-0417 pada sudut serang $18^0, 21^0$ dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5	74
Gambar 4.25	Perbandingan Vektor Kecepatan <i>Plain Airfoil 3D</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i> pada Sudut Serang 0^0 dengan Re 0.85×10^5	75
Gambar 4.26	Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada sudut serang 0^0 dengan Re 1.14×10^5 (a) <i>Plain airfoil 3D</i> (b) <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i>	77
Gambar 4.27	Perbandingan Vektor Kecepatan <i>Plain Airfoil 3D</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i> pada Sudut Serang 3^0 dengan Re 0.85×10^5	78
Gambar 4.28	Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada sudut serang 3^0 dengan Re 1.14×10^5 (a) <i>Plain airfoil 3D</i> (b) <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i>	79
Gambar 4.29	Perbandingan Vektor Kecepatan <i>Plain Airfoil 3D</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i> pada Sudut Serang 3^0 dengan Re 0.85×10^5	80
Gambar 4.30	Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada sudut serang 3^0 dengan Re 1.14×10^5	81
Gambar 4.31	Perbandingan <i>Velocity Pathline Plain Airfoil 3D</i> dan <i>airfoil</i> dengan <i>VG</i> pada sudut serang 0^0 dengan Re 0.85×10^5	83
Gambar 4.32	Perbandingan <i>Velocity Pathline Plain Airfoil 3D</i> dan <i>airfoil</i> dengan <i>VG</i> pada sudut serang 3^0 dengan Re 0.85×10^5	85

Gambar 4.33	Perbandingan <i>Velocity Pathline Plain Airfoil</i> 3D dan <i>airfoil</i> dengan VG pada sudut serang 6^0 dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$	86
Gambar 4.34	Perbandingan kontur turbulensi <i>plain airfoil</i> 3D dan <i>airfoil</i> dengan VG pada sudut serang 0^0 dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$	86
Gambar 4.35	Perbandingan kontur turbulensi <i>plain airfoil</i> 3D dan <i>airfoil</i> dengan VG pada sudut serang 3^0 dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$	87
Gambar 4.36	Perbandingan kontur turbulensi <i>plain airfoil</i> 3D dan <i>airfoil</i> dengan VG pada sudut serang 6^0 dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$	89

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR SIMBOL

C_L	: Koefisien <i>lift</i>
C_D	: Koefisien <i>drag</i>
c	: <i>Chord</i> , mm
δ	: <i>Boundary Layer Thickness</i> , mm
C_p	: <i>Pressure Coefficient</i>
Re	: Bilangan <i>Reynolds</i>
Re_x	: Bilangan <i>Reynolds</i> sepanjang x dari plat datar
x	: Posisi sepanjang sumbu x
U_∞	: Kecepatan <i>freestream</i> , m/s
u	: kecepatan local aliran, m/s
$\frac{\delta p}{\delta \theta}$: Gradien tekanan pada kontur
$\frac{\delta v}{\delta y}$: Gradien kecepatan aliran
dA	: Elemen kecil luasan, m^2
p	: Tekanan, N/m^2
p_1	: Tekanan lokal, N/m^2
p_0	: Tekanan <i>freestream</i> , N/m^2
q	: Tekanan dinamis, N/m^2
ρ	: Massa jenis udara, kg/m^3
C_{Lmax}	: Koefisien <i>lift</i> maksimum
L/D	: Perbandingan antara koefisien <i>lift</i> dan koefisien <i>drag</i>
α	: <i>Angle of attack</i> , $^\circ$
h	: Tinggi <i>vortex generator</i>
l	: Panjang <i>vortex generator</i>
L	: Jarak antara <i>trailing edge</i> dari dua <i>vortex generator</i> dalam satu pasang
λ	: Jarak antara 2 pasang <i>vortex generator</i>
β	: <i>Angle of incidence</i>
s	: <i>Span</i> , mm
μ	: Viskositas absolut udara, $N.s/m^2$
τ_w	: Tegangan geser pada dinding, N/m^2

- F_D : Gaya *drag*, N
 F_L : Gaya *lift*, N
 F_x : Resultan gaya pada sumbu x , N
 F_y : Resultan gaya pada sumbu y , N
 A : Luas permukaan, m^2
 θ : Sudut kontur permukaan benda
 t : *Thickness*, mm
 M : *Mach Number*
 x/c : Koordinat sepanjang sumbu- x di sepanjang *chord airfoil*

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi mendorong manusia untuk dapat menciptakan sesuatu yang bermanfaat bagi kepentingan manusia itu sendiri. Pada bidang mekanika fluida, banyak sekali aplikasi yang dapat diterapkan melalui berbagai kendaraan. Pesawat terbang merupakan salah satu kendaraan yang sangat memperhatikan aspek aerodinamika karena berkaitan performa pada penerbangan. Oleh karena itu, karakteristik aerodinamika menjadi prioritas penting dalam suatu pendesainan pesawat.

Satu hal yang paling penting yang harus diperhatikan dalam setiap pendesainan pesawat yaitu pemilihan sebuah *airfoil* dan modifikasinya. Riset yang mengacu pada pengembangan teknologi *airfoil* telah banyak dilakukan pada tahun-tahun belakangan ini (McGhee dan Beasley, 1973). *Airfoil* yang baik mempunyai koefisien *lift* (C_L) yang tinggi dan koefisien *drag* (C_D) yang rendah. Berbagai modifikasi *airfoil* telah dilakukan untuk menunda separasi aliran dan meningkatkan performa *airfoil*. Energi yang hilang sering dikaitkan dengan adanya fenomena separasi dalam aliran, sehingga diperlukan *flow control device*.

Penelitian yang telah dilakukan oleh Lin (2002) mencoba berbagai *flow control device* dalam hal penundaan separasi aliran. Lin menemukan bahwa *vortex generator* adalah alat yang paling efektif dalam menunda separasi aliran dibandingkan bentuk yang lain. *Vortex generator* pertama kali ditemukan oleh Taylor (Lin, 2002) melalui penelitiannya dengan tujuan menunda separasi pada *diffuser*. Taylor memakai *vortex generator* berupa plat *rectangular* dan *triangular* kecil yang ditempelkan pada permukaan. *Vortex generator* kemudian diketahui mampu meningkatkan turbulensi yang cukup tinggi ke dalam *boundary layer*.

Vortex generator adalah seperangkat alat yang digunakan untuk mengubah aliran dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. *Vortex generator* saat ini sudah banyak digunakan di beberapa aplikasi aerodinamika dan industri pesawat terbang. Ada berbagai macam bentuk *vortex generator* seperti plat datar, *delta wing*, *triangular*, dan sebagainya. Jika dibandingkan antara *laminar boundary layer* dan *turbulent boundary layer*, didapatkan bahwa di dalam *turbulent boundary layer* kecepatan fluida yang dekat dengan permukaan mempunyai harga yang lebih besar daripada di dalam *laminar boundary layer*. Kecepatan yang lebih besar akan berakibat energi kinetik fluida juga lebih besar sehingga kemampuan fluida yang mengalir dalam mengatasi tegangan geser dan *adverse pressure gradient* lebih besar dan menunda separasi.

Pada kasus aliran yang melewati *airfoil*, ketika sudut serang (*angle of attack*) meningkat maka terjadi peningkatan koefisien *lift* (C_L) karena adanya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah. Namun, setelah melewati sudut serang tertentu, sering disebut dengan sudut *stall* (*stalling angle*) aliran tidak mampu melawan *adverse pressure gradient* dan terjadi separasi (Anderson, 2001). Fenomena ini sering disebut dengan *stalling* yang menghasilkan penurunan gaya angkat, peningkatan gaya *drag*, menghasilkan suara bising. Sebuah pesawat diharapkan dapat beroperasi pada sudut serang yang tinggi saat *takeoff*, mendarat dan *maneuvering*.

Vortex generator berbentuk profil NACA 0012 dipasang pada *airfoil* NASA LS-0417 telah diteliti oleh Nurcahya (2009). Nurcahya menunjukkan bahwa *vortex generator* ini menurunkan kinerja *airfoil* NASA LS-0417 yang diindikasikan dengan terjadinya separasi masif lebih awal. Sementara itu, Anand dkk (2010) melakukan pengujian dengan pemasangan *vortex generator* berupa *triangle* pada *airfoil* jenis NACA0012 yang dipasang pada 10% *chord length* dari *leading edge*, dengan hasil bahwa penggunaan *vortex generator* dapat menunda separasi aliran pada *airfoil*.

Penempatan dan ketinggian dari *vortex generator* mempengaruhi efektivitas dari penggunaan *vortex generator*. Menurut Taylor (Lin, 2002) pemasangan *vortex generator* dengan tinggi sebesar 0,2 - 0,5 *boundary layer thickness* (δ) lebih efektif dalam peningkatan momentum di dekat dinding. Penempatan *vortex generator* dapat berupa *co-rotating*, dimana sudut kemiringan *vortex generator* satu dengan yang lain terhadap arah aliran memiliki sudut yang sama, atau *counter rotating* dimana sudut kemiringan *vortex generator* satu dengan yang lain berlawanan. Pada penelitian Godard dan Stanislas (2006) dibuktikan bahwa *vortex generator* dengan geometri *counter rotating vortices* memberikan hasil yang paling efisien.

Penelitian-penelitian di atas membangkitkan pemikiran untuk melakukan penelitian tentang karakteristik aliran fluida yang melintasi *vortex generator* berupa *counter rotating flat plate* pada *airfoil* jenis NASA LS-0417 dengan variasi bilangan *Reynolds*. Penelitian secara numerik saat ini banyak dilakukan menggunakan *Computational Fluid Dynamic (CFD)*, dimana kelebihan penggunaan simulasi ini mampu memprediksi aliran fluida berskala mikro, seperti ukuran dari *vortex generator*. Sehingga diharapkan dengan adanya simulasi *vortex generator* ini dapat mendapatkan hasil aliran fluida yang akurat. Penempatan *vortex generator* diharapkan dapat meningkatkan performa *airfoil* bila dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *vortex generator* (*plain airfoil*). Peningkatan performa ini berupa peningkatan gaya *lift* dan penurunan gaya *drag* pada sudut serang yang sama.

I.2 Perumusan Masalah

Separasi merupakan fenomena yang sering terjadi pada aliran yang melintasi permukaan *solid* namun bersifat merugikan. Separasi yang semakin maju menyebabkan semakin melebarnya daerah *wake* dan membesar gaya *drag* pada *airfoil* sehingga menurunkan kinerja *airfoil*. Separasi aliran dipengaruhi oleh beberapa hal, seperti kekasaran permukaan, sudut serang dan stabilitas *freestream velocity* di daerah *upstream*. Setiap *airfoil*

memiliki karakteristik yang bergantung pada geometri, kecepatan aliran yang melewati *airfoil* dan properti fluida. Penambahan *vortex generator* ini diharapkan lebih mampu melawan *adverse pressure gradient* sehingga penundaan separasi dapat dilakukan.

Performa *vortex generator* dipengaruhi oleh penempatan, tinggi dan jarak antar *vortex generator*. Selain berfungsi untuk mengurangi gaya *drag* dari *airfoil*, *drag* yang dihasilkan dari *vortex generator* itu sendiri juga harus dikurangi. Sehingga profil *vortex generator* yang dibuat memiliki struktur yang optimal dalam meningkatkan performa *airfoil*. Oleh karena itu, penelitian ini dilakukan secara numerik untuk melihat pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap unjuk kerja *airfoil*. Metode numerik ini diharapkan dapat memprediksi aliran yang lebih akurat sehingga mendekati kondisi sebenarnya

I.3 Tujuan Penelitian

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dengan konfigurasi *counter rotating*. Hasil penelitian ini dianalisa lalu dibandingkan dengan penelitian terdahulu serta hasil eksperimen dengan profil *airfoil* yang sama. Analisa numerik dilakukan dari hasil data kuantitatif, meliputi: koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D), koefisien *pressure* (C_p), serta data kualitatif, terdiri dari: kontur turbulensi, vektor kecepatan, serta *velocity pathline* yang akan digunakan untuk menganalisa performa *airfoil*.

I.4 Batasan Masalah

Pada penelitian ini digunakan beberapa batasan masalah sehingga pembahasan yang dilakukan tidak melenceng dari tujuan yang telah ditentukan. Adapun batasan masalah yang digunakan adalah sebagai berikut:

1. Fluida kerja adalah udara dengan sifat *incompressible, viscous dan steady*.
2. Aliran *uniform* di sisi masuk *test section*.

3. Kemungkinan terjadinya perpindahan panas diabaikan.
4. Penelitian dilakukan secara numerik menggunakan *software* GAMBIT 2.4.6 dan FLUENT 6.3.26

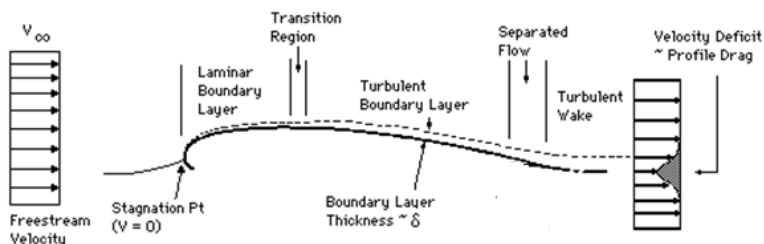
Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB II

DASAR TEORI

2.1 Lapis Batas Laminar dan Turbulen

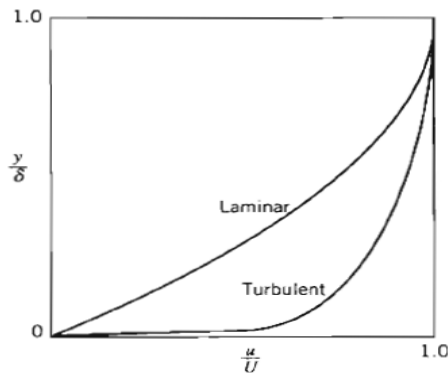
Berdasarkan karakteristik internal aliran, maka aliran digolongkan menjadi aliran laminar dan turbulen. Umumnya klasifikasi ini bergantung pada gangguan-gangguan yang dapat dialami oleh suatu aliran yang mempengaruhi gerak dari pertikel-partikel fluida tersebut. Apabila aliran mempunyai kecepatan relatif rendah atau fluidanya sangat *viscous*, gangguan yang mungkin dialami oleh medan aliran akibat getaran, ketidakteraturan permukaan batas, dan sebagainya relatif cepat teredam oleh viskositas fluida tersebut maka aliran fluida cepat digolongkan sebagai aliran *laminar*. Semakin jauh dari jarak *leading edge*, maka kemampuan fluida untuk meredam gangguan menjadi semakin kecil sehingga keadaan peralihan (*transition state*) akan tercapai. Terlampaunya kondisi peralihan menyebabkan sebagian gangguan tersebut menjadi semakin kuat, dimana partikel bergerak fluktuatif atau acak dan terjadi percampuran gerak partikel antara lapisan-lapisan yang berbatasan. Kondisi aliran yang demikian disebut aliran turbulen.



Gambar 2.1 Lapis batas laminar dan turbulen (Anderson, 2001)

Pada *airfoil*, tekanan dan kecepatan yang dimiliki oleh aliran berubah di sepanjang permukaan *airfoil*. Pada umumnya

pada *leading edge* dari suatu permukaan, lapis batas yang terbentuk adalah laminar. Seiring dengan pertumbuhan lapis batas, akan terjadi transisi dari lapis batas laminar menjadi lapis batas turbulen (gambar 2.1). Perbedaan yang mendasar antara aliran laminar dan turbulen adalah bahwa gerak olakan / acak pada aliran turbulen jauh lebih efektif dalam pengangkutan massa serta momentum fluidanya daripada gerak molekulnya. Kondisi aliran yang laminar dan turbulen ini dapat dinyatakan dengan bilangan *Reynolds*. Bila diamati secara visual, perbedaan antara aliran laminar dan turbulen adalah profil kecepatan aliran turbulen lebih landai di daerah dekat dinding daripada profil kecepatan aliran laminar (gambar 2.2)



Gambar 2.2 Profil kecepatan aliran laminar dan turbulen di dekat permukaan (Fox dkk, 2004)

2.2 *Boundary Layer Thickness (δ)*

Ketebalan *boundary layer* (δ) didefinisikan sebagai jarak antara permukaan kontur sampai pada suatu titik dimana aliran berkurang sampai 1% bila dibandingkan dengan kecepatan *freestream*. Dikarenakan kurva profil kecepatan berubah secara perlahan dan asimptotik terhadap kecepatan *freestream*, maka *boundary layer thickness* menjadi sulit untuk diukur. Untuk *laminar boundary layer* pada plat datar, *boundary layer thickness* dapat didekati dengan perumusan (Anderson, 2001):

$$\delta = \frac{5.0x}{\sqrt{Re_x}} \quad (2.1)$$

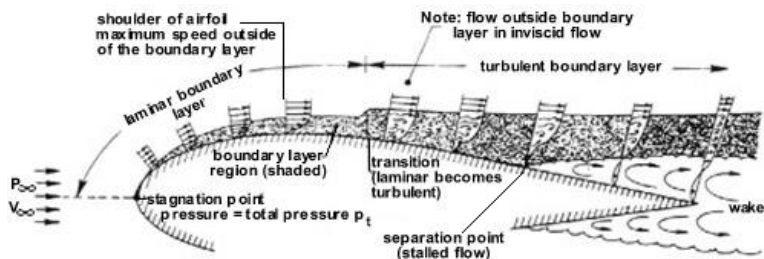
dimana Re_x adalah harga *Reynolds number* sepanjang x dari plat datar. Untuk *turbulent boundary layer* perumusannya adalah (Anderson, 2001) :

$$\delta = \frac{0.37x}{Re_x^{1/5}} \quad (2.2)$$

Ketebalan *boundary layer* yang melewati sebuah *airfoil* juga dihitung seperti plat datar yaitu jarak dari permukaan hingga saat aliran bernilai 0,99 dari kecepatan *freestream* di luar *boundary layer*.

2.3 Separasi dan *Wake*

Keberadaan *pressure gradient* di sepanjang permukaan benda padat mempunyai pengaruh yang sangat besar dan signifikan terhadap pertumbuhan *boundary layer*, seperti aliran yang melewati suatu *airfoil* pada gambar 2.3. Perubahan *boundary layer* diikuti dengan perubahan tekanan dan kecepatan sepanjang kontur permukaan.



Gambar 2.3 Evolusi profil kecepatan pada *airfoil* (Clarkson, 1992)

Pada mulanya, kecepatan fluida akan mencapai harga nol atau stagnasi tepat mengenai ujung atau *leading edge airfoil*

disertai dengan tekanan maksimum. Seiring dengan pergerakan aliran, kecepatan aliran akan bertambah besar hingga maksimum serta memiliki *pressure gradient* negatif $\left(\frac{\delta p}{\delta \theta} < 0\right)$ disebut juga

favorable pressure gradient. Dimana p adalah tekanan dan θ , posisi aliran di sepanjang permukaan *airfoil*. Kecepatan maksimum diiringi dengan tekanan minimum, lalu mengalami kenaikan tekanan sehingga *pressure gradient* menjadi positif $\left(\frac{\delta p}{\delta \theta} > 0\right)$ atau disebut juga *adverse pressure gradient (APG)*.

Kenaikan tekanan yang terjadi mengakibatkan kecepatan fluida menjadi menurun. Perbedaan tekanan dan gaya geser pada permukaan benda mengakibatkan momentum fluida yang mengalir di atasnya berkurang. Ketika momentum fluida berkurang secara terus-menerus akibat gaya tekan dan gaya geser maka semakin lama aliran fluida tersebut mengalami perlambatan sampai diam sehingga gradien kecepatan menjadi nol $\left(\frac{\delta v}{\delta y} = 0\right)$,

dimana v merupakan kecepatan di dekat permukaan.

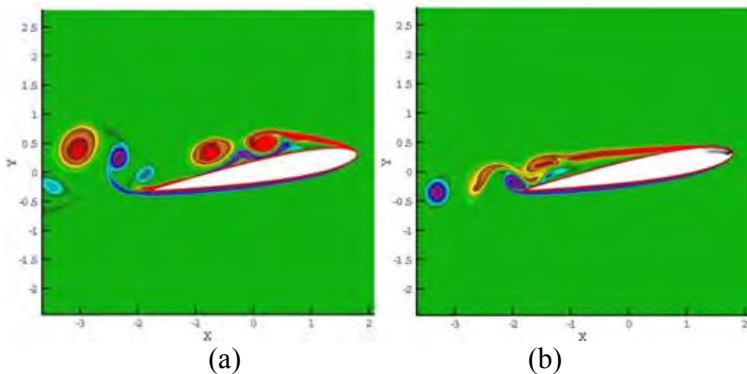
Pada saat gradien kecepatan menjadi nol $\left(\frac{\delta v}{\delta y} = 0\right)$

terjadi titik separasi, yaitu titik dimana terjadi pemisahan aliran dari permukaan kontur benda. Separasi diakibatkan momentum yang dimiliki fluida sudah tidak mampu melawan *APG* dan tegangan geser yang terjadi. Di belakang titik separasi, terdapat sebagian fluida yang mengalami aliran balik (*back flow*). Aliran menjadi tidak stabil dan akan terjadi pergolakan aliran, dimana daerah terjadinya pergolakan aliran dan memiliki tekanan yang rendah sering disebut dengan *wake*. Posisi mulai terjadinya separasi ikut menentukan lebar daerah *wake* yang berakibat pula pada besarnya *pressure drag* pada bodi. separasi yang semakin

tertunda menyebabkan semakin sempit daerah *wake* sehingga gaya *drag* bodi juga akan semakin kecil.

2.4 Efek *Turbulent Boundary Layer* terhadap Separasi

Meskipun *turbulent boundary layer* mempunyai harga friksi permukaan yang lebih besar daripada *laminar boundary layer*, tetapi *turbulent boundary layer* mempunyai sesuatu yang menguntungkan. Jika kita bandingkan profil kecepatan yang terjadi di dalam *laminar boundary layer* dan *turbulent boundary layer* terlihat bahwa dalam *turbulent boundary layer*, kecepatan fluida yang dekat dengan permukaan mempunyai harga yang lebih besar daripada dalam *laminar boundary layer*. Kecepatan yang lebih besar ini akan berakibat energi kinetik fluida juga lebih besar, yang pada akhirnya akan menjaga agar fluida tetap mengalir sebelum akhirnya fluida tidak sanggup lagi mengatasi tegangan geser dan *adverse pressure gradient*, yang mengakibatkan terjadinya separasi. Sehingga dengan adanya *turbulent boundary layer*, separasi yang terjadi dapat ditunda, dan gaya drag yang terjadi akan semakin kecil (Fournier, dkk, 2002).



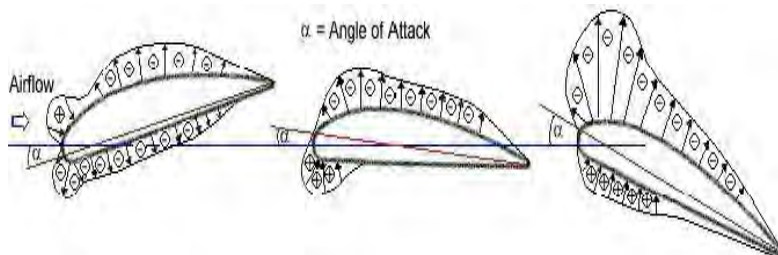
Gambar 2.4 Aliran fluida melalui suatu *airfoil* (Fournier, dkk, 2002)

- (a) Aliran laminar, separasi lebih awal.
- (b) Aliran Turbulen, terjadi penundaan separasi.

Gambar 2.4 menunjukkan aliran fluida melalui suatu *airfoil*, di dalam *laminar boundary layer* separasi terjadi lebih awal, sedangkan di dalam *turbulent boundary layer* terjadi penundaan separasi. Selain itu, Hoerner (1965) membuktikan bahwa aliran yang melewati *sphere* pada *Reynolds Number* (Re) rentang $10^4 - 10^5$ terjadi perubahan aliran dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Pada kondisi tersebut terjadi penundaan separasi yang diindikasikan dengan pengurangan *coefficient drag* (C_d) dari 0.47 ke 0.1. Pengujian menggunakan silinder sirkular juga diteliti oleh Hoerner (1965), pada Re sebesar $2 - 10 \times 10^4$ silinder memiliki nilai C_d sebesar 1,2 sedangkan pada *Reynolds Number* (Re) sebesar $2 - 4 \times 10^5$ bilangan C_D berkurang secara drastis sebesar 0,3.

2.5 Efek Sudut Serang

Distribusi tekanan melewati *airfoil* dengan variasi sudut serang ditunjukkan seperti pada gambar 2.5.



Gambar 2.5 Distribusi tekanan melewati *airfoil* dengan variasi sudut serang (<http://avstop.com/>)

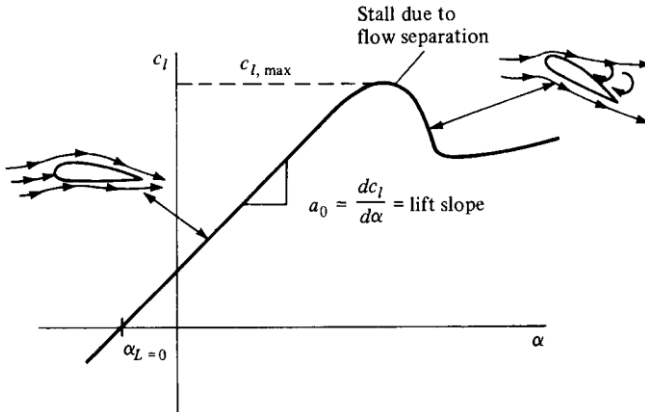
Tanda (+) dan (-) mewakili besarnya tekanan, sedangkan panah menunjukkan total gaya. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang kontur permukaan *airfoil* akan dapat dipresentasikan dalam bentuk koefisien tekanan (C_p), yang dituliskan sebagai berikut.

$$C_p = \frac{p_1 - p_0}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = \frac{\Delta p}{q} \quad (2.3)$$

Pressure coefficient merupakan perbedaan antara tekanan lokal (p_1) pada suatu titik di permukaan *airfoil* dan tekanan *freestrem* (p_0), dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* (q).

Gaya angkat pada *airfoil* tergantung pada koefisien gaya angkat (C_L) dan desain bentuk *chamber* pada *airfoil*. Gaya angkat (C_L) yang dihasilkan oleh suatu *airfoil* bervariasi secara linier terhadap perubahan sudut serang (*angle of attack*). Kemiringan garis ditandai dengan α_0 yang disebut *lift slope*. Pada daerah ini masih menempel pada hampir seluruh permukaan *airfoil*. Dengan bertambah besarnya α , aliran udara cenderung untuk separasi dari permukaan atas *airfoil*, membentuk olakan besar “*dead air*” di belakang *airfoil*. Pada aliran yang terseparasi ini, aliran udara berputar dan sebagian aliran bergerak ke arah yang berlawanan dengan aliran *freestream* disebut juga *reversed flow*.

Konsekuensi dari perpisahan aliran pada α tinggi adalah pengurangan gaya angkat (C_L) dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*. Kondisi ini disebut dengan kondisi *stall*, dan sudutnya dinamakan *stalling angle*. Harga maksimum dari C_L berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan C_{Lmax} . C_{Lmax} merupakan aspek paling penting pada performa *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut *stall* pesawat udara. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *takeoff*, mendarat atau *maneuvering*. Hubungan antara gaya angkat dengan variasi *angle of attack* ditunjukkan seperti pada gambar 2.6.



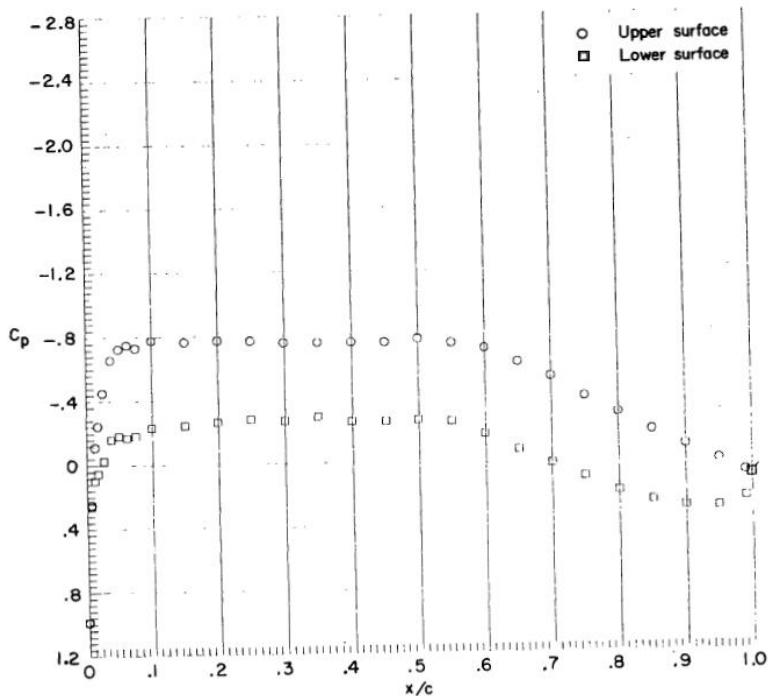
Gambar 2.6 Variasi C_L dengan *angle of attack* pada *airfoil* (Anderson, 2001)

2.6 Karakteristik *Airfoil* NASA LS-0417

Usaha-usaha penelitian dan percobaan telah dilakukan guna pengembangan desain *airfoil*. Pekerjaan ini paling banyak dilakukan oleh NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*), yang sekarang bernama NASA (*National Aeronautics and Space Administration*). Karakteristik aerodinamika dari NACA *airfoil* didapatkan dari eksperimen yang telah dilakukan selama tahun 1930 – 1940 sedangkan NASA menggunakan teknik numerik pada komputer. Eksperimen dengan *wind tunnel* digunakan untuk membandingkan profil dari desain komputer sehingga diperoleh *properties* dari *airfoil*.

NASA LS-0417 atau yang dikenal dengan (GA(W)-1) *airfoil* merupakan jenis kategori *airfoil* yang didesain dalam kelompok LS(1)-XXXX. LS(1) mengidentifikasi *low-speed* (seri pertama), 2 digit selanjutnya sama dengan desain koefisien *lift* pada sepersepuluh *chord* dan dua digit terakhir menunjukkan ketebalan *airfoil* dalam persen *chord*.

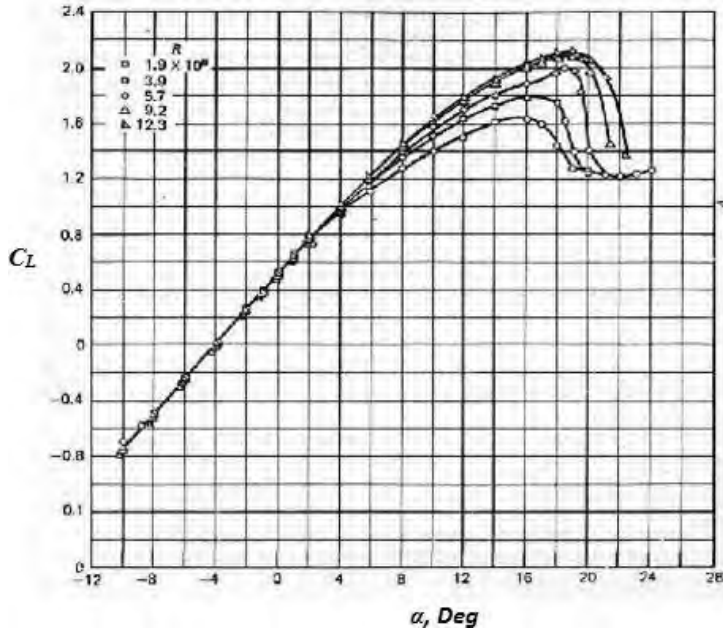
Radius *leading edge* yang besar ($0,08C$ dibandingkan dengan standar $0,02C$) bertujuan untuk memperhalus daerah koefisien tahanan (C_p) maksimum. Distribusi C_p *airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang 0^0 ditunjukkan pada gambar 2.7.



Gambar 2.7 Distribusi tekanan (C_p) pada sisi *upper* dan *lower surface* dari *airfoil* NASA LS-0417 (McGhee dan Beasley, 1973)

Selain itu terdapat jenis *airfoil* dalam kelompok *low speed* yang memiliki ketebalan (*thickness*) berbeda yaitu LS(1)-0413 dan LS(1)-0421. Bila dibandingkan dengan *airfoil* NACA yang memiliki ketebalan yang sama, *airfoil* jenis NASA memiliki sekitar 30% C_{Lmax} yang lebih tinggi dan peningkatan *lift to drag ratio* (L/D) sebesar 50% pada koefisien *lift* 1,0. Tingginya nilai

L/D menunjukkan kemampuan *maneuvering* yang optimal, khususnya pada aplikasi pesawat terbang. Grafik koefisien *lift airfoil* LS-0417 pada berbagai sudut serang ditunjukkan gambar 2.8.



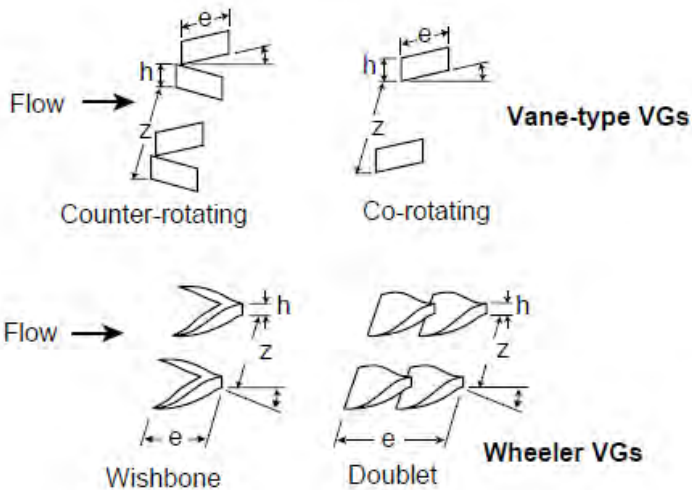
Gambar 2.8 Koefisien *lift airfoil* NASA LS-0417 dengan $M = 0,15$ dan $Re = 6 \times 10^6$ (McGhee dan Beasley, 1973)

Dari gambar 2.8 diketahui bahwa *airfoil* NASA LS-0417 memiliki nilai C_L yang berbeda-beda, pada gambar di atas NASA LS-0417 memiliki *stall angle* pada sudut 18° .

2.7 Pengontrolan *Boundary Layer* dengan *Vortex Generator*

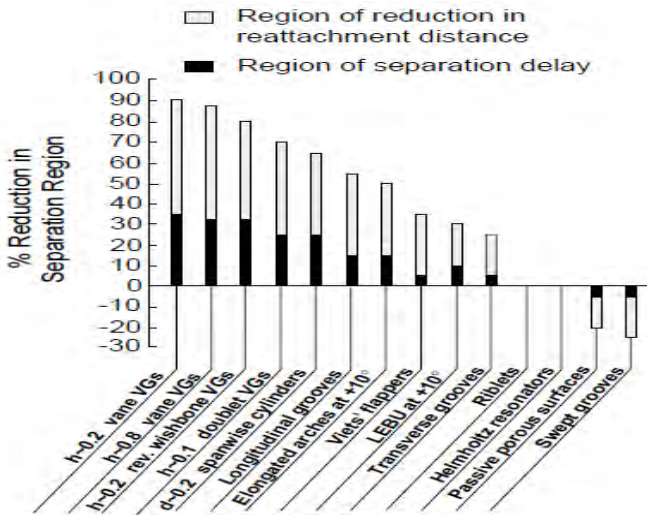
Lin (2002) melakukan studi pengontrolan separasi aliran menggunakan *vortex generator* (gambar 2.9). Studi dengan *flow control device* yang lain juga dilakukan dimana hasilnya

ditunjukkan pada gambar 2.10. *Vortex generator* menunjukkan penundaan separasi aliran secara efektif dibandingkan bentuk yang lain. Hal ini dikarenakan mampu menghasilkan *streamwise vortices* sehingga aliran lebih tahan terhadap *adverse pressure gradient*. *Streamwise vortices* merupakan komponen dari *vortex-vortex* yang sejajar dengan vektor kecepatan *ambient*.

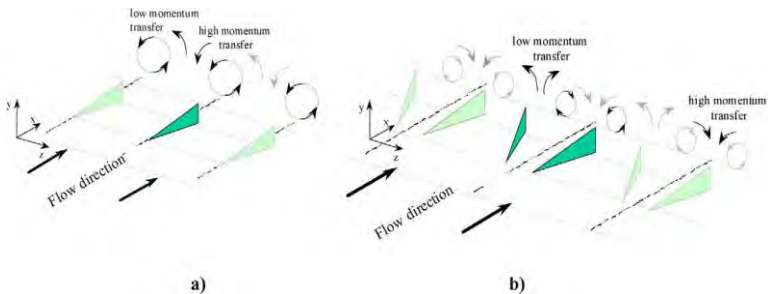


Gambar 2.9 *Vortex generator* tipe *vane* dan *wheeler* (Lin, 2002)

Penelitian terkait dengan *vortex generator* dilakukan oleh Godard dan Stanislas (2006) dengan menggunakan *bump* (gundukan). Tujuan dari penelitiannya yaitu untuk mendapatkan geometri serta struktur *vortex generator* yang paling optimal dalam pengontrolan separasi aliran. *Vortex generator* yang digunakan tipe *triangular vanes* dengan konfigurasi *counter rotating* dan *co-rotating* (gambar 2.11) pada 50% dari *bump chord*. Kecepatan *freestream* yang divariasikan dari 1 m/s sampai 10 m/s pada *wind tunnel* dengan luas 1x2 m² dan panjang 20 m.



Gambar 2.10 Keefektifan berbagai macam *flow control device* (Lin, 2002)



Gambar 2.11 (a) *co-rotating configuration* (b) *counter rotating configuration* (Godard dan Stanislas, 2006)

Hasil penelitian yang didapatkan yaitu *vortex generator* dengan konfigurasi *counter rotating* lebih efektif jika dibandingkan konfigurasi *co-rotating* seperti ditunjukkan pada tabel 2.1. Sesuai dengan tabel 2.1, h menunjukkan tinggi alat, l menunjukkan panjang alat, L adalah jarak antara *trailing edge*

dari dua *vortex generator* dalam satu pasang, λ adalah jarak antara 2 pasang *vortex generator*, dan β menunjukkan *angle of incidence*.

Tabel 2.1 Parameter optimal konfigurasi *passive vortex generator* (Godard dan Stansilas, 2006)

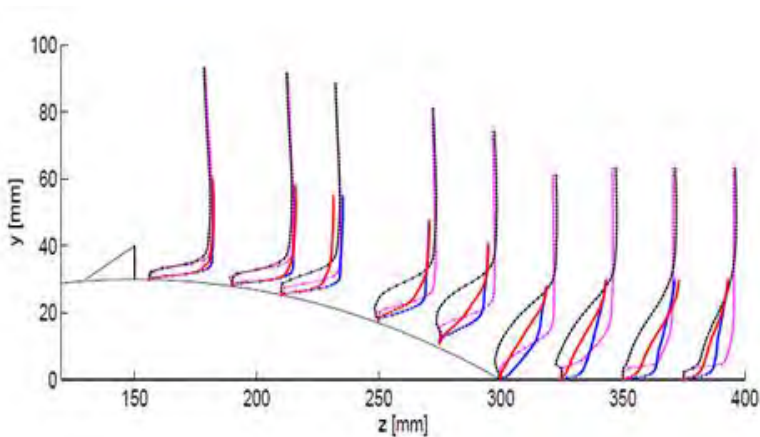
VGs	h/δ	$\Delta X_{VG}/h$	l/h	L/h	λ/h	P_{pt} (%)	$\Delta r/t_0$ (%)		
							min	max	
CrR	Triangular vanes	0.37	.57	2	2.5	6	18	110	200
CoR	Triangular vanes	0.37	.57	2	-	6	18	55	105

Velte dkk (2007) melakukan penelitian serupa dengan Godard, namun dengan metode eksperimen dan numerik. *Counter rotating vortex generator* dipasang di atas *bump* pada 50% dari *chord*. Geometri *vortex generator* yang digunakan mengacu dari hasil penelitian yang dilakukan oleh Godard dan Stansilas (tabel 2.2) dengan variasi ketinggian *boundary layer thickness* (δ) yaitu 1δ , 0.4δ , dan 0.2δ . Penelitian ini bertujuan untuk menginvestigasi efek dari *vortex generator* terhadap separasi. *Freestream velocity* yang digunakan sebesar 1 m/s.

Tabel 2.2 Geometri *vortex generator* paling optimum (Velte dkk, 2007)

h/δ	l/h	L/h	λ/h	β
0.37	2	2.5	6	18°

Hasil penelitian yang didapatkan yaitu *counter rotating vortex generator* yang memiliki hasil yang optimal dalam menunda separasi aliran *vortex generator* dengan tinggi $0,4 \delta$. Hal ini dikarenakan apabila menggunakan ketinggian $0,2 \delta$ diduga belum cukup meningkatkan turbulensi, sedangkan 1δ maka akan menaikkan gaya *drag* tanpa memperbaiki *pressure recovery* secara signifikan sehingga dapat mengurangi efisiensi *vortex generator*.



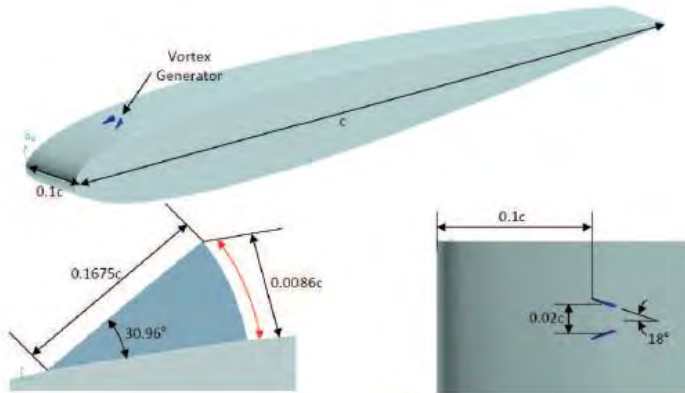
Gambar 2.12 Streamwise velocity profiles pada bump (Velte dkk, 2007)

Penelitian *vortex generator* pada *airfoil* dilakukan oleh Nurcahya (2005), bertujuan untuk mengetahui efektivitas *vortex generator* jenis NACA 0012 dengan ketinggian 1 mm dan 2 mm terhadap *airfoil* NASA LS-0417. *Vortex generator* ini ditempatkan pada 25 mm arah *chord line* dari *leading edge* dengan variasi *angle of attack* 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , 18° , 21° , dan 24° . kesimpulan yang didapatkan yaitu dengan penggunaan *vortex generator* dapat menurunkan performa dari *airfoil*.

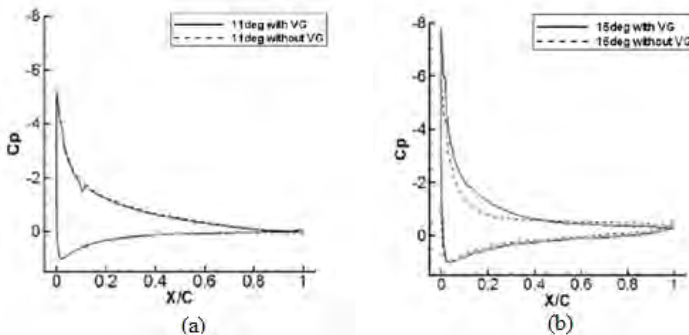
Anand dkk (2010) melakukan penelitian mengenai efektivitas *vortex generator* jenis *counter rotating triangle vortex generator* seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.13. *Vortex generator* ini diletakkan pada 10% *chord length* pada *airfoil* jenis NACA 0012 dengan *angle of attack* 11° dan 16° menggunakan $Re = 5,5 \times 10^5$.

Hasil yang diperoleh yaitu penggunaan *vortex generator* dapat menunda separasi pada dinding *airfoil*. Hal ini ditunjukkan oleh distribusi *pressure coefficient* (C_p) seperti pada gambar 2.14. Indikasi adanya penundaan separasi yaitu ketika perbedaan tekanan kontur antara permukaan atas dengan permukaan bawah yang semakin kecil. Selain itu, pola aliran ditunjukkan seperti pada gambar 2.15. Ketika *angle of attack* sebesar 11° aliran yang

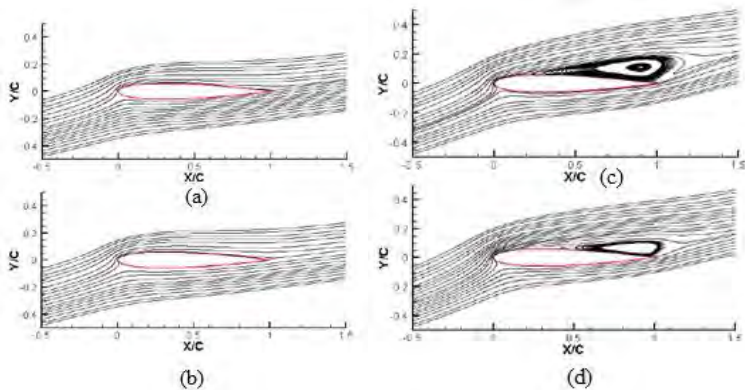
melewati *airfoil* dengan *VG* maupun tanpa *VG* hampir sama, sedangkan *angle of attack* 16° menunjukkan *airfoil* dengan *vortex generator* mengalami separasi lebih ke belakang bila dibandingkan tanpa *vortex generator*.



Gambar 2.13 Triangle vortex generator dengan konfigurasi counter rotating (Anand dkk, 2010)



Gambar 2.14 Distribusi C_p pada *airfoil* dengan atau tanpa VG pada (a) $\alpha = 11^\circ$ (b) $\alpha = 16^\circ$ (Anand dkk, 2010)



Gambar 2.15 Pola aliran melewati *airfoil* NACA 0012
 (a) $\alpha = 11^\circ$ tanpa VG (b) $\alpha = 11^\circ$ dengan VG
 (c) $\alpha = 16^\circ$ tanpa VG (d) $\alpha = 11^\circ$ dengan VG
 (Anand dkk, 2010)

Dari penelitian-penelitian terkait dengan *vortex generator* tersebut dapat disimpulkan bahwa *vortex generator* yang memiliki geometri optimum dapat menunda separasi secara efektif. Separasi yang tertunda mengakibatkan berkurangnya gaya *drag* yang dimiliki oleh benda yang dilewati aliran. *Airfoil* NASA LS-0417 dikategorikan ke dalam *low speed airfoil* yang memiliki radius *leading edge* yang lebih besar sehingga rentan terhadap separasi di *boundary layer* pada sudut serang yang tinggi. Pada penelitian kali ini dilakukan pada *airfoil* NASA LS-0417 yang telah dipasang *vortex generator* dengan konfigurasi *counter rotating* pada permukaan atasnya dan dibandingkan hasilnya dengan *airfoil* tanpa *vortex generator* (*plain airfoil*). Hasil yang diharapkan bahwa dengan adanya pemasangan *vortex generator* dapat meningkatkan performa *airfoil* yang diindikasikan dengan penundaan separasi terutama pada sudut serang yang tinggi. Penelitian ini menggunakan simulasi numerik dengan menggunakan *software Fluent 6.3.26*.

2.8 Numerical Modeling

2.8.1 Deskripsi Turbulensi Model

➤ Spalart-Allmaras

Spalart-Allmaras merupakan model turbulensi dengan satu persamaan yang menyelesaikan model persamaan *transport* untuk viskositas turbulen. Model ini didesain secara khusus untuk aplikasi *aerospace* yang melibatkan *wall-bounded flows* dan telah menunjukkan hasil yang baik untuk lapisan batas yang dipengaruhi *adverse pressure gradient*. Bentuk dasar model spalart – allmaras hanya efektif pada model dengan bilangan *Reynolds* yang kecil. Model ini dapat digunakan untuk simulasi yang relatif kasar dengan ukuran *mesh* yang besar, dimana perhitungan aliran turbulen yang akurat bukan merupakan hal yang kritis.

➤ Standard $k-\epsilon$

Model ini merupakan model semi empiris yang dikembangkan oleh Launder dan Spalding. Pemodelan menggunakan persamaan *transport* untuk penyelesaian model $k - \epsilon$. Variabel pertama adalah k , energy kinetik turbulen yang menunjukkan skala turbulensi. Variabel kedua ϵ (epsilon) dalam hal ini adalah disipasi turbulen. Model ini juga dapat menyelesaikan untuk *heating*, *buoyancy* dan *compressibility* yang dapat diselesaikan dalam $k-\epsilon$ model yang lainnya. Model tidak cocok untuk aliran kompleks yang meliputi *strong stream curvature* dan *separation*.

➤ RNG $k-\epsilon$

RNG $k-\epsilon$ merupakan salah satu variasi pemodelan dari *standard $k-\epsilon$ model*. Model ini sangat signifikan untuk mengubah dalam persamaan ϵ , sehingga dapat memperbaiki model yang mempunyai *highly strained flows*. Dalam model ini juga dapat digunakan untuk aliran yang mempunyai Re yang rendah dan untuk memprediksi aliran yang mempunyai efek *swirling*.

➤ **Realizable $k-\epsilon$**

Variasi pemodelan dari *standard $k-\epsilon$ model*. Dengan menggunakan model ini dapat dilakukan untuk menentang penggunaan *mathematical constraints* sehingga dengan pemodelan ini cukup dapat memperbaiki performa dari model tanpa menggunakan *mathematical constraints*.

➤ **Standard $k-\omega$**

Pemodelan yang menggunakan dua persamaan transport model untuk memecahkan $k-\omega$. Pemodelan ini juga dapat digunakan untuk aliran yang memiliki Re yang rendah. Pemodelan ini juga dapat menampilkan transisi aliran dari aliran laminar menuju aliran turbulen. Keuntungan lainnya adalah dapat menghitung *free shear* dan aliran *compressible*.

➤ **SST (Shear-stress Transport) $k-\omega$**

SST (Shear-stress Transport) $k-\omega$ merupakan variasi dari pemodelan *standard $k-\omega$* . Mengkombinasikan pemodelan asli *Wilcox model* (1988) untuk menggunakan *near wall treatment* dan *standard $k-\epsilon$ model*. Model ini dikembangkan oleh Menter untuk memadukan formulasi model $k-\omega$ standar yang stabil dan akurat pada daerah di dekat dinding dengan model $k-\epsilon$ yang mempunyai kelebihan pada aliran *freestream*. Untuk mencapai hal tersebut, model $k-\epsilon$ diubah menjadi formulasi $k-\omega$ SST. Model $k-\omega$ SST mirip dengan model $k-\omega$ standar, tetapi dengan beberapa perbaikan, yaitu:

- Model $k-\omega$ standar dan model $k-\epsilon$ yang telah diubah dikalikan dengan suatu fungsi pencampuran dan kedua model digunakan bersama-sama, sehingga lebih akurat untuk daerah di dekat dinding maupun aliran yang jauh dari dinding dan *freestream flow*.
- Definisi viskositas turbulen dimodifikasi untuk menghitung transport dari tegang geser turbulen.
- Konstanta model berbeda dengan $k-\omega$ standar.

- Melibatkan sebuah besaran dari penurunan *damped cross-diffusion* pada persamaan ω (*omega*).

Dengan adanya fitur-fitur tersebut membuat k - ω SST lebih akurat dan *reliable* untuk cakupan jenis aliran yang lebih luas daripada k - ω standar. Persamaan *transport* yang digunakan pada k - ω SST Model adalah sebagai berikut:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k \quad (2.13)$$

dan

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (2.)$$

➤ RSM

Merupakan model turbulensi yang paling teliti pada *fluent*. Model RSM mendekati persamaan *Navier-Stokes (Reynolds-averaged)* dengan menyelesaikan persamaan *transport* untuk tegangan *reynolds* bersama-sama dengan persamaan laju disipasi. Model ini menggunakan 5 persamaan *transport*, lebih banyak dibanding model turbulensi yang lain. Model RSM menghitung efek dari kurva *streamline*, pusaran (*swirl*), putaran, dan perubahan tiba-tiba pada aliran dengan lebih teliti daripada model turbulensi yang lain, sehingga dapat memberikan prediksi yang lebih akurat untuk aliran yang lebih kompleks.

2.8.2. Deskripsi tentang *Grid Independensi*

Pada simulasi CFD perlu memperhatikan keakuratan data baik apada langkah *post-processing* maupun *pre-processing*. Untuk itu diperlukan langkah *grid independensi* untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Salah satu cara agar dapat

menguji *grid* independensi adalah dengan melakukan *adapt. Grid* independensi sendiri adalah solusi yang konvergen yang ditentukan dari perhitungan CFD yang tidak dipengaruhi oleh besar kecilnya *grid*. Apabila dengan meningkatkan jumlah dari sel maka kemungkinan tidak akan mengubah *flow-field solution* dan *integrated quantities*. Di dalam prakteknya *grid* independensi diindikasikan dengan menghaluskan *mesh* sehingga hal tersebut dilaksanakan dapat mengubah solusi numerik. Oleh karena itu dengan *adapt* dapat kita ketahui beberapa bagian saja yang harus lebih dihaluskan *mesh* agar tidak mengubah solusi numerik. Pada pembahasan selanjutnya akan diambil contoh tentang kasus *hydrofoil turbulent boundary layer separation* (Nicholas dkk, 2004).

Sebuah *grid* independensi diatur menggunakan empat *mesh* dari variasi jumlah sel. Setiap *mesh* diproses menggunakan model *Realizable k-ε* turbulen dengan menambah perlakuan dinding pada *airfoil* pada kasus contoh berikut ini yang mempunyai kecepatan *free stream* sebesar 3 m/s ($Re = 8,284 \times 10^4$).

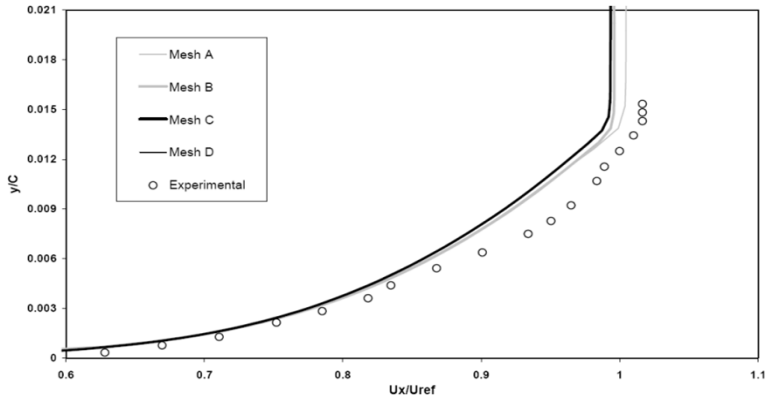
Tabel 2.3 menampilkan prediksi koefisien *lift*, koefisien *drag* dan masing-masing presentase *error post processing* numerik terhadap nilai eksperimental untuk setiap *mesh*. Aplikasi dari setiap *mesh* umumnya membuat keakuratan prediksi dari koefisien *drag* dan *lift* dengan membandingkan dengan nilai hasil data eksperimental. Pada tabel dapat dilihat penggabungan nilai *error* dengan prediksi koefisien *lift* yang turun seiring dengan penghalusan *mesh* namun untuk waktu yang sama nilai *error* meningkat dari prediksi gaya *drag*. Dengan menggunakan *mesh C* dan *mesh D* identik memiliki nilai koefisien nilai yang sama, sehingga solusi telah ditemukan dan *grid* independensi dapat dicapai.

Tabel 2.3 Analisis *Grid* independensi koefisien *drag* dan koefisien *lift* (Nicholas dkk, 2004)

	<i>Lift coefficient</i>		<i>Drag coefficient</i>	
Experimental	0.5520		0.0027	
	Predicted	Error	Predicted	Error
Mesh A	0.4945	10.42%	0.0029	7.41%
Mesh B	0.5230	5.25%	0.0025	7.41%
Mesh C	0.5302	3.95%	0.0024	11.11%
Mesh D	0.5305	3.89%	0.0024	11.11%

Gambar 2.16 memperlihatkan *pressure surface boundary layer* dengan profil kecepatan rata-rata pada 93% C menggunakan setiap *mesh*. Dengan perbandingan data eksperimen, *velocity profile* mengabaikan prediksi, tetapi umumnya dapat dipecahkan menggunakan setiap *mesh*. *Velocity profile* diprediksi menggunakan *mesh C* dan *mesh D* yang serupa dan menampilkan perbedaan yang jelas dari *mesh A* dan *mesh B*, kembali lagi hal tersebut dapat menunjukkan *grid independence* dengan dua *mesh* yang jelas.

Dengan *mesh C* dan *mesh D* memiliki hasil yang sama, sehingga dapat disimpulkan dengan *mesh* tersebut memiliki tingkat *grid independence* yang dilakukan oleh solusi secara numerik. Sebagai pertimbangan dari proses infrastruktur dan waktu yang sempit, maka perlu dilakukan *mesh* yang lebih rapat (*mesh D*) dengan syarat tidak boleh menambahkan jumlah sel kurang dari 16% dan memperpanjang proses *CPU*. Pada umumnya keakuratan dari metode solusi numerik yang baik diiringi dengan meningkatnya jumlah dari *cell*. Namun penggunaan dari jumlah *cell* yang banyak akan dibatasi dengan proses dari *hardware* computer dan waktu proses dari komputer tersebut.



Gambar 2.16 Analisis independensi *pressure surface boundary layer normalised stream-wise mean velocity profile* pada 93°C ($U = 3\text{m/s}$) (Nicholas dkk, 2004)

BAB III

METODE PENELITIAN

Penelitian secara numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan *software* Fluent 6.3.26 dan dengan *software* GAMBIT 2.4. Model yang dibuat berupa geometri dari *airfoil* NASA LS-0417 dengan udara sebagai fluida kerjanya (gambar 3.1). Secara umum ada tiga tahapan utama yang perlu dilakukan, antara lain: *Pre-processing*, *solving* dan *post-processing*.

Model yang digunakan yaitu benda uji berupa *airfoil* tanpa *vortex generator* dan *airfoil* dengan *vortex generator*. Kecepatan aliran udara bebas (*freestream*) yang digunakan sebesar 12 m/s dan 17 m/s dan rentang sudut serang (*angle of attack*) dari 0^0 - 24^0 dengan step 3^0 . Setiap perubahan *angle of attack* dilakukan rotasi pada *airfoil* dengan arah aliran yang masuk horisontal terhadap sumbu-x..

3.1 Tahapan Penelitian

Tahapan kegiatan yang dilakukan sehubungan dengan penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Membuat geometri *set-up* dari *airfoil* dengan variasi penambahan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator* dengan *software* GAMBIT 2.4.6
2. Pengintegrasian hasil atau penyelesaian permodelan
3. Analian hasil pemodelan dan visualisasi aliran serta komparasi dengan hasil eksperimen yang telah dilakukan.

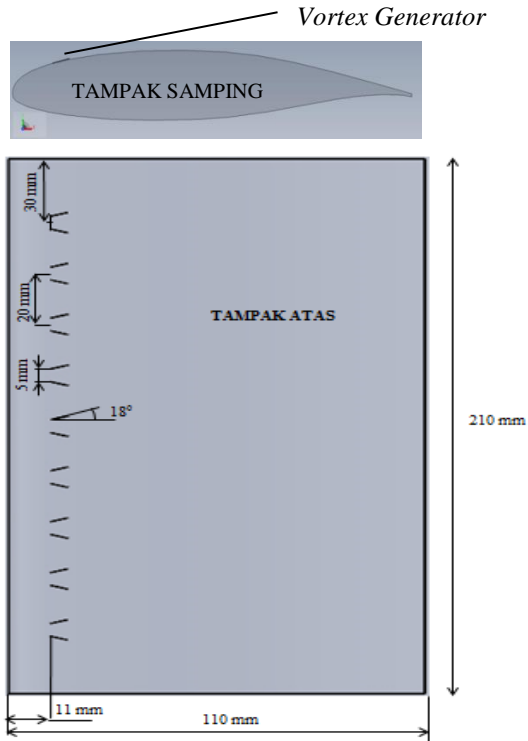
3.2 Tahap *Pre-processing*

Pada tahap ini dilakukan pembuatan model terlebih dahulu dengan *software* GAMBIT. Tahapan ini meliputi beberapa sub-tahapan antara lain: pembuatan model, pembuatan *meshing* elemen, penentuan daerah analisa dan penentuan parameter-parameter yang digunakan.

3.2.1 Pembuatan Model

a. Pemodelan *Airfoil*

Pembuatan model *airfoil* merupakan proses menggambarkan bentuk model (*prototype*) berupa *airfoil* dengan *vortex generator* dan tanpa *vortex generator* yang mengacu terhadap ukuran *test section* pada eksperimen dengan *wind tunnel*. Adapun dimensi dari *airfoil* NASA LS-0417 dapat dilihat pada Gambar 3.1.

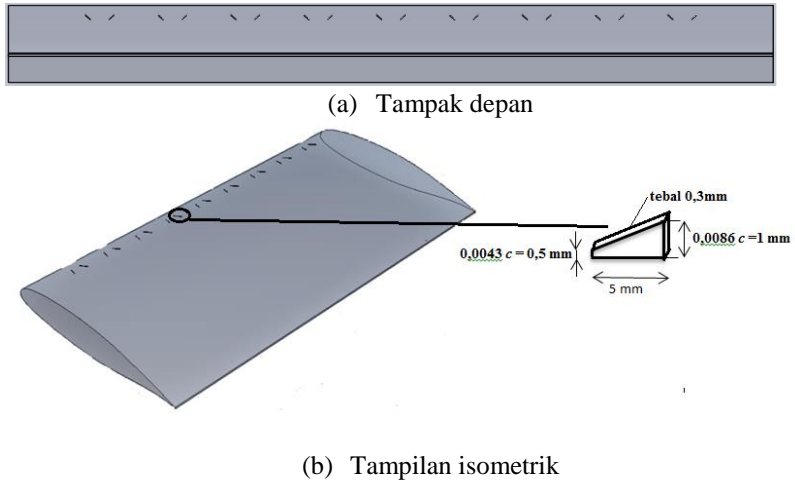


Gambar 3.1 Model benda uji (2D)

b. Pemodelan *Vortex Generator*

Pemilihan geometri dari *vortex generator* mengacu pada penelitian yang telah dilakukan oleh Anand dkk, dimana

ketinggian maksimal *vortex generator* yang digunakan yaitu 0.0086 dari *chord*, jarak antar *vortex generator* sebesar 0,02 *C*. Apabila disesuaikan dengan panjang *airfoil* yang digunakan pada penelitian serta modifikasi bentuk menjadi *rectangular* akan didapatkan dimensi seperti pada gambar 3.2.



Gambar 3.2 Model benda uji (3D)

Adapun geometri dan dimensi dari *airfoil* NASA LS-0417 dan *vortex generator* dapat dilihat pada tabel 3.1 :

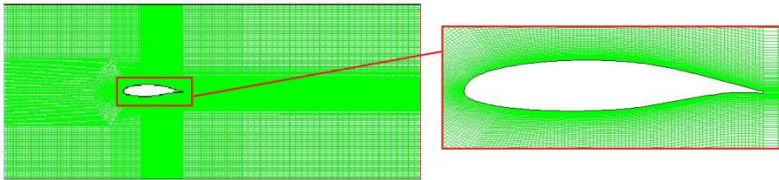
Tabel 3.1 Dimensi *Airfoil* NASA LS-0417 dan *Vortex Generator*.

<i>Airfoil</i> NASA LS-0417	<i>Vortex Generator</i>
<p><i>Chord</i> (C) = 110 mm</p> <p><i>Span</i> (S) = 210 mm</p> <p><i>Max Thickness</i> (T) = 18,7 mm</p>	<p>Tinggi (h) = 1 mm</p> <p>Panjang (l) = 5 mm</p> <p>Sudut kemiringan (β) = 18°</p>

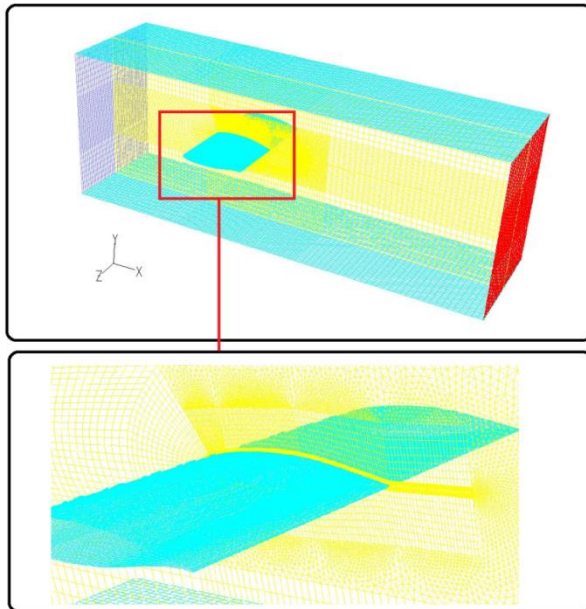
3.2.2 Pembuatan *Meshing* Elemen

Pembuatan *meshing* elemen yaitu membagi model solid menjadi elemen-elemen kecil sehingga kondisi batas dan

beberapa parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan ke dalam elemen-elemen kecil tersebut. Bentuk yang dipilih adalah *quadrilateral-map* dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada daerah dinding *airfoil* serta untuk pemodelan 3D menggunakan *meshing Hex-map* pada bagian *airfoil* dan sebagian dengan *T-Grid* pada daerah jauh dari *airfoil* (gambar 3.3 dan gambar 3.4).



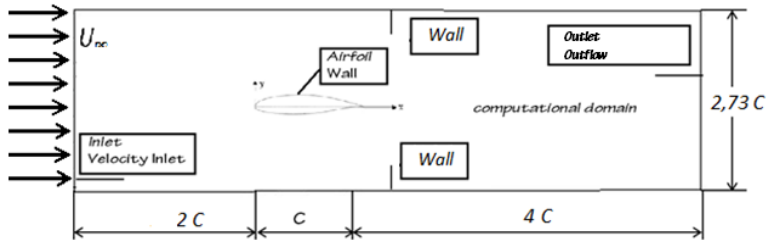
Gambar 3.3 Hasil *meshing* airfoil NASA LS-0417 (2D)



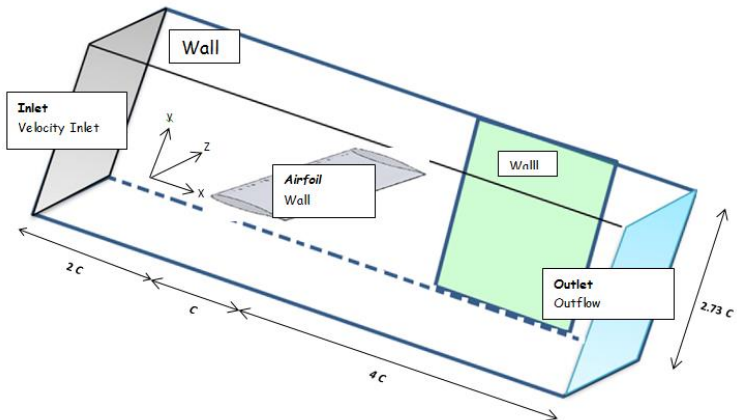
Gambar 3.4 Hasil *meshing* airfoil NASA LS-0417 (3D)

3.2.3 Penentuan Daerah Analisa

Penentuan daerah analisa yaitu menentukan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. *Boundary condition* yang digunakan yaitu bagian depan *airfoil* sebagai *velocity inlet*, dinding atas dan dinding bawah dikategorikan sebagai *wall*, garis batas di belakang *airfoil* didefinisikan sebagai *outflow* sedangkan *airfoil* sebagai dinding (*wall*). Dimensi yang dipakai disesuaikan dengan kondisi pada eksperimen dengan *wind tunnel* seperti pada gambar 3.5 dan gambar 3.6.



Gambar 3.5 Domain pemodelan *airfoil* 2D



Gambar 3.6 Domain pemodelan *airfoil* 3D

3.2.4 Parameter Pemodelan

a. Models

Pada langkah ini dilakukan permodelan dari aliran (estimasi karakteristik aliran), meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. Permodelan yang akan digunakan adalah *viscous turbulent k-omega SST* (Velte dkk, 2007). Hal ini untuk mendapatkan hasil yang akurat dalam kontur baik tekanan maupun kecepatan, prediksi untuk separasi *bubble* dan separasi *massive* yang akurat.

b. Material

Pada tahap ini menetapkan jenis material yang akan digunakan serta memasukkan data-data properties dari material tersebut. Permodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan (ρ) = 1,225 kg/m³, viskositas (μ) = 1,7894 x 10⁻⁵ N.s/m²

c. Operating Condition

Operating Condition adalah penentuan kondisi daerah operasi yang biasanya merupakan perkiraan tekanan pada daerah operasi yaitu 1 atm atau 101325 *Pascal*.

d. Boundary Condition

Boundary Condition adalah penentuan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji *airfoil* dengan menentukan *inlet*, *outlet* serta kondisi pada dinding. *Inlet* merupakan sisi aliran datang, inputan berupa kecepatan sebesar 12 m/s dan 17 m/s sedangkan *outlet* berupa *outflow*. *Boundary condition* pada kontur *airfoil*, dinding atas, dinding bawah dan samping (3D-flow) berupa *wall*. Agar daya komputasi tidak terlalu besar juga digunakan *boundary condition* berupa *symmetry* pada kasus pemodelan 3D-flow.

e. Solution

Solusi pada penelitian ini adalah menggunakan *first order* untuk *pressure*, *momentum turbulent kinetic energy*, dan *turbulent dissipation rate*.

f. Initialize

Initialize merupakan langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

g. Monitor Residual

Monitor residual merupakan bagian tahapan dalam penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar 10^{-5} , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil dari 10^{-5} . Untuk kecepatan ke arah X, Y, Z diisi sesuai arah horizontal sejajar sumbu-x.

h. Iterasi

Iterasi merupakan langkah kelanjutan dari *monitor residual* yang merupakan langkah perhitungan pada Fluent 6.3.26. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar 10^{-5} . Adapun kriteria konvergensi adalah kesalahan/perbedaan antara tebakan awal dan hasil akhir dari iterasi yang dilakukan oleh FLUENT pada masing-masing persamaan yang digunakan.

3.3 Tahap solving atau processing

Dengan menggunakan software *Fluent 6.3.26*, parameter pemodelan serta kondisi yang telah ditetapkan pada saat *pre-processing* akan dihitung (diiterasi) sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Jika kriteria konvergensi tercapai sesuai pengaturan *monitor residual* maka tahapan

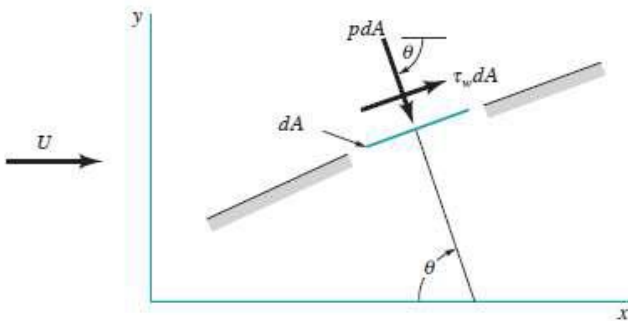
dilanjutkan pada *post-processing* dan jika tidak tercapai tahapan akan kembali ke tahapan pembuatan *meshing*.

3.4 Tahap *Post-processing*

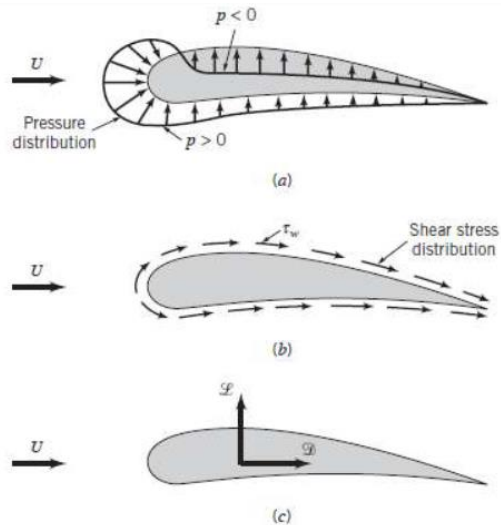
Post-processing merupakan penampilan hasil serta analisa terhadap hasil yang telah diperoleh berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa distribusi koefisien tekanan, koefisien *drag* dan koefisien *lift*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan *pathlines*, kontur turbulensi serta vektor kecepatan.

3.5 Koefisien *Drag* (C_D) dan *lift* (C_L)

Suatu permukaan padat yang dilewati oleh fluida yang bergerak akan menghasilkan resultan gaya karena interaksi permukaan benda dengan fluida. Gaya-gaya tersebut dihasilkan karena adanya tegangan normal akibat tekanan (p) dan tegangan geser akibat efek *viscous* (τ_w) terlihat pada gambar 3.7. Total resultan gaya yang diakibatkan kerja fluida pada permukaan benda diperoleh dengan integrasi gaya-gaya pada seluruh permukaan benda (gambar 3.8.a dan 3.8.b). Total gaya ini dibagi menjadi dua komponen (gambar 3.8.c), gaya yang sejajar dengan aliran disebut dengan gaya *drag* sedangkan gaya yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan gaya *lift*.



Gambar 3.7 Tekanan dan gaya geser pada elemen kecil dari permukaan benda (Munson dkk, 2010)



Gambar 3.8 Gaya yang bekerja pada *airfoil* (Munson dkk, 2010)

Gaya *drag* dan *lift* yang terjadi dapat berupa *skin friction* (F_f) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya viskositas (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure* (F_p) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan gaya antara *skin friction* dan *pressure* yang sejajar dengan komponen sumbu x disebut sebagai total *drag* (F_D) sedangkan resultan gaya yang sejajar dengan sumbu y disebut total *lift* (F_l).

$$dF_x = (p \, dA) \cos \theta + (\tau_w \, dA) \sin \theta \quad (3.1)$$

$$dF_y = - (p \, dA) \sin \theta + (\tau_w \, dA) \cos \theta \quad (3.2)$$

Masing-masing komponen gaya tersebut kemudian diintegrasikan seperti pada persamaan (3.3) dan (3.4).

$$F_D = \int dF_x = \int p \cos \theta \, dA + \int \tau_w \sin \theta \, dA \quad (3.4)$$

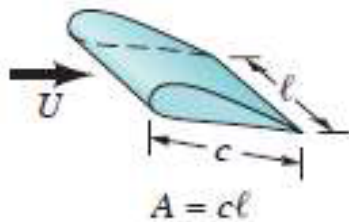
$$F_l = \int dF_y = - \int p \sin \theta \, dA + \int \tau_w \cos \theta \, dA \quad (3.5)$$

Biasanya gaya hambat sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* (C_D) sedangkan gaya *lift* dengan koefisien *lift* (C_L)

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A} \quad (3.6)$$

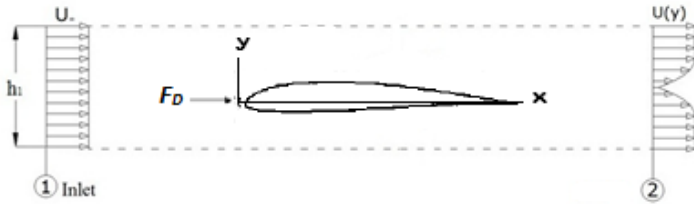
$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A} \quad (3.7)$$

sedangkan luas permukaan *airfoil* yang dilewati oleh fluida digambarkan seperti pada gambar 3.9.



Gambar 3.9 Luas permukaan yang dilewati aliran pada *airfoil*
(Munson dkk, 2010)

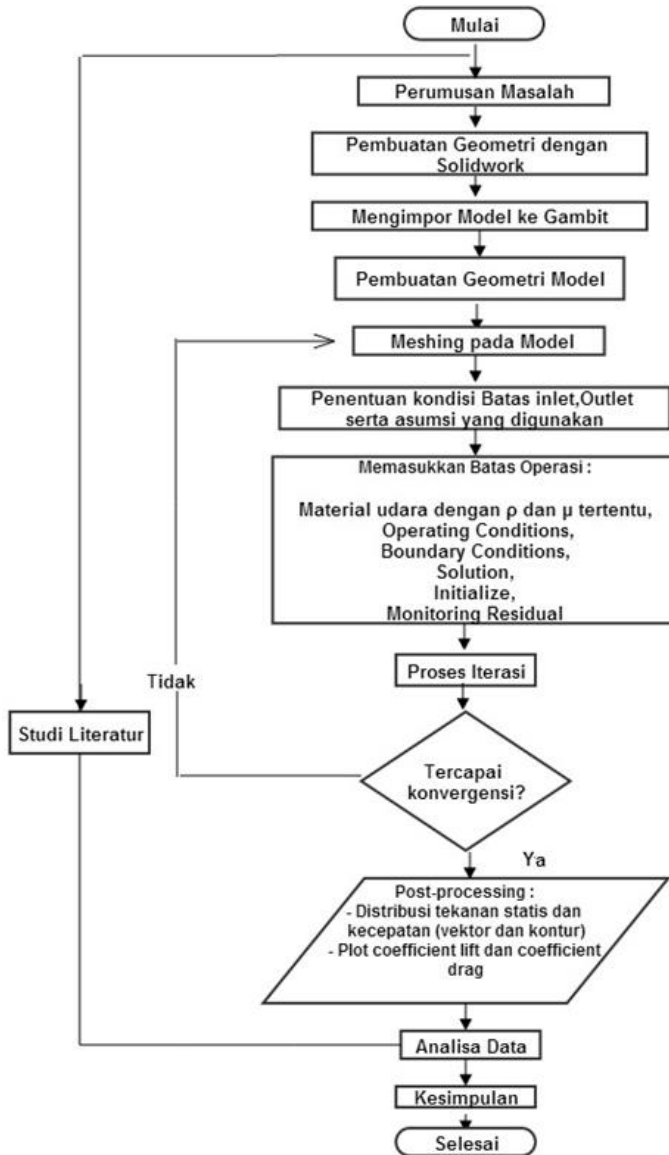
Selain itu, perhitungan gaya *drag* total juga bisa didapatkan dari perhitungan defisit momentum dari fluida yang melewati permukaan benda. Gaya drag total tersebut hasil dari representasi dari *wake region* hasil dari separasi pada saat fluida melewati permukaan. Separasi merupakan aliran yang terpisah dari permukaan benda terjadi ketika aliran tidak lagi mampu mengatasi efek gesek dan *adverse pressure gradient*. gambar 3.10 menunjukkan adanya defisit momentum dikarenakan aliran yang melewati *airfoil*.



Gambar 3.10 Sket defisit momentum akibat benda uji

3.6 *Flowchart* Metode Penelitian

Secara singkat prosedur penelitian secara numerik pada *airfoil* NASA LS-0417 baik dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex generator* dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang akan ditunjukkan seperti pada gambar 3.11.



Gambar 3.11 Flowchart Metodologi Penelitian

BAB IV

ANALISA DAN PEMBAHASAN

Bab ini berisi analisa dan pembahasan data dari hasil penelitian numerik yang telah diuraikan pada bab sebelumnya. Pembahasan pertama mengenai analisa *grid* independensi, lalu pembahasan data dari hasil iterasi. Data yang diperoleh dari penelitian ini berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Pembahasan mengenai analisa koefisien tekanan (C_p), koefisien *drag* (C_D), koefisien *lift* (C_L) sebagai data kuantitatif. Sedangkan visualisasi aliran berupa *velocity pathline*, *velocity vector*, kontur turbulensi sebagai data kualitatif untuk memperkuat data sebelumnya.

Penelitian ini menggunakan dua macam *airfoil* NASA LS-0417 yaitu *plain airfoil* dalam bentuk 2D dan 3D serta *airfoil* dengan modifikasi *vortex generator* dalam bentuk 3D. Dari hasil tersebut akan digunakan sebagai bahan analisa untuk mengetahui efek dari pengaruh penambahan *vortex generator*. Dua macam bilangan *Reynolds* digunakan pada penelitian ini, yaitu sebesar $0,85 \times 10^5$ dan $1,14 \times 10^5$.

4.1 Analisa *Grid* Independensi

Dalam studi numerik yang menggunakan *software Fluent 6.3.26* ini diperlukan keakuratan data baik pada langkah *post-processing* maupun *pre-processing*nya. Hal ini dilakukan agar data yang diperoleh dapat divalidasi pada aplikasi sebenarnya. Untuk itu diperlukan langkah *grid* independensi untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya.

Tabel 4.1 menunjukkan variasi *meshing* model uji pada pemodelan 2D pada kasus bilangan *Reynolds* $1,14 \times 10^5$. *Meshing* A merupakan *meshing* yang paling renggang dengan jumlah *grid* 23256, sedangkan *meshing* D merupakan *meshing* yang paling rapat dengan jumlah *grid* 32124. Sesuai dengan penelitian yang

dilakukan Nicholas (2004) bahwa *finest grid* tidak didasarkan pada jumlah *grid* terbesar namun pada jumlah *grid* dimana perubahan nilai yang ditinjau tidak berubah secara signifikan. Pada dua variasi *mesh* yang memiliki perbedaan nilai yang tidak signifikan tersebut maka akan dipilih jumlah *mesh* dengan total *grid* paling sedikit dengan tujuan untuk memaksimalkan efektifitas penggunaan memori dan waktu *running*. Dari tabel 4.1 dapat dilihat bahwa pada *mesh C* dan *mesh D* menghasilkan nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang hampir sama. Selisih antara *meshing C* dan *D* $\pm 1,3\%$ sehingga dipilih variasi *meshing C* untuk melakukan solusi numerik pada pemodelan *fluent*. Dikarenakan dengan jumlah *grid* yang lebih sedikit dari *meshing D*, *mesh C* sudah dapat menghasilkan nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag* dengan selisih yang hampir sama.

Tabel 4.1 Analisa *Grid* Independensi koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada $\alpha = 0^0$

Eksperimen $\alpha = 0^0$		Koefisien <i>lift</i>		Koefisien <i>drag</i>	
		0.4831		0.0200	
	Total <i>Grid</i>	Hasil	Perbedaan	Hasil	Perbedaan
Mesh A	23.256	0.4229	12.4 %	0.0231	15.5 %
Mesh B	25.476	0.4533	6.17 %	0.0219	9.50 %
Mesh C	29.832	0.4623	4.31 %	0.0205	2.50 %
Mesh D	32.124	0.4606	4.66 %	0.0204	2.10 %

4.2 Distribusi Koefisien Tekanan (C_p)

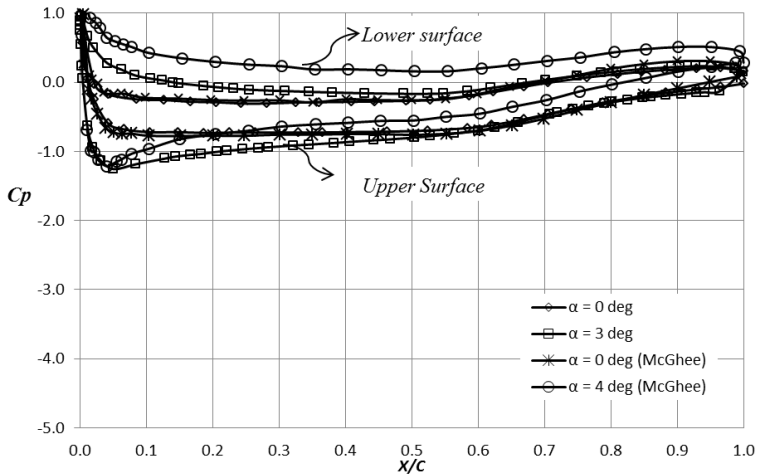
Pada bagian ini ditampilkan distribusi koefisien tekanan (C_p) *airfoil* NASA LS-0417 dengan dua macam variasi bilangan *Reynolds* dari hasil pemodelan numerik dengan pemodelan turbulensi *steady flow SST* (*shear stress transport*) *k- ω* . Distribusi koefisien tekanan (C_p) merupakan perbandingan dari perbedaan tekanan antar *freestream* dengan tekanan sepanjang kontur benda padat dengan tekanan dinamis dari *freestream*.

4.2.1 Analisa Distribusi Koefisien Tekanan (C_p) Pada *Plain Airfoil* 2D

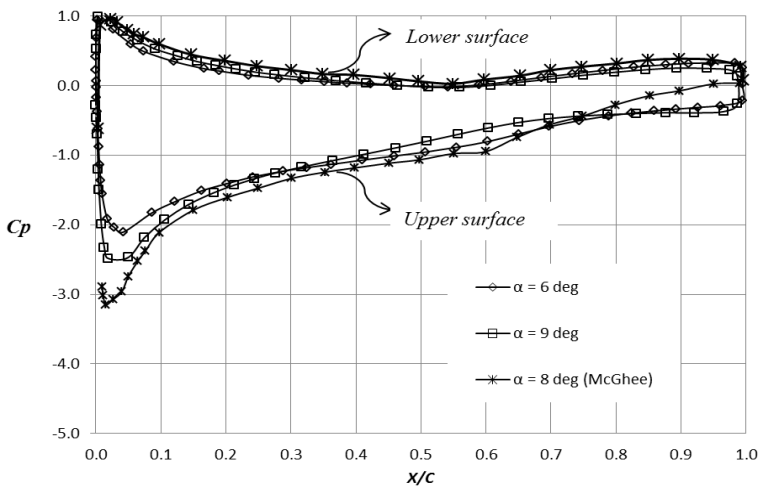
Distribusi tekanan permukaan atas dan bawah pada *plain airfoil* pada *angle of attack* 0° dan 3° ditampilkan pada gambar 4.1 pada $Re\ 1.14 \times 10^5$ sedangkan gambar 4.5 pada $Re\ 0.85 \times 10^5$. Data yang didapatkan dari hasil numerik dibandingkan dengan eksperimen yang dilakukan oleh McGhee Robert (1973) dengan $Re\ 6 \times 10^6$.

Gambar 4.1 menunjukkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah dari *plain airfoil* pada sudut serang 0° dan 3° sedangkan sudut serang 6° dan 9° ditunjukkan pada gambar 4.2. Dari kedua hasil grafik, besarnya tekanan pada permukaan bawah lebih tinggi daripada permukaan atas, hal ini dikarenakan kecepatan fluida saat melewati permukaan atas lebih tinggi sehingga nilai C_p akan semakin negatif. Hal ini pula yang menyebabkan *airfoil* memiliki gaya angkat (*lift force*). Semakin kecil atau negatif nilai C_p pada permukaan atas seiring dengan bertambahnya sudut serang, menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas semakin tinggi. Kecepatan paling maksimum ditunjukkan pada nilai C_p paling rendah yaitu pada sudut serang 9° pada permukaan atasnya.

Titik stagnasi di sisi permukaan bawah pada sudut serang 0° terjadi pada saat $x/c = 0$, bertambahnya sudut serang menyebabkan pergeseran titik stagnasi yang sangat kecil, dimana titik stagnasi ditunjukkan pada nilai C_p sebesar 1. Setelah mencapai titik stagnasi, pada permukaan bawah mengalami percepatan yang ditandai dengan grafik C_p yang menurun secara landai. Sedangkan pada permukaan atas nilai C_p turun secara drastis hingga mencapai kecepatan maksimum. Setelah itu tekanan cenderung meningkat karena harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser baik pada permukaan atas maupun bawah. Pada sudut serang (α) 9° , separasi mulai sedikit muncul pada permukaan atas dengan posisi $x/c = 0.7$.



Gambar 4.1 Perbandingan C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada $Re 1.14 \times 10^5$ (numerik) dan McGhee Robert (1973) pada $Re 6 \times 10^6$ (eksperimen)

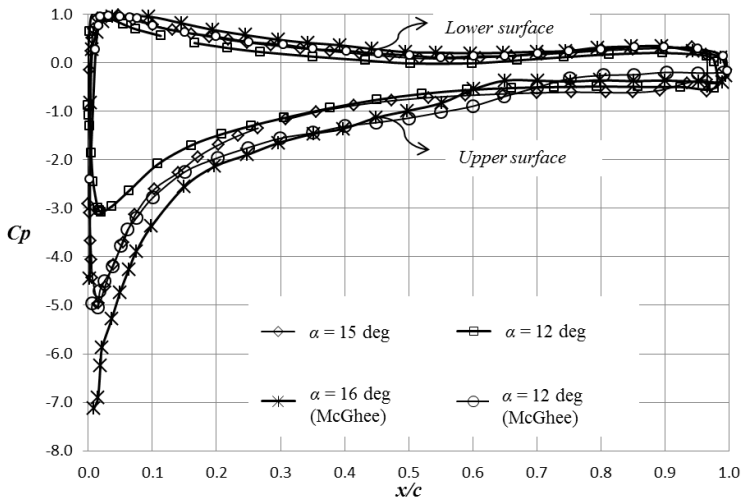


Gambar 4.2 Perbandingan C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada $Re 1.14 \times 10^5$ (numerik) dan McGhee Robert (1973) pada $Re 6 \times 10^6$ (eksperimen)

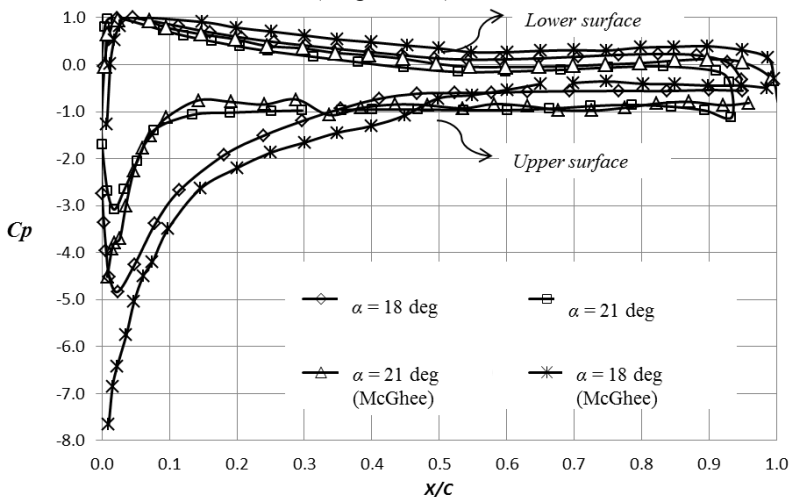
Distribusi tekanan permukaan atas dan bawah dari *plain airfoil* pada sudut serang 12° dan 15° ditunjukkan pada gambar 4.3 sedangkan sudut serang 18° dan 21° ditunjukkan pada gambar 4.4. Tren yang terlihat menunjukkan bahwa perbedaan nilai Re antara hasil numerik dengan eksperimen tidak terlalu mempengaruhi tren grafik C_p . Semakin kecil nilai C_p pada sisi permukaan atas seiring dengan bertambahnya sudut serang, menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas bertambah. Kecepatan paling maksimum ditunjukkan pada nilai C_p paling rendah yaitu sudut serang 21° pada permukaan atas.

Titik stagnasi di sisi permukaan bawah pada sudut serang 12° terjadi pada saat $x/c = 0.0153$, bertambahnya sudut serang menyebabkan pergeseran titik stagnasi, dimana titik stagnasi ditunjukkan pada nilai C_p sebesar 1. Setelah itu, pada permukaan bawah mengalami percepatan yang ditandai dengan grafik C_p yang menurun secara landai. Pada permukaan atas nilai C_p turun secara drastis hingga mencapai kecepatan maksimum. Tekanan cenderung meningkat karena harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser. Berdasarkan gambar 4.3, pada $\alpha = 12^\circ$ dan $\alpha = 15^\circ$ separasi terjadi saat $x/c = 0.6$ dan $x/c = 0.5$, sedangkan, pada $\alpha = 18^\circ$ dan $\alpha = 21^\circ$ separasi terjadi saat $x/c = 0.13$ dan $x/c = 0.12$.

Gambar 4.5 menunjukkan distribusi permukaan atas dan bawah *plain airfoil* pada sudut serang 0° dan 3° sedangkan sudut serang 6° dan 9° ditunjukkan pada gambar 4.6. Dari kedua hasil grafik, besarnya tekanan pada permukaan atas lebih tinggi daripada permukaan bawah, hal ini dikarenakan kecepatan fluida saat melewati permukaan atas lebih tinggi sehingga nilai C_p akan semakin negatif pada permukaan bawah. Hal ini yang menyebabkan *airfoil* memiliki gaya angkat. Seiring dengan bertambahnya sudut serang, nilai C_p semakin kecil pada permukaan atas. Hal ini menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas semakin tinggi. Kecepatan paling maksimum ditunjukkan pada nilai C_p paling rendah yaitu pada sudut serang 9° .



Gambar 4.3 Perbandingan C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada $Re 1.14 \times 10^5$ (numerik) dan McGhee Robert (1973) pada $Re 6 \times 10^6$ (eksperimen)



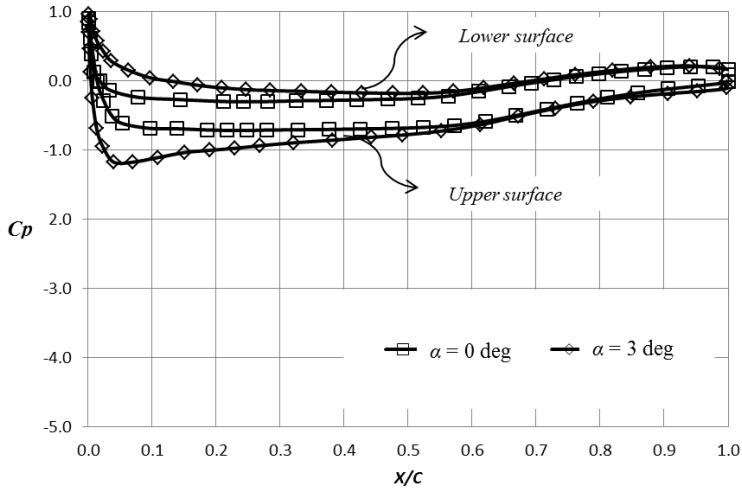
Gambar 4.4 Perbandingan C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada $Re 1.14 \times 10^5$ (numerik) dan McGhee Robert (1973) pada $Re 6 \times 10^6$ (eksperimen)

Berdasarkan gambar 4.5, titik stagnasi di sisi permukaan bawah pada sudut serang 0° terjadi pada saat $x/c = 0$. Bertambahnya sudut serang menyebabkan pergeseran titik stagnasi yang sangat kecil, dimana stagnasi ditunjukkan pada nilai C_p sebesar 1. Setelah itu, pada permukaan bawah mengalami percepatan yang ditandai dengan C_p yang menurun secara landai. Sedangkan pada permukaan atas nilai C_p turun secara drastis hingga mencapai kecepatan maksimum. Setelah itu tekanan cenderung meningkat karena harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser, namun belum menunjukkan adanya separasi hingga $\alpha = 6^\circ$. Hal ini disebabkan momentum yang dimiliki aliran masih cukup untuk melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser permukaan. Namun pada sudut serang 9° , separasi mulai sedikit muncul pada bagian belakang pada posisi $x/c = 0.72$.

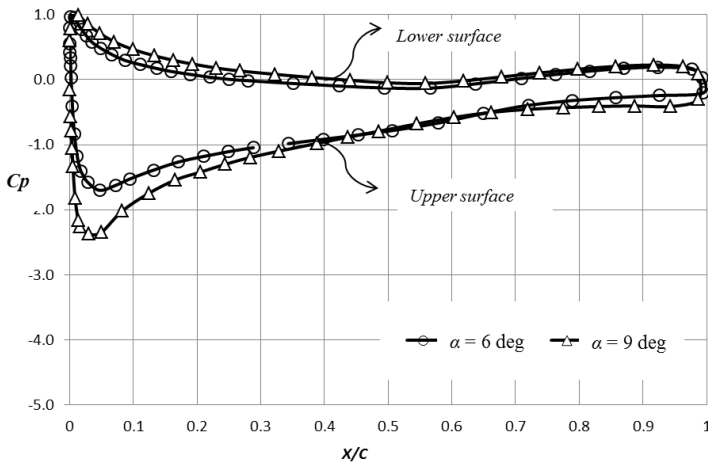
Gambar 4.7 menunjukkan distribusi permukaan atas dan bawah permukaan *plain airfoil* pada sudut serang 12° dan 15° sedangkan distribusi tekanan *airfoil* pada sudut serang 18° dan 21° ditunjukkan pada gambar 4.8. Semakin kecil atau negatif nilai C_p pada sisi permukaan atas seiring dengan bertambahnya sudut serang, menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas bertambah. Kecepatan paling maksimum ditunjukkan pada nilai C_p paling rendah yaitu pada sudut serang 21° .

Stagnasi permukaan bawah pada sudut serang 12° terjadi pada saat $x/c = 0.0159$, bertambahnya sudut serang menyebabkan pergeseran titik stagnasi, dimana titik stagnasi ditunjukkan pada nilai C_p sebesar 1. Setelah mencapai titik stagnasi, pada permukaan bawah mengalami percepatan yang ditandai dengan grafik C_p yang menurun secara landai. Sedangkan pada permukaan atas nilai C_p turun secara drastis hingga mencapai kecepatan maksimum. Setelah itu tekanan cenderung meningkat karena harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser. Berdasarkan gambar 4.7, pada $\alpha = 12^\circ$ dan $\alpha = 15^\circ$ separasi terjadi saat $x/c = 0.6$ dan $x/c = 0.5$,

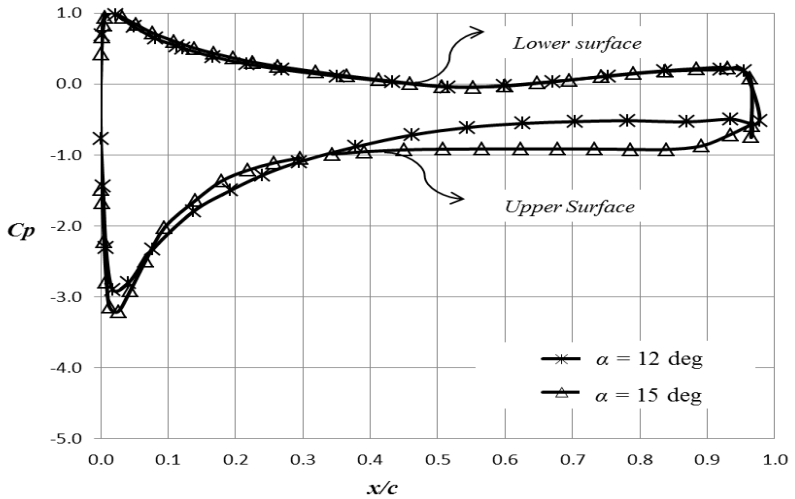
sedangkan, pada $\alpha = 18^\circ$ dan $\alpha = 21^\circ$ separasi terjadi saat $x/c = 0.4$ dan $x/c = 0.11$.



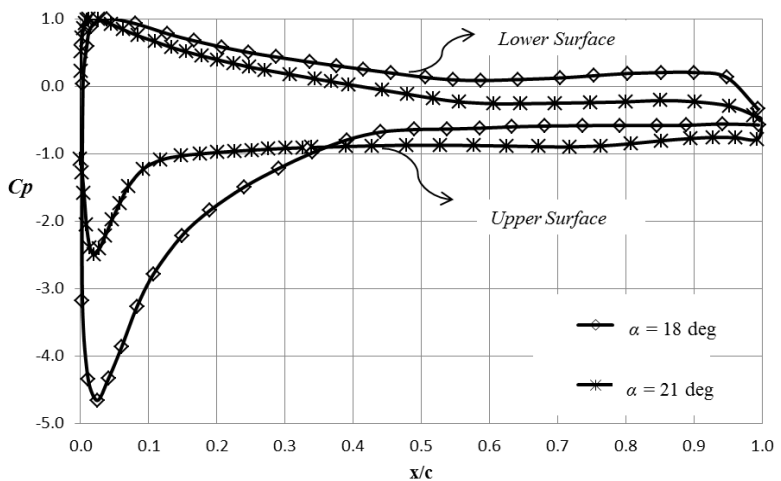
Gambar 4.5 Distribusi C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang 0° dan 3° dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$



Gambar 4.6 Distribusi C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang 6° dan 9° dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$



Gambar 4.7 Distribusi C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang 12° dan 15° dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$

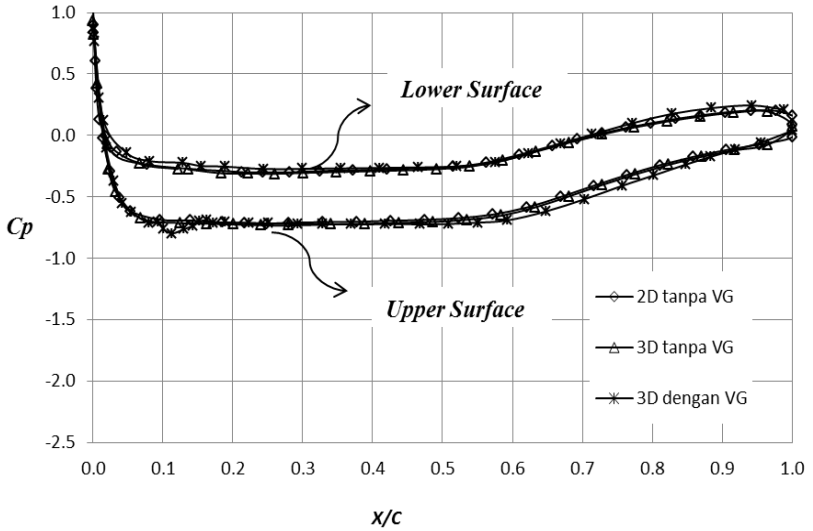


Gambar 4.8 Distribusi C_p pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang 18° dan 21° dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$

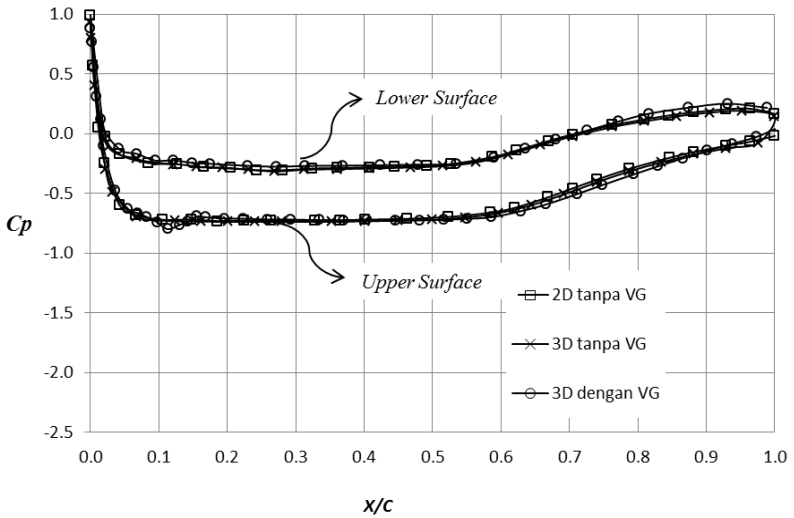
4.2.2 Analisa Distribusi Koefisien Tekanan (C_p) pada *Plain Airfoil* 3D dan *Airfoil* 3D dengan *Vortex Generator*

Berdasarkan gambar 4.9 (a) dan 4.9 (b) menunjukkan perbandingan nilai distribusi tekanan permukaan atas dan bawah *airfoil* pada sudut serang 0^0 dengan bilangan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Berdasarkan kedua gambar tersebut, terlihat secara umum grafik distribusi C_p pada permukaan atas dan bawah memiliki tren yang hampir sama antara pemodelan 2D dengan 3D. Apabila dibandingkan antara *airfoil* dengan *vortex generator* dan *plain airfoil* terlihat sedikit perbedaan pada permukaan atasnya, yaitu nilai C_p pada permukaan atas sedikit lebih turun, terutama pada daerah $x/c = 0.1$, yaitu daerah pemasangan *VG* sedangkan permukaan bawahnya hampir sama. Hal ini disebabkan penambahan *vortex generator* pada permukaan atas memberikan pengaruh berupa peningkatan kecepatan, akan tetapi masih kecil perubahannya. Selain itu, nilai C_p pada permukaan atas *airfoil* dengan *VG* pada $x/c = 0.1$ yang sedikit lebih turun menunjukkan bahwa penambahan *VG* dapat mengurangi *adverse pressure gradient*. Dari kedua macam bilangan Re menunjukkan bahwa selisih bilangan Re memberikan mempengaruhi yang sangat kecil terhadap distribusi tekanan pada *airfoil*.

Aliran saat melewati *leading edge* terjadi tumbukan atau stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p = 1$. Hal itu terjadi di posisi $x/c = 0$ sesuai pada gambar 4.9 (a) dan 4.9 (b). Semakin jauh dari *leading edge* tekanan akan semakin turun yang ditandai kenaikan kecepatan hingga $x/c = 0.1$. Penurunan nilai C_p yang lebih besar pada permukaan atas menunjukkan bahwa kecepatan permukaan atas lebih tinggi dibandingkan permukaan bawah. Lalu pada posisi $x/c = 0.6$ nilai C_p cenderung naik menunjukkan bahwa aliran harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser.



(a)

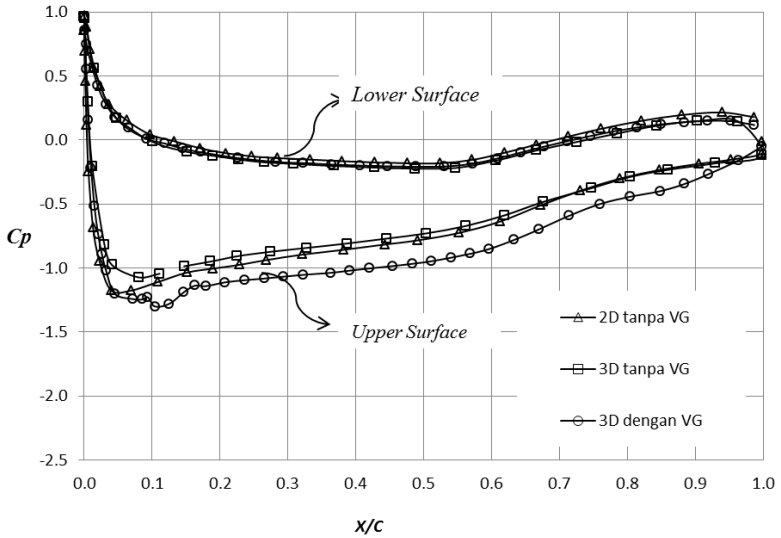


(b)

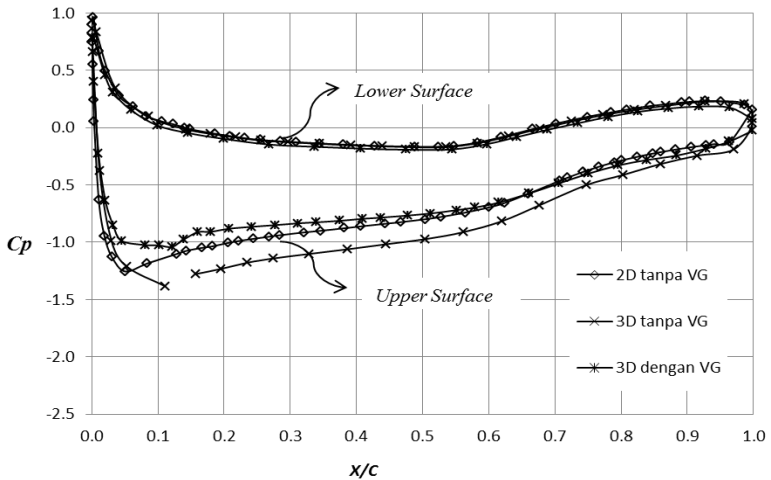
Gambar 4.9 Perbandingan distribusi C_p plain airfoil dan airfoil dengan vortex generator pada $\alpha = 0^\circ$ (a) $Re 0.85 \times 10^5$ dan (b) $Re 1.14 \times 10^5$

Pada gambar 4.10 (a) dan 4.10 (b) menunjukkan perbandingan nilai distribusi tekanan permukaan atas dan bawah *airfoil* pada sudut serang 3^0 dengan bilangan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Berdasarkan kedua gambar tersebut, terlihat secara umum grafik distribusi C_p pada permukaan atas dan bawah memiliki tren yang hampir sama antara pemodelan 2D dengan 3D. Apabila dibandingkan antara *airfoil* dengan *vortex generator* dan *plain airfoil* terlihat sedikit perbedaan pada permukaan atasnya. Nilai C_p pada permukaan atas sedikit lebih turun, terutama pada daerah pemasangan *VG* sedangkan permukaan bawahnya hampir sama. Hal ini disebabkan penambahan *vortex generator* pada permukaan atas memberikan pengaruh berupa peningkatan kecepatan. Selain itu, nilai C_p pada permukaan atas *airfoil* dengan *VG* pada posisi $x/c = 0.1$ sedikit lebih turun. Hal ini menunjukkan bahwa penambahan *VG* dapat mengurangi *adverse pressure gradient*. Dari kedua macam bilangan Re menunjukkan bahwa selisih bilangan Re memberikan mempengaruhi yang sangat kecil terhadap distribusi tekanan pada *airfoil*.

Pada gambar 4.10 (a) dan 4.10 (b) dapat dilihat aliran saat melewati *leading edge* terjadi tumbukan atau stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p = 1$. Semakin jauh dari *leading edge* tekanan akan semakin turun yang ditandai kenaikan kecepatan hingga $x/c = 0.05$. Penurunan nilai C_p yang lebih besar pada permukaan atas menunjukkan bahwa kecepatan pada permukaan atas lebih tinggi bila dibandingkan permukaan bawah. Pada posisi $x/c = 0.1$ nilai C_p yang cenderung naik menunjukkan bahwa aliran harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser.



(a)

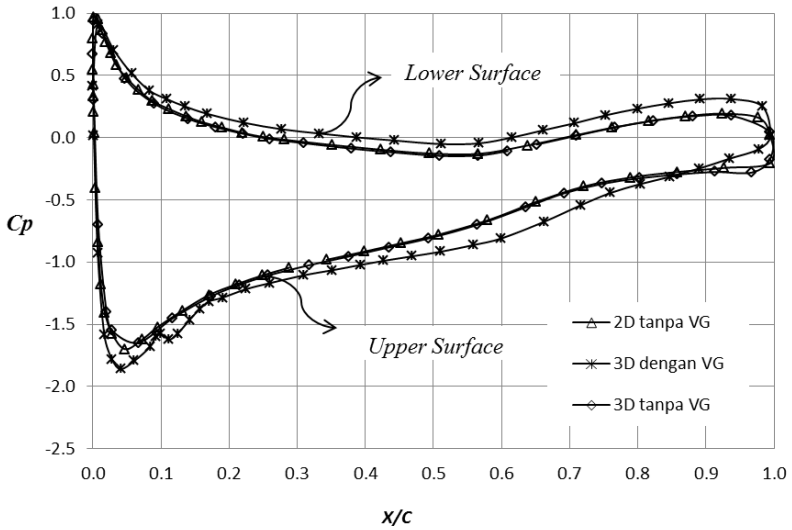


(b)

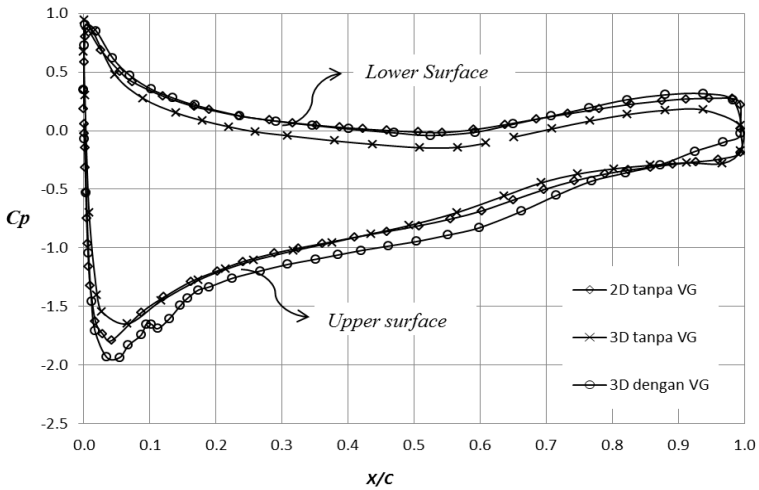
Gambar 4.10 Perbandingan distribusi C_p plain airfoil dan airfoil dengan vortex generator pada $\alpha = 3^\circ$ (a) $Re = 0.85 \times 10^5$ dan (b) $Re = 1.14 \times 10^5$

Pada gambar 4.11 (a) dan 4.11 (b) menunjukkan perbandingan nilai distribusi tekanan permukaan atas dan bawah *airfoil* pada sudut serang 6^0 dengan bilangan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Berdasarkan kedua gambar tersebut, terlihat secara umum grafik distribusi C_p pada permukaan atas dan bawah memiliki tren yang hampir sama antara pemodelan 2D dengan 3D. Apabila dibandingkan antara *airfoil* dengan *vortex generator* dan *plain airfoil* terlihat ada perbedaan pada permukaan atas dan bawahnya. Nilai C_p pada permukaan atas sedikit lebih turun, terutama pada daerah pemasangan *VG* sedangkan permukaan bawah sedikit lebih tinggi. Hal ini disebabkan penambahan *vortex generator* pada permukaan atas memberikan pengaruh berupa peningkatan kecepatan, sehingga tekanan akan turun. Selain itu, nilai C_p terendah terjadi pada *airfoil* 3D dengan *VG*, menunjukkan bahwa penambahan *VG* dapat mengurangi *adverse pressure gradient*. Dari kedua macam bilangan Re menunjukkan bahwa selisih bilangan Re memberikan mempengaruhi yang sangat kecil terhadap distribusi tekanan pada *airfoil*.

Pada gambar 4.11 (a) dan 4.11 (b) dapat dilihat pada saat aliran melewati *leading edge* terjadi tumbukan atau stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p = 1$. Semakin jauh dari *leading edge* tekanan akan semakin turun yang ditandai kenaikan kecepatan hingga $x/c = 0.05$. Penurunan nilai C_p yang lebih besar pada permukaan atas menunjukkan bahwa kecepatan permukaan atas lebih tinggi dibandingkan permukaan bawah. Lalu pada posisi $x/c = 0.5$ nilai C_p yang cenderung naik menunjukkan bahwa aliran harus melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser. Kenaikan ini terjadi hingga *trailing edge* atau pada posisi $x/c = 1$.



(a)



(b)

Gambar 4.11 Perbandingan distribusi C_p plain airfoil dan airfoil dengan vortex generator pada $\alpha = 6^\circ$ dengan (a) $Re 0.85 \times 10^5$ dan (b) $Re 1.14 \times 10^5$

4.3 Koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D)

Salah satu faktor yang digunakan untuk mengetahui karakteristik *airfoil* yaitu melalui nilai koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D). Kedua nilai koefisien ini didapatkan dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara permukaan benda dengan fluida. Gaya *drag* didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan aliran, sedangkan gaya yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan gaya *lift*.

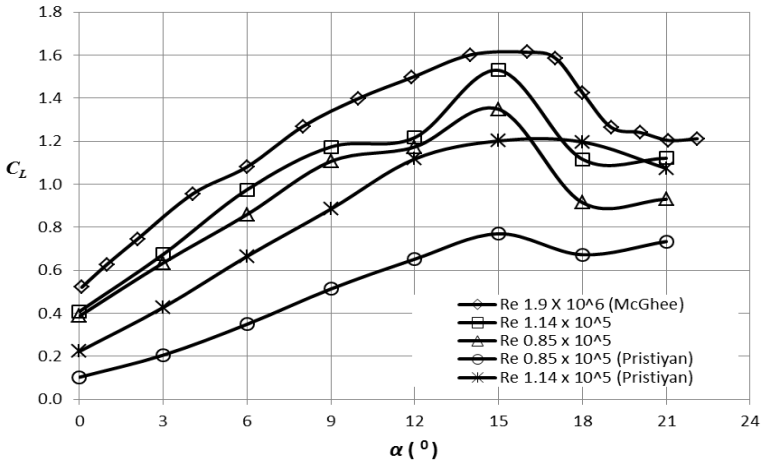
4.3.1 Analisa koefisien *lift* (C_L)

Salah satu hasil *post processing* dari simulasi pada *fluent* 6.3.26 adalah gaya *lift*. Dari hasil tersebut dikalkulasikan untuk mendapatkan koefisien *lift* yang terjadi. Pengamatan koefisien *lift* dilakukan dengan simulasi 2D untuk *plain airfoil* dan 3D, baik tanpa menggunakan *vortex generator* dan dengan menggunakan *vortex generator*.

4.3.1.1 *Lift* pada Simulasi *Plain Airfoil* 2D

Sebagai acuan awal dalam menganalisa koefisien *lift* sehingga dapat diketahui seberapa besar pengaruh variasi bilangan *Reynolds* dan penambahan *vortex generator* maka dilakukan simulasi terhadap *plain airfoil* terlebih dahulu. Gambar 4.13 menunjukkan grafik hubungan C_L vs α untuk *plain airfoil* NASA LS-0417 dengan dua variasi bilangan *Reynolds*.

Data yang didapatkan dari hasil numerik pada penelitian ini dan eksperimen yang dilakukan oleh Pristiyan (2014) menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$, sedangkan hasil eksperimen oleh McGhee Robert (1973) menggunakan Re sebesar 1.9×10^6 .



Gambar 4.12 Koefisien lift (C_L) vs α pada plain airfoil 2D

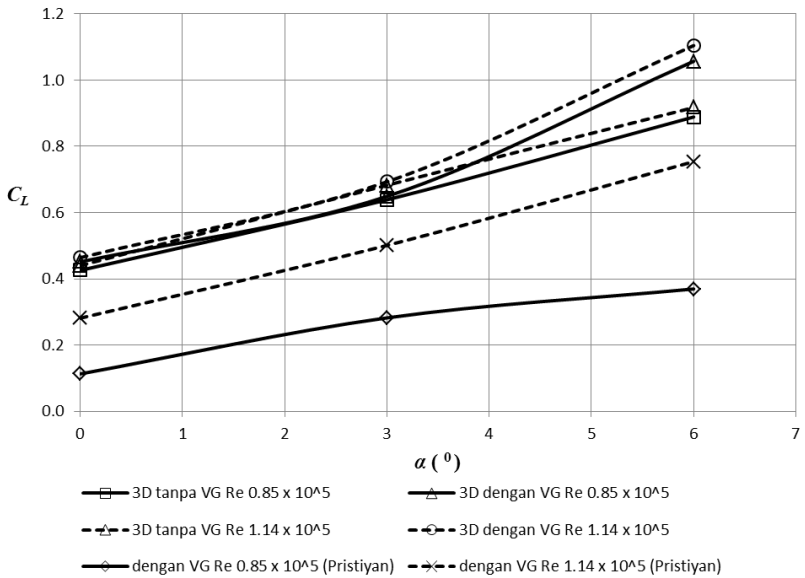
Pada $\alpha = 0^\circ$ terlihat bahwa plain airfoil sudah memiliki nilai C_L . Hal ini dapat dipahami dari karakteristik airfoil NASA LS-0417 yang merupakan airfoil asimetris. Dari semua grafik menunjukkan tren yang sama, yaitu seiring dengan bertambahnya sudut serang (α) maka nilai koefisien lift akan bertambah hingga mencapai maksimum yaitu $\alpha = 15^\circ$ kemudian menurun pada sudut serang $15^\circ - 21^\circ$. Hal ini menandakan bahwa $\alpha = 15^\circ$ sudah terjadi stall. Nilai C_L tertinggi ditunjukkan oleh hasil eksperimen oleh McGhee, karena menggunakan bilangan Re yang lebih tinggi dari hasil numerik. Bila dibandingkan kedua bilangan Re pada hasil numerik, didapatkan nilai C_L tertinggi saat Re sebesar 1.14×10^5 yaitu sebesar 1.5, sedangkan C_L saat Re 0.85×10^5 sebesar 1.34. Hal ini disebabkan kecepatan freestream yang bertambah maka momentum yang dimiliki aliran juga bertambah sehingga lebih mampu melawan adverse pressure gradient dan tegangan geser. Dari grafik 4.12 pada bilangan Re yang sama antara hasil numerik dan eksperimen (Pristiyan) menunjukkan adanya perbedaan. Hasil numerik memiliki nilai yang lebih tinggi, namun memiliki tren yang masih sama.

4.3.1.2 *Lift* pada Simulasi *Plain Airfoil 3D*

Dari hasil simulasi didapat nilai C_L pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dengan $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0.4255, $\alpha = 3^\circ$ sebesar 0.6388 sedangkan $\alpha = 6^\circ$ sebesar 0.8889, nilai tersebut lebih besar daripada simulasi *plain airfoil* 2D dengan perbandingan sudut serang yang sama. Hal ini disebabkan karena adanya pengaruh dari *span* sehingga aliran lebih terdistribusi ke bagian *span* yang minim hambatan. Aliran yang terdistribusi tersebut mengakibatkan aliran tidak perlu berdesakan pada bagian permukaan atas dan permukaan bawah sehingga kecepatannya menjadi lebih rendah. Pertambahan sudut serang meningkatkan nilai koefisien *lift* dikarenakan kecepatan aliran pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin turun.

4.3.1.3 *Lift* pada Simulasi *Airfoil 3D* dengan *VG*

Gambar 4.13 menunjukkan perbandingan C_L antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini dan eksperimen yang dilakukan oleh Pristiyan (2014). Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Dari hasil simulasi didapatkan nilai C_L pada $Re 0.85 \times 10^5$ dengan $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0.4515, $\alpha = 3^\circ$ sebesar 0.6491 sedangkan $\alpha = 6^\circ$ sebesar 1.0571. Nilai tersebut lebih besar bila dibandingkan dengan simulasi 3D *plain airfoil*, yaitu 6,1% pada $\alpha = 0^\circ$, 1,6% pada $\alpha = 3^\circ$, 18,9% pada $\alpha = 6^\circ$. Hal ini diakibatkan karena adanya pengaruh dari *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil*. Pemasangan *vortex generator* mempercepat perubahan aliran dari aliran laminar menjadi aliran turbulen, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan pemasangan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan *plain airfoil*. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 6° yaitu kenaikan C_L pada $Re 0.85 \times 10^5$ sebesar 18.92 %, sedang pada $Re 1.14 \times 10^5$ sebesar 20,41 %.



Gambar 4.13 Koefisien *Lift* (C_L) sesuai jenis simulasi

Dari hasil penelitian numerik, kenaikan C_L memiliki tren yang hampir sama dengan eksperimen pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Seiring dengan kenaikan sudut serang, maka terjadi kenaikan nilai C_L . Hasil numerik menunjukkan nilai yang lebih tinggi bila dibandingkan eksperimen. Perbedaan ini dikarenakan banyaknya *constrain* dalam numerik yang mempengaruhi data yang dihasilkan. *Constrain* tersebut antara lain jenis model turbulen yang digunakan, kondisi batas yang dipilih maupun tingkat kerapatan dan jenis *mesh* yang dipakai dalam pemodelan numerik. Perbedaan penggunaan satu jenis *constrain* tersebut dapat membedakan antara hasil data numerik yang satu dengan data numerik lainnya.

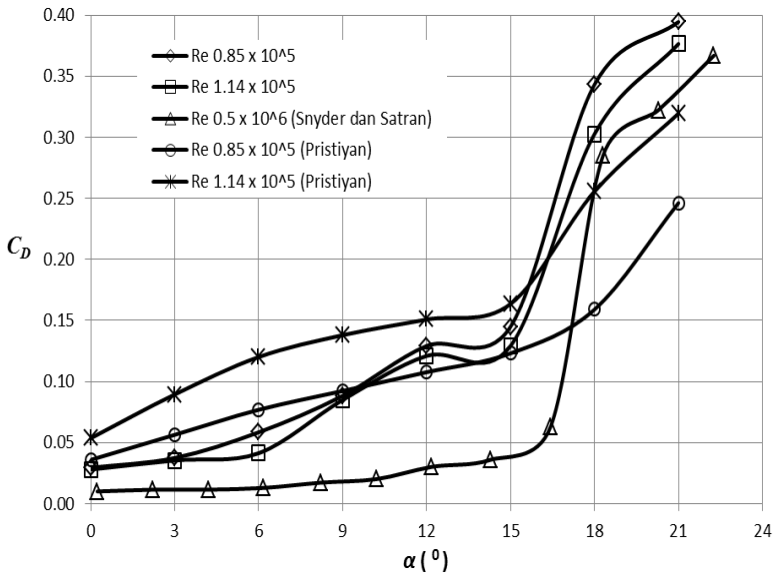
4.3.2 Analisa Koefisien Drag (C_D)

Perhitungan gaya *drag* pada *airfoil* NASA LS-0417 baik pemodelan 2D maupun 3D didasarkan pada penentuan *control volume* pada daerah *midspan*. Gaya *drag* didapat dari hasil *Fluent* 6.3.26.

4.3.2.1 Drag (C_d) pada Plain Airfoil 2D

Sebagai acuan awal dalam menganalisa koefisien *drag* sehingga dapat diketahui seberapa besar pengaruh variasi bilangan *Reynolds* dan penambahan *vortex generator*, maka dilakukan simulasi terhadap *plain airfoil* terlebih dahulu. Gambar 4.14 menunjukkan grafik hubungan C_D vs α untuk *plain airfoil* NASA LS-0417. Data yang didapatkan dari hasil numerik pada penelitian ini dan eksperiman yang dilakukan oleh Pristiyan (2014) menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$, sedangkan hasil eksperimen oleh Snyder dan Satran (1977) menggunakan Re sebesar 0.5×10^6 .

Pada $\alpha = 0^\circ$ terlihat bahwa pada *plain airfoil* NASA LS-0417 memiliki nilai C_D sebesar 0.0295 pada Re 0.85×10^5 dan 0.0280 pada Re 1.14×10^5 . Bila dibandingkan dengan nilai koefisien *drag* hasil eksperimen yang dilakukan oleh Snyder dan Satran (1977) maka nilai C_D hasil numerik lebih tinggi karena adanya perbedaan bilangan Re yang besar. Akan tetapi tren yang terlihat sama, yaitu pada $\alpha = 0^\circ - 15^\circ$ kenaikan yang terjadi relatif kecil. Peningkatan secara drastis terjadi setelah $\alpha = 15^\circ$ sampai $\alpha = 18^\circ$. Hal ini mengindikasikan *stall angle* terjadi pada $\alpha = 15^\circ$. Fenomena ini didukung dengan C_L yang turun tajam pada sudut serang yang sama. Dari grafik 4.14 pada bilangan Re yang sama antara hasil numerik dan eksperimen (Pristiyan) menunjukkan adanya perbedaan. Hasil numerik memiliki nilai yang lebih tinggi, namun masih memiliki tren yang sama.



Gambar 4.14 Koefisien Drag (C_D) vs α pada plain airfoil

4.3.2.2 Drag pada Simulasi Plain Airfoil 3D

Dari hasil simulasi didapat nilai C_D pada $Re = 0.85 \times 10^5$ $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0.0319, $\alpha = 3^\circ$ sebesar 0.0616 sedangkan pada $\alpha = 6^\circ$ sebesar 0.0827, nilai tersebut lebih besar daripada simulasi plain airfoil 2D dengan perbandingan sudut serang yang sama. Hal ini disebabkan karena adanya pengaruh dari *span* sehingga aliran lebih terdistribusi ke bagian *span* yang minim hambatan. Aliran yang terdistribusi tersebut mengakibatkan aliran tidak perlu berdesakan pada bagian permukaan atas dan bawah sehingga kecepatannya menjadi lebih rendah. Pertambahan sudut serang meningkatkan nilai koefisien drag dikarenakan kecepatan aliran pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin turun.

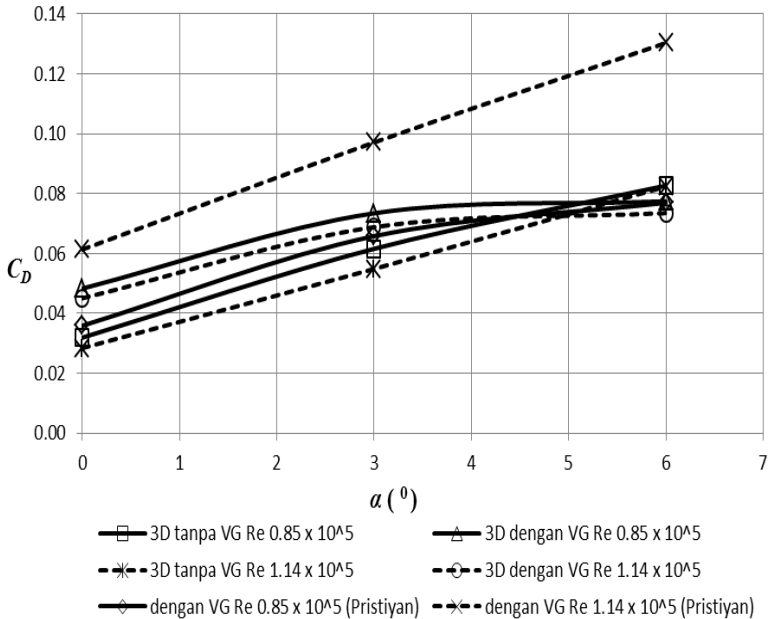
4.3.2.3 Drag pada Simulasi Airfoil 3D dengan VG

Gambar 4.15 menunjukkan perbandingan C_D antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini dan eksperimen yang dilakukan oleh Pristiyan (2014). Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Dari hasil simulasi dengan penambahan *vortex generator* didapatkan nilai C_D pada $Re 0.85 \times 10^5$ dengan $\alpha = 0^0$ sebesar 0.0483, $\alpha = 3^0$ sebesar 0.0724 sedangkan $\alpha = 6^0$ sebesar 0.0774. Nilai tersebut lebih besar bila dibandingkan dengan simulasi 3D *plain airfoil*, yaitu 51,3 % pada $\alpha = 0^0$, 19,3 % pada $\alpha = 3^0$, -6,3 % pada $\alpha = 6^0$. Hal ini diakibatkan karena adanya pengaruh dari *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil*. Pemasangan *vortex generator* mempercepat perubahan aliran dari aliran laminar menjadi aliran turbulen, sehingga aliran yang melewati permukaan atas *airfoil* dengan pemasangan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan *plain airfoil*.

Kenaikan sudut serang menyebabkan kenaikan gaya *lift* dan juga diiringi peningkatan gaya *drag*. Pengaruh variasi bilangan *Re* terhadap gaya *drag* pada sudut serang yang sama yaitu semakin besar *Re* maka akan semakin kecil gaya dragnya, karena bilangan *Re* yang tinggi memiliki momentum yang lebih tinggi sehingga separasi bisa ditunda dan gaya *drag* akan kecil. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 6^0 yaitu berupa penurunan C_D pada $Re 0.85 \times 10^5$ sebesar 6.4 %, sedangkan pada $Re 1.14 \times 10^5$ sebesar 10,8 %.

Dari hasil penelitian numerik, kenaikan C_D memiliki tren yang hampir sama dengan hasil penelitian eksperimen pada $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Seiring dengan kenaikan sudut serang, maka terjadi kenaikan nilai C_D . Akan tetapi pada sudut serang 6^0 hasil simulasi menunjukkan terjadi penurunan nilai C_D sedangkan pada eksperimen peningkatan bilangan *Re* justru meningkatkan nilai C_D . Perbedaan ini dikarenakan banyaknya *constrain* dalam penelitian ini yang mempengaruhi data yang

dihasilkan. *Constrain* tersebut antara lain jenis model turbulen yang digunakan, kondisi batas yang dipilih maupun tingkat kerapatan dan jenis *mesh* yang dipakai dalam pemodelan numerik. Perbedaan penggunaan satu jenis *constrain* tersebut dapat membedakan antara hasil data numerik yang satu dengan data numerik lainnya

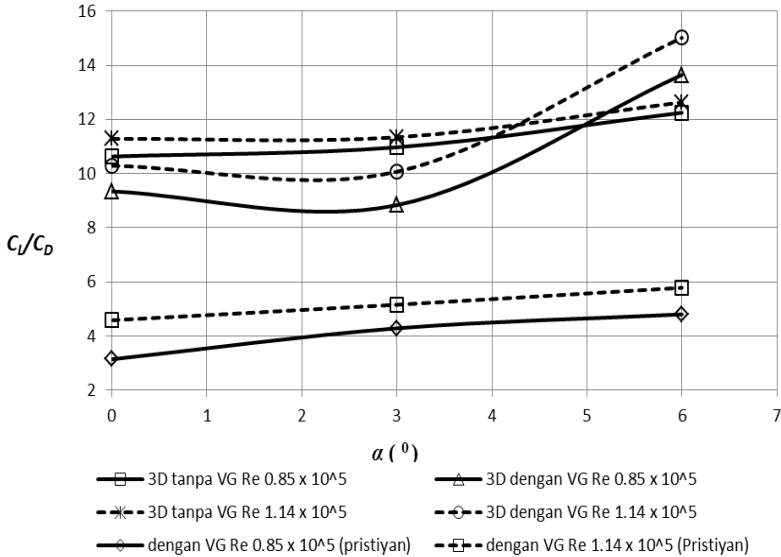


Gambar 4.15 Koefisien *Drag* (C_D) sesuai jenis simulasi

4.3.3 Analisa Rasio Koefisien *lift* dan *drag* (C_L/C_D)

Pada sub bab sebelumnya telah dijelaskan mengenai C_L dan C_D dari *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* serta *plain airfoil* sebagai acuan awal. Pada sub bab ini akan didiskusikan seberapa besar efektifitas penambahan *vortex generator* bila ditinjau dari rasio koefisien *lift* - *drag* (C_L/C_D). Rasio koefisien *lift* - *drag* menunjukkan sejumlah *lift* yang dihasilkan oleh pesawat dibagi dengan *drag* yang muncul akibat gesekan dengan udara. Semakin tinggi nilai C_L/C_D maka semakin

baik sehingga rasio C_L/C_D menjadi salah satu faktor penentu dalam performa *airfoil*.



Gambar 4.16 Rasio koefisien *Lift - Drag* (C_L/C_D) sesuai jenis simulasi

Gambar 4.16 menunjukkan perbandingan C_L/C_D antara *plain airfoil* dan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini dan eksperimen yang dilakukan oleh Pristiyon (2014). Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu $Re = 0.85 \times 10^5$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$. Dari hasil simulasi, pengaruh penambahan bilangan *Reynolds* dapat meningkatkan rasio C_L/C_D baik *plain airfoil* maupun *airfoil* dengan *VG*. Momentum aliran pada Re yang lebih tinggi lebih mampu mengatasi tegangan geser dan *adverse pressure gradient* yang terjadi sehingga separasi semakin tertunda ke belakang. Sedangkan pengaruh penambahan *vortex generator* akan menurunkan nilai C_L/C_D pada sudut serang 0° dan 3° , sedangkan pada sudut serang 6° rasio C_L/C_D akan meningkat dengan penambahan *vortex generator*. Hal ini diakibatkan pada sudut

serang 0^0 dan 3^0 aliran masih mengikuti bodi sehingga gaya *drag* yang dihasilkan oleh *vortex generator* itu sendiri lebih dominan. Pada sudut serang 6^0 gaya *drag* akibat adanya separasi menurun akibat penambahan *vortex generator*. Bila dibandingkan dengan hasil eksperimen, nilai C_L/C_D lebih tinggi karena adanya perbedaan nilai C_L dan C_D yang ada pada pembahasan sebelumnya.

4.4 Visualisasi Aliran

Pada bagian ini ditampilkan beberapa hasil visualisasi aliran hasil *post processing* pemodelan numerik dengan *turbulence model k- ω SST*. Visualisasi aliran yang akan dijelaskan diantaranya *velocity vector*, *velocity pathline* serta kontur turbulensi yang berguna untuk melengkapi informasi mengenai hasil pemodelan numerik yang telah dijelaskan sebelumnya.

4.4.1 Karakteristik Aliran *Plain Airfoil*

4.4.1.1 Vektor Kecepatan pada *Plain Airfoil*

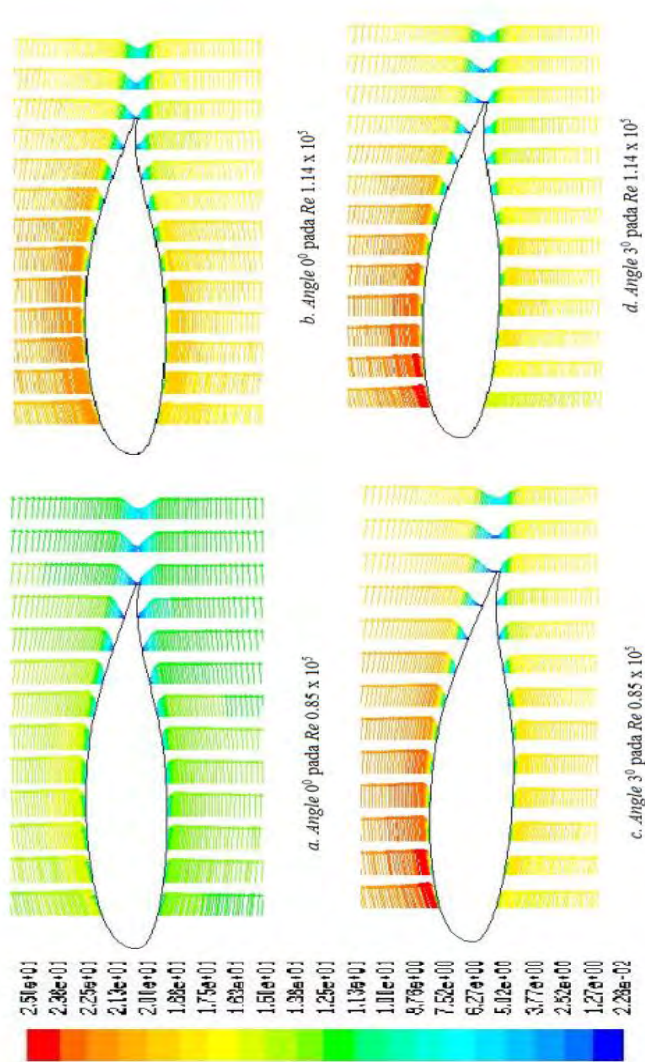
Pada Gambar 4.17 merupakan visualisasi vektor kecepatan pada sudut serang 0^0 dan 3^0 , sedangkan 4.18 pada sudut serang 6^0 dan 9^0 . Secara visual pada $\alpha = 0^0$ belum terjadi separasi pada kedua variasi bilangan pada kedua variasi bilangan *Reynolds*. Sedangkan pada $\alpha = 3^0$ separasi terjadi pada $x/c = 0.8$ pada permukaan atas dengan *Re* rendah, separasi belum terjadi pada sudut serang yang sama dengan *Re* yang lebih tinggi. Pada gambar 4.18 separasi dekat *trailing edge* mulai terjadi pada sisi permukaan atas baik $\alpha = 6^0$ dan $\alpha = 9^0$, dengan separasi paling awal terjadi pada $\alpha = 9^0$ pada *Re* 0.85×10^5 seperti pada gambar 4.17 (c). Hal ini disebabkan semakin besar bilangan *Re* maka momentum akan semakin besar sehingga menyebabkan aliran masih mengikuti kontur *airfoil*. Selain itu besarnya sudut serang menyebabkan luasan daerah yang dialiri fluida menjadi terbatas sehingga mudah terpisah (terseparasi) dari kontur permukaan.

Pada gambar 4.19 merupakan visualisasi vektor kecepatan pada sudut serang 12° dan 15° , sedangkan 4.20 pada $\alpha = 18^\circ$ dan $\alpha = 21^\circ$. Secara visual pada $\alpha = 12^\circ$ separasi terjadi lebih awal yaitu pada $x/c = 0.45$ pada Re yang lebih rendah dan $x/c = 0.54$ pada Re yang lebih tinggi. Sesuai dengan gambar 4.19, separasi akan semakin maju dekat *leading edge* seiring dengan bertambahnya sudut serang dan bilangan *Reynolds* yang kecil pada sudut serang yang sama. Separasi menentukan besar kecilnya *wake*, apabila separasi yang terjadi lebih awal maka *wake* yang terbentuk akan semakin besar. Pada gambar 4.20 baik $\alpha = 18^\circ$ dan $\alpha = 21^\circ$ separasi sudah terjadi di awal, dekat dengan *leading edge*. Hal ini juga diperkuat dengan pernyataan sebelumnya bahwa pada kondisi tersebut *airfoil* telah mengalami kondisi *stall*.

4.4.1.2 Velocity pathline pada plain airfoil

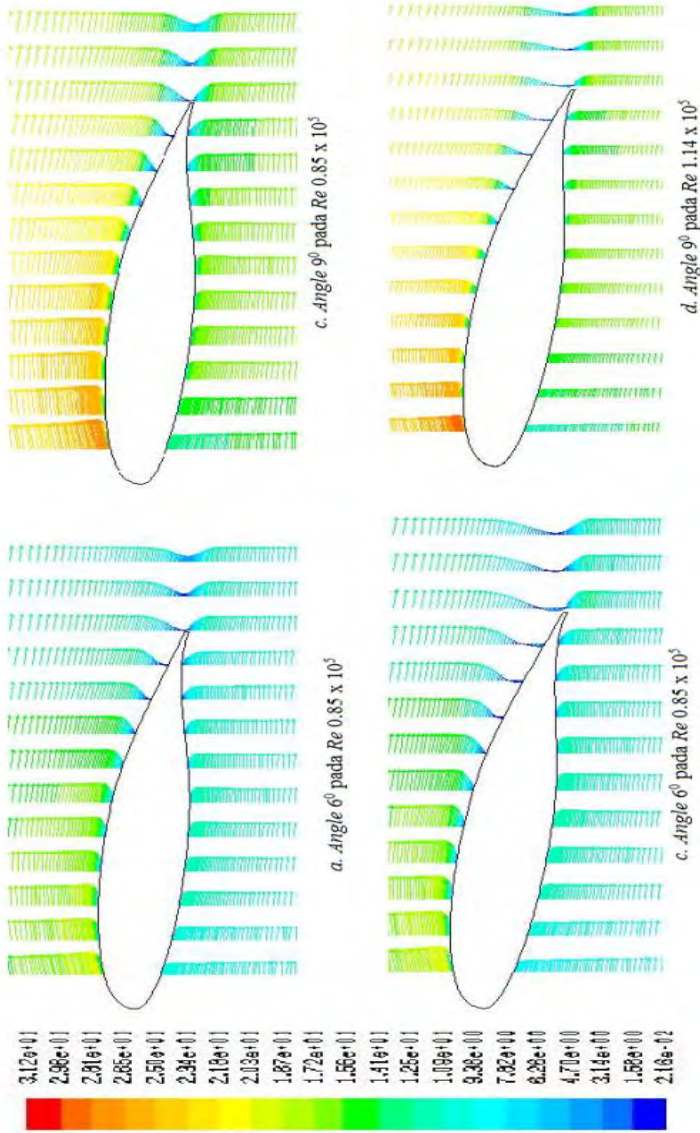
Gambar 4.21, gambar 4.22, gambar 4.23, gambar 4.24 merupakan visualisasi *velocity pathline* pada rentang *angle of attack* dari 0° hingga 21° . Terlihat pada Gambar 4.22 titik stagnasi terjadi pada posisi $x/c = 0^0$. Semakin besar sudut serang maka posisi stagnasi semakin menjauh dari *leading edge* dan timbul *vortex* pada bagian *trailing edge*. *Vortex* paling besar serta diiringi separasi dekat dengan *leading edge* terjadi pada sudut serang paling tinggi yaitu 18° dan 21° . Hal ini juga didukung oleh kondisi sebelumnya bahwa *stall angle* terjadi pada sudut 15° . Apabila dibandingkan pada sudut serang yang sama, bilangan Re yang lebih rendah akan menghasilkan *vortex* yang lebih besar. Hal ini disebabkan semakin besar bilangan Re maka momentum akan semakin besar sehingga lebih mampu melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser.

Gambar 4.17 Vektor Kecepatan pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang (α) 0° , 3° dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5

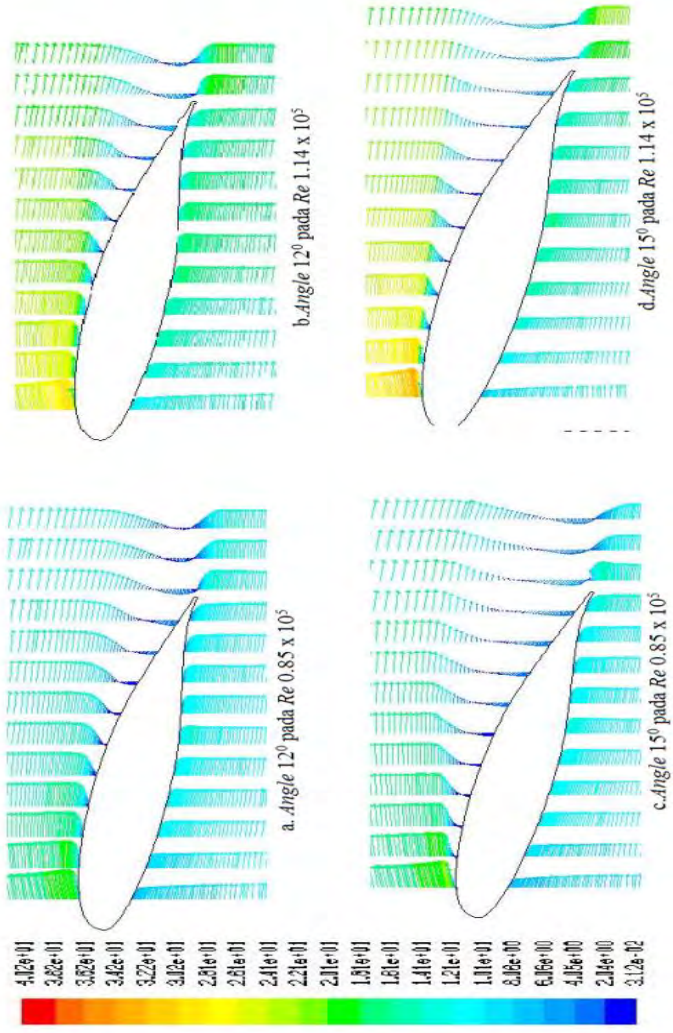


Gambar 4.17 Vektor Kecepatan pada *plain airfoil* NASA LS-0417

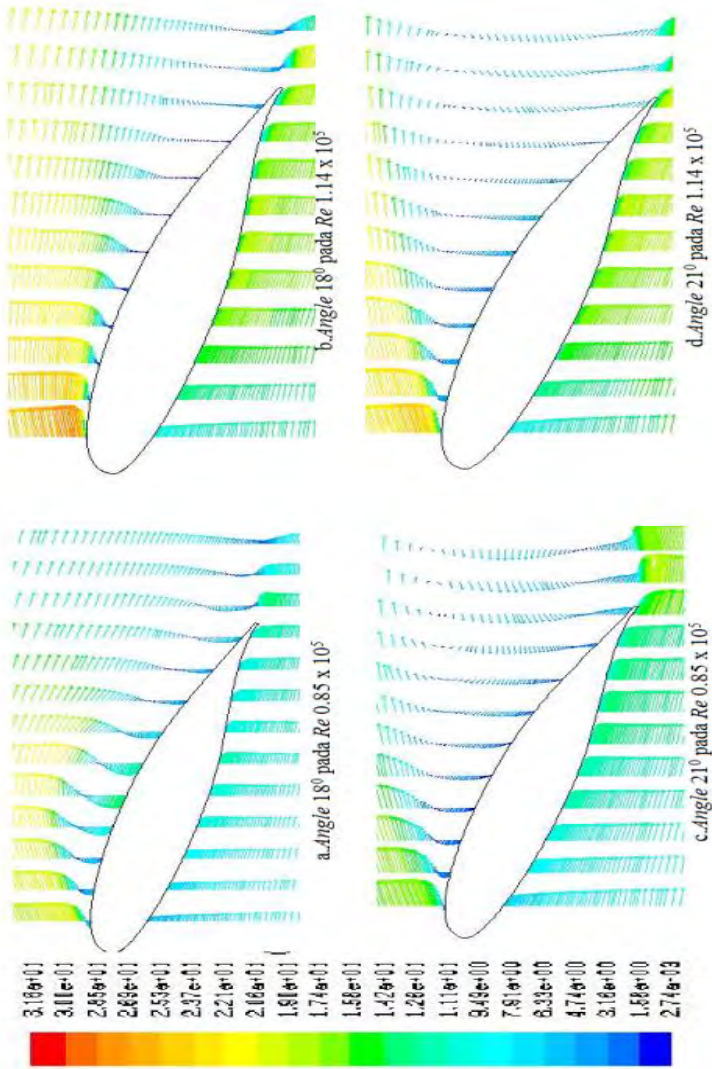
pada sudut serang (α) 0° , 3° dengan $Re 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5



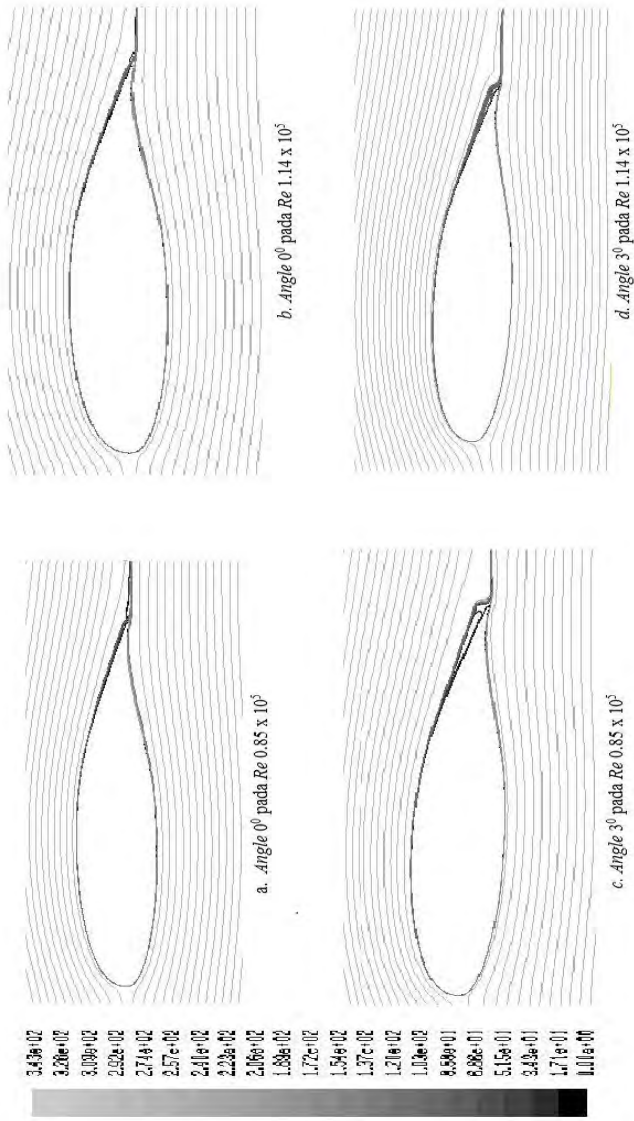
Gambar 4.18 Vektor Kecepatan pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang (α) 6° , 9° dengan Re 0.85×10^5 dan 1.14×10^5



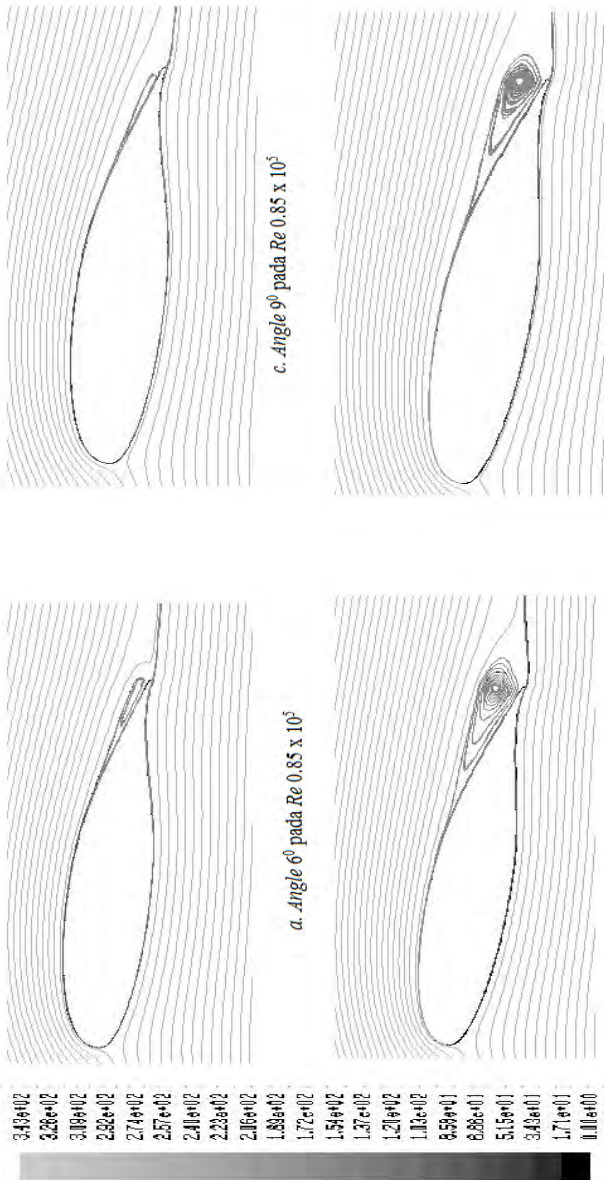
Gambar 4.19 Vektor kecepatan pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang (α) $12^\circ, 15^\circ$ dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$ dan 1.14



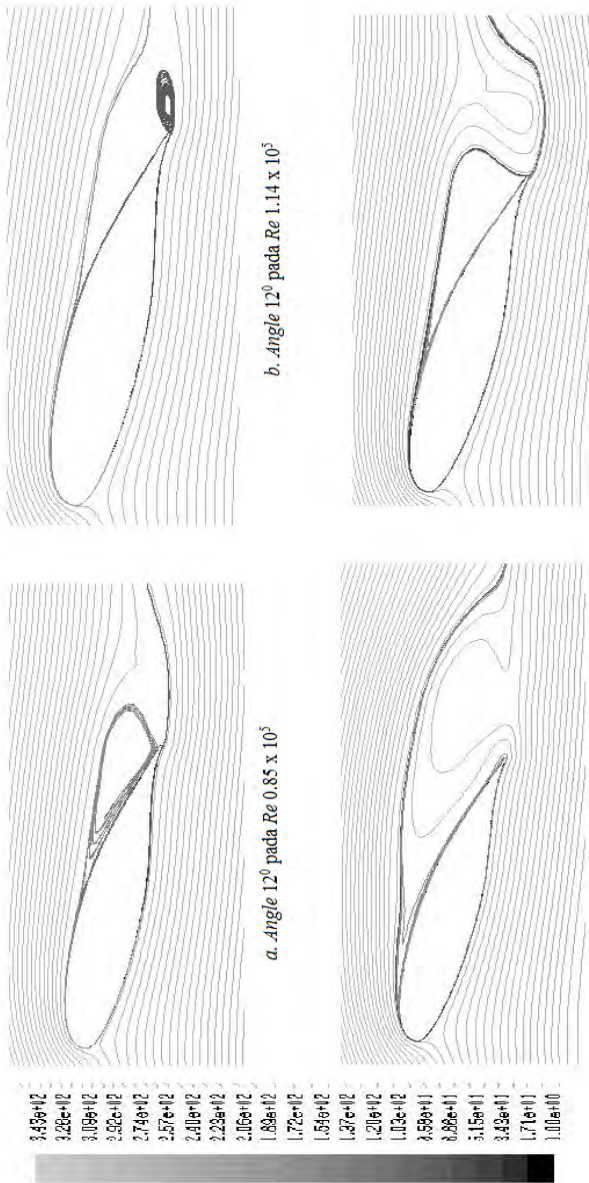
Gambar 4.20 Vektor Kecepatan pada *plain airfoil* NASA LS-0417 pada sudut serang (α) 18° , 21° dengan $Re\ 0.85 \times 10^5$ dan 1.14



Gambar 4.21 Velocity pathline pada plain airfoil NASA LS-0417 pada $\alpha = 0^\circ, 3^\circ$ dengan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5

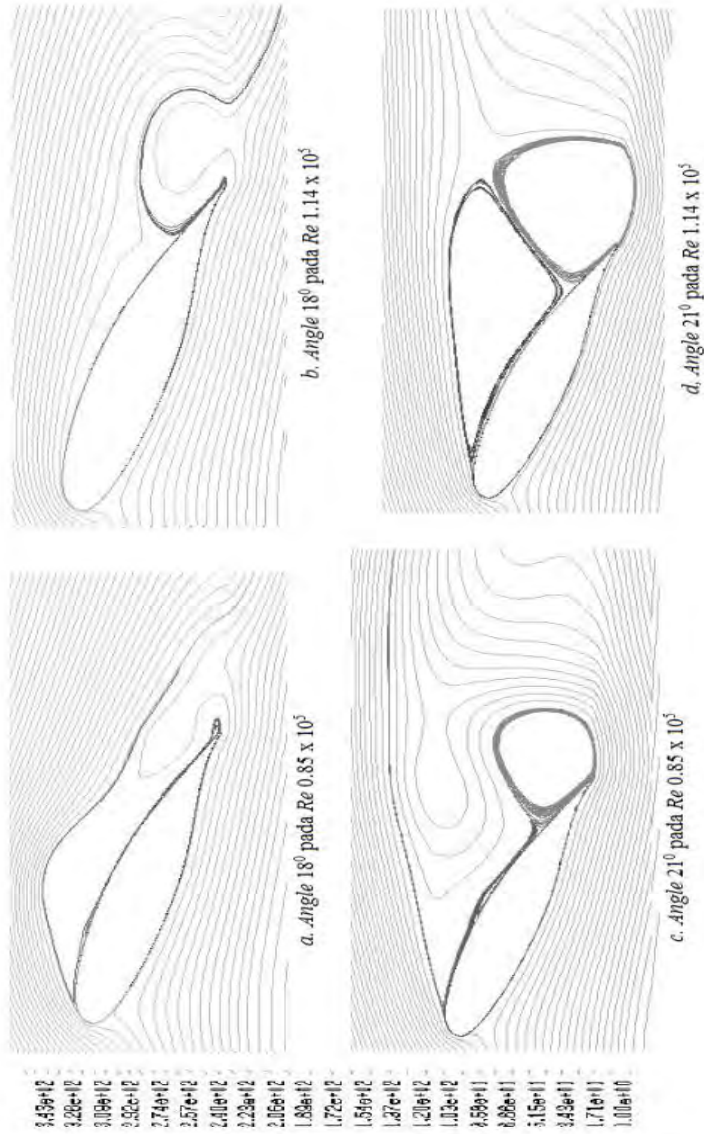


Gambar 4.22 Velocity pathline pada plain airfoil NASA LS- pada $\alpha = 6^\circ, 9^\circ$ dengan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5



Gambar 4.23 Velocity pathline pada plain airfoil NASA LS-0417

pada $\alpha = 12^\circ, 15^\circ$ dengan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5

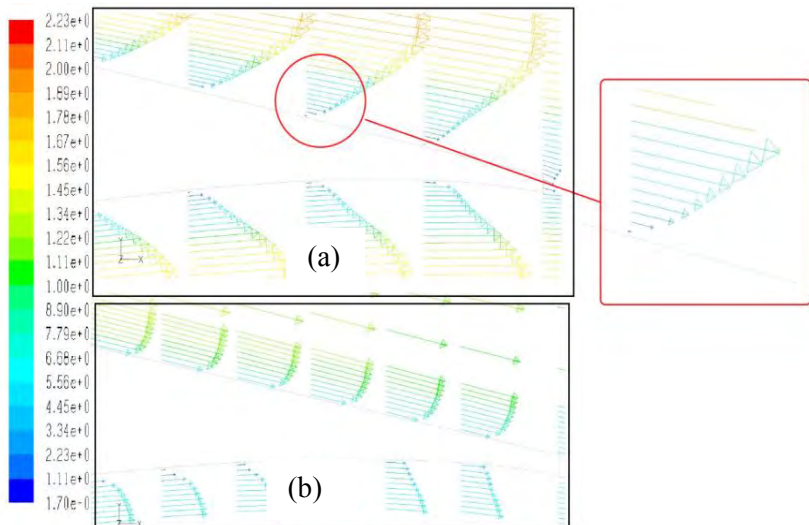


Gambar 4.24 Velocity pathline pada plain airfoil NASA LS-0417 pada $\alpha = 18^\circ, 21^\circ$ dengan $Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5

4.4.2 Karakteristik Aliran *Plain Airfoil* 3D dan *Airfoil* dengan *VG*

4.4.2.1 Vektor Kecepatan pada *Plain Airfoil* 3D dan *Airfoil* dengan *VG*

Gambar 4.25 menunjukkan vektor kecepatan pada *airfoil* di daerah *downstream* dengan pemotongan pada area *midspan*. gambar 4.25 (a) merupakan vektor kecepatan pada *plain airfoil* dengan sudut serang 0^0 sedangkan 4.25 (b) pada *airfoil* dengan *vortex generator*. Pada *plain airfoil* 3D separasi mulai terjadi pada $x/c = 0.9$, sedangkan pada *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* belum terlihat terjadi separasi hingga di daerah *trailing edge*. Hal ini disebabkan dengan adanya *vortex generator* menambah momentum aliran sehingga aliran masih mengikuti kontur bodi *airfoil*. Momentum aliran yang tinggi mampu melawan gaya geser dan *adverse pressure gradient*.

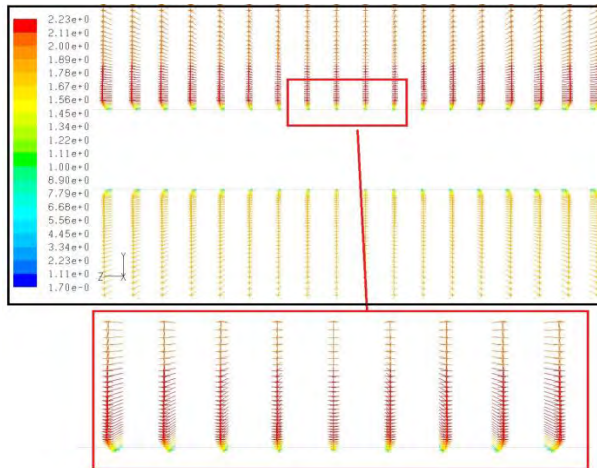


Gambar 4.25 Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan *midspan* pada sudut serang 0^0 dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$ (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*

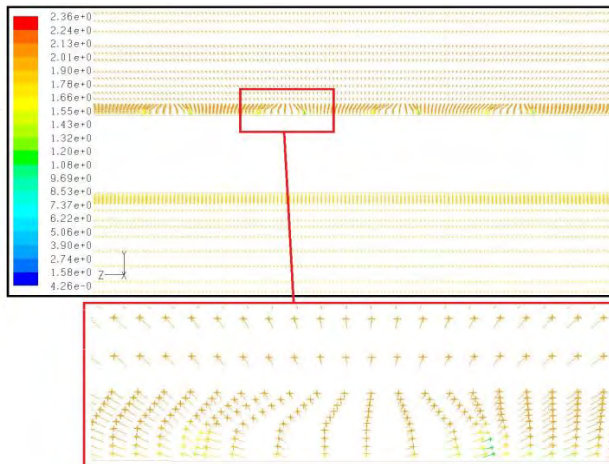
Gambar 4.26 menunjukkan vektor kecepatan pada sudut serang 0^0 searah sumbu *axis* dengan $x/c = 0.55$. Gambar 4.26 (a) merupakan vektor kecepatan pada *plain airfoil* sedangkan 4.26 (b) *airfoil* dengan *vortex generator*. Vektor kecepatan yang ditunjukkan pada *plain airfoil* terlihat aliran masih mengikuti arah sumbu *axis*, sedangkan pada *airfoil* dengan *VG* terlihat arah aliran hanya sedikit berbelok karena adanya konfigurasi *counter rotating* pada *vortex generator*. *Vortex* yang seharusnya ada bila dengan penambahan *VG* belum terlihat. Hal ini disebabkan pada sudut serang 0^0 aliran masih mengikuti kontur bodi, sehingga dengan penambahan *VG* ini aliran hanya mengalir kearah sisi luar dari *VG* saja.

Gambar 4.27 menunjukkan vektor kecepatan pada *airfoil* di daerah *downstream* dengan pemotongan pada area *midspan* searah sumbu-*z*. Gambar 4.27 (a) merupakan vektor kecepatan pada *plain airfoil* dengan sudut serang 3^0 sedangkan 4.27 (b) pada *airfoil* dengan *vortex generator*. Pada *plain airfoil* 3D separasi mulai terjadi pada $x/c = 0.82$, sedangkan letak titik separasi bila dibandingkan dengan sudut serang 0^0 terjadi lebih awal karena luas permukaan yang dialiri fluida semakin besar. Pada *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* belum terlihat terjadi separasi hingga di daerah *trailing edge*. Hal ini disebabkan dengan adanya *vortex generator* menambah momentum aliran sehingga aliran masih mengikuti kontur bodi *airfoil*. Momentum aliran yang tinggi mampu melawan gaya geser dan *adverse pressure gradient*.

Gambar 4.28 menunjukkan vektor kecepatan pada sudut serang 3^0 dengan pemotongan searah sumbu *axis* dengan $x/c = 0.55$. Gambar 4.28 (a) merupakan vektor kecepatan pada *plain airfoil* sedangkan 4.28 (b) pada *airfoil* dengan *vortex generator*. Fenomena yang terlihat masih cenderung sama dengan sudut



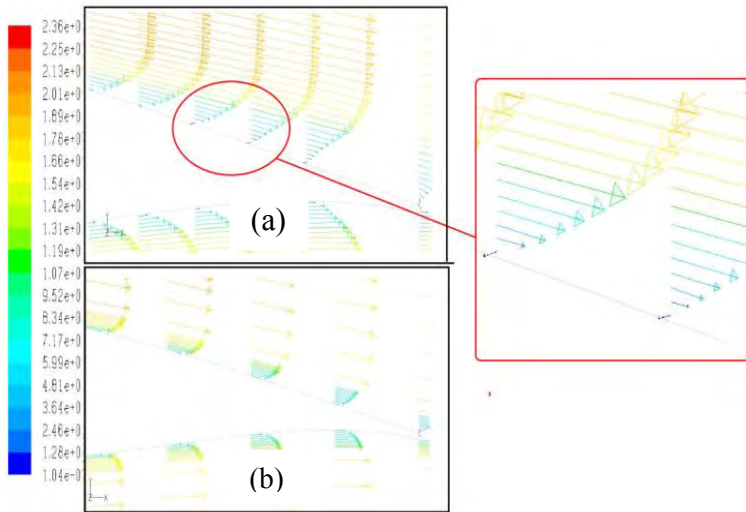
(a)



(b)

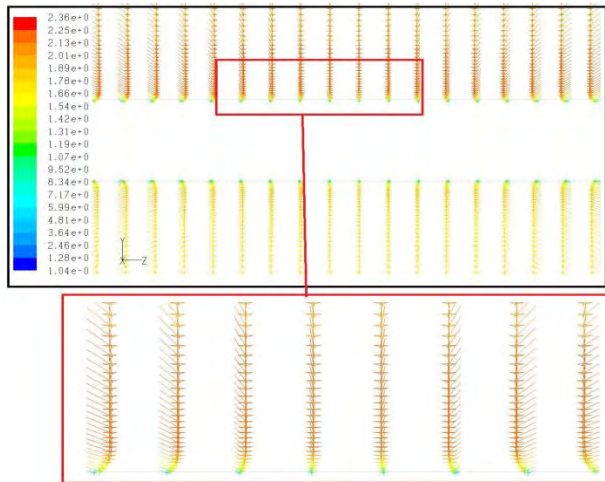
Gambar 4.26 Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada sudut serang 0° dengan $Re 1.14 \times 10^5$ (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*

serang 0° . Vektor kecepatan yang ditunjukkan pada *plain airfoil* terlihat aliran masih mengikuti arah sumbu *axis*, sedangkan *airfoil* dengan *VG* terlihat arah aliran hanya sedikit berbelok karena adanya konfigurasi *counter rotating* pada *vortex generator*. *Vortex* yang seharusnya ada bila dengan penambahan *VG* belum terlihat. Hal ini disebabkan pada sudut serang 3° aliran masih mengikuti kontur bodi, sehingga dengan penambahan *VG* ini aliran hanya mengalir ke arah sisi luar dari *VG* saja.

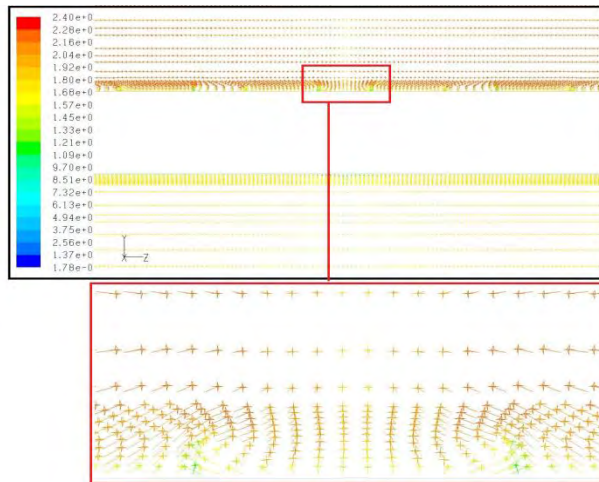


Gambar 4.27 Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan *midspan* pada sudut serang 3° dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$ (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*

Gambar 4.29 menunjukkan vektor kecepatan pada *airfoil* di daerah *downstream* dengan pemotongan pada area *midspan* searah sumbu-*z*. Gambar 4.29 (a) merupakan vektor kecepatan pada *plain airfoil* dengan sudut serang 3° sedangkan 4.29 (b) pada *airfoil* dengan *vortex generator*. Pada *plain airfoil* 3D separasi



(a)

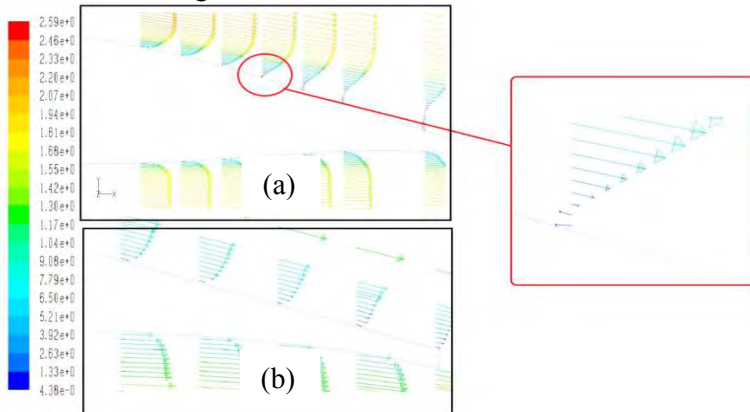


(b)

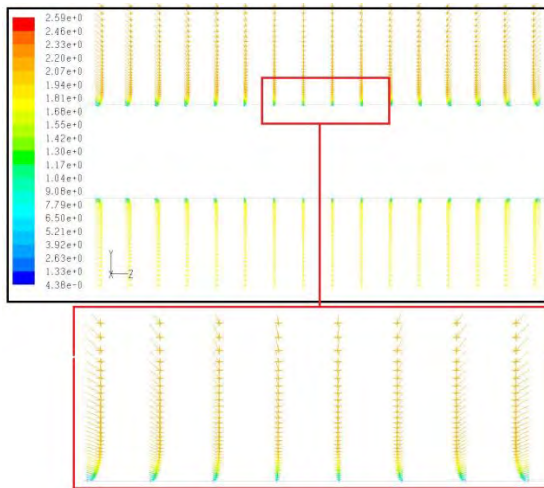
Gambar 4.28 Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada sudut serang 3° dengan $Re 1.14 \times 10^5$ (a) Plain airfoil 3D (b) Airfoil dengan VG

mulai terjadi pada $x/c = 0.64$, sedangkan letak titik separasi bila dibandingkan dengan sudut serang 0^0 dan 3^0 terjadi lebih awal karena luas permukaan yang dialiri fluida semakin besar. *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* belum terlihat terjadi separasi hingga di daerah *trailing edge*. Hal ini disebabkan dengan adanya *vortex generator* menambah momentum aliran sehingga aliran masih mengikuti kontur bodi *airfoil*. Momentum aliran yang tinggi mampu melawan gaya geser dan *adverse pressure gradient*.

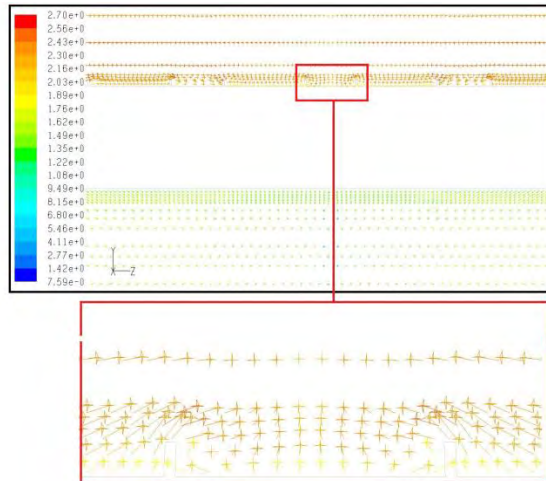
Gambar 4.30 menunjukkan vektor kecepatan pada sudut serang 3^0 dengan pemotongan searah sumbu *axis* dengan $x/c = 0.55$. Gambar 4.30 (a) merupakan vektor kecepatan pada *plain airfoil* sedangkan 4.30 (b) pada *airfoil* dengan *vortex generator*. Fenomena yang terlihat masih cenderung sma dengan sudut serang 0^0 . Vektor kecepatan yang ditunjukkan pada *plain airfoil* terlihat aliran masih mengikuti arah sumbu *axis*, sedangkan pada *airfoil* dengan *VG* terlihat arah aliran hanya sedikit berbelok karena adanya konfigurasi *counter rotating* pada *vortex generator*. Vortek yang pada sudut serang 6^0 sudah mulai terlihat namun masih sangat kecil di sekitar bodi $x/c = 0.55$.



Gambar 4.29 Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan *midspan* pada sudut serang 6^0 dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$ (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*



(a)



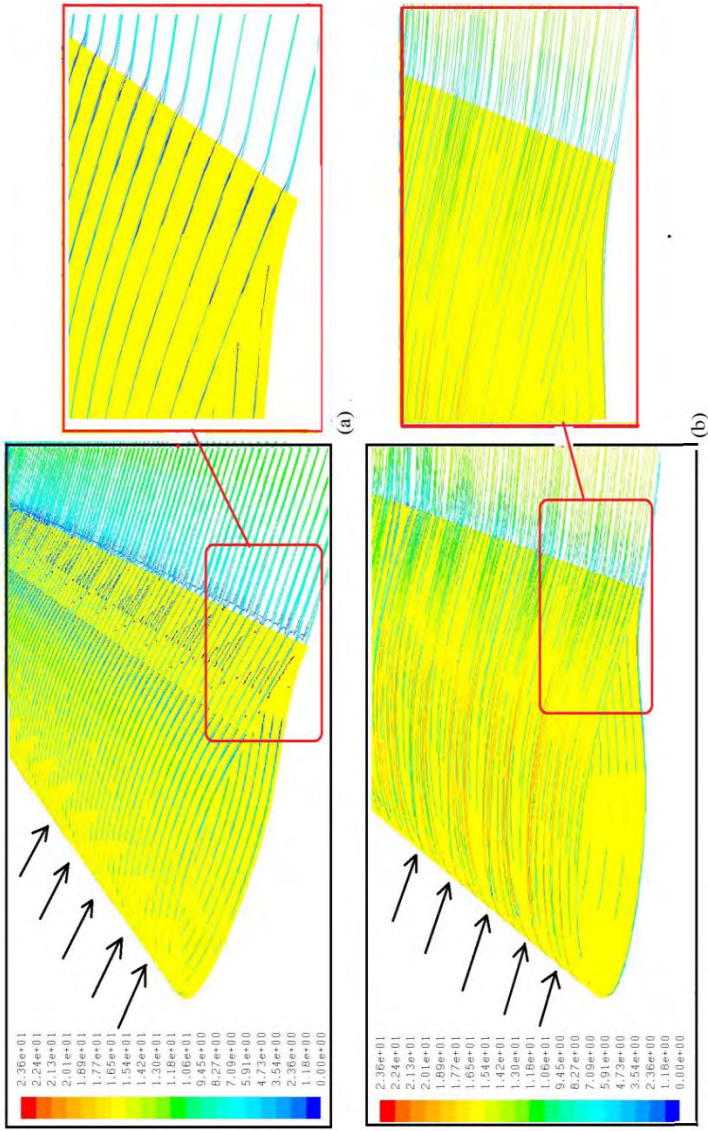
(b)

Gambar 4.30 Perbandingan vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada sudut serang 6° dengan $Re 1.14 \times 10^5$ (a) Plain airfoil 3D (b) Airfoil dengan VG

4.4.2.2. *Velocity pathline* pada *Plain Airfoil 3D* dan *Airfoil* dengan *VG*

Gambar 4.31 merupakan visualisasi *velocity pathline* pada *airfoil* dengan sudut serang 0^0 , dengan *plain airfoil* ditunjukkan pada gambar 4.31 (a) serta *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* ditunjukkan pada gambar 4.31 (b). Visualisasi *pathline* pada *plain airfoil* pada gambar 4.31 (a) menunjukkan bahwa aliran mengalami distribusi merata di sepanjang *span* serta masih cenderung mengikuti kontur bodi sampai *trailing edge*. *Pathline* pada *plain airfoil* yang berwarna biru pada bagian *downstream* menunjukkan kecepatan mulai menurun. *Pathline* pada *airfoil* dengan *vortex generator* seperti pada gambar 4.31 (b) menunjukkan aliran lebih memilih melewati daerah sisi luar pada satu pasang *VG* daripada melewati sisi dalam dari *VG* sehingga menyebabkan persebaran yang tidak merata bila dibandingkan dengan *plain airfoil*. Akan tetapi aliran mengalami peningkatan setelah melewati *vortex generator*, terlihat warna merah saat melewati permukaan atas. Selain itu, *pathline* pada *trailing edge* masih menunjukkan kecepatan lebih tinggi sehingga momentum aliran masih tinggi dan belum terjadi separasi. Efek penambahan *vortex generator* pada sudut serang 0^0 dengan visualisasi ini belum terlihat jelas, karena aliran yang melewati *plain airfoil* masih cenderung mengikuti kontur bodi.

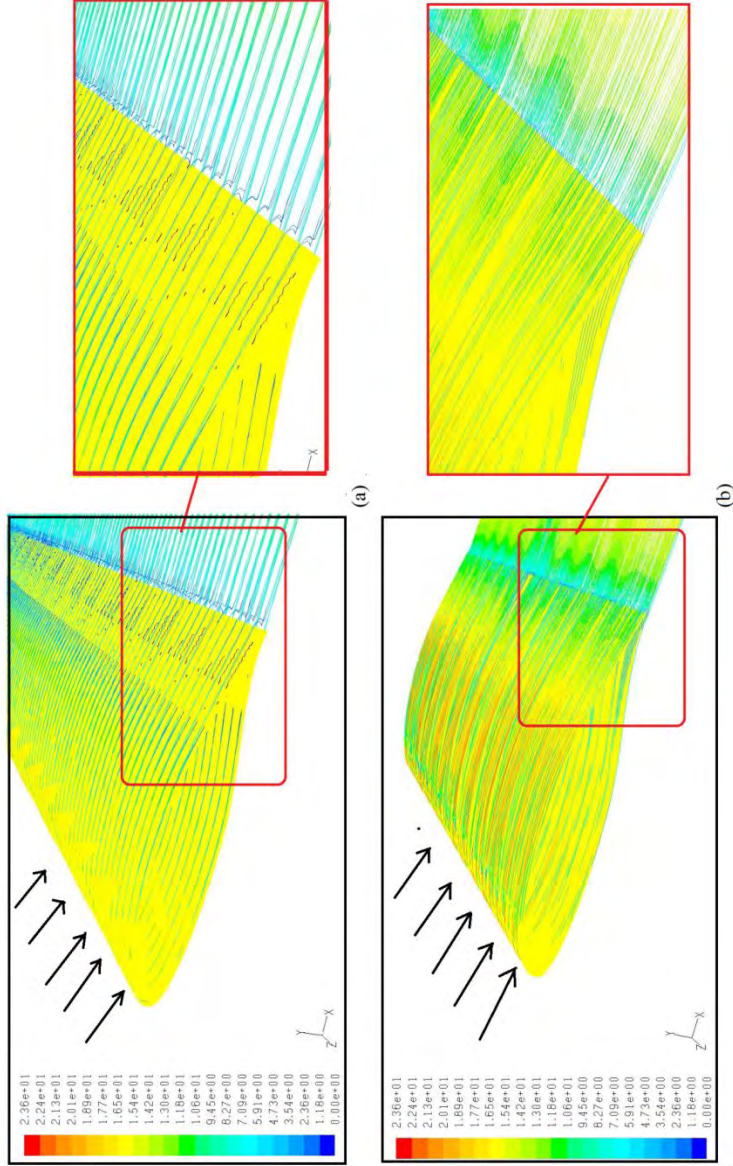
Gambar 4.32 merupakan visualisasi *velocity pathline* pada *airfoil* dengan sudut serang 3^0 , dengan *plain airfoil* ditunjukkan pada gambar 4.32 (a) serta *airfoil* dengan modifikasi *vortex generator* ditunjukkan pada gambar 4.32 (b). *Pathline* pada *plain airfoil* pada gambar 4.32 (a) menunjukkan bahwa aliran mengalami distribusi merata di sepanjang *span* serta masih cenderung mengikuti kontur bodi sampai *trailing edge*. *Pathline* yang berwarna biru pada bagian *downstream* menunjukkan kecepatan mulai menurun dan pada pembahasan sebelumnya bahwa separasi terjadi pada $x/c = 0.81$. Separasi inilah yang ditunjukkan pada *velocity pathline* terlihat seperti *vortex* kecil di sepanjang *span airfoil*. *Pathline* pada *airfoil* dengan *vortex*



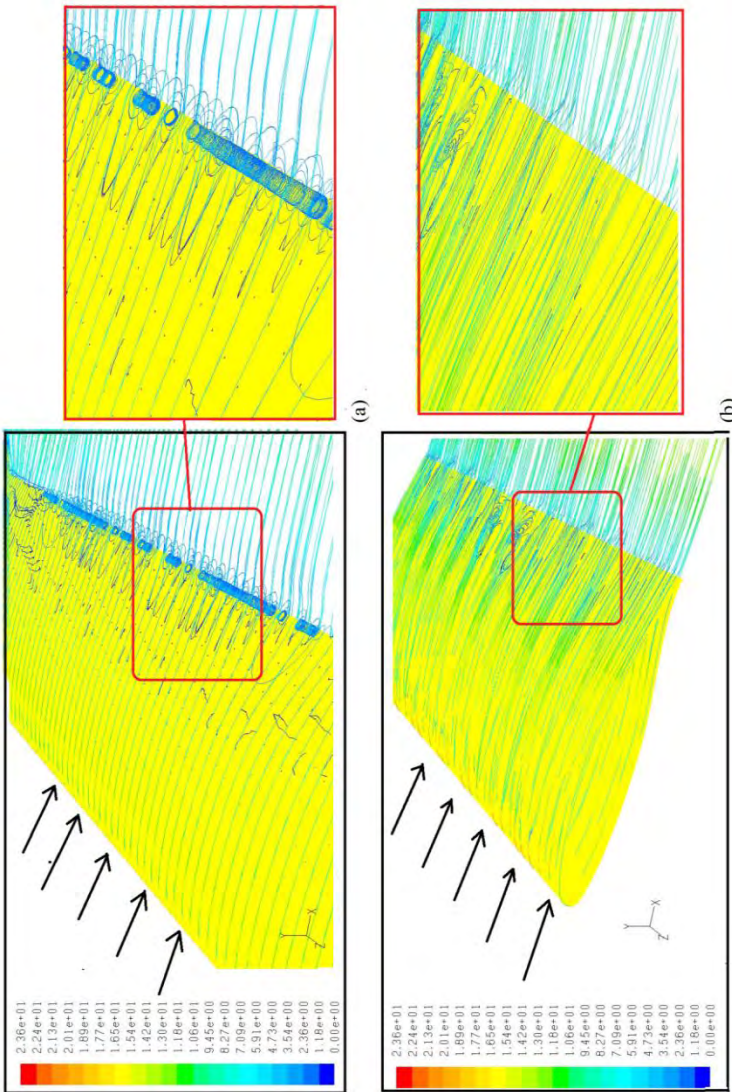
Gambar 4.31 Perbandingan *velocity pathline* (*m/s*) plain *airfoil* 3D dan *airfoil* dengan *VG* pada sudut serang 0° dengan Re 1.14×10^5 (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil*

generator seperti pada gambar 4.32 (b) menunjukkan aliran lebih memilih melewati daerah sisi luar pada satu pasang *VG* daripada melewati sisi dalam dari *VG* sehingga menyebabkan persebaran yang tidak merata bila dibandingkan dengan *plain airfoil*. Akan tetapi aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*, terlihat warna merah saat melewati permukaan atas. Selain itu, *pathline* pada *trailing edge* masih menunjukkan kecepatan lebih tinggi sehingga momentum aliran masih tinggi dan belum terjadi separasi.

Gambar 4.33 merupakan hasil visualisasi *velocity pathline* pada *airfoil* dengan sudut serang 6° , dengan *plain airfoil* ditunjukkan pada gambar 4.33 (a) serta *airfoil* dengan modifikasi *vortex generator* ditunjukkan pada gambar 4.33 (b). Visualisasi *pathline* pada *plain airfoil* pada gambar 4.33 (a) menunjukkan bahwa aliran mengalami distribusi merata di sepanjang *span* namun mulai menunjukkan adanya separasi di daerah dekat *trailing edge*. Separasi ditandai dengan munculnya banyak *vortex* kecil di dekat *trailing edge* sepanjang *span*. *Pathline* yang berwarna biru pada bagian *downstream* menunjukkan kecepatan mulai menurun dan pada pembahasan sebelumnya bahwa separasi terjadi pada $x/c = 0.64$. *Pathline* pada *airfoil* dengan *vortex generator* seperti pada gambar 4.33 (b) menunjukkan aliran lebih memilih melewati daerah sisi luar pada satu pasang *VG* daripada melewati sisi dalam dari *VG* sehingga menyebabkan persebaran yang tidak merata bila dibandingkan dengan *plain airfoil*. Akan tetapi aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*, terlihat warna merah kekuningan saat melewati permukaan atas. Selain itu, *pathline* pada *trailing edge* masih menunjukkan kecepatan lebih tinggi sehingga momentum aliran masih tinggi dan belum terjadi separasi. Efek penambahan *vortex generator* ini sudah mulai terlihat dari *vortex* kecil yang sudah tidak muncul bila dengan penambahan *vortex generator*.



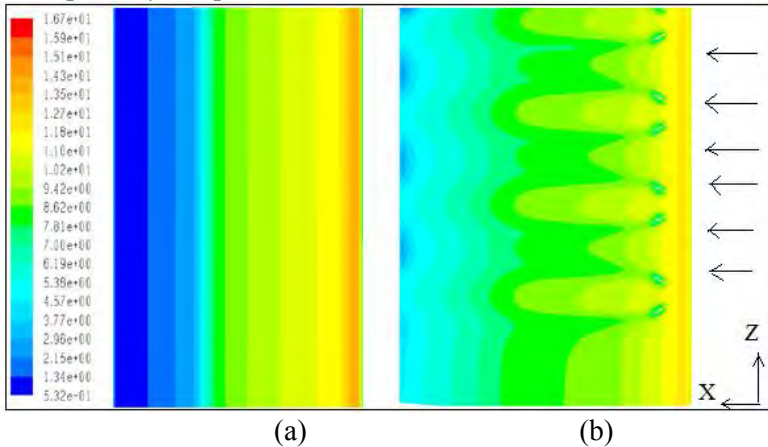
Gambar 4.32 Perbandingan velocity pathline (m/s) plain airfoil 3D dan airfoil dengan VG pada sudut serang 3° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ (a) Plain airfoil 3D (b) Airfoil



Gambar 4.33 Perbandingan *velocity pathline* (*m/s*) pada sudut serang 6° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*

4.4.2.3. Kontur Turbulensi pada *Plain Airfoil* 3D dan *Airfoil* 3D dengan *VG*

Pada bagian ini dibandingkan karakteristik turbulensi *plain airfoil* 3D dengan *airfoil* dengan penambahan *vortex generator*. Proses perbandingan dengan cara menampilkan visualisasi aliran berupa *turbulent intensity*. Konfigurasi yang ditampilkan yaitu pada Re 1.14×10^5 .

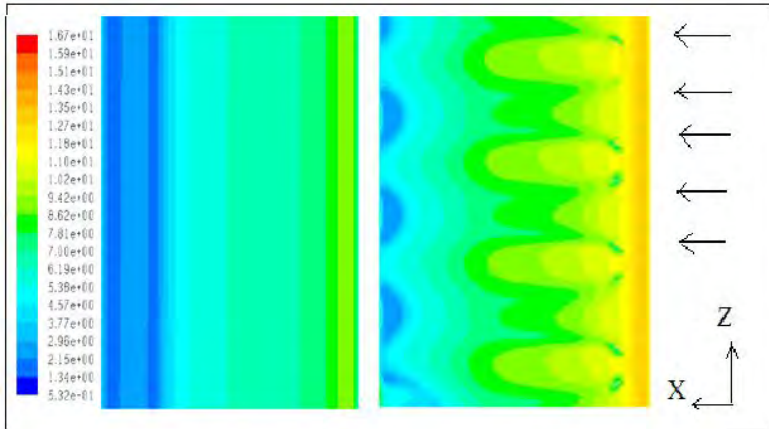


Gambar 4.34 Perbandingan kontur turbulensi (%) pada sudut serang 0° dengan Re 1.14×10^5 (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*

Gambar 4.34 merupakan visualisasi perbandingan *turbulent intensity* pada sudut serang 0° yang terlihat dari pandangan atas. Pada Gambar 4.34 (a) terlihat intensitas turbulensi pada *plain airfoil* dan gambar 4.34 (b) pada *airfoil* dengan penambahan *vortex generator*. Berdasarkan gambar tersebut tampak perbedaan karakteristik turbulensi pada permukaan atas. Pada *plain airfoil* terlihat perbedaan warna secara gradual dari *leading edge* hingga *trailing edge*. Warna merah menunjukkan intensitas turbulensi yang tinggi terdapat pada daerah *leading edge*, lalu menurun secara gradual hingga turbulensi terendah yang ditunjukkan dengan warna biru tua pada

daerah *trailing edge*. Sedangkan Gambar 4.34 (b) karakteristik turbulensi *airfoil* dengan *VG* terlihat memiliki warna yang dominan lebih tinggi daripada *plain airfoil*. Perubahan warna secara gradual dari *leading edge* hingga *trailing edge* tampak jelas. Perbedaan dari kedua gambar tersebut yaitu pada *airfoil* dengan *VG* memiliki tingkat turbulensi yang lebih tinggi serta warna biru tua pada daerah *trailing edge* terlihat berkurang. Sehingga dapat disimpulkan *vortex generator* pada permukaan atas *airfoil* mampu meningkatkan intensitas turbulen hingga ke daerah *trailing edge*.

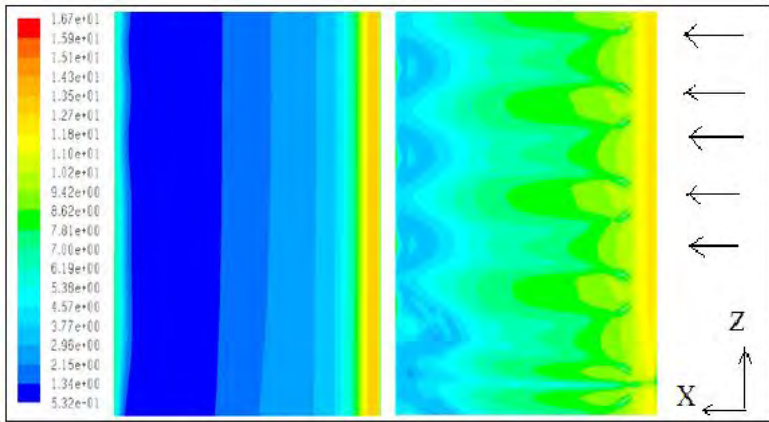
Gambar 4.35 dan gambar 4.36 merupakan visualisasi perbandingan *turbulent intensity* pada sudut serang 3^0 dan 6^0 yang dilihat dari pandangan atas, dengan gambar (a) merupakan *plain airfoil* serta (b) merupakan *airfoil* dengan *VG*. Pada sudut serang 3^0 , perbedaan spektrum warna dari kedua *airfoil* terlihat memiliki perbedaan. *Airfoil* dengan penambahan *VG* terlihat lebih memiliki warna dominan kuning pada *leading edge* daripada *plain airfoil*. Daerah *trailing edge* pada *plain airfoil* masih tampak rendah, ditunjukkan dengan warna biru tua serta dengan penambahan *airfoil* daerah tersebut tampak berkurang. Pada sudut serang 6^0 , memiliki tren yang sedikit berbeda bila dibandingkan sudut serang 0^0 dan 3^0 , daerah biru tua pada *trailing edge plain airfoil* terlihat lebih luas. Hal ini didukung dengan visualisasi pada vektor kecepatan yang telah dibahas sebelumnya, bahwa separasi pada *plain airfoil* dengan sudut serang 6^0 terjadi paling awal, lalu dengan *VG* tidak terjadi separasi. Sehingga dapat disimpulkan bahwa *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* mampu meningkatkan intensitas turbulensi pada permukaan atas.



(a)

(b)

Gambar 4.35 Perbandingan kontur turbulensi (%) pada sudut serang 3° dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$ (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*



(a)

(b)

Gambar 4.36 Perbandingan kontur turbulensi (%) pada sudut serang 6° dengan $Re\ 1.14 \times 10^5$ (a) *Plain airfoil* 3D (b) *Airfoil* dengan *VG*

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Hasil analisa yang didapat dari studi numerik karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* NASA LS-0417 tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* adalah sebagai berikut :

1. Efek *span* dalam pemodelan 3D apabila dibandingkan dengan pemodelan 2D memberikan pengaruh terhadap nilai C_L dan C_D serta distribusi tekanan, akan tetapi perubahannya sangat kecil.
2. Pengaruh peningkatan bilangan Re dapat menaikkan C_L serta menurunkan C_D bila dibandingkan pada sudut serang yang sama, baik tanpa atau dengan penambahan *vortex generator*.
3. Bentuk modifikasi *airfoil* dengan *vortex generator* memberikan pengaruh pada nilai C_L yaitu berupa kenaikan pada sudut serang 0^0 , 3^0 , dan 6^0 baik Re 0.85×10^5 maupun Re 1.14×10^5 . Kenaikan C_L tertinggi pada sudut serang 6^0 dengan Re 1.14×10^5 sebesar 20,4%
4. Pengaruh modifikasi *airfoil* dengan *vortex generator* terhadap nilai C_D yaitu berupa kenaikan nilai C_D pada sudut serang 0^0 dan 3^0 untuk kedua bilangan Re , sedangkan pada sudut serang 6^0 nilai C_D mengalami penurunan.
5. Pengaruh modifikasi *airfoil* dengan *vortex generator* terhadap rasio koefisien *lift -drag* (C_L/C_D) yaitu mengalami penurunan pada sudut serang 0^0 dan 3^0 serta kenaikan C_L/C_D terjadi pada sudut serang 6^0 .
6. Pada sudut serang 0^0 , 3^0 , dan 6^0 separasi dapat ditunda dengan adanya penambahan *vortex generator*.

7. Proses pengubahan sudut serang dengan mengubah arah aliran yang masuk pada Fluent menghasilkan data yang kurang akurat sehingga diperlukan pengubahan rotasi pada *airfoil*.

5.2 Saran

Berdasarkan hasil penelitian yang dilakukan dengan studi numeric terdapat beberapa hal yang masih perlu diperbaiki untuk mendapatkan hasil penelitian yang lebih baik pada penelitian selanjutnya. Beberapa saran yang dapat digunakan sebagai pertimbangan antara lain:

1. Dalam simulasi numerik sebaiknya dilakukan proses pengubahan sudut serang dengan mengubah arah rotasi *airfoil* terlebih dahulu. Hal ini dikarenakan dengan mengubah arah aliran kurang mendapatkan hasil yang maksimal. Penulis baru menyadari di akhir sehingga proses variasi sudut serang tidak bisa diselesaikan.
2. Untuk mendapatkan keakuratan data kuantitatif dan kualitatif dari pemodelan 3D, sangat perlu kerapatan mesh yang sangat berkorelasi terhadap hardware komputer. Sehingga diperlukan komputer berkualitas baik yang dapat mengakomodasi kepentingan penelitian selanjutnya.
3. Pembuatan model uji harus dibuat sangat presisi dengan sebenarnya agar hasil post processingnya sangat akurat.

DAFTAR PUSTAKA

- Anand, U., Sudhakar, Y., Thilepanragu, R., Gopinathan, V.T., dan Rajasekar, R., Des. 2010, “ Passive Flow Control Over NACA0012 Aerofoil Using Vortex Generator”. **Proceedings of the 37th International Conference on Fluid Mechanics and fluid Power**. FMFP10 – FP – 12.
- Anderson, J. D., Jr. 2001. **Fundamentals of Aerodynamics**, 3rd edition. Mc Graw Hill, Inc
- Clarkson, Lt. J. D. 1992. “**A Computanional Investigation of Airfoil Stall Flutter**”. Thesis. Naval Postgraduate School Monterey, California
- Fournier, G., Pellerin, S., dan Phuoc. 2002. “**Control of turbulent incompressible flows around bluff bodies using Large Eddy Simulations**”. **Proceeding of ASME, ASME-European FED Summer Annual Meeting**, Montreal, Québec, Canada.
- Fox, R.W., McDonald, A.T., dan Pritchard, P.J. 2004. **Introduction to Fluid Mechanics**, 6th edition. John Wiley and Sons, New York.
- Fluent 6.3 User's Guide.**
Fluent.Inc/fluent6.3.26/help/html/ug/main_pre.htm.
diakses pada 29 April 2014
- Godard, G., dan Stanislas, M., 2006. “ Control of Decelerating Boundary Layer. Part 1 : Optimization of Passive Vortex Generators”. **Aerospace Science and Technology 10** : 181 – 191.
- Hoerner, Dr.-Ing. S. F., 1965. **Fluid-Dynamic Drag**, Practical Information on Aerodynamic Drag and Hidrodynamic Resistance. Washington : Hoerner Fluid Dynamics.

- Lin, John C., 2002. “ Review of Research on Low-Profile Vortex Generator to Control Boundary Layer Separation”. **Progress in Aerospace Science 38**: 389 – 420.
- McGhee, R. J., dan Beasley W. D. 1973. **Low Speed Aerodynamic Characteristics of A 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Application**. Hampton : NASA Langley Research Center
- Munson, B.R., Young, D.F., Okiishi, T.H., dan Huebsch W.H. 2010. **Fundamentals of Fluid Mechanics**, 6th Edition. John Wiley & Sons, Inc.
- Nicholas, J. M., Chen, L., Jiyuan, Y. Tu, dan Anderson, B., 2004. Steady-State Evaluation of Two-Equation RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) Turbulence Models for High-Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulation. **Australian Government Department of Defence**: Fisherman Bend, Victoria 3207
- Nurchaya, E. 2009. **Studi Experimental Karakteristik Aliran Fluida Melintasi Airfoil NASA LS-0417 yang Dimodifikasi dengan Vortex Generator**. Tugas Akhir. Jurusan Teknik Mesin ITS, Surabaya.
- Pristiyan, Dany. 2014. **Studi Eksperimen Karakteristik Aliran Fluida Melintasi Airfoil NASA LS-0417 Yang Dimodifikasi Dengan Counter Rotating Vortex Generator**. Tugas Akhir. Jurusan Teknik Mesin ITS, Surabaya.
- Snyder, M.H. dan Satran, Dale. 1977. **Two dimensional Tests of GA(W)-1 and GA(W)-2 Airfoils at Angles of Attack from 0 to 360 Degrees**. Wichita State University

Velte, C. M., Hansen, M. O. L, dan Jonck, K., 2007. "Experimental and Numerical Investigation of the Performance of Vortex Generator on Separation Control". **Technical University of Denmark , Journal of Physics** : Conference Series 75.

Wilcox, D.C., 1988. "Reassessment of The Scale determining equation for advanced turbulence model". **AIAA J.** Vol.26, No.11, p1299

<http://avstop.com/ac/flighthtraininghandbook/pressuredistribution.html> diakses pada 05 Februari 2014

Halaman ini sengaja dikosongkan

RIWAYAT PENULIS



Nafiatun Nisa dilahirkan di kota Sukoharjo, Jawa Tengah pada 25 September 1992 dan merupakan anak kedua dari tiga bersaudara.

Penulis telah menempuh pendidikan Sekolah Dasar di MIN Mulur Jati, Bendosari (1998-2004), Sekolah Menengah Pertama di SMP N 1 Sukoharjo (2004-2007), dan Sekolah Menengah Atas di SMA N 1 Sukoharjo (2007-2010). Setelah menyelesaikan Sekolah Menengah Atas. Penulis menempuh pendidikan

di Jurusan Teknik Mesin FTI ITS Surabaya sebagai mahasiswi S1 (2010-2014). Penulis mengambil bidang studi Konversi Energi khususnya pada Lab. Mekanika Fluida.

Selama kuliah penulis menjadi asisten laboratorium Mekanika fluida 1 & 2 serta Pompa dan Kompresor, dan mengikuti organisasi, antara lain DIMENSI dan Ash-Shaff. Penulis pernah menjabat sebagai staff Keputrian BSO Ash-Shaff (2011-2012), Staff Web dan Mading Dimensi (2011-2012), Kabiro Mading dan Web Dimensi (2012-2013) serta Bendahara Umum Dimensi (2013-2014). Penulis juga pernah mengikuti kepesertaan sebagai panitia pada acara beberapa even di Jurusan Teknik Mesin, seperti *IEMC* (Indonesia Energy Marathon Challenge) 2013, ketua Platjurdas (Pelatihan Jurnalistik Dasar) Dimensi.

Halaman ini sengaja dikosongkan