

**LAPORAN HASIL PENELITIAN  
STUDI NUMERIK DAN EKSPERIMENTAL  
PERBANDINGAN BENTUK VORTEX GENERATOR  
DENGAN POSISI STRAIGHT  
PADA WING AIRFOIL NACA 43018**



**DILAKSANAKAN OLEH :**

**SETYO HARIYADI S.P., S.T., M.T.  
BAMBANG JUNIPITOYO, S.T., M.T.  
WIWID SURYONO, S.Pd., M.M.  
Ir. SUPRIADI, M.Si.**

**PROGRAM STUDI TEKNIK PESAWAT UDARA  
POLITEKNIK PENERBANGAN SURABAYA  
2018**



## STUDI NUMERIK DAN EKSPERIMENTAL PERBANDINGAN BENTUK VORTEX GENERATOR DENGAN POSISI STRAIGHT PADA WING AIRFOIL NACA 43018

Disusun Oleh :  
Setyo Hariyadi S.P.  
Bambang Junipitoyo  
Wiwid Suryono  
Supriadi

### 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*. Modifikasi pada *airfoil* dilakukan untuk meningkatkan performansi dari *airfoil*. Hal ini dapat diindikasikan dengan tertundanya separasi aliran yang melintasi permukaan atas dari *airfoil*. Dengan tertundanya separasi ini maka gaya *lift* akan semakin besar dan gaya *drag* akan semakin kecil. 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*.

Topik yang dikaji dalam penelitian ini adalah aliran melintasi *airfoil* NACA 43018 dengan penambahan *vortex generator*. *Airfoil* NACA 43018 digunakan pada sayap pesawat terbang ATR 72. Tujuan penelitian ini adalah untuk membandingkan karakteristik aliran fluida dengan dan tanpa penambahan *vortex generator*. Profil *vortex generator* yang digunakan adalah *flat plate vortex generator* dengan konfigurasi *straight* dan ditempatkan pada  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$  arah *chord line* dari *leading edge*. Variasi yang digunakan adalah bilangan *Reynolds* ( $Re$ ) dan sudut serang ( $\alpha$ ) pada *airfoil*. Kecepatan freestream yang digunakan yaitu kecepatan 12 m/s atau  $Re = 7,65 \times 10^5$  dan kecepatan 17 m/s atau  $Re = 9 \times 10^5$ , dan pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$ . Parameter yang dievaluasi meliputi koefisien tekanan ( $C_p$ ), profil kecepatan, *lift*, *drag*, dan rasio  $C_L/C_D$ .

Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa terjadi peningkatan performansi dari *airfoil* NACA 43018 dengan penambahan *vortex generator* dibandingkan dengan tanpa *vortex generator*. Adanya *vortex generator*, dapat menunda terjadinya separasi. Dengan penambahan *vortex generator* terjadi peningkatan *lift* sekitar 5% dan menaikkan *drag* sekitar 1,5%. Rasio  $C_L/C_D$  meningkat sekitar 5 %.

**Kata kunci:** *airfoil* NACA 43018, *vortex generator*, koefisien tekanan, *lift*, *drag*



## NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY EFFECTS OF VARIATION POSITION VORTEX GENERATOR ON BOUNDARY LAYER IN AIRFOIL NACA 43018

By :

Setyo Hariyadi S.P.  
Bambang Junipitoyo  
Wiwid Suryono  
Supriadi

### ABSTRACT

The airplane is a science applications of fluid mechanics are very concerned about the aerodynamic aspect as it relates to the performance of the flight. One important thing that must be considered in designing an aircraft that election airfoil and modification. Modifications made to postpone airfoil flow separation and improve the performance of the airfoil, one of the ways with vortex generators. Modifications to the airfoil done to improve the performance of the airfoil. This can be indicated with a delay in the flow separation across the upper surface of the airfoil. With the delay in this separation will be greater lift force and drag force will be smaller. Previous research suggests that the addition of vortex generators on the upper surface of the airfoil may delay the occurrence of flow separation. This is due to flow more resistant against friction and adverse pressure gradient.

Topics studied in this research is the flow across the NACA airfoil 43018 with the addition of vortex generators. NACA airfoil 43018 used in aircraft wings ATR 72. The purpose of this study was to compare the characteristics of the fluid flow with and without the addition of vortex generators. Profile vortex generator used is a flat plate vortex generator configuration with straight and placed at  $x/c = 10\%$  and  $20\%$  towards the chord line from the leading edge. Variation used is the Reynolds number ( $Re$ ) and the angle of attack ( $\alpha$ ) on the airfoil. Freestream rate used is a speed of 12 m/s or  $Re = 765000$  and the speed of 17 m/s or  $Re = 900000$ , and the angle of attack ( $\alpha$ ) 0 degree, 3 degree, 6 degree, 9 degree, 12 degree, 15 degree, 19 degree and 20 degree. Parameters to be evaluated include pressure coefficient ( $C_p$ ), velocity profiles, the lift force, drag force, and the ratio  $C_L/C_D$ .

These results indicate that an increase in the performance of the NACA airfoil 43018 with the addition of vortex generators compared to no vortex generator. The existence of vortex generator, may delay the occurrence of separation. With the addition of vortex generators lift force increased approximately 5 % and increase the drag force of about 1,5%. The ratio  $C_L/C_D$  increased by approximately 5%.

**Keywords:** NACA airfoil 43018, vortex generators, pressure coefficient, the lift force, drag force



## KATA PENGANTAR

Segala puji hanya milik Allah. Saya bersaksi bahwa tiada Tuhan selain Alloh dan Muhammad adalah utusan Alloh SWT. Rasa syukur penulis panjatkan kepada Alloh SWT atas segala nikmat, petunjuk dan pertolongan-Nya, dimana dari hal yang sangat berat tapi semua pintu dimudahkan oleh Allah hingga akhirnya penulis dapat menyelesaikan penyusunan laporan penelitian dengan judul **“STUDI NUMERIK DAN EKSPERIMENTAL PERBANDINGAN BENTUK VORTEX GENERATOR DENGAN POSISI STRAIGHT PADA WING AIRFOIL NACA 43018”**.

Penulis menyampaikan ucapan terima kasih kepada semua pihak atas segala bantuan dan dorongan serta dedikasinya yang telah membantu penyusunan penelitian ini hingga selesai. Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada:

1. Ir. Setiyo, MM. Selaku Direktur Politeknik Penerbangan Surabaya
2. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T sebagai pembimbing dan narasumber dalam penelitian ini
3. Seluruh staf dan karyawan Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri ITS khususnya Pak Tris dan Pak Nurahman atas bantuan dan dukungannya selama proses penelitian.
4. Teman-teman doseem dan staf Politeknik Penerbangan Surabaya, yang selalu mendukung dan membantu penulis selama proses penelitian

Kekurangan adalah sebuah keniscayaan. Sebagai tanggung jawab atas segala kekurangan, penulis membuka diri untuk segala kritik dan saran yang konstruktif atas tulisan ini. Penulis juga berharap akan ada penelitian-penelitian selanjutnya yang dapat menyempurnakan dan memperbaiki kekurangan yang ada dalam penelitian ini. Kesempurnaan hanya milik Yang Maha Sempurna, Allah SWT.

Surabaya, Agustus 2018

Penulis



## DAFTAR ISI

	Halaman
JUDUL PENELITIAN.....	i
ABSTRAK.....	ii
ABSTRACT.....	iii
KATA PENGANTAR.....	iv
DAFTAR ISI.....	v
DAFTAR GAMBAR.....	x
DAFTAR TABEL.....	xi
BAB 1 PENDAHULUAN.....	I-1
1.1 Latar Belakang.....	I-1
1.2 Perumusan Masalah.....	I-3
1.3 Tujuan Penelitian.....	I-3
1.4 Batasan Masalah.....	I-4
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA.....	II-1
2.1 Latar Belakang.....	II-1
2.2 Konsep Boundary Layer.....	II-2
2.3 <i>Vortex Generator</i> .....	II-4
2.4 Separasi dan Wake pada Airfoil.....	II-6
2.5 Sudut Serang.....	II-8
2.6 Koefisien Tekanan.....	II-9
2.7 Koefisien Drag dan Lift.....	II-9
2.8 Turbulence Kinetic Energy.....	II-11
2.9 Penelitian Terdahulu.....	II-11
2.9.1. Penelitian Tentang Karakteristik Airfoil 43018.....	II-11
2.9.2. Efek Turbulent Boundary Layer dan Angle of Attack terhadap Separasi Airfoil.....	II-13
2.9.3. Penelitian Tentang Vortex Generator.....	II-16
BAB 3 METODA PENELITIAN.....	III-1
3.1 Analisa Grup Tak Berdimensi Untuk Koefisien Tekanan Pada Airfoil.....	III-2
3.1.1 Parameter yang diukur.....	III-2
3.1.2 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Drag pada Airfoil.....	III-3
3.1.3 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Lift pada Airfoil.....	III-4
3.1.4 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Tekanan pada Airfoil.....	III-5



3.2 Desain Eksperimen .....	III-6
3.2.1 Benda Uji Penelitian.....	III-6
3.2.2 Parameter Vortex Generator.....	III-7
3.2.3 Peralatan Penelitian.....	III-8
3.2.4 Langkah Kerja.....	III-13
3.3 Metode Numerik.....	
3.3.1 Tahap pre-processing menggunakan software GAMBIT 2.4.6.....	III-17
3.3.2 Tahap post-processing menggunakan software Fluent 6.3.26 .....	III-18
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN .....	IV-1
4.1 Hasil Penelitian Eksperimen.....	IV-1
4.1.1 Profil Kecepatan Hasil Eksperimen Analisis Perubahan $C_p$ terhadap $x/c$ pada Airfoil dengan Vortex Generator (Eksperimen).....	IV-5
4.1.2 Analisis Pengaruh Vortex generator terhadap $C_p$ pada $x/c$ (Eksperimen).....	IV-12
4.1.3 Analisis Distribusi Kecepatan (Eksperimen) .....	IV-14
4.1.4 Perbandingan Distribusi Kecepatan Plain Airfoil dengan Dua Reynolds Number Berbeda (Eksperimen).....	IV-15
4.1.5 Analisis Distribusi Kecepatan Pada Airfoil dengan Vortex Generator (Eksperimen).....	IV-15
4.1.6 Perbandingan Distribusi Kecepatan Airfoil dengan VG dengan Dua Reynolds Number Berbeda (Eksperimen) .....	IV-17
4.1.7 Perbandingan Distribusi Kecepatan antara Plain Airfoil dan Airfoil dengan VG (Eksperimen).....	IV-18
4.2 Hasil Penelitian Simulasi.....	IV-21
4.2.1 Analisis Distribusi Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) Pada Plain Airfoil 3D .....	IV-21
4.2.2 Analisa Distribusi Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) pada Plain Airfoil 3D dan Airfoil 3D dengan Vortex generator .....	IV-28
4.2.3 Koefisien Lift ( $C_L$ ) dan Koefisien Drag ( $C_D$ ) .....	IV-31
4.3 Visualisasi Aliran .....	IV-35
4.3.1 Kontur Kecepatan dan Pathline pada Plain Airfoil.....	IV-35
4.3.2 Karakteristik Aliran Plain Airfoil 3D dan Airfoil dengan VG .....	IV-36
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN.....	V-1
5.1 Kesimpulan .....	V-1
5.2 Saran .....	V-1
DAFTAR PUSTAKA.....	xii
LAMPIRAN .....	xiii



DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Vortex Generator pada bagian belakang mobil dan sayap pesawat	II-1
Gambar 2.2	Boundary layer laminar dan turbulen (Anderson, 2001)	II-2
Gambar 2.3	Profil kecepatan laminar dan turbulen boundary layer (Fox, 2010)	II-3
Gambar 2.4	Streamwise vortices pada daerah setelah melewati vortex generator (Sita, 2009)	II-5
Gambar 2.5	Mekanisme Vortex generators di a) counter-rotating "common flow down", b) counter-rotating "common flow up", c) co-rotating, and d) multiple-row set-ups.	II-6
Gambar 2.6	Evolusi profil kecepatan pada airfoil (Clarkson, 1992)	II-7
Gambar 2.7	Distribusi tekanan melewati airfoil dengan variasi sudut serang ( <a href="http://avstop.com/">http://avstop.com/</a> )	II-8
Gambar 2.8	Variasi $C_L$ dengan angle of attack pada airfoil (Anderson, 2001)	II-9
Gambar 2.9	Penguraian komponen gaya drag (Fox, 2010)	II-10
Gambar 2.10	Pesawat ATR 72 yang dioperasikan Wings Air	II-12
Gambar 2.11	Grafik Airfoil section data NACA 43018 (Jacobs, Eastman N., 1935)	II-13
Gambar 2.12	Skema Pengujian Eksperimental (Leu dkk, 2012)	II-14
Gambar 2.13	Aliran fluida melalui airfoil dengan angle of attack $14^\circ$ (a) Laminar boundary layer, terjadi separasi lebih awal (b) Turbulent boundary layer, terjadi penundaan separasi. (Leu dkk, 2012)	II-15
Gambar 2.14	Pengaruh angle of attack terhadap separasi (Kadek, 2013)	II-16
Gambar 2.15	Vortex generator tipe vane dan wheeler (Lin, 2002)	II-16
Gambar 2.16	Keefektifan berbagai macam flow control device (Lin, 2002)	II-17
Gambar 2.17	Geometri bump dengan vortex generator (Velte, 2007)	II-18
Gambar 2.18	Triangle vortex generator dengan konfigurasi counter rotating (Anand dkk, 2010)	II-19
Gambar 2.19	Distribusi $C_p$ pada airfoil dengan atau tanpa VG pada (a) $\alpha = 11^\circ$ (b) $\alpha = 16^\circ$ (Anand dkk, 2010)	II-19
Gambar 2.20	Turbulent Kinetic Energy hasil penambahan passive VG di atas Airfoil NACA0012 (Shan, 2007)	II-20
Gambar 2.21	Distribusi $C_p$ hasil penambahan passive VG di atas Airfoil NACA0012 (Shan, 2007)	II-20
Gambar 2.22	Dimensi jarak antar VG yang dipasang pada Aludra UAV's wing (Zhen, dkk, 2010)	II-21
Gambar 2.23	Grafik pengaruh beberapa bentuk bodi VG terhadap $C_L$ (Zhen, dkk, 2010)	II-21
Gambar 3.1	Gaya-gaya pada airfoil dan susunan VG	III-2
Gambar 3.2	Profil Airfoil NACA 43018 (Nita, 2008)	III-6



Gambar 3.3	Definisi vane-type passive VG devices.....	III-7
Gambar 3.4	Posisi peletakan VG pada penelitian eksperimen.....	III-8
Gambar 3.5	Wind tunnel.....	III-10
Gambar 3.6	Skema dan dimensi wind tunnel.....	III-10
Gambar 3.7	Peletakan VG dan pengukuran tekanan dinamis dan tekanan statis.....	III-10
Gambar 3.8	Inclined manometer.....	III-11
Gambar 3.9	Pressure Tab dan selang yang dihubungkan menuju manometer.....	III-12
Gambar 3.10	Pitot Tube.....	III-12
Gambar 3.11	Tranduser Tekanan dan Data Aquisisi.....	III-13
Gambar 3.12	Skema validasi manometer value terhadap nilai Keluaran pressure tranducer (mA).....	III-14
Gambar 3.13	Skema validasi manometer value terhadap nilai Keluaran pressure tranducer (mA).....	III-15
Gambar 3.14	Pengaturan jarak susunan Vortex Generator untuk $x/c = 10\%$ dan $20\%$ .....	III-16
Gambar 3.15	Meshing dan Domain Pemodelan Airfoil 3D dengan tipe hexahedral-map pada Fluent.....	III-17
Gambar 3.16	Dimensi pemodelan dan kondisi latar.....	III-18
Gambar 3.17	Skema flow chart penelitian.....	III-22
Gambar 4.1	Grafik $C_p$ NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ , $3^\circ$ , $6^\circ$ , dan $9^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ .....	IV-2
Gambar 4.2	Grafik $C_p$ NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $12^\circ$ , $15^\circ$ , $19^\circ$ , dan $20^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ .....	IV-3
Gambar 4.3	Grafik $C_p$ NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ , $3^\circ$ , $6^\circ$ , dan $9^\circ$ pada $Re = 9 \times 10^5$ .....	IV-4
Gambar 4.4	Grafik $C_p$ NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $12^\circ$ , $15^\circ$ , $19^\circ$ , dan $20^\circ$ pada $Re = 9 \times 10^5$ .....	IV-5
Gambar 4.5	Grafik $C_p$ Airfoil NACA 43018 dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ , $3^\circ$ , $6^\circ$ , dan $9^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ .....	IV-6
Gambar 4.6	Grafik $C_p$ NACA 43018 Airfoil dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $12^\circ$ , $15^\circ$ , $19^\circ$ , dan $20^\circ$ pada $Re = 7.65 \times 10^5$ .....	IV-7
Gambar 4.7	Grafik $C_p$ NACA 43018 Airfoil dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ , $3^\circ$ , $6^\circ$ , dan $9^\circ$ pada $Re = 9 \times 10^5$ .....	IV-8
Gambar 4.8	Grafik $C_p$ NACA 43018 Airfoil dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $12^\circ$ , $15^\circ$ , $19^\circ$ , dan $20^\circ$ pada $Re = 9 \times 10^5$ .....	IV-8
Gambar 4.9	Grafik $C_p$ Airfoil NACA 43018 dengan VG 20% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ , $3^\circ$ , $6^\circ$ , dan $9^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ .....	IV-9
Gambar 4.10	Grafik $C_p$ NACA 43018 Airfoil dengan VG 20% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $12^\circ$ , $15^\circ$ , $19^\circ$ , dan $20^\circ$ pada $Re = 7.65 \times 10^5$ .....	IV-10
Gambar 4.11	Grafik $C_p$ Airfoil NACA 43018 dengan VG 20% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ , $3^\circ$ , $6^\circ$ , dan $9^\circ$ pada $Re = 9 \times 10^5$ .....	IV-11
Gambar 4.12	Grafik $C_p$ NACA 43018 Airfoil dengan VG 20% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) $12^\circ$ , $15^\circ$ , $19^\circ$ , dan $20^\circ$ pada $Re = 9 \times 10^5$ .....	IV-11
Gambar 4.13	Perbandingan $C_p$ plain Airfoil dan Airfoil dengan VG upper side pada sudut serang $0^\circ$ dengan $Re = 7.65 \times 10^5$ .....	IV-12
Gambar 4.14	Perbandingan $C_p$ plain Airfoil dan Airfoil dengan VG upper side	





	pada sudut serang $19^\circ$ dengan $Re = 7.65 \times 10^5$ .....	IV-13
Gambar 4.15	Distribusi kecepatan untuk <i>plain Airfoil</i> pada sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ , dan $19^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ .....	IV-14
Gambar 4.16	Distribusi kecepatan untuk <i>plain Airfoil</i> pada sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ dan $19^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ dan $9 \times 10^5$ .....	IV-15
Gambar 4.17	Distribusi kecepatan untuk <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i> 10% dan 20% pada sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ .....	IV-16
Gambar 4.18	Distribusi kecepatan untuk <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i> pada sudut serang ( $\alpha$ ) $19^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ .....	IV-17
Gambar 4.19	Distribusi kecepatan untuk <i>Airfoil</i> dengan <i>vortex generator</i> pada sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ dan $19^\circ$ pada $Re = 7,65 \times 10^5$ dan $9 \times 10^5$ .....	IV-18
Gambar 4.20	Perbandingan distribusi kecepatan <i>plain Airfoil</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i> 10% dan 20% pada $Re = 7.65 \times 10^5$ pada sudut serang ( $\alpha$ ) $0^\circ$ dan $19^\circ$ .....	IV-19
Gambar 4.21	Perbandingan distribusi kecepatan <i>plain Airfoil</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>VG</i> pada $Re = 9 \times 10^5$ pada sudut serang ( $\alpha$ ) $19^\circ$ .....	IV-20
Gambar 4.22	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 7.65 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $0^\circ$ dan $3^\circ$ .....	IV-22
Gambar 4.23	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 7.65 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $6^\circ$ , dan $9^\circ$ .....	IV-23
Gambar 4.24	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 7.65 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $12^\circ$ , dan $15^\circ$ .....	IV-24
Gambar 4.25	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 7.65 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $19^\circ$ , dan $20^\circ$ .....	IV-24
Gambar 4.26	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 9 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $0^\circ$ dan $3^\circ$ .....	IV-25
Gambar 4.27	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 9 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $6^\circ$ dan $9^\circ$ .....	IV-26
Gambar 4.28	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 9 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $12^\circ$ , dan $15^\circ$ .....	IV-27
Gambar 4.29	Perbandingan $C_p$ pada <i>plain Airfoil NACA 43018</i> pada $Re 9 \times 10^5$ (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang $19^\circ$ , dan $20^\circ$ .....	IV-27
Gambar 4.30	Perbandingan distribusi $C_p$ <i>plain Airfoil</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>vortex generator</i> pada $\alpha = 0^\circ$ (a) $Re 7,65 \times 10^5$ dan (b) $Re 9 \times 10^5$ .....	IV-29
Gambar 4.31	Perbandingan distribusi $C_p$ <i>plain Airfoil</i> dan <i>Airfoil</i> dengan <i>vortex generator</i> pada $\alpha = 30$ (a) $Re 7,85 \times 10^5$ dan (b) $Re 9 \times 10^5$ .....	IV-31
Gambar 4.32	<i>Koefisien lift (C<sub>L</sub>) vs <math>\alpha</math></i> pada <i>plain Airfoil</i> dan menggunakan <i>VG</i> ....	IV-32
Gambar 4.33	<i>Koefisien drag (C<sub>D</sub>) vs <math>\alpha</math></i> pada <i>plain Airfoil</i> dan menggunakan <i>VG</i> .....	IV-33
Gambar 4.34	Perbandingan $C_L/C_D$ antara <i>plain Airfoil</i> dan <i>Airfoil</i> dengan penambahan <i>vortex generator</i> dari hasil numerik .....	IV-34
Gambar 4.35	Visualisasi kontur kecepatan dan <i>Pathline</i> <i>plain Airfoil</i> pada sudut serang $\alpha = 0^\circ$ (a) dan $\alpha = 19^\circ$ (b) pada $Re 7,65 \times 10^5$ .....	IV-36
Gambar 4.36	Vektor Kecepatan pada <i>Plain Airfoil 3D</i> dengan <i>VG</i> 10% dan <i>VG</i> 20% pada serang $0^\circ$ $Re 7,65 \times 10^5$ .....	IV-38



<i>Gambar 4.37</i> Vektor Kecepatan pada Plain <i>Airfoil</i> 3D dengan <i>VG</i> 10% dan <i>VG</i> 20% pada serang $3^{\circ}$ $Re\ 7,65 \times 10^5$ .....	IV-38
<i>Gambar 4.38</i> Vektor Kecepatan pada Plain <i>Airfoil</i> 3D dengan <i>VG</i> 10% dan <i>VG</i> 20% pada serang $19^{\circ}$ $Re\ 7,65 \times 10^5$ .....	IV-39
<i>Gambar 4.39</i> Visualisasi velocity <i>Pathline</i> pada <i>Airfoil</i> dengan sudut serang $0^{\circ}$ dan $19^{\circ}$ tanpa <i>VG</i> , <i>VG</i> 10% dan 20%.....	IV-43
<i>Gambar 4.40</i> <i>Pathline</i> kecepatan aliran fluida melalui <i>Airfoil</i> 43018 3D pada $AoA\ 0^{\circ}$ dan $3^{\circ}$ tanpa <i>VG</i> .....	IV-43
<i>Gambar 4.41</i> <i>Pathline</i> kecepatan aliran fluida melalui <i>Airfoil</i> 43018 3D pada $AoA\ 0^{\circ}$ dan $3^{\circ}$ <i>VG</i> 10%.....	IV-44
<i>Gambar 4.42</i> <i>Pathline</i> kecepatan aliran fluida melalui <i>Airfoil</i> 43018 3D pada $AoA\ 0^{\circ}$ dan $3^{\circ}$ <i>VG</i> 20%.....	IV-44
<i>Gambar 4.43</i> <i>Pathline</i> kecepatan aliran fluida melalui <i>Airfoil</i> 43018 3D pada $AoA\ 15^{\circ}$ dan $19^{\circ}$ tanpa <i>VG</i> .....	IV-45
<i>Gambar 4.44</i> <i>Pathline</i> kecepatan aliran fluida melalui <i>Airfoil</i> 43018 3D pada $AoA\ 15^{\circ}$ dan $19^{\circ}$ <i>VG</i> 10%.....	IV-45
<i>Gambar 4.45</i> <i>Pathline</i> kecepatan aliran fluida melalui <i>Airfoil</i> 43018 3D pada $AoA\ 0^{\circ}$ dan $19^{\circ}$ <i>VG</i> 20%.....	IV-46
<i>Gambar 4.46</i> Visualisasi perbandingan <i>Turbulence Kinetic Energy</i> pada sudut serang $19^{\circ}$ tanpa <i>VG</i> , <i>VG</i> 10% dan 20%.....	IV-49
<i>Gambar 4.47</i> Visualisasi perbandingan <i>turbulent intensity</i> pada sudut serang $19^{\circ}$ tanpa <i>VG</i> , <i>VG</i> 10% dan 20%.....	IV-51



## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Geometri vortex generator paling optimum (Velte dkk, 2007).....	II-18
Tabel 2.2	Parameter Penelitian Shan (2007).....	II-19
Tabel 2.3	Geometri dan tipe VG Penelitian Zhen (2010) .....	II-21
Table 3.1	Parameter Vortex Generator 43018 .....	III-7
Table 3.2	Analisa grid independensi Airfoil 43018 2 Dimensi tanpa Vortex Generator.....	III-19



## BAB I

### PENDAHULUAN

#### 1.1 Latar Belakang

Semenjak OTTO “The Glider man” LILIENTHAL (1896) dan WRIGHT Brother dapat menerbangkan “The Flyer I” selama 59 detik (1903) hingga kini perkembangan pesawat terbang semakin pesat. Perkembangan tersebut juga diimbangi dengan perkembangan material yang lebih ringan dan cara perancangan yang lebih optimum, terutama pada sayap pesawat terbang.

Pesawat terbang mampu mengangkat beban yang cukup berat karena adanya gaya angkat yang dibangkitkan sendiri oleh sayap pesawat terbang tersebut. Gaya angkat yang terjadi disebabkan oleh perbedaan tekanan pada permukaan atas dan permukaan bawah dari sayap. Apabila suatu sayap pesawat menembus suatu medan aliran bebas dengan pemberian sudut serang tertentu maka akan timbul perbedaan tekanan serta kecepatan antara profil yang atas dengan profil yang bawah pada sayap pesawat. Pada sisi atas sayap terjadi peningkatan kecepatan namun akan mengalami penurunan tekanan statis dan akan diimbangi dengan kenaikan tekanan dinamisnya.

Dengan adanya perbedaan tekanan tersebut maka sayap pesawat akan terdorong naik ke atas dan gaya untuk menaikkan kinerja sayap pesawat ini disebut *Lift Force*.

Pesawat terbang dirancang sedemikian rupa sehingga hambatan udaranya sekecil mungkin. Dari semua desain pesawat, pasti yang diinginkan adalah Lift setinggi-tingginya. Untuk mendapatkan *Lift* yang setinggi-tingginya membutuhkan *angle of attack* (AoA) yang tinggi juga. Pada saat AoA tinggi akan menimbulkan *Drag* yang meningkat juga. Salah satu cara untuk mengatasi *Drag* ini adalah menggunakan *vortex generator* pada bagian tertentu dari pesawat terbang. *Vortex generator* menunda terjadinya separasi aliran dan *aerodynamic stalling* sekaligus menjaga aliran terutama di atas wing/sayap agar tetap steady.

*Vortex generator* (VG) adalah suatu alat yang dapat mempercepat terjadinya transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulen boundary layer*.



Ada berbagai jenis *vortex generator* antara lain *vane*, *delta wing*, dan *triangular*. Aliran *turbulen boundary layer* yang dibangkitkan ini diharapkan dapat meningkatkan momentum aliran sehingga lebih mampu menahan *adverse pressure gradien* dan menunda separasi. *Vortex generator* ini sudah banyak diterapkan di berbagai macam pesawat komersial. Salah satu yang menggunakannya adalah pada pesawat boeing yaitu menggunakan *vortex generator* jenis plat datar.

Penelitian terdahulu yang telah dilakukan oleh **Lin (1999)** adalah riset mengenai *curve edge* untuk menunda separasi aliran. Penambahan *vortex generator* dilakukan pada sebuah luasan dengan konfigurasi *slat dan flap*. **Lin** menggunakan *Vortex Generator* pada *slat*, 25% dari total *cord* dan pada *flap*. Kesimpulan yang didapat adalah pada *baseline* (Tanpa *VG*) maka separasi terjadi pada  $x/c = 40\%$ . Apabila diletakkan *VG* pada  $x/c = 20\%$  maka aliran *attach* sampai dengan *flap*.

**Zhen, dkk (2010)** meneliti pengaruh *vortex generator* pada *allianced unmanned developmental research aircraft (Aludra) unmanned aerial vehicle (UAV)*. *Vortex generator* yang dipakai adalah *triangular* dan *rectangular element*. Hasil dari penelitian ini antara lain menunjukkan *rectangular* dan *curve edge VG* lebih efektif daripada *triangular VG* dalam peningkatan *lift force* pada *wing*. Selain itu *rectangular* dan *triangular VG* menghasilkan *drag* yang lebih besar dari *VG* jenis *curve edge*.

**Anand dkk (2010)** meneliti efektifitas *vortex generator* jenis *counter rotating triangle vortex generator*. *Vortex generator* ini diletakkan pada 10% *chord length* pada *airfoil* jenis *NACA 0012* dengan *angle of attack*  $11^\circ$  dan  $16^\circ$  menggunakan  $Re = 5,5 \times 10^5$ . Berdasarkan penelitian ini didapatkan hasil yaitu penggunaan *vortex generator* dapat menunda separasi pada dinding *airfoil*.

Berdasarkan hasil kajian dari beberapa penelitian tersebut di atas, muncul gagasan baru untuk meningkatkan performance *Vortex Generator* dalam meningkatkan *lift force* pada *wing* dengan variasi peletakan *VG terhadap leading edge* terutama pada penggunaan pesawat komersial. Untuk tujuan ini maka diadakan pengujian pada model *NACA 43018* yang digunakan pada pesawat *ATR 72* seri 500-600 dengan penggunaan *Vortex Generator* berbentuk *rectangular*.



## 1.2 Rumusan Masalah

Pada aliran yang melintasi suatu airfoil terdapat fenomena separasi, yakni ketika momentum aliran sudah tidak mampu lagi mengatasi adverse pressure gradien. Selanjutnya separasi ini akan diikuti dengan timbulnya daerah wake pada daerah di belakang *airfoil* yang mengakibatkan naiknya *drag force* dan menurunnya *lift force*. Untuk mengurangi hal tersebut maka pada penelitian ini vortex generator diletakkan pada sisi atas airfoil untuk mempercepat terbentuknya turbulent boundary layer sehingga dapat menunda separasi dan memperkecil daerah wake.

Efektivitas dari *vortex generator* dipengaruhi oleh penempatan, ketinggian, dan interval antar *vortex generator*. Untuk mendapatkan hasil yang optimal, drag yang dihasilkan oleh *vortex generator* itu sendiri harus dikurangi. Untuk itu profil dari *vortex generator* yang digunakan harus sedemikian rupa sehingga drag yang dihasilkan dapat dikurangi tanpa menurunkan performansi dari airfoil tersebut. Oleh karena itu, penelitian ini dilakukan untuk melihat pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap unjuk kerja airfoil melalui metode eksperimen dan simulasi.

Penelitian ini berusaha mengeksplorasi pengaruh penambahan *Vortex Generator* terhadap  $C_L$ ,  $C_D$ , dan  $C_p$ , optimalisasi posisi peletakan VG terhadap *leading edge* pada *fix wing aircraft* dimana diambil objek *NACA 43018*. Selain itu diamati juga karakteristik boundary layer secara kualitatif dengan visualisasi aliran di upper surface terutama di belakang *rectangular VG*.

## 1.3 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Melakukan studi eksperimen dan numerik mengenai penempatan *Vortex Generator* pada *Airfoil 43018*
2. Mendapatkan distribusi tekanan ( $C_p$ ), koefisien *drag* ( $C_D$ ), dan koefisien *lift* ( $C_L$ ), yang terjadi di upper surface dengan variasi posisi VG.
3. Mendapatkan distribusi kecepatan yang terjadi pada upper surface.



4. Mempelajari karakteristik boundary layer di belakang *Vortex Generator* secara kualitatif dengan visualisasi aliran di *upper surface*.

#### 1.4 Batasan Masalah

Pada penelitian ini perlu adanya batasan masalah sehingga pembahasan yang dilakukan lebih fokus pada tujuan yang telah ditentukan. Adapun batasan masalah dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

Eksperimen :

1. Fluida udara yang mengalir di dalam *open-circuit subsonic wind tunnel*,
2. *Incompressible, uniform* pada sisi inlet
3. Tidak menganalisis fenomena perpindahan panas yang ditimbulkan oleh adanya gesekan aliran dengan benda uji maupun dengan dinding wind tunnel.
4. Menggunakan vortex generator jenis rectangular flat plate dengan konfigurasi straight.

Numerik

1. Aliran *unsteady, incompressible flow*
2. Aliran yang diamati adalah kasus *boundary layer turbulen*
3. Turbulence model *k-ε Realizable, 3D RANS*

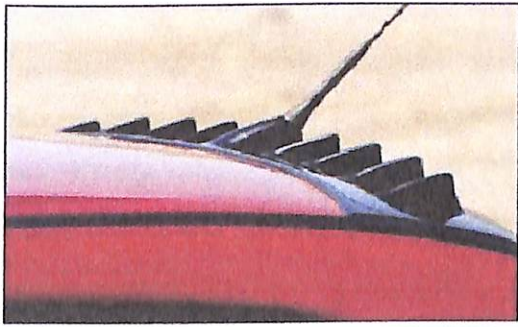
## BAB II

## TINJAUAN PUSTAKA

**2.1. Latar Belakang**

Sebuah *Vortex generator* (VGs atau VG) adalah permukaan aerodinamis, yang terdiri dari bagian-bagian kecil yang menciptakan *vortex*. *Vortex generator* dapat ditemukan pada banyak perangkat, tetapi istilah ini paling sering digunakan dalam desain pesawat.

*Vortex generator* sebagaimana dipasang pada permukaan luar kendaraan dimana separasi aliran berpotensi menjadi masalah sehingga VG menunda separasi aliran. Pada pesawat terbang dipasang pada leading edge dari sayap untuk mengatur aliran agar tetap steady di atas control surface di permukaan sayap. Biasanya VG berbentuk *rectangular* dan *triangular* dan cukup mempengaruhi boundary layer dan diletakkan di sepanjang span di dekat permukaan yang paling tipis dari sayap. Mereka dapat dilihat juga pada sayap dan vertical tail dari berbagai airline.



Gambar 2.1. *Vortex Generator* pada bagian belakang mobil dan sayap pesawat

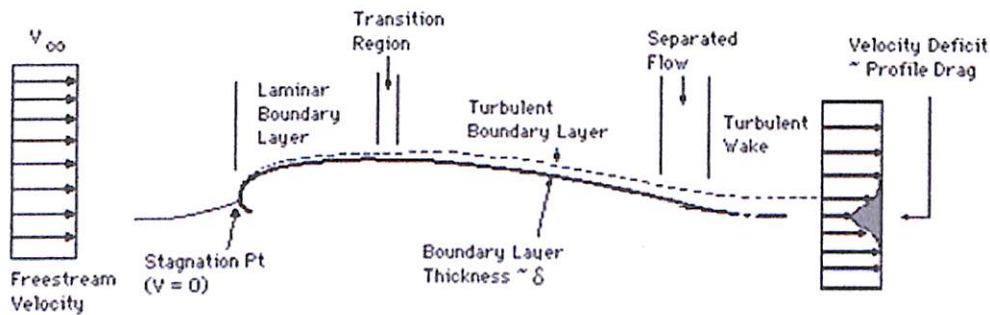
*Vortex generator* diposisikan pada bagian dimana mereka akan mendapatkan sudut serang dari aliran fluida. *Vortex generator* akan membentuk ujung vortex yang membentuk energi, mempercepat aliran udara dari luar dengan lambat di boundary layer dan menyentuh permukaan pesawat terbang. *Boundary layer* umumnya menipis sepanjang permukaan pesawat terbang mengurangi fungsi *trailing edge control surface/aileron/flap*. *Vortex generator* dapat



mengurangi masalah ini dengan “energizing” boundary layer. *Vortex generator* mencegah separasi aliran dan *aerodynamic stall* sehingga meningkatkan efektifitas *control surface*. (Johari bin Ismail, 2008)

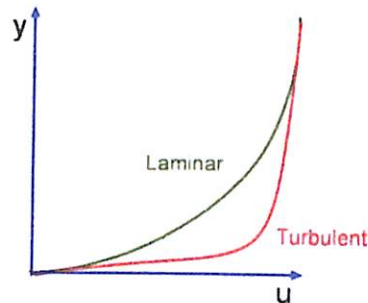
## 2.2. Konsep Boundary Layer

Pada *airfoil* tekanan dan kecepatan yang dimiliki oleh aliran berubah di sepanjang permukaan *airfoil*. Pada umumnya pada *leading edge* dari suatu *airfoil*, *boundary layer* yang terbentuk adalah laminar. Seiring dengan pertumbuhan *boundary layer*, akan terjadi peralihan dari *boundary layer* laminar menjadi *boundary layer* turbulen seperti Gambar 2.2.



Gambar 2.2 *Boundary layer* laminar dan turbulen (Anderson, 2001)

Perbedaan yang mendasar antara *boundary layer* laminar dan turbulen adalah olakan pada *boundary layer* turbulen jauh lebih efektif dalam pengangkutan massa serta momentum fluidanya. Bila diamati secara visual, perbedaan antara *boundary layer* laminar dan turbulen dari profil kecepatan *boundary layer* turbulen lebih landai di daerah dekat dinding daripada profil kecepatan *boundary layer* laminar. *Boundary layer* yang terbentuk pada kondisi ini dikenal dengan *turbulent boundary layer*. Laminer dan turbulen *boundary layer* dapat dilihat pada gambar 2.3.



Gambar 2.3 Profil kecepatan laminar dan turbulen *boundary layer* (Fox, 2010)

Karakteristik *boundary layer* yang terbentuk dapat dinyatakan dengan besaran-besaran sebagai berikut :

1. *Disturbance thickness* ( $\delta$ )

*Disturbance thickness* atau biasa disebut sebagai ketebalan lapis batas didefinisikan sebagai jarak normal yang diukur dari permukaan benda padat hingga suatu titik dimana kecepatan aliran adalah 0.99 kali kecepatan *freestream*. Karena profil kecepatan berkembang secara halus dan asimtotik terhadap *freestream*, maka ketebalan lapis batas sukar diukur secara pasti.

2. *Displacement thickness* ( $\delta^*$ )

Gaya-gaya *viscous* yang menghambat aliran dalam lapis batas menyebabkan laju alir massa dengan adanya lapis batas lebih sedikit daripada laju alir massa tanpa adanya lapis batas. *Displacement thickness* ( $\delta^*$ ) adalah jarak dimana batas permukaan harus dipindahkan secara imajiner dalam aliran tanpa gesekan sehingga memberikan laju alir massa yang setara dengan penurunan laju alir massa yang terjadi akibat adanya lapis batas dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut :

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left( 1 - \frac{u}{U_{\infty}} \right) dy \quad (2.1)$$

dimana :

$u$  = mean velocity in *x*-direction (m/s)

$U_{\infty}$  = *freestream* velocity (m/s)

3. *Momentum thickness* ( $\Theta$ )

Sifat atau gaya-gaya *viscous* yang menghambat aliran dalam lapis batas juga mengakibatkan pengurangan fluks momentum jika dibandingkan dengan aliran



inviscid. *Momentum thickness* ( $\Theta$ ) didefinisikan sebagai ketebalan dari suatu lapisan fluida dengan kecepatan *freestream* dimana fluks momentumnya sama dengan pengurangan fluks momentum melalui lapis batas dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut

$$\Theta = \int_0^{\delta} \frac{u}{U_{\infty}} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy \quad (2.2)$$

#### 4. *Shape factor* ( $H$ )

*Shape factor* atau *factor bentuk* adalah perbandingan antara *displacement thickness* dengan *momentum thickness* dan dinyatakan dengan persamaan sebagai berikut :

$$H = \delta^*/\Theta \quad (2.3)$$

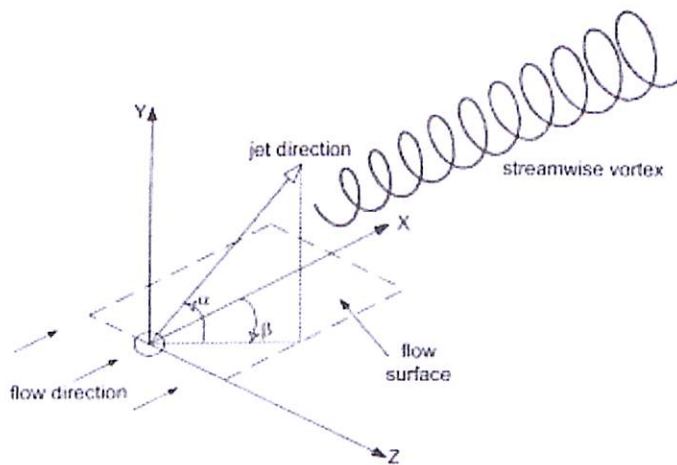
### 2.3. *Vortex Generator*

*Vortex generator* merupakan perangkat aerodinamika yang berbentuk menyerupai sirip dimana biasanya *vortex generator* ini diletakkan pada suction side atau permukaan atas dari suatu benda seperti pada sayap pesawat atau pada sudu turbin. Tujuan ditambahkannya VG adalah untuk merubah *laminar boundary layer* menjadi *turbulen boundary layer* lebih awal dengan kata lain menciptakan vortisitas yang kuat sehingga turbulensi aliran dapat dipercepat. Pada aliran yang lebih *turbulen* menyimpan energi yang lebih besar sehingga momentum aliran dapat lebih lama menahan *adverse pressure gradient* dan separasi aliran dapat ditunda.

Ketika benda tersebut bergerak, maka *vortex generator* ini menyebabkan munculnya *vortex* atau olakan akibat adanya transfer momentum pada daerah setelah melewati *vortex generator* ini sehingga terjadi transformasi *boundary layer* yang pada mulanya berupa *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*.

*Vortex generator* pada dasarnya dimanfaatkan untuk menunda separasi aliran yang memiliki efek merugikan terhadap *lift* maupun *drag* dari suatu body yang bergerak. Untuk mengatasi hal tersebut maka *vortex generator* ini ditempatkan pada *external surface* pada suatu moving body. Ketika melalui *vortex generator*, maka aliran akan timbul *vortex* akibat adanya transfer momentum pada

partikel fluida yang bergerak secara rotasi sehingga menimbulkan *streamwise vortices* pada permukaan benda. Munculnya *vortices* ini menyebabkan perubahan *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* yang memiliki gradien kecepatan yang lebih tinggi pada daerah dekat permukaan. Hal ini menyebabkan adanya penambahan momentum aliran sehingga lebih dapat melawan *adverse pressure gradient* (gradien tekanan balik) maupun *skin friction* yang terjadi sehingga separasi dapat tertunda. Tertundanya separasi ini maka daerah *wake* yang terbentuk pada daerah belakang benda menjadi lebih sempit sehingga secara teoritis, nilai *lift coefficient* akan meningkat sedangkan *drag coefficient* akan turun. Dengan kata lain, penambahan vortex generator ini bertujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika suatu benda yang ditunjukkan dengan peningkatan rasio  $C_L/C_D$ .



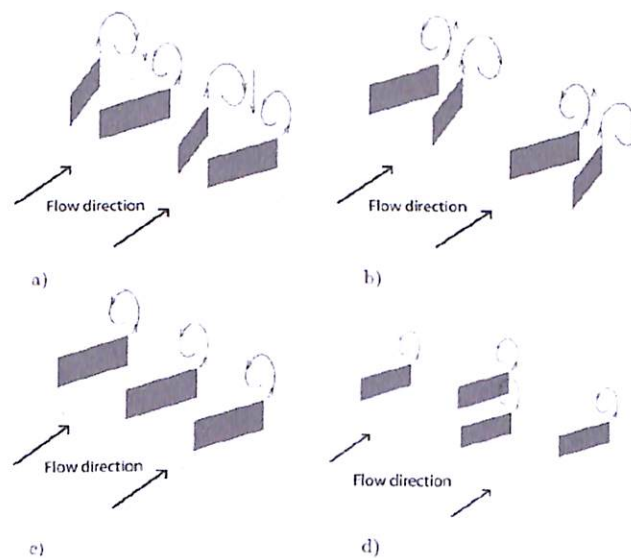
Gambar 2.4. Streamwise vortices pada daerah setelah melewati vortex generator (Sita, 2009)

Biasanya, VG dipasang tegak lurus di permukaan dengan sudut tertentu terhadap arah aliran. Secara fisik, perangkat ini semua memiliki kesamaan bahwa mereka menghasilkan struktur vortex tertentu di belakang VG. Struktur pusaran ini pada gilirannya mencampur aliran ke arah komponen kecepatan radial dan, dengan itu, menimbulkan *streamwise* lebih tinggi pada kecepatan dekat dengan dinding dan mengurangi kecepatan *streamwise* jauh dari dinding.

Fenomena ini merupakan hasil dari perubahan tekanan dan perpindahan merke dalam aliran yang di sisi lain berdampak pada peningkatan kecepatan rata-

rata. Kesimpulannya dapat dikatakan bahwa *boundary layer velocity profile* menjadi lebih ke arah downstream/dinding dengan perangkat kontrol aliran dimana aliran dengan momentum tinggi ditekan ke arah dinding searah dengan aliran.

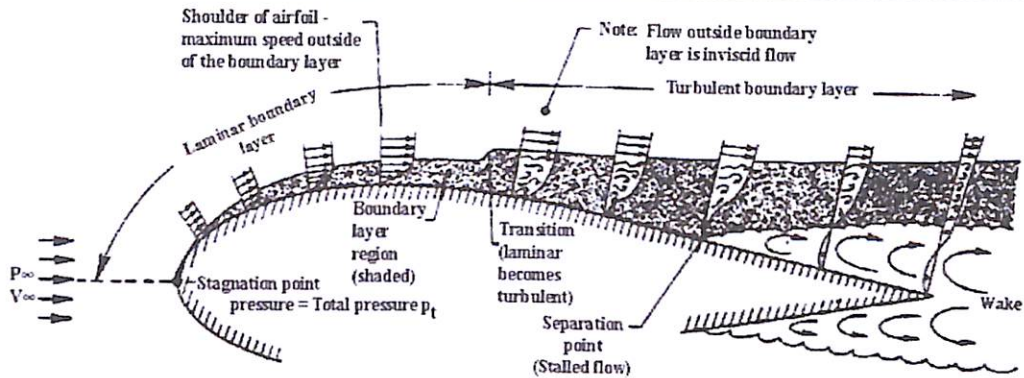
Namun demikian, secara keseluruhan transfer momentum ke dinding dan efisiensi VG berbeda untuk konfigurasi yang berbeda. Secara total, VGs mempertahankan aliran untuk menjadi lebih stabil oleh proses pencampuran lapisan lapisan batas, sehingga tertunda atau bahkan mencegah pemisahan lapisan batas. (von Stillfried, 2009).



Gambar 2.5. Mekanisme Vortex generators di a) counter-rotating "common flow down", b) counter-rotating "common flow up", c) co-rotating, and d) multiple-row set-ups.

#### 2.4. Separasi dan *Wake* pada *Airfoil*

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 2.5. Perubahan *boundary layer* diikuti dengan perubahan tekanan dan kecepatan sepanjang kontur permukaan.



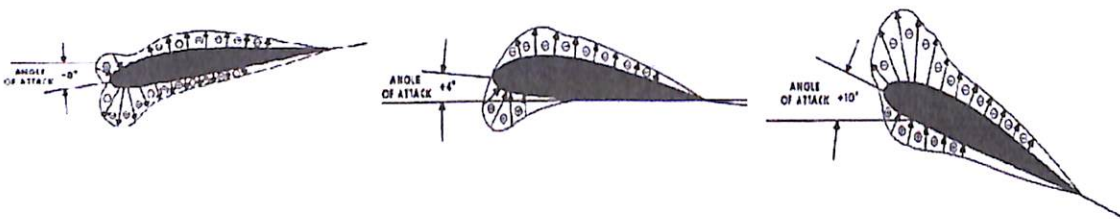
Gambar 2.6. Evolusi profil kecepatan pada airfoil (Clarkson, 1992)

Pada saat tepat menyentuh *airfoil*, kecepatan aliran berharga nol pada *stagnation point* dan memiliki tekanan maksimum. Seiring dengan pergerakan aliran, kecepatan aliran akan bertambah besar hingga mencapai harga maksimum pada *shoulder of airfoil* serta memiliki *pressure gradient* negatif. Pada *shoulder of airfoil* fluida memiliki tekanan minimum, lalu mengalami kenaikan tekanan sehingga *pressure gradient* menjadi positif atau yang sering disebut *adverse pressure gradient* (APG). Kenaikan tekanan yang terjadi mengakibatkan kecepatan fluida menjadi menurun dimulai dari *shoulder of airfoil*. Perbedaan tekanan dan gaya geser pada permukaan benda mengakibatkan momentum fluida yang mengalir di atasnya berkurang sehingga semakin lama akan mengalami perlambatan sampai diam.

Pada *separation point*, APG semakin positif sehingga aliran di dekat permukaan telah benar-benar terbalik dan fluida sudah tidak mampu lagi mengikuti kontur permukaan 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*. Semakin besar daerah *wake* menyebabkan semakin besar gaya *drag* yang terjadi. Dengan menunda separasi dapat menyebabkan daerah *wake* semakin kecil dan menurunkan gaya *drag*.

## 2.5. Sudut Serang

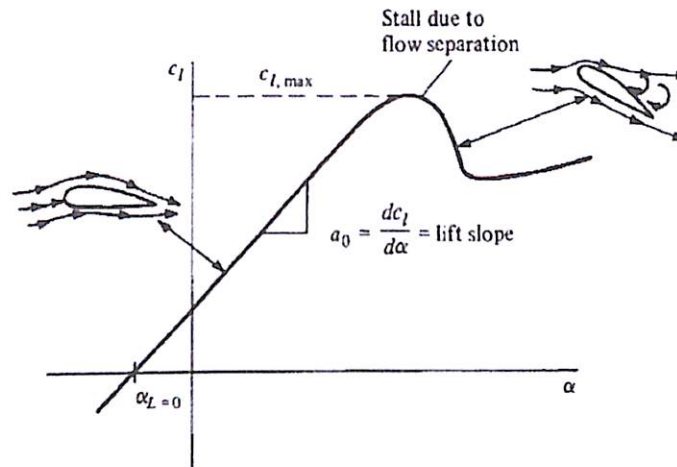
Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi sudut serang ditunjukkan seperti pada gambar di bawah ini. Tanda (+) dan (-) mewakili besarnya tekanan, sedangkan panah menunjukkan total gaya. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang kontur permukaan *airfoil* akan dapat dipresentasikan dalam bentuk koefisien tekanan ( $C_p$ ).



Gambar 2.7. Distribusi tekanan melewati *airfoil* dengan variasi sudut serang (<http://avstop.com/>)

Gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang ( $\alpha$ ). Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga akan meningkat sampai suatu ketika terjadi *stall*. Peristiwa *stall* bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*.

Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang tinggi adalah pengurangan gaya angkat dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*. Harga maksimum dari  $C_L$  berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan  $C_{Lmax}$ .  $C_{Lmax}$  merupakan aspek paling penting pada performansi *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut *stall* pesawat udara. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *take off*, *take on*, dan *manuever*. Hubungan antara gaya angkat dengan variasi *angle of attack* ditunjukkan seperti pada gambar di bawah ini.



Gambar 2.8. Variasi  $C_L$  dengan *angle of attack* pada *airfoil* (Anderson, 2001)

## 2.6. Koefisien Tekanan

Koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan selisih antara tekanan lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{p_c - p_s}{1/2\rho U_\infty^2} \quad (2.4)$$

dimana :

- $p_c$  : tekanan statis pada kontur lokal
- $p_s$  : tekanan statis aliran bebas
- $1/2\rho U_\infty^2$  : tekanan dinamis aliran bebas

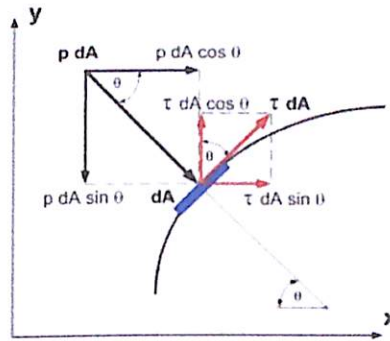
## 2.7. Koefisien *Drag* dan *Lift*

Sebuah benda yang dialiri aliran *viscous*, *incompressible* akan menghasilkan gaya-gaya aerodinamika. Gaya-gaya tersebut dihasilkan karena adanya tekanan dan gaya geser pada permukaan benda. Gaya yang sejajar horisontal dengan arah aliran disebut dengan gaya *drag*, sedangkan gaya dengan arah vertikal atau tegak lurus dengan arah *freestream* disebut dengan gaya *lift*.

Gaya *drag* yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* ( $F_{Df}$ ) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya *viskositas* (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure drag* ( $F_{Dp}$ ) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan



benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan antara *friction drag* dan *pressure drag* ini disebut sebagai *total drag*.



Gambar 2.9. Penguraian komponen gaya *drag* (Fox, 2010)

Pada gambar 2.8. komponen gaya searah sumbu - x adalah gaya hambat, sedangkan searah sumbu-y adalah gaya *lift*, gaya hambat yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut :

$$F_D = F_{Dp} + F_{Df}$$

$$F_D = \int \cos\theta \cdot (p \cdot dA) + \int \sin\theta \cdot (\tau \cdot dA) \quad (2.5)$$

Gaya hambat sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* ( $C_D$ ), Oleh karena itu persamaan untuk mengetahui gaya *drag* ini dapat didefinisikan sebagai berikut :

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot A} \quad (2.6)$$

Gaya *lift* pada suatu profil aerodinamika dapat terbentuk jika terdapat perbedaan kecepatan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari suatu benda sehingga mengakibatkan adanya selisih distribusi tekanan. Gaya *lift* ini merupakan komponen gaya yang tegak lurus aliran *freestream*.

$$F_L = \int \cos\theta \cdot (\tau \cdot dA) - \int \sin\theta \cdot (p \cdot dA) \quad (2.7)$$

Adapun koefisien *lift* ( $C_L$ ) dapat ditunjukkan pada persamaan berikut :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot A} \quad (2.8)$$



## 2.8. Turbulence Kinetic Energy

Turbulence kinetic energy adalah energi yang berkaitan dengan pusaran turbulen dalam aliran fluida. Ini adalah properti yang dapat didapatkan dalam model matematika dari aliran turbulen dalam dinamika fluida komputasi. Hal ini dinyatakan sebagai energi kinetik per satuan massa, dengan unit kecepatan kuadrat ( $m^2 / s^2$ ) dan dapat didefinisikan sebagai :

$$k = \frac{1}{2} \left( \overline{(u'_1)^2} + \overline{(u'_2)^2} + \overline{(u'_3)^2} \right). \quad (2.9)$$

TKE dapat diproduksi oleh gesekan fluida, gesekan atau daya apung, atau melalui gaya eksternal pada skala frekuensi rendah. Proses produksi, pergerakan dan disipasi dapat diekspresikan sebagai berikut :

$$\frac{Dk}{Dt} + \nabla \cdot T' = P - \epsilon, \quad (2.10)$$

Dimana :

$Dk/Dt$  adalah rata-rata aliran material yang diturunkan dari TKE;

$\nabla \cdot T'$  adalah turbulence transport dari TKE;

$P$  adalah produksi dari TKE

$\epsilon$  adalah disipasi TKE

The full form of the TKE equation is

$$\underbrace{\frac{\partial k}{\partial t}}_{\text{Local derivative}} + \underbrace{\bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j}}_{\text{Advection}} = - \underbrace{\frac{1}{\rho_o} \frac{\partial \bar{u}'_i p'}{\partial x_i}}_{\text{Pressure diffusion}} - \underbrace{\frac{1}{2} \frac{\partial \bar{u}'_j u'_j u'_i}{\partial x_i}}_{\text{Turbulent transport } T} + \underbrace{\nu \frac{\partial^2 k}{\partial x_j^2}}_{\text{Molecular viscous transport}} - \underbrace{\bar{u}'_i u'_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j}}_{\text{Production } P} - \underbrace{\nu \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} \frac{\partial u'_i}{\partial x_j}}_{\text{Dissipation } \epsilon_k} - \underbrace{\frac{g}{\rho_o} \bar{\rho}' u'_i \delta_{i3}}_{\text{Buoyancy flux } b}$$

## 2.9. Penelitian Terdahulu

### 2.9.1. Penelitian Tentang Karakteristik Airfoil 43018

*Airfoil NACA 43018* digunakan pada wing pesawat ATR 72 baik seri 500 maupun 600. Pesawat jenis ini di Indonesia dioperasikan oleh Garuda Indonesia dan Lion Air untuk rute-rute pendek misalnya Surabaya-Jogjakarta dan Surabaya-Banyuwangi. ATR 72 adalah bagian dari ATR family yang menggunakan engine



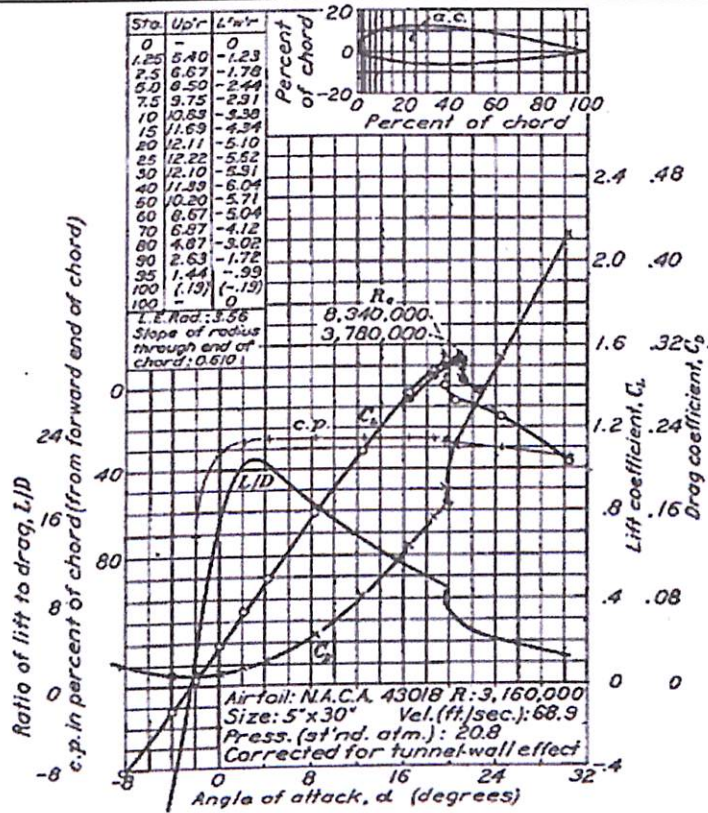
## Politeknik Penerbangan Surabaya

twin turboprop dengan high wing aircraft dan dilengkapi dengan 2 Pratt & Whitney 127F engine yang dibangun perusahaan pesawat Perancis-Italia ATR. Pesawat ini memiliki kapasitas hingga 78 penumpang dalam konfigurasi kelas tunggal dan dioperasikan oleh dua kru penerbang.



Gambar 2.10. Pesawat ATR 72 yang dioperasikan Wings Air

**Eastman dan Abbot (1935)**, menyusun airfoil section data dari NACA 43018 variable density tunnel yang diakibatkan interferensi dan koreksi lainnya. Pengujian dilakukan pada wind tunnel dengan  $Re = 8.340.000$ ,  $Re = 3.780.000$  dan  $Re = 3.160.000$  untuk berbagai jenis NACA airfoil. Dari penelitian tersebut dihasilkan antara lain grafik di bawah ini :



Gambar 2.11. Grafik Airfoil section data NACA 43018 (Jacobs, Eastman N., 1935)

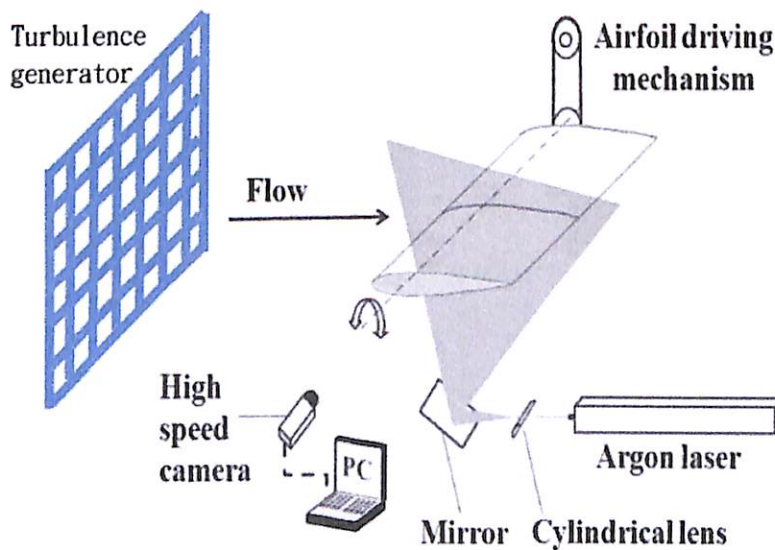
Dari hasil pengujian didapatkan grafik distribusi  $C_p$ ,  $C_D$  dan  $C_L$  dari leading edge sampai dengan trailing edge. Dari grafik tersebut nampak bahwa  $C_p$  meningkat pada sudut serang/angle of attack/AoA  $0^\circ$  di titik 40% dari cord kemudian bernilai tetap pada titik tersebut sampai dengan titik stall ( $20^\circ$ ).  $C_L$  secara perlahan meningkat seiring dengan kenaikan angle of attack sampai dengan titik stall. Sedangkan  $C_D$  meningkat secara perlahan sampai dengan titik stall pada sudut AoA  $20^\circ$ . Perbandingan L/D paling optimal dicapai pada AoA  $4^\circ$ .

### 2.9.2. Efek Turbulent Boundary Layer dan Angle of Attack terhadap Separasi Airfoil

Meskipun *turbulent boundary layer* mempunyai harga friksi permukaan yang lebih besar daripada *laminar boundary layer*, tetapi *turbulent boundary layer* mempunyai sesuatu yang menguntungkan. Leu, dkk (2012) membandingkan profil kecepatan yang terjadi didalam *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*.

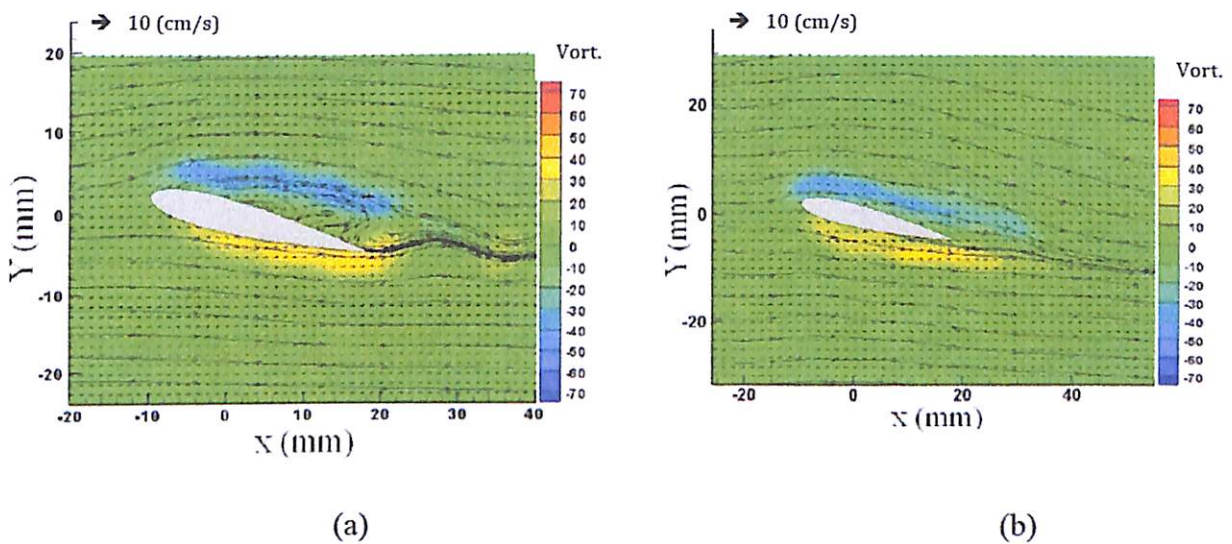
Percobaan dilakukan di water tunnel dengan bagian uji 600cm x 60cm x 250cm. Gambar. 2.12. menunjukkan skema percobaan pada Airfoil, NACA 0015 yang digunakan dalam penelitian ini dengan chord panjang  $C = 3$ cm dan lebar sayap 18cm itu horizontal dipasang di tengah bagian uji. Pembangkit turbulensi dibuat dari potongan kayu persegi yang terletak di inlet dari test section. Penampang persegi kayu adalah 10 mm dengan 10 mm dengan jalaukuran 20 mm. Freestream turbulence intensity di pusat bagian tes adalah sekitar 6,9%.



Gambar 2.12. Skema Pengujian Eksperimental (Leu dkk, 2012).

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. Gambar di bawah menunjukkan aliran fluida melalui *airfoil* dengan kecepatan *freestream* 10 cm/s yang diletakkan pada *angle of attack*  $14^\circ$ . Di dalam *laminar boundary layer* separasi sudah terjadi di dekat *leading edge* sehingga daerah *wake* yang terbentuk pada permukaan atas *airfoil* cukup besar. Hal ini sangat dihindari karena dengan terbentuknya *wake* tersebut akan

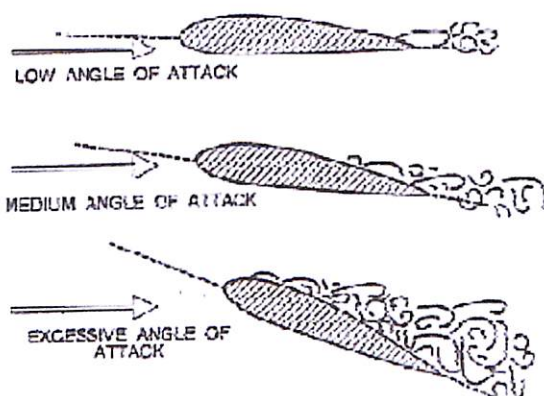
meningkatkan gaya *drag* dan menurunkan gaya *lift* pada *airfoil*. Sedangkan di dalam *turbulent boundary layer* terlihat hampir tidak terjadi separasi sehingga tidak ada daerah *wake* yang terbentuk pada permukaan atas *airfoil*. Dengan tidak terbentuknya *wake* ini mengindikasikan performansi *airfoil* yang lebih baik ketika berada di dalam *turbulent boundary layer* jika dibandingkan dengan *laminar boundary layer*.



Gambar 2.13. Aliran fluida melalui *airfoil* dengan *angle of attack*  $14^\circ$  (a) Laminar boundary layer, terjadi separasi lebih awal (b) Turbulent boundary layer, terjadi penundaan separasi. (Leu dkk, 2012).

Kadek, dkk (2013) meneliti tentang pengaruh sudut serang terhadap posisi separasi pada *airfoil* NACA 0011, NACA 0013, NACA 0015, NACA 0017, dan NACA 0019 dengan variasi sudut serang  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $14^\circ$ ,  $16^\circ$ ,  $18^\circ$ ,  $20^\circ$ . Berdasarkan penelitian ini, didapatkan kesimpulan yaitu visualisasi aliran yang menunjukkan semakin besar sudut serang yang diberikan maka separasi aliran terbentuk semakin di depan sehingga menyebabkan terbentuknya *vortex-vortex* pada aliran yang melewati *leading edge* dan *trailing edge* sehingga terbentuk *wake* dibelakang *airfoil* dan gaya *drag* bertambah seiring dengan semakin besarnya *wake* yang terbentuk. Separasi paling awal terjadi pada sudut serang  $20^\circ$  atau disebut *stalling angle of attack* karena pada sudut tersebut gaya *lift*

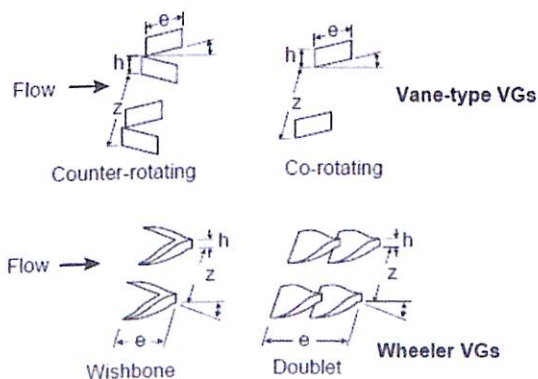
akan berkurang sedangkan gaya *drag* akan bertambah. Pengaruh dari variasi *angle of attack* terhadap separasi dapat dilihat pada Gambar 2.12.



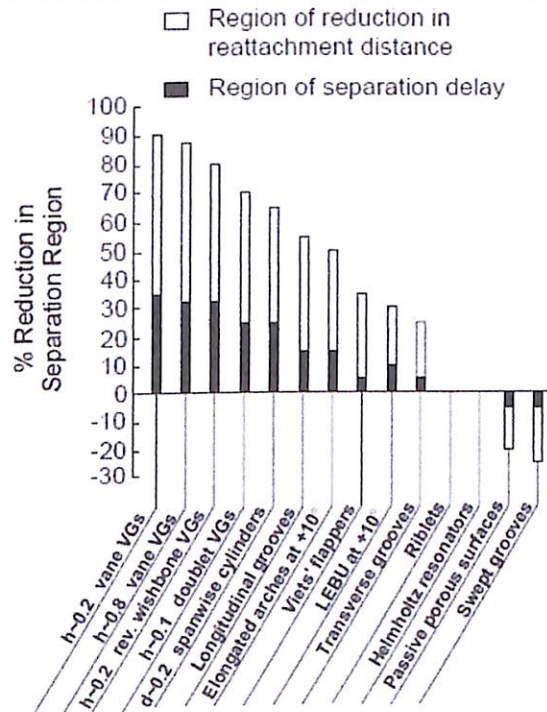
Gambar 2.14. Pengaruh *angle of attack* terhadap separasi (Kadek, 2013)

### 2.9.3. Penelitian Tentang Vortex Generator

Lin (2002) mengevaluasi efektifitas beberapa bentuk vortex generator (Gambar 2.13) dalam penundaan separasi aliran. Hasil yang didapatkan dapat dilihat pada Gambar 2.14. Dari gambar tersebut terlihat bahwa *vortex generator* adalah alat yang paling efektif untuk mengurangi daerah separasi dibandingkan dengan bentuk yang lain. Hal ini dikarenakan *vortex generator* menghasilkan *streamwise vortices* sehingga aliran lebih tahan terhadap *adverse pressure gradient*.



Gambar 2.15. *Vortex generator* tipe *vane* dan *wheeler* (Lin, 2002)

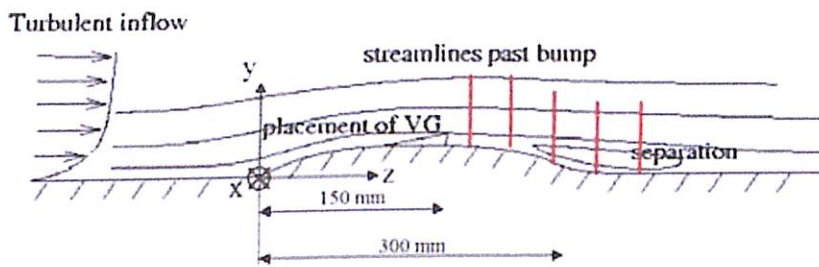


Gambar 2.16. Keefektifan berbagai macam *flow control device* (Lin, 2002)

Pada penelitian Lin juga didapatkan pengaruh penggunaan VG terhadap  $C_L$  dan  $C_D$ . Pada  $Re = 5 \times 10^6$  dan  $9 \times 10^6$  didapatkan  $C_D$  yang lebih rendah meskipun dengan perbandingan titik stall pada AoA yang sama.

Velte, dkk (2007) menggunakan *bump* (gundukan) untuk melihat pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap karakteristik aliran di daerah *downstream*. *Vortex generator* yang dipakai adalah bentuk *triangular* dan ketinggian sebesar  $1\delta$ ,  $0.4\delta$ , dan  $0.2\delta$  dengan  $Re = 2 \times 10^4$ , dipasang pada posisi 42% *bump chord* dan *angle of incidence*  $18^\circ$ . Hasilnya menunjukkan kenaikan profil kecepatan di daerah dekat batas *solid surface*. Separasi di daerah *downstream* juga dapat ditunda secara efektif pada penggunaan *vortex generator*. Pada penelitiannya itu, digunakan *counter rotating vortex generator* pada sebuah *bump* pada *wind tunnel* seperti pada Gambar 2.10. Penelitian ini bertujuan untuk menginvestigasi efek dari *vortex generator* terhadap separasi, *reynold number* rendah, *turbulent boundary layer* terkait dengan ketahanan terhadap *adverse pressure gradient* dengan menggunakan *free stream velocity* sebesar 1 m/s untuk menentukan geometri *vortex generator* yang paling optimal.

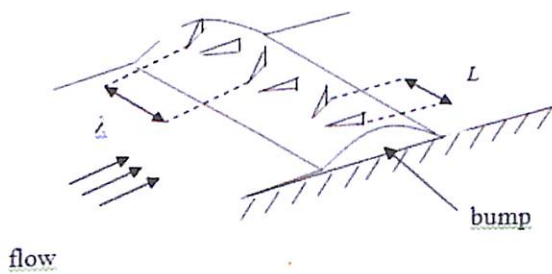




Gambar 2.17. Geometri *bump* dengan *vortex generator* (Velte, 2007)

Dari penelitian Velte dkk (2007), didapatkan geometri *vortex generator* paling optimal dapat ditunjukkan pada Tabel 2.1.

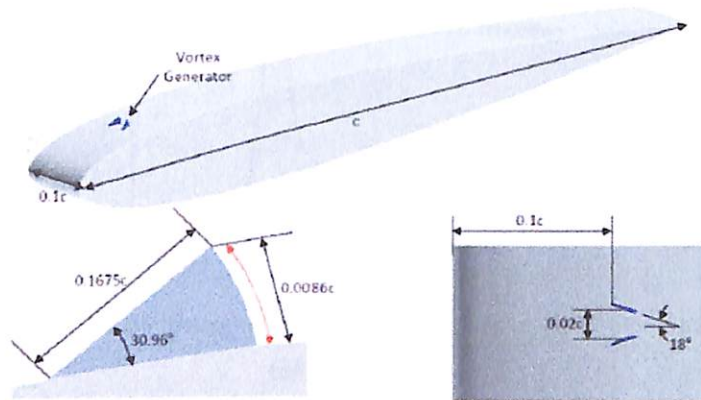
Tabel 2.1 Geometri *vortex generator* paling optimum (Velte dkk, 2007)



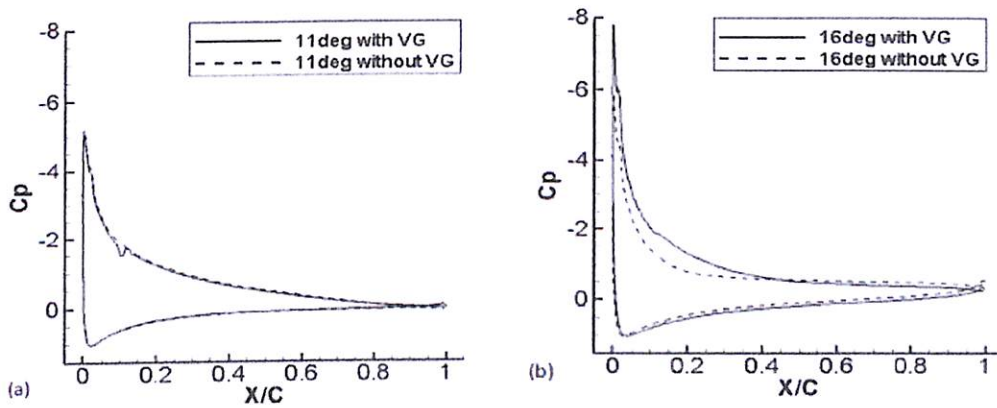
$h/\delta$	$l/h$	$L/h$	$\lambda/h$	$\beta$
0.37	2	2.5	6	$18^\circ$

- dimana :
- $h$  = Ketinggian *vortex generator*
  - $l$  = Panjang *vortex generator*
  - $L$  = Jarak antara *trailing edge* dan dua *vortex generator* yang sepasang
  - $\lambda$  = Jarak *pitch vortex generator*
  - $\beta$  = Sudut *vortex generator* terhadap arah aliran
  - $\delta$  = *Boundary layer thickness*

Anand dkk (2010) meneliti efektifitas *vortex generator* jenis *counter rotating triangle vortex generator* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.16. *Vortex generator* ini diletakkan pada 10% *chord length* pada *airfoil* jenis NACA 0012 dengan *angle of attack*  $11^\circ$  dan  $16^\circ$  menggunakan  $Re = 5,5 \times 10^5$ . Berdasarkan penelitian ini didapatkan hasil yaitu penggunaan *vortex generator* dapat menunda separasi pada dinding *airfoil*. Hal ini ditunjukkan oleh distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) seperti pada Gambar 2.17.



Gambar 2.18. Triangle vortex generator dengan konfigurasi counter rotating (Anand dkk, 2010)

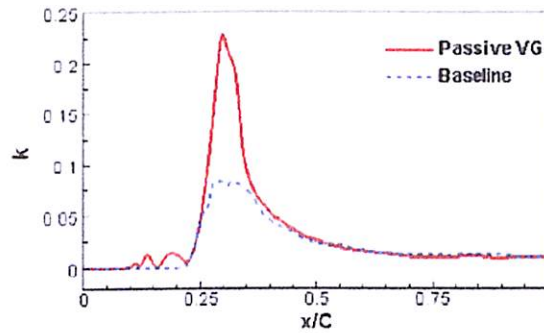


Gambar 2.19. Distribusi  $C_p$  pada airfoil dengan atau tanpa VG pada (a)  $\alpha = 11^\circ$  (b)  $\alpha = 16^\circ$  (Anand dkk, 2010)

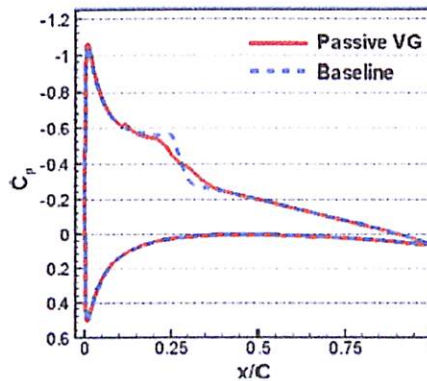
Shan (2007), melakukan studi numerik untuk mengontrol separasi aliran pada airfoil NACA 0012 dengan AoA  $6^\circ$  dan separasi kontrol menggunakan *passive vortex generator*.

Computational parameters			
Angle of attack, $\alpha$	Reynolds number, $Re = U_\infty C / \nu_\infty$	Mach number, $M$	Grid nodes, $N_x \times N_y \times N_z$
$6^\circ$	$10^5$	0.2	$840 \times 90 \times 120$

Tabel 2.2. Parameter Penelitian Shan (2007)



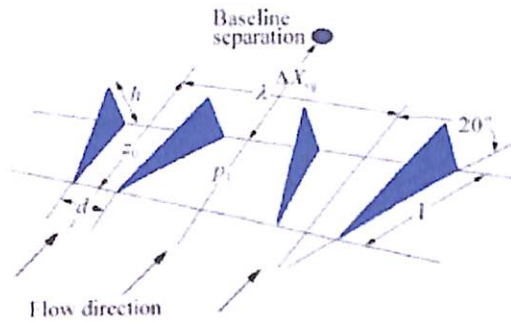
Gambar 2.20. Turbulent Kinetic Energy hasil penambahan *passive VG* di atas Airfoil NACA0012 (Shan, 2007)



Gambar 2.21. Distribusi Cp hasil penambahan *passive VG* di atas Airfoil NACA0012 (Shan, 2007)

Dari Grafik di atas didapatkan bahwa pada  $x/c = 0,25$  turbulent kinetic energy meningkat setelah melalui VG sekitar 3 kali *Turbulent Kinetic energy* dari baseline. Dengan meningkatnya energy dari aliran maka pressure lebih kecil karena kecepatan aliran meningkat lebih tinggi dari baseline. Hal ini ditandai dengan penurunan Cp pada  $x/c = 0,25$ .

Aplikasi mengenai penambahan VG untuk menunda separasi aliran banyak sekali digunakan diantaranya untuk dapat meningkatkan *coefficient lift* ( $C_L$ ) pada sayap pesawat seperti penelitian yang dilakukan oleh Zhen, dkk (2010). Penelitian tersebut mempelajari tentang pengaruh penambahan VG pada *Aludra UAV's wing* untuk meningkatkan nilai  $C_L$  dengan memvariasikan geometri dan tipe VG serta nilai  $(\Delta X_{VG}/\delta)$  dan  $(\lambda/h)$ . Eksperimen dilakukan pada wind tunnel 30 cm x 30cm x 60cm pada  $V_\infty = 20$  m/s. Simulasi dilakukan dengan *CFD Fluent* dengan  $Re = 2,13 \times 10^5$ .



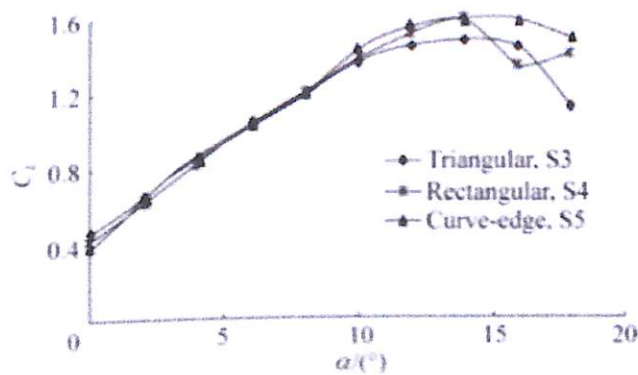
Gambar 2.22. Dimensi jarak antar VG yang dipasang pada *Aludra UAV's wing* (Zhen, dkk, 2010)

Selain itu, Zhen, dkk (2010) juga menentukan mengenai geometri dan tipe VG yang akan digunakan untuk membandingkan nilai  $C_L$  dari beberapa bentuk mana yang paling efektif.

Tabel 2.3. Geometri dan tipe VG Penelitian Zhen (2010)

Parameter	Experiment			Simulation				
	C1	C2	C3	S1	S2	S3	S4	S5
$h$ mm	5	5	5	32.6	32.6	32.6	32.6	32.6
$l/h$	3	3	3	3	3	3	3	3
$d/h$	1	1	1	1	1	1	1	1
$\lambda/h$	10	10	7.5	10	10	7.5	7.5	7.5
$\Delta X_{VG} / \delta$	16	10	10	16	10	16	16	16
Shape	Tri	Tri	Tri	Tri	Tri	Tri	Rect	Curve-edge

Note: Tri=Triangular Rect= Rectangular



Gambar 2.23. Grafik pengaruh beberapa bentuk bodi VG terhadap  $C_L$  (Zhen, dkk, 2010)

Dari grafik diatas dapat diamati bahwa bentuk *rectangular* dan *curve-edge* memiliki efektifitas yang lebih tinggi daripada *triangular* VG dalam menaikkan gaya angkat (*lift force*).



### BAB III

#### METODE PENELITIAN

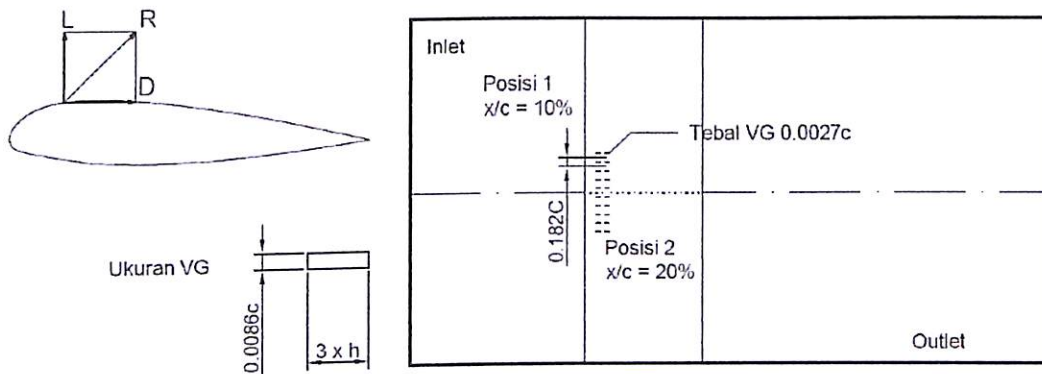
Untuk melaksanakan penelitian ini, ada beberapa tahapan yang akan dilakukan untuk mewujudkan tujuan yang telah ditetapkan sebelumnya dengan menggunakan kajian secara eksperimental dan numerik. Didalam melakukan pengukuran terdapat dua metode pengukuran, yaitu pengukuran secara langsung (*direct measurement*) dan pengukuran tak langsung (*indirect measurement*). Metode pengukuran langsung (*direct measurement*) yaitu hasil pengukuran langsung dipresentasikan atau dibaca, sedangkan pengukuran tak langsung (*indirect measurement*) yaitu diperlukan suatu proses lebih lanjut untuk penjabaran atau interpretasi dan penalaran terhadap hasil pengukuran.

Penelitian dilaksanakan di Laboratorium Aerodinamika Politeknik Penerbangan Surabaya. Beberapa hal yang perlu diperhatikan pada proses ini adalah:

1. Dimensi saluran uji.
2. Kecepatan udara di dalam saluran uji.
3. Kondisi aliran dalam saluran uji.
4. Dimensi model uji dan instalasinya.
5. Peralatan ukur yang digunakan.

### 3.1. Analisa Grup Tak Berdimensi Untuk Koefisien Tekanan Pada *Airfoil*

#### 3.1.1. Parameter yang diukur



Gambar 3.1. Gaya-gaya pada airfoil dan susunan VG

Analisa dimensi sangat diperlukan untuk mengetahui apakah suatu parameter berpengaruh terhadap suatu penelitian atau tidak. Pada penelitian ini, parameter-parameter yang mempengaruhi karakteristik aliran adalah :

1. Massa jenis fluida,  $\rho$  ( $\text{kg/m}^3$ )
2. Viskositas fluida,  $\mu$  ( $\text{N.s/m}^2$ )
3. Kecepatan fluida,  $U_\infty$  ( $\text{m/s}$ )
4. Ketebalan *boundary layer*,  $\delta$  (m)
5. *Airfoil* thickness,  $x$  (m)
6. Jarak antara dinding plat datar dengan *Airfoil*,  $G$  (m)
7. Panjang *Airfoil Chord*,  $c$  (m)
8. Tinggi *disturbance/VG*,  $h$  (m)
9. Panjang *disturbance/VG*,  $l$  (m)
10. Jarak antara *leading edge* ke *disturbance/VG*,  $t$  (m)
11. Jarak *pressure tap* dinding datar terhadap *midspan* dinding datar,  $T$  (m)
12. Gaya *drag* pada *Airfoil* ( $F_D$ )
13. Gaya *lift* pada *Airfoil* ( $F_L$ )



### 3.1.2. Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien *Drag* pada *Airfoil*

Gaya *drag* pada *Airfoil* dipengaruhi oleh beberapa parameter, sehingga gaya *drag* dapat dituliskan sebagai fungsi parameter-parameter tersebut. Secara matematik dapat dituliskan sebagai berikut :

$$F_D = f_1(\rho, \mu, U_\infty, t, G, c, T, h, l, x, \delta)$$

Dengan menggunakan *Buckingham Pi Theorema* dengan parameter berulang  $\rho$ ,  $U_\infty$ , dan  $t$ , diperoleh 8 grup tak berdimensi yaitu :

1.  $\pi_1 = \frac{F_D}{\rho U_\infty^2 t^2}$  (koefisien *drag*)
2.  $\pi_2 = \frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}$  (bilangan *Reynolds*)
3.  $\pi_3 = \frac{G}{t}$  (rasio jarak dinding datar ke *Airfoil* dengan *Airfoil* thickness)
4.  $\pi_4 = \frac{x}{c}$  (rasio panjang *Airfoil* dengan *Airfoil* thickness)
5.  $\pi_5 = \frac{T}{t}$  (rasio jarak *pressure tap* dinding datar terhadap *midspan* dinding datar dengan *Airfoil* thickness)
6.  $\pi_6 = \frac{h}{\delta}$  (rasio tinggi VG terhadap *boundary layer* thickness)
7.  $\pi_7 = \frac{l}{h}$  (rasio panjang VG dengan tinggi VG)
8.  $\pi_8 = \frac{t}{h}$  (rasio jarak antara *leading edge* ke VG dengan tinggi VG)

Hubungan antara grup tak berdimensi sebagai berikut :

$$\pi_1 = f_1(\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6, \pi_7, \pi_8)$$

$$\frac{F_D}{\rho U_\infty^2 t^2} = f_1\left(\frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{x}{c}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{l}{h}, \frac{t}{h}\right)$$

Pada penelitian ini,  $\frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{l}{h}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{t}{h}$  sebagai variabel tetap, sedangkan rasio panjang *Airfoil chord* dengan *Airfoil* thickness, divariasikan untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya terhadap koefisien *drag* pada *Airfoil*.

Sehingga,



$$C_D = \frac{F_D}{\rho U_\infty^2 t^2} = f_1 \left( \frac{x}{c}, \frac{t}{h} \right)$$

Dalam pelaksanaan penelitian eksperimen apabila  $\frac{x}{c}$  berubah maka  $\frac{t}{h}$  dianggap konstan. Apabila  $\frac{t}{h}$  berubah maka  $\frac{x}{c}$  dianggap konstan.

### 3.1.3 Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Lift pada Airfoil

Gaya lift pada silinder sirkular dipengaruhi oleh beberapa parameter, sehingga gaya lift dapat dituliskan sebagai fungsi parameter-parameter tersebut. Secara matematik dapat dituliskan sebagai berikut :

$$F_L = f_2(\rho, \mu, U_\infty, t, G, L, T, h, l, x, \delta)$$

Dengan menggunakan *Buckingham Pi Theorema* dengan parameter berulang  $\rho$ ,  $U_\infty$ , dan  $t$ , diperoleh 8 grup tak berdimensi yaitu :

1.  $\pi_1 = \frac{F_L}{\rho U_\infty^2 t^2}$  (koefisien Lift)
2.  $\pi_2 = \frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}$  (bilangan Reynolds)
3.  $\pi_3 = \frac{G}{t}$  (rasio jarak dinding datar ke Airfoil dengan Airfoil thickness)
4.  $\pi_4 = \frac{x}{c}$  (rasio panjang Airfoil dengan Airfoil thickness)
5.  $\pi_5 = \frac{T}{t}$  (rasio jarak pressure tap dinding datar terhadap midspan dinding datar dengan Airfoil thickness)
6.  $\pi_6 = \frac{h}{\delta}$  (rasio tinggi VG terhadap boundary layer thickness)
7.  $\pi_7 = \frac{l}{h}$  (rasio panjang VG dengan tinggi VG)
8.  $\pi_8 = \frac{t}{h}$  (rasio jarak antara leading edge ke VG dengan tinggi VG)

Hubungan antara grup tak berdimensi sebagai berikut :

$$\pi_1 = f_1(\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6, \pi_7, \pi_8)$$

$$\frac{F_L}{\rho U_\infty^2 t^2} = f_1 \left( \frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{x}{c}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{l}{h}, \frac{t}{h} \right)$$





Pada penelitian ini,  $\frac{\mu}{\rho U_{\infty}^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{l}{h}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{t}{h}$  sebagai variabel tetap, sedangkan rasio panjang *Airfoil chord* dengan *Airfoil thickness*, divariasikan untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya terhadap koefisien lift pada *Airfoil*.

Sehingga,

$$C_L = \frac{F_L}{\rho U_{\infty}^2 t^2} = f_2\left(\frac{x}{c}, \frac{t}{h}\right)$$

Dalam pelaksanaan penelitian eksperimen apabila  $\frac{x}{c}$  berubah maka  $\frac{t}{h}$  dianggap konstan. Apabila  $\frac{t}{h}$  berubah maka  $\frac{x}{c}$  dianggap konstan.

### 3.1.4. Analisa Grup tak Berdimensi untuk Koefisien Tekanan pada *Airfoil*

Distribusi tekanan pada *Airfoil* diduga dipengaruhi oleh beberapa parameter, sehingga perbedaan tekanan dapat dituliskan sebagai fungsi parameter-parameter tersebut. Secara matematis dapat dituliskan sebagai berikut :

$$\Delta p = f(\rho, \mu, U_{\infty}, t, G, L, T, l, h, \delta, x)$$

dimana

$\Delta p$ : perbedaan tekanan ( N/m<sup>2</sup>)

Dengan menggunakan *Buckingham Pi Theorema* dengan parameter berulang  $\rho$ ,  $U_{\infty}$ , dan  $t$ , diperoleh 5 grup tak berdimensi yaitu :

1.  $\pi_1 = \frac{\Delta p}{\rho U_{\infty}^2}$  (koefisien tekanan)
2.  $\pi_2 = \frac{\mu}{\rho U_{\infty}^2 t}$  (bilangan *Reynolds*)
3.  $\pi_3 = \frac{G}{t}$  (rasio jarak dinding datar ke *Airfoil* dengan *Airfoil thickness*)
4.  $\pi_4 = \frac{x}{c}$  (rasio panjang *Airfoil chord* dengan *Airfoil thickness*)
5.  $\pi_5 = \frac{T}{t}$  (rasio jarak *pressure tab* dinding datar terhadap *midspan* dinding datar dengan *Airfoil thickness*)
6.  $\pi_6 = \frac{h}{\delta}$  (rasio tinggi VG terhadap *boundary layer thickness*)
7.  $\pi_7 = \frac{l}{h}$  (rasio panjang VG dengan tinggi VG)



8.  $\pi_8 = \frac{t}{h}$  (rasio jarak antara *leading edge* ke VG dengan tinggi VG )

Hubungan antara grup tak berdimensi sebagai berikut :

$$\pi_1 = f_3(\pi_2, \pi_3, \pi_4, \pi_5, \pi_6, \pi_7, \pi_8)$$

$$\frac{\Delta p}{\rho U_\infty^2} = f_3 \left( \frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{x}{c}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}, \frac{l}{h}, \frac{t}{h} \right)$$

Pada penelitian ini,  $\frac{\mu}{\rho U_\infty^2 t}, \frac{G}{t}, \frac{l}{h}, \frac{T}{t}, \frac{h}{\delta}$  sebagai variabel tetap, sedangkan rasio panjang *Airfoil* chord dengan *Airfoil* thickness, divariasikan untuk mengetahui seberapa besar pengaruhnya terhadap koefisien tekanan pada *Airfoil*.

Sehingga,

$$C_P = \frac{\Delta p}{\rho U_\infty^2} = f_3 \left( \frac{x}{c}, \frac{t}{h} \right)$$

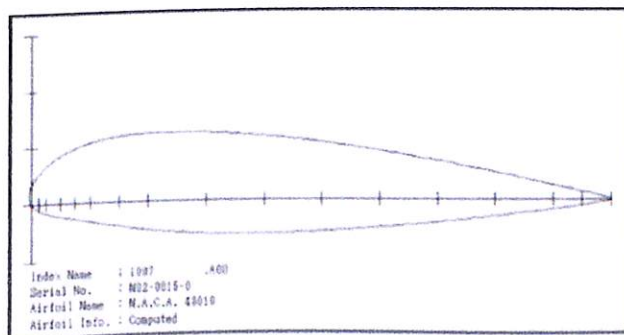
Dalam pelaksanaan penelitian eksperimen apabila  $\frac{x}{c}$  berubah maka  $\frac{t}{h}$  dianggap konstan. Apabila  $\frac{t}{h}$  berubah maka  $\frac{x}{c}$  dianggap konstan.

### 3.2. Desain Eksperimen

Peralatan dan benda uji yang digunakan dalam eksperimen ini adalah sebagai berikut:

#### 3.2.1. Benda Uji Penelitian

Model sayap yang digunakan dalam percobaan ini adalah sayap dengan profil *Airfoil* NACA 43018 dengan modifikasi penambahan *Vortex Generator* bagian atas untuk mengetahui pengaruh penambahan *Vortex Generator* dibandingkan tanpa model sayap tanpa *Vortex Generator*.



Gambar 3.2. Profil *Airfoil* NACA 43018 (Nita, 2008)

**Jenis Airfoil dan kondisi ruangan**

Jenis Airfoil : NACA 43018

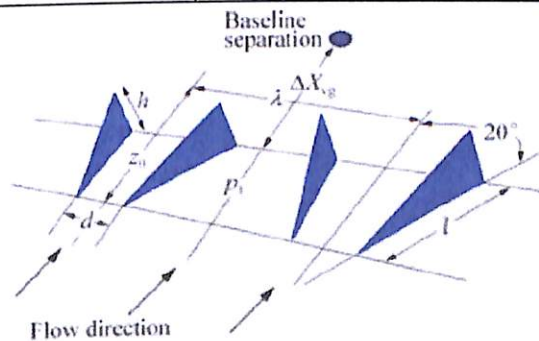
Tekanan ruangan : 760 mmHg

Temperatur ruangan : 30° C

**3.2.2. Parameter Vortex Generator**

Tabel 3.1. Parameter Vortex Generator 43018

Paramater	Eksperimen	Simulasi	
Shape	Rectangular	Rectangular	
h	0.0086c	0.0086c	Anand (2010)
l/h	3	3	Lin (1999)
AoA	0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 19°, dan 20°	0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, 19°, dan 20°	
x/c	10%, 20%	10%, 20%	H. Shan et al, (2007)
c	200mm	1000mm	
d	0,182c	0,182c	Anand (2010)
Susunan	Straigh	Straigh	
$V_\infty$	12 m/s, 17 m/s	12 m/s, 17 m/s	



Gambar 3.3. Definisi vane-type passive VG devices



Gambar 3.4. Posisi peletakan VG pada penelitian eksperimen

### 3.2.3. Peralatan Penelitian

#### a. Terowongan Angin (*Wind Tunnel*)

Penelitian ini menggunakan *wind tunnel* jenis open circuit untuk menguji benda dalam skala model, dimana udara yang dialirkan ke dalamnya langsung bebas dilepas ke udara bebas setelah melalui *test section*. Hal ini disebabkan pengukuran sebenarnya cukup sulit dan membutuhkan biaya yang mahal. Oleh karena itu, *wind tunnel* dibuat dengan kondisi yang mendekati kenyataan sehingga hasil yang didapatkan cukup akurat. *Wind tunnel* ini memiliki spesifikasi sebagai berikut :



Gambar 3.5. *Wind tunnel*



- **Spesifikasi *Wind Tunnel***

Jenis : *Subsonic, open circuit wind tunnel*

Aliran dianggap incompressible pada inlet wind tunnel. Incompressible flow (aliran tak termampatkan) adalah aliran dimana volumenya tidak berubah karena perubahan tekanan, misalnya aliran udara.

Bentuk *test section* : Penampang persegi panjang

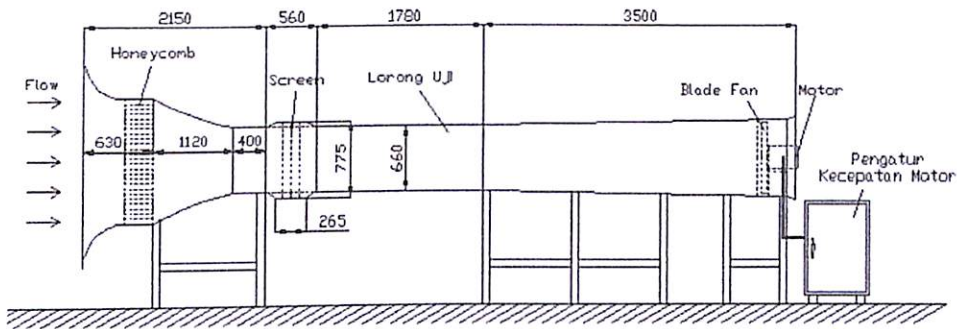
- a. Panjang : 1780 mm
- b. Tinggi : 660 mm
- c. Lebar : 660 mm

Subsonic dimaksudkan bahwa kecepatan yang dihasilkan kurang dari 1 Mach. Mach adalah satuan kecepatan yang umum untuk mengekspresikan kecepatan yang relatif terhadap kecepatan suara. Satuan biasanya ditempatkan sebelum angka pengukurannya seperti Mach 1.0 untuk kecepatan suara, Mach 2.0 untuk dua kali kecepatan suara. Angka sebenarnya kecepatan suara tergantung kepada tingkat tekanan dan suhu atmosfer. Pada suhu udara 0°C dan tekanan udara 1 atmosphere (atm), kecepatan suara adalah 1.088 ft/s atau 331.6 m/s atau 748 mi/h. Kecepatan dibagi menjadi empat wilayah yakni :

- a. Subsonik (Mach < 1,0)
- b. Sonik (Mach = 1.0)
- c. Transonik (0,9 < Mach < 1.0)
- d. Hypersonik (mach > 5.0)

Pemakaian bilangan Mach bukan diperkenalkan oleh Ernest Mach (1838-1916). Istilah itu diperkenalkan oleh insinyur Swiss Jacob Ackeret pada tahun 1929. Mach sendiri tidak menamai bilangan tersebut sebagai Mach Number waktu itu. Kata Mach kemudian terbiasa dipakai orang dan sekaligus sebagai penghormatan kepada Ernest Mach atas jasa-jasanya mengembangkan prinsip-prinsip dasar supersonik. Belakangan muncul juga Mach Angle (Sudut Mach) dan Mach Reflection dalam aerodinamika supersonik.

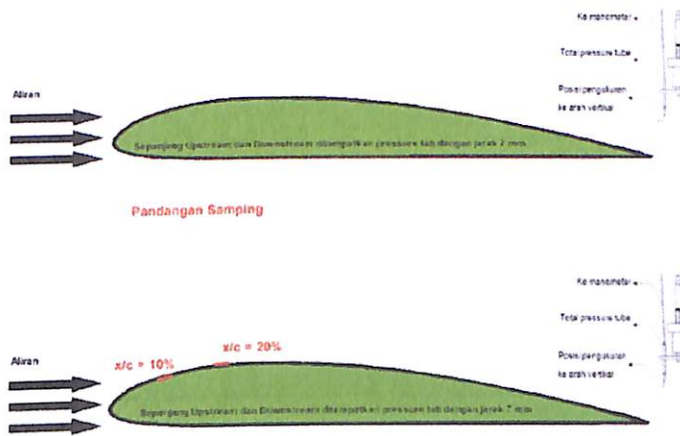
• **Skema Wind Tunnel**



Gambar 3.6. Skema dan dimensi *wind tunnel*

• **Skema Posisi Vortex Generator**

Masing-masing pada upstream dan downstream dipasang 25 pressure tab.

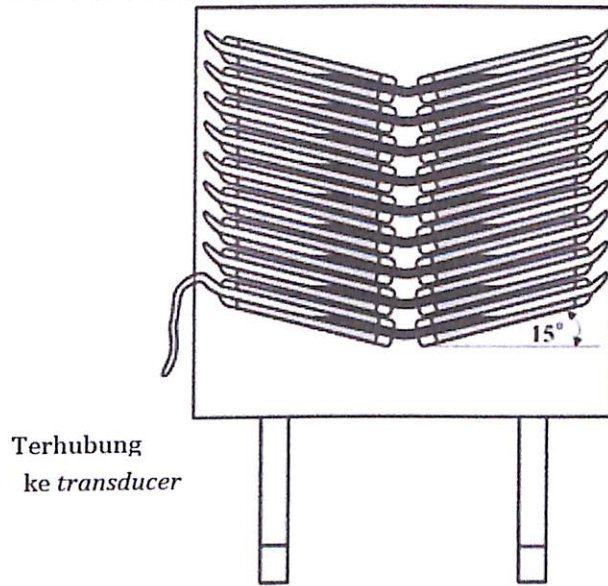


Gambar 3.7. Peletakan VG dan pengukuran tekanan dinamis dan tekanan statis

b. **Manometer**

Manometer digunakan sebagai alat pengukur tekanan pada benda uji penelitian. Manometer yang digunakan adalah *inclined* manometer dengan sudut kemiringan  $15^\circ$  yang dimaksudkan untuk mempermudah pembacaan  $\Delta h$ . Spesifikasi manometer yang digunakan adalah sebagai berikut:

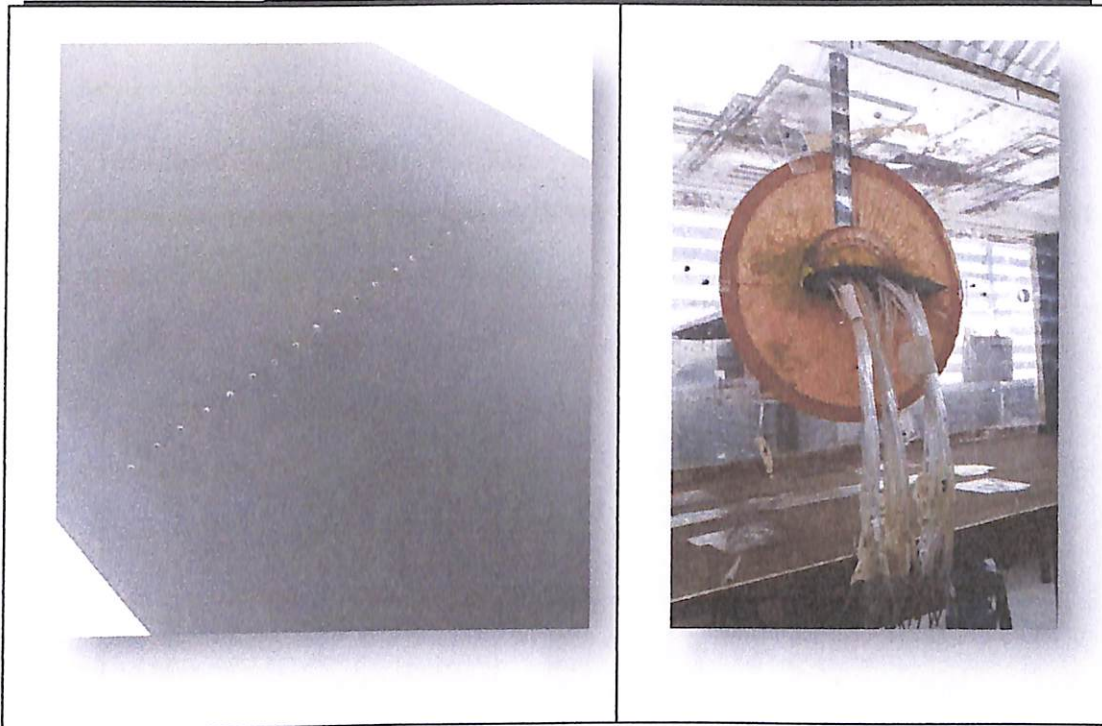
- Sudut inklinasi :  $15^\circ$
- Skala maksimum : 150 mm
- Skala minimum : 1 mm
- Fluida pengisi manometer : *Red Oil* ( $SG = 0,817$ )



Gambar 3.8. *Inclined manometer.*

c. Pressure Tap

*Pressure tap* berbentuk lubang – lubang kecil berdiameter 1 mm yang dipasang sepanjang kontur benda uji yang searah aliran dan tegak lurus permukaan benda uji, *Pressure tap* ini dihubungkan dengan manometer pipa yang berfungsi untuk mengukur tekanan statis di sepanjang permukaan benda uji. Pada penelitian ini *pressure tap* diletakkan pada midspan.



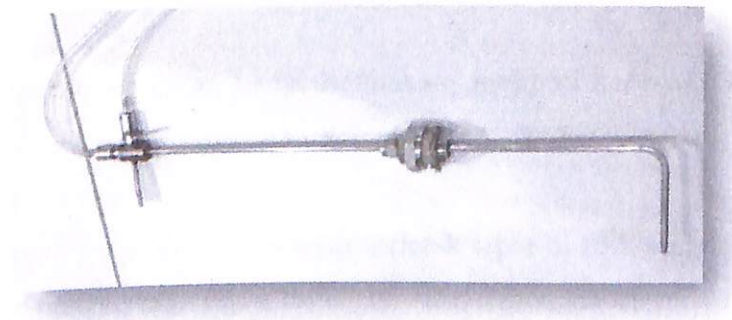
Gambar 3.9. *Pressure Tab* dan selang yang dihubungkan menuju *manometer*.

d. *Termometer*

*Termometer* ini digunakan untuk mengukur temperatur udara di ruangan tempat *wind tunnel* berada. Pengukuran temperatur udara ditujukan untuk mengukur properti udara guna menghitung bilangan *Reynolds* aliran.

e. *Pitot Tube*

Alat ini berfungsi untuk mengukur besarnya tekanan statis sekaligus tekanan stagnasi aliran di antara dan di belakang benda uji.



Gambar 3.10. *Pitot Tube*



f. *Transducer* Tekanan dan Data Aquisisi

Transducer tekanan dan data aquisisi yang digunakan dalam percobaan hal ini dapat dilihat pada gambar berikut :



Gambar 3.11. *Tranduser* Tekanan dan Data Aquisisi

### 3.2.4. Langkah Kerja

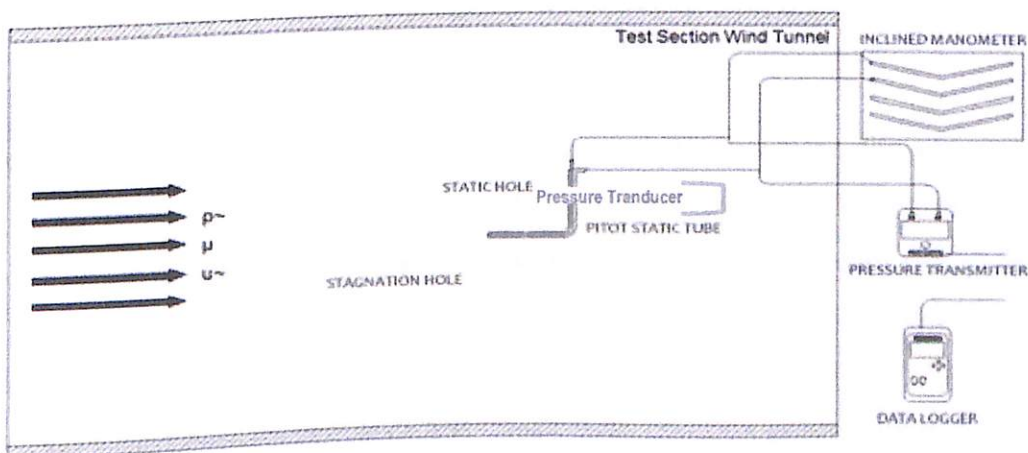
#### 3.2.4.1. Proses Validasi Pengukuran Manometer dan *Pressure Tranducer*

Untuk keakuratan data, maka dilakukan validasi pengukuran antara data hasil pengukuran dengan *Pressure tranducer* dan data hasil pengukuran dengan Manometer.

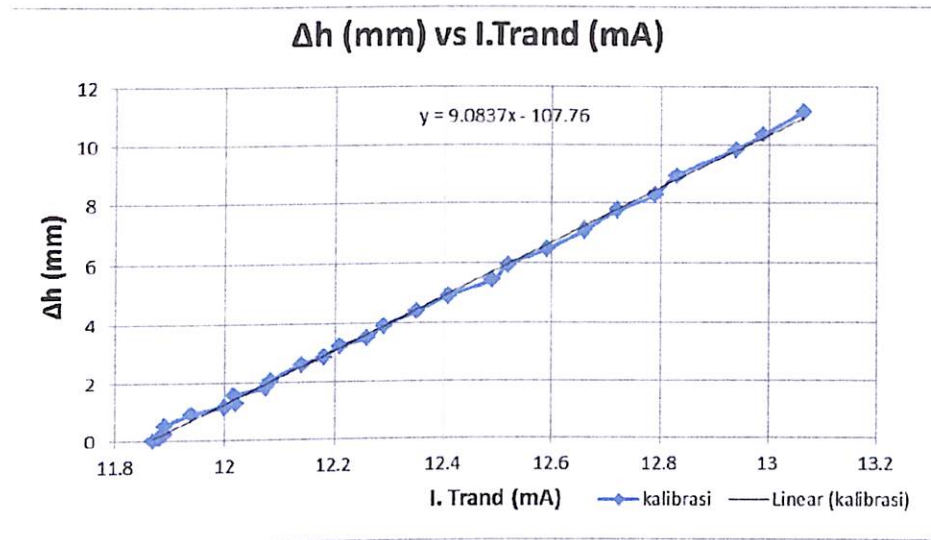
1. Mempersiapkan peralatan yang digunakan, meliputi *subsonic wind tunnel*, *pitot static tube*, *pressure tranducer*, *data logger*, selang bercabang, manometer, dan termometer.
2. Memposisikan *pitot static tube* agar terletak tepat di titik tengah *test section wind tunnel* dengan arah tegak lurus arah aliran menghadap *inlet wind tunnel*.
3. Menyambungkan salah satu ujung masing-masing selang bercabang pada lubang *output* stagnasi dan lubang *output* statis dari *pitot static tube* kemudian

masing-masing ujung lainnya ke manometer dan *pressure transducer*. Selang bercabang inilah yang menghubungkan *pitot static tube* ke manometer dan *pressure transducer*.

4. Mengukur temperatur kerja ruangan dan mencatatnya dalam tabel perhitungan untuk menentukan *properties* udara.
5. Membaca nilai awal ketinggian *red oil* manometer dan nilai awal *pressure transducer*.
6. Menghidupkan *fan wind tunnel* pada putaran 500 rpm dengan waktu tunggu 120 detik.
7. Membaca  $\Delta h$  yang terukur pada manometer dan mencatatnya dalam tabel perhitungan.
8. Membaca *output pressure transducer* yang sudah diambil nilai rata-rata dari 50 kali pengambilan data pada satu titiknya melalui *data logger*. Data yang terbaca berupa nilai arus dalam satuan *mili-ampere (mA)* yang kemudian dicatat dalam tabel perhitungan.
9. Mengubah putaran *fan wind tunnel* dengan kenaikan 50 rpm tanpa mematikan *fan wind tunnel*.
10. Mengulangi langkah pada poin 6 sampai 9 sampai putaran 1000 rpm.
11. Mematikan *fan wind tunnel*.
12. Data  $\Delta h$  dari manometer diproses dalam perhitungan sampai menghasilkan data tekanan dan kecepatan kemudian diplot dengan data arus listrik dari *data logger* kedalam bentuk grafik untuk mengetahui persamaannya.



Gambar 3.12. Skema validasi manometer *value* terhadap nilai Keluaran *pressure transducer* (mA)

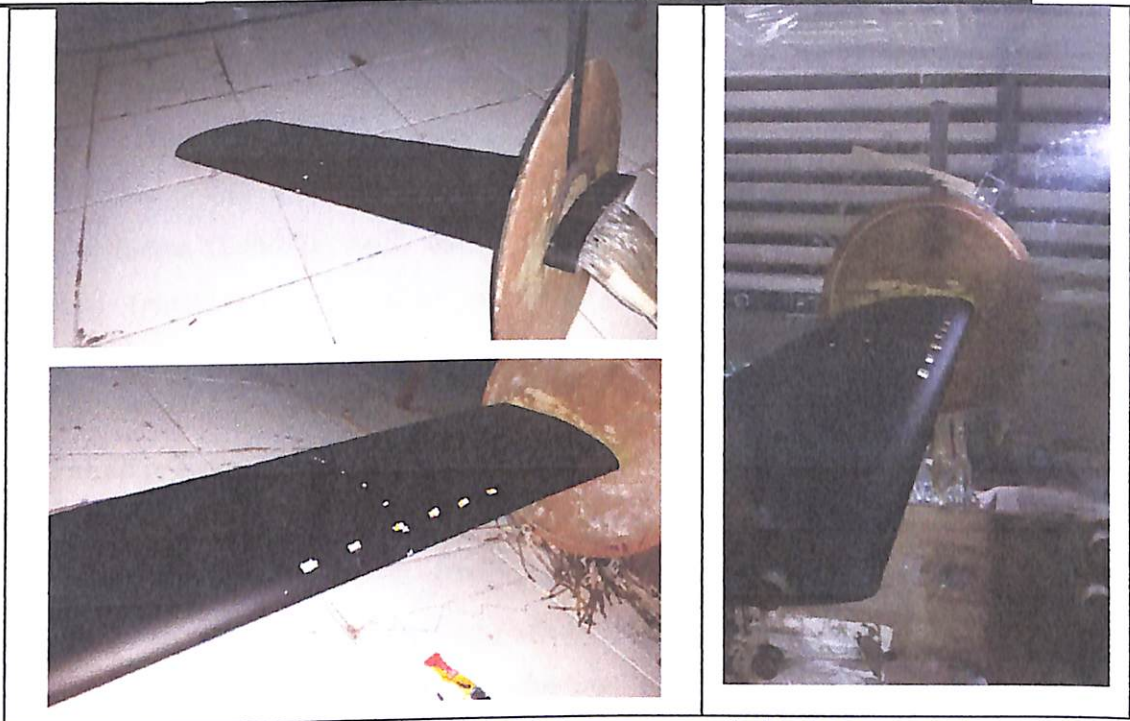


Gambar 3.13. Grafik hasil validasi pengukuran Manometer dan *pressure transducer*

### 3.2.4.2. Pengambilan Data

Berikut diuraikan tata cara pengambilan data yang dilakukan :

1. Mempersiapkan peralatan yang digunakan, meliputi *subsonic wind tunnel*, satu buah *Airfoil* yang sudah terpasang *pressure tap*, dinding datar yang sudah terpasang *pressure tap*, *pressure transducer*, *data logger*, selang, dan termometer.
2. Memasang selang *pressure tap* ke *pressure transducer*. *Pressure tap Airfoil* ke *pressure transducer* 1 (lubang *high*), dan lubang *low* pada kondisi atmosfer.
3. Mengukur temperatur kerja ruangan dan mencatatnya dalam tabel perhitungan untuk menentukan *properties* udara.
4. Menghidupkan *fan wind tunnel*.
5. Mengukur tekanan dinamis dengan menggunakan *pitot static tube* yang dipasang ditengah *test section wind tunnel*. Pengukuran ini bertujuan untuk mengetahui kecepatan *freestream* fluida. Untuk kecepatan *freestream* 12 m/s putaran *fan wind tunnel* sekitar 996 rpm dan 17 m/s sekitar 1260 rpm.
6. Mematikan *fan wind tunnel*.
7. Memasang dan mengatur *Airfoil*.
8. Mengatur jarak susunan *Vortex Generator* untuk  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$ .



Gambar 3.14. Pengaturan jarak susunan Vortex Generator untuk  $x/c = 10\%$  dan  $20\%$

9. Menghidupkan kembali *fan wind tunnel* dengan kecepatan *free stream* yang telah diambil pada langkah poin 4 diatas.
10. Mengukur tekanan statis di sepanjang kontur *Airfoil* dan dinding datar dengan menggunakan *pressure tab* yang dihubungkan ke *pressure transducer*.
11. Mengukur profil kecepatan di belakang susunan *Vortex Generator* menggunakan *pitot static tube* yang telah dihubungkan ke *data logger* dengan variasi pergeseran jarak sebesar 0,3 cm mulai dari dinding datar (menempel permukaan dinding datar) sampai dinding *test section*.
12. Mengulangi langkah pada poin 7 sampai 10 untuk variasi jarak dengan memasang *Vortex Generator* di *Airfoil*
13. Mematikan *fan wind tunnel*.
14. Mengolah data yang telah diperoleh.

### 3.2.4.3. Hasil Percobaan

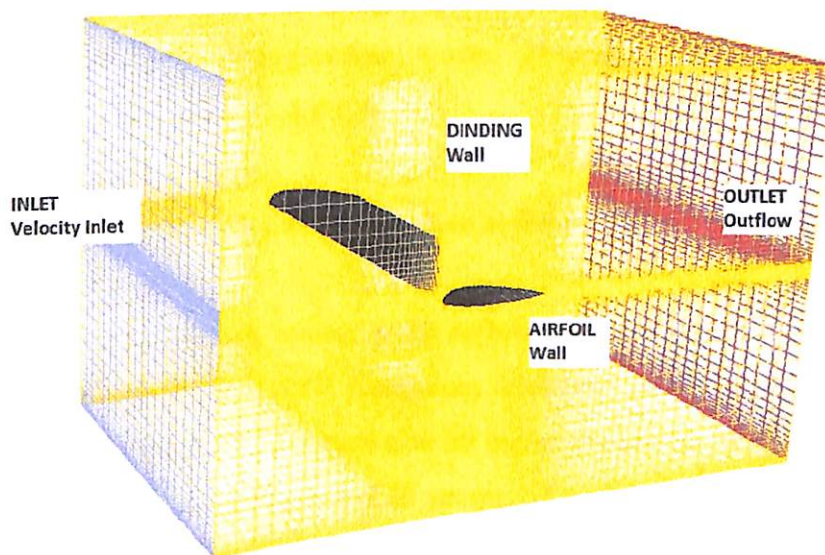
Data hasil pengukuran : Distribusi tekanan ( $C_p$ ) =  $f(x/c)$  dan profil kecepatan di belakang *Airfoil*

### 3.3. Metode Numerik

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan *software Fluent 6.3.26.* dan dengan *software GAMBIT 2.4.6* untuk membuat model awal dan melakukan diskritisasi (*meshing*) pada model tersebut. Prosedur yang dilakukan pada penelitian numerik adalah sebagai berikut:

#### 3.3.1. Tahap *pre-processing* menggunakan *software GAMBIT 2.4.6*

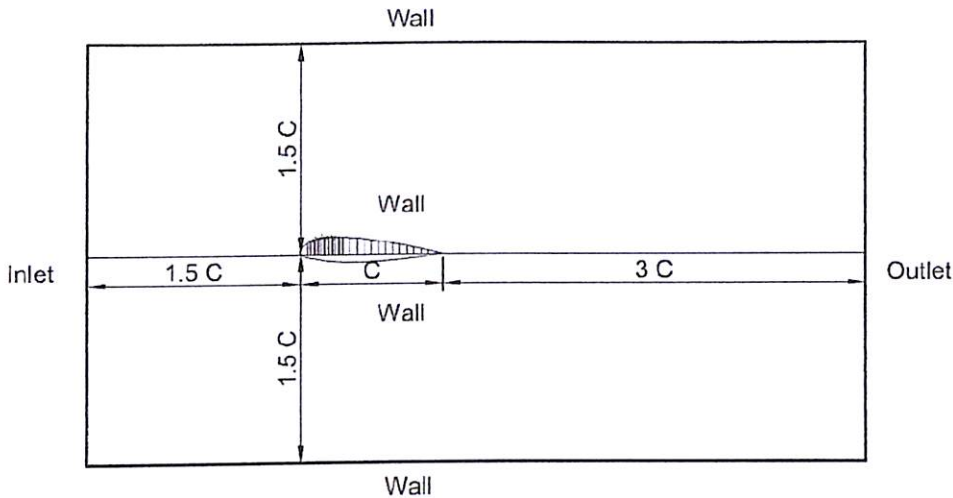
- a) Membuat model dan geometri berupa *Airfoil* dengan bentuk
- b) Membuat *meshing* volume dengan tipe *hexahedral-map*. *Meshing* yang digunakan adalah dengan *grading* pada arah vertikal dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada semua dinding, baik *diverging wall* maupun *straight wall*. Hal ini dilakukan sebagai efek adanya *wall function*.



Gambar 3.15. Meshing dan *Domain Pemodelan Airfoil 3D* dengan tipe *hexahedral-map* pada *Fluent*

- c) Mendefinisikan kondisi batas yaitu penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. *Upper surface* dan *lower surface*

dari *Airfoil* adalah wall. Berikut adalah dimensi dan boundary condition dari hasil *Gambit*.



Gambar 3.16. Dimensi pemodelan dan kondisi latar

- d) Pada plain airfoil, untuk memudahkan analisis maka potongan/*iso surface* diletakkan pada mid span yaitu pada  $z = 2$ . Sedangkan pada airfoil yang menggunakan *vortex generator*, potongan/*iso surface* diletakkan pada  $z = 1,9075$ .

### 3.3.2. Tahap *post-processing* menggunakan *software Fluent 6.3.26*

#### a) *Grid Independensi*

Langkah awal setelah masuk pada *software Fluent* dilakukan *read* untuk data hasil *ekspor GAMBIT*. Kemudian dilakukan pengecekan *grid*. Setelah itu ditentukan skala. Pada penelitian ini menggunakan skala dalam mm.

Dalam penggunaan *Fluent 6.3.26* memerlukan keakuratan data baik pada langkah *post processing* maupun *preprocessingnya*. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik dan terefisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya.



Tabel 3.2 Analisa grid independensi *Airfoil* 43018 2 Dimensi tanpa *Vortex Generator*

Jenis <i>Meshing</i>	Jumlah Node	Cd	Cd Percobaan <b>Eastman dan Abbot (1935)</b> AoA 0° = 0,04	Error
<i>Meshing A</i>	504.086	0.08		0.04
<i>Meshing B</i>	639.000	0.15		0.11
<i>Meshing C</i>	832.000	0.216		0.176
<i>Meshing D</i>	862.642	0.297		0.257

Tabel 3.2. menampilkan variasi meshing model uji 3 dimensi pada bilangan *Reynolds* 765000. Berdasarkan tabel 3.2 nilai Cd yang cenderung konstan terjadi pada *Meshing A* dan *Meshing B*. Nilai error yang paling kecil dengan hasil penelitian **Eastman dan Abbot (1935)** adalah *Meshing A*. Salah satu pertimbangan dalam melakukan simulasi numerik adalah waktu dan memori yang digunakan, maka meshing yang digunakan untuk simulasi selanjutnya adalah *Meshing A*.

Pada langkah ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *turbulence model* yang digunakan. Solver yang digunakan adalah *unsteady*. *Turbulence model* yang digunakan untuk *Airfoil* ini adalah *model k-ε Realizable* berdasarkan penelitian **Mulvany et al (2004)**.

b) *Materials*

Merupakan penetapan jenis material yang akan digunakan yaitu udara dengan nilai *density* ( $\rho$ ) = 1,18 kg/m<sup>3</sup> dan *viskositas* ( $\mu$ ) = 1,85 x 10<sup>-5</sup> kg/m.s yang sesuai dengan kondisi eksperimen.

c) *Operating Conditions*

Menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *operating pressure* sebesar 101325 pascal.

d) *Boundary Conditions*

Menentukan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Pada daerah *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan nilai kecepatan ditentukan dari penelitian eksperimen untuk kondisi pada sisi *inlet*,  $V_{\infty} = 12 \text{ m/s}$  dan  $17 \text{ m/s}$ .



Sedangkan *outlet* adalah *outflow*, *wall* merupakan batasan upper surface dan lower surface, dan tengah merupakan *interior*.

e) *Solution*

*Solution* pada penelitian ini akan menggunakan *discretization standard* untuk *pressure*, *second-order upwind* untuk *momentum*, *Pressure Velocity Coupling* adalah *PISO*.

f) *Initialize*

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

g) *Adapt*

Berguna untuk *patch* dan memasukkan batas-batas objek region yang hendak diamati. Dimasukkan  $x \text{ min} = -2$ ,  $x \text{ max} = 4$ ,  $y \text{ min} = -2$ ,  $y \text{ max} = 2$ ,  $z \text{ min} = -4$ ,  $z \text{ max} = 4$ .

h) *Reference Value*

Digunakan untuk menentukan referensi penghitungan koefisien *drag* dan koefisien *lift*.

i) *Solve*

Pada *solve monitor* digunakan untuk menentukan layar tampilan window untuk koefisien *drag*, koefisien *lift* dan koefisien momen. Display yang dipilih adalah *Velocity Magnitude*.

j) *Monitor Residual*

Merupakan tahapan untuk penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar  $10^{-6}$ , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil daripada  $10^{-6}$ . Untuk kecepatan ke arah X, Y ditetapkan kriteria konvergensi sebesar  $10^{-6}$ .

k) *Iterate*

Merupakan langkah kelanjutan dari *monitor residual* yang merupakan langkah perhitungan pada Fluent 6.3.26. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar  $10^{-6}$ . Untuk mendapatkan hasil





dengan benar maka diperlukan 20-25 time step setiap cycle. Berdasarkan penelitian **Yarusevych dan Boutilier (2010)**, Strouhal number untuk airfoil : 0,18

$$S_r = 0,18 = \frac{f \times D}{U}$$

$$D = l = 1$$

$$U = 17 \text{ m/s}$$

$$f = 2,7$$

Cycle Time

$$t = \frac{1}{f} = \frac{1}{2,7} = 0.37 \text{ sec}$$

Time Step Size

$$\frac{0.37}{25} = 0.014 \text{ sec}$$

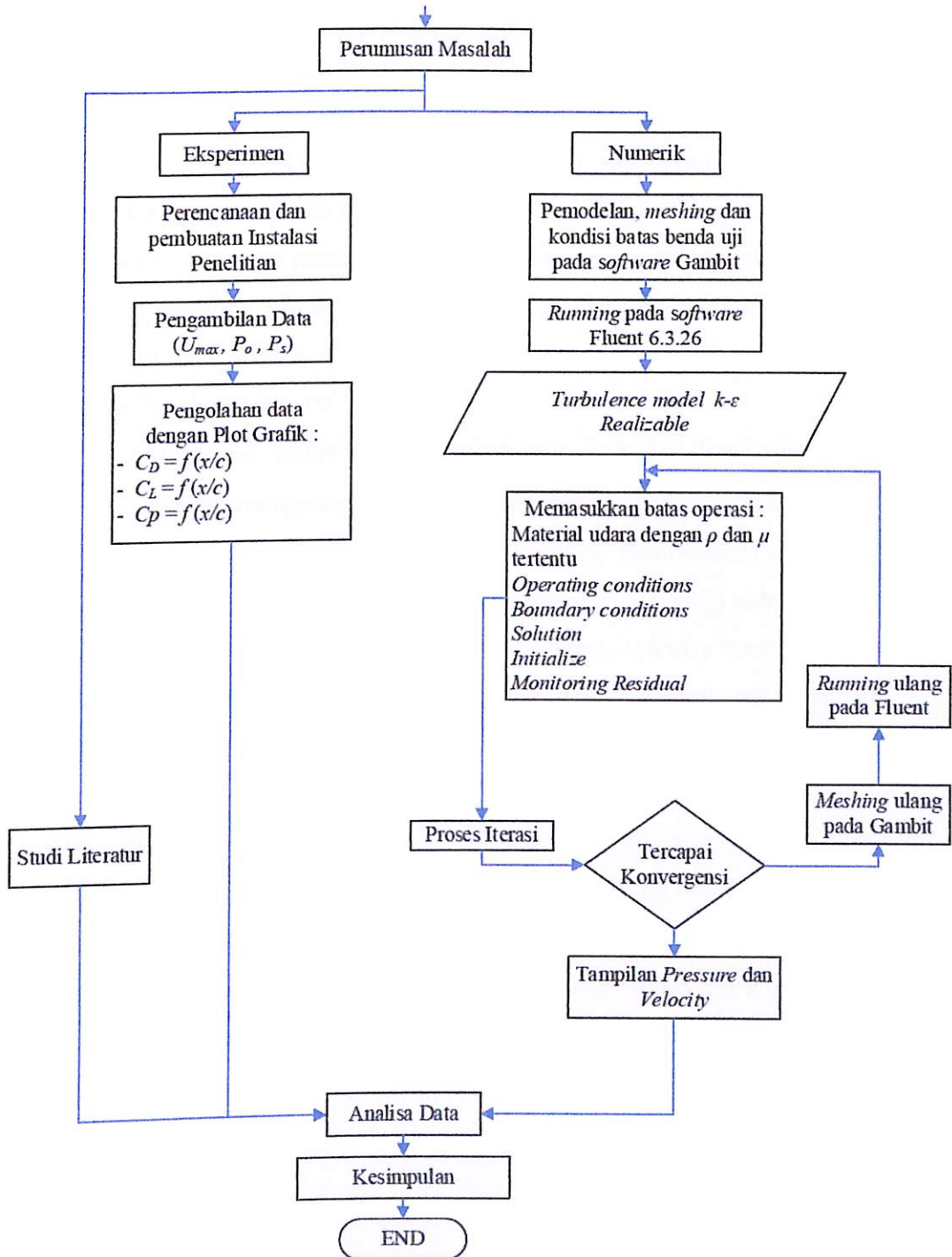
Max iterations per step ditentukan 30

Number Time of Step ditentukan 1000

#### 1) *Post Processing*

Merupakan penampilan hasil yang telah diperoleh. Dapat divisualisasikan melalui tampilan *grid display*, plot kontur (kecepatan dan lain-lain), plot *vector* dan lain-lain sesuai dengan yang ingin digunakan pada analisis.

Secara singkat prosedur penelitian eksperimen dan penelitian numerik pada *airfoil* ini dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang ditunjukkan pada gambar di bawah ini :



Gambar 3.17. Skema flow chart penelitian



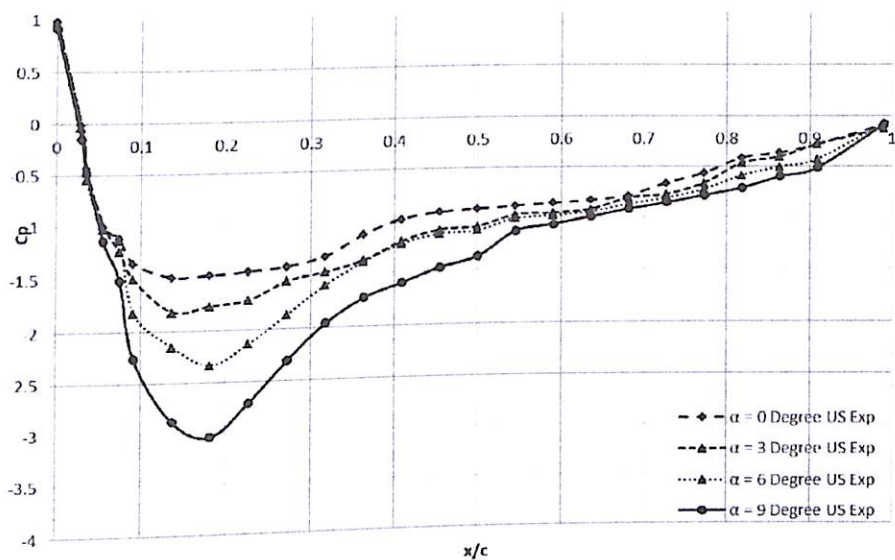
## BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini diulas tentang penelitian yang telah dilakukan, yang dalam penyajiannya diawali dengan penjelasan tentang pengolahan data hasil eksperimen. Pada bab ini dibahas pula pengaruh dari penambahan *straight vortex generator* dengan dua *Reynolds* Number yang berbeda dan dengan menggunakan variasi sudut serang pada *Airfoil NACA 43018*. Dua macam bilangan *Reynolds* digunakan pada penelitian ini, yaitu sebesar  $= 7.65 \times 10^5$  dan  $= 9 \times 10^5$ .

Selain itu ini juga berisi analisis dan pembahasan data dari hasil penelitian numerik. Pembahasan pertama mengenai data dari hasil iterasi. Data yang diperoleh dari penelitian ini berupa data kualitatif dan kuantitatif. Pembahasan mengenai Analisis 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. Bilangan *Reynolds* digunakan pada penelitian ini, yaitu sebesar  $= 7.65 \times 10^5$ .

### 4.1. Hasil Penelitian Eksperimen

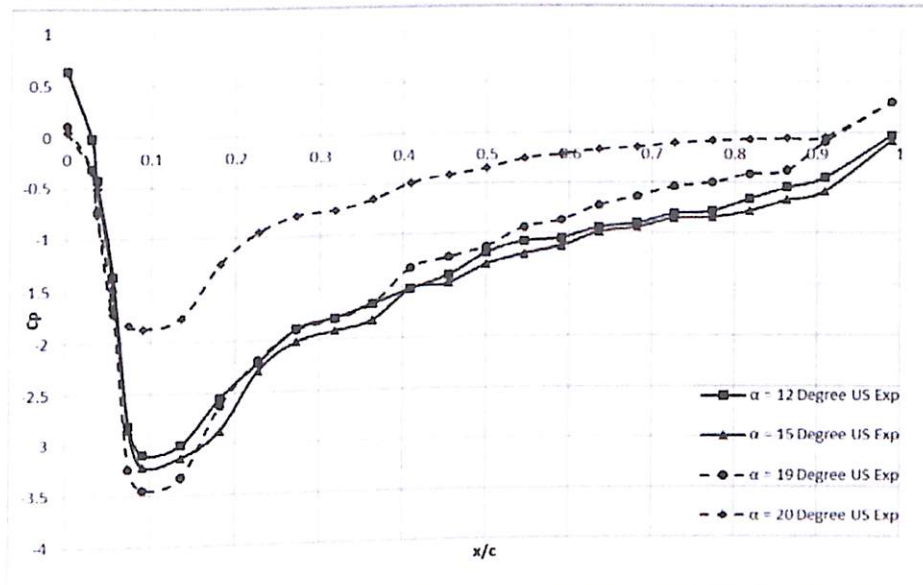
Gambar 4.1 menunjukkan nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  dengan  $Re = 7.65 \times 10^5$ . Semakin besar sudut serang yang diberikan pada *Airfoil* yaitu pada  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  maka pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Hal ini terjadi karena semakin besar sudut serang maka kecepatan aliran yang terjadi pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin menurun.



Gambar 4.1 Grafik  $C_p$  NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$

Pada Gambar 4.1. titik separasi masih belum terjadi sampai sudut serang  $9^\circ$  pada permukaan atas *Airfoil*. Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang masih kecil momentum aliran yang terjadi masih mampu melawan tegangan geser permukaan sehingga aliran masih belum terseparasi. Titik *stagnasi* pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  terletak pada  $x/c = 0$  dengan nilai  $C_p = 0,98$  pada  $\alpha = 0^\circ$  dan  $C_p = 0,97$  pada  $\alpha = 3^\circ$  sedangkan untuk sudut serang  $6^\circ$  dan  $9^\circ$  bergeser semakin ke belakang sehingga nilai  $C_p$  pada  $x/c = 0$  yaitu  $C_p = 0,93$  pada  $\alpha = 6^\circ$  dan  $C_p = 0,91$  pada  $\alpha = 9^\circ$ .

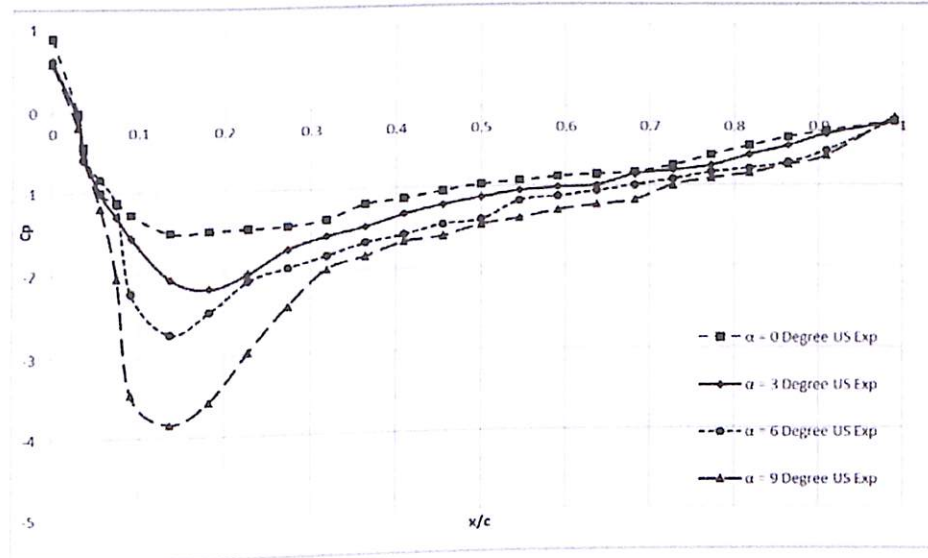
Nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  dengan  $Re = 7,65 \times 10^5$  ditunjukkan pada Gambar 4.2. Pada sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$  pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Sedangkan sudut serang  $20^\circ$  lebih besar dibandingkan sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$ . Hal ini terjadi karena dengan sudut serang yang terlalu besar aliran yang melewati permukaan atas tidak mampu melawan besarnya tegangan geser permukaan dan gradient tekanan balik sehingga tekanan permukaan atas semakin besar.



Gambar 4.2 Grafik  $C_p$  NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) 12°, 15°, 19°, dan 20° pada  $Re = 7,65 \times 10^5$

Berdasarkan Gambar 4.2 titik separasi pada sudut serang 19° yaitu pada  $x/c = 0,58$  dan pada sudut serang 20° pada  $x/c = 0.37$ . Hal ini dikarenakan aliran sudah tidak mampu melawan tegangan geser permukaan dan *adverse pressure gradient* sehingga aliran terseparasi dari permukaannya.

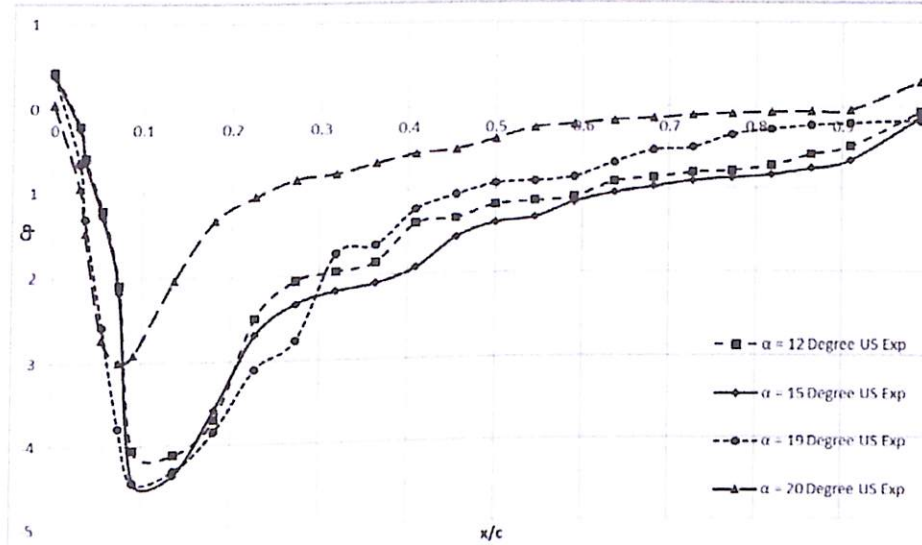
Nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang 0°, 3°, 6°, dan 9° dengan  $Re = 9 \times 10^5$  ditunjukkan pada Gambar 4.3. Semakin besar sudut serang yang diberikan pada *Airfoil* yaitu pada 0°, 3°, 6°, dan 9° maka pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Hal ini terjadi karena semakin besar sudut serang maka kecepatan aliran yang terjadi pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin menurun.



Gambar 4.3 Grafik  $C_p$  NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  pada  $Re = 9 \times 10^5$

Titik separasi masih belum terjadi sampai sudut serang  $9^\circ$  pada permukaan atas *Airfoil* yang ditunjukkan pada Gambar 4.3. Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang masih kecil momentum aliran yang terjadi masih mampu melawan tegangan geser permukaan sehingga aliran masih belum terseparasi. Titik *stagnasi* pada sudut serang  $0^\circ$  terletak pada  $x/c = 0$  dengan nilai  $C_p = 0.948$  pada  $\alpha = 0^\circ$ , sedangkan untuk sudut serang  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  bergeser semakin ke belakang sehingga nilai  $C_p$  pada  $x/c = 0$  yaitu  $C_p = 0.939$  pada  $\alpha = 3^\circ$ ,  $C_p = 0.926$  pada  $\alpha = 6^\circ$ , dan  $C_p = -0.917$  pada  $\alpha = 9^\circ$ .

Gambar 4.4 menunjukkan nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  dengan  $Re = 9 \times 10^5$ . Pada sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$  pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Sedangkan sudut serang  $20^\circ$  lebih besar dibandingkan sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$ . Hal ini terjadi karena dengan sudut serang yang terlalu besar aliran yang melewati permukaan atas tidak mampu melawan besarnya tegangan geser permukaan dan gradient tekanan balik sehingga tekanan permukaan atas semakin besar.



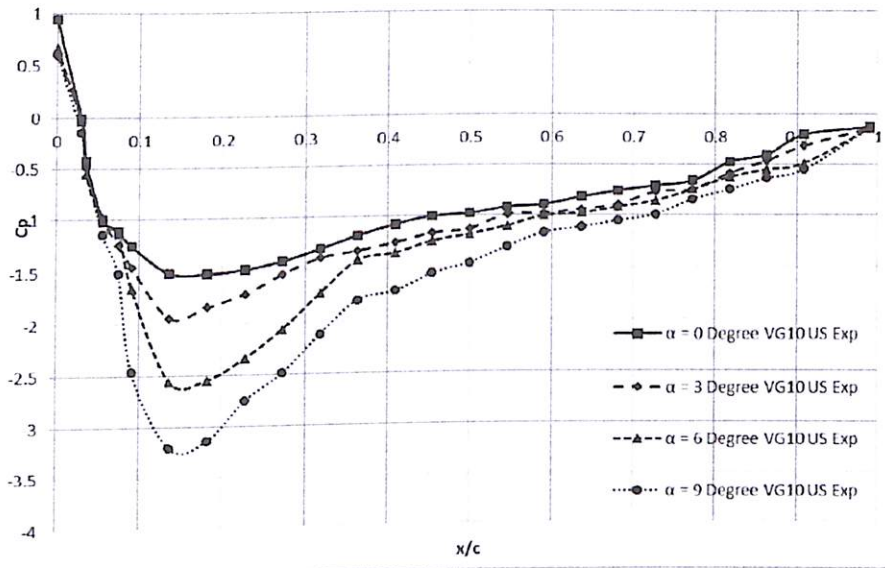
Gambar 4.4 Grafik  $C_p$  NACA 43018 Plain Airfoil upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) 12°, 15°, 19°, dan 20° pada  $Re = 9 \times 10^5$

Berdasarkan Gambar 4.2 titik separasi pada sudut serang 19° yaitu pada  $x/c = 0,58$  dan pada sudut serang 20° pada  $x/c = 0.37$ . Hal ini dikarenakan aliran sudah tidak mampu melawan tegangan geser permukaan dan *adverse pressure gradient* sehingga aliran terseparasi dari permukaannya.

#### 4.1.1. Analisis Perubahan $C_p$ terhadap $x/c$ pada Airfoil dengan Vortex Generator

##### (Eksperimen)

Pada Gambar 4.5 menunjukkan nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang 0°, 3°, 6°, dan 9° dengan  $Re = 7.65 \times 10^5$ . Semakin besar sudut serang yang diberikan pada Airfoil yaitu pada 0°, 3°, 6°, dan 9° maka pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Hal ini terjadi karena semakin besar sudut serang maka kecepatan aliran yang terjadi pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin menurun.

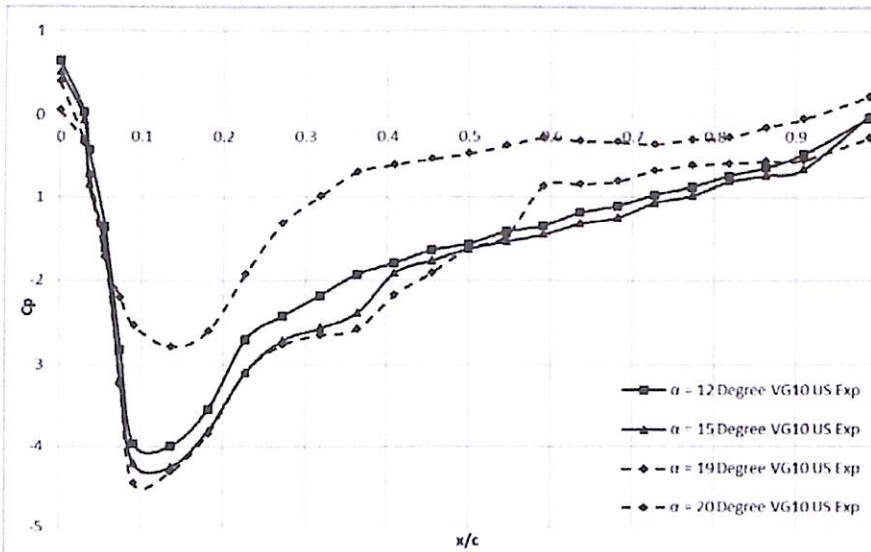


Gambar 4.5 Grafik  $C_p$  Airfoil NACA 43018 dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$

Pada Gambar 4.5 titik separasi masih belum terjadi sampai sudut serang  $9^\circ$  pada permukaan atas *Airfoil*. Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang masih kecil momentum aliran yang terjadi masih mampu melawan tegangan geser permukaan sehingga aliran masih belum terseparasi. Titik *stagnasi* pada sudut serang  $0^\circ$  terletak pada  $x/c = 0$  dengan nilai  $C_p = 0.863$  pada  $\alpha = 0^\circ$ , sedangkan untuk sudut serang  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  bergeser semakin ke belakang sehingga nilai  $C_p$  pada  $x/c = 0$  yaitu  $C_p = 0.764$  pada  $\alpha = 3^\circ$ ,  $C_p = 0.665$  pada  $\alpha = 6^\circ$ , dan  $C_p = 0.629$  pada  $\alpha = 9^\circ$ .

Nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  dengan  $Re = 7.65 \times 10^5$  ditunjukkan pada Gambar 4.6. Pada sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$  pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Sedangkan sudut serang  $20^\circ$  lebih besar dibandingkan sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$ . Hal ini terjadi karena dengan sudut serang yang terlalu besar aliran yang melewati permukaan atas tidak mampu melawan besarnya tegangan geser permukaan dan gradient tekanan balik sehingga tekanan permukaan atas semakin besar.

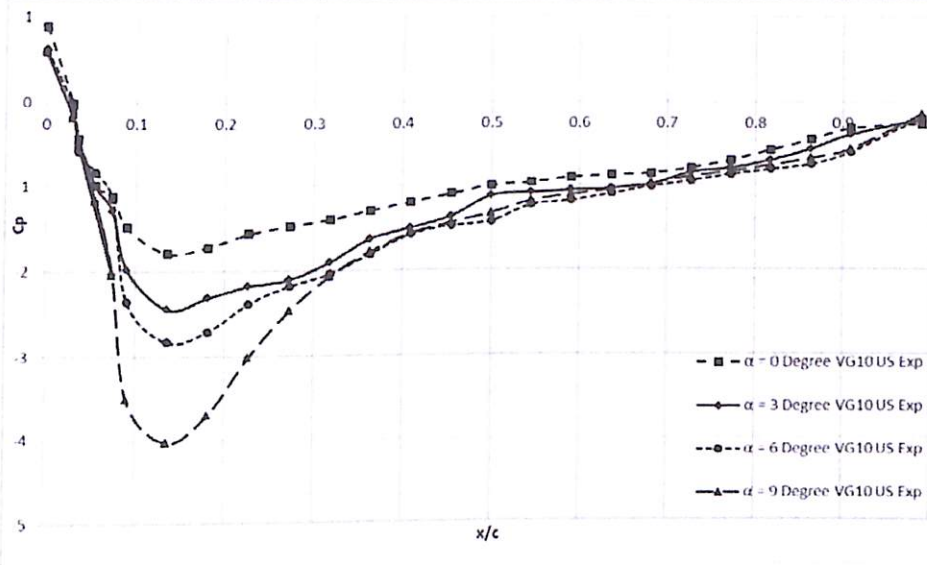




Gambar 4.6 Grafik  $C_p$  NACA 43018 Airfoil dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ ) 12°, 15°, 19°, dan 20° pada  $Re = 7.65 \times 10^5$

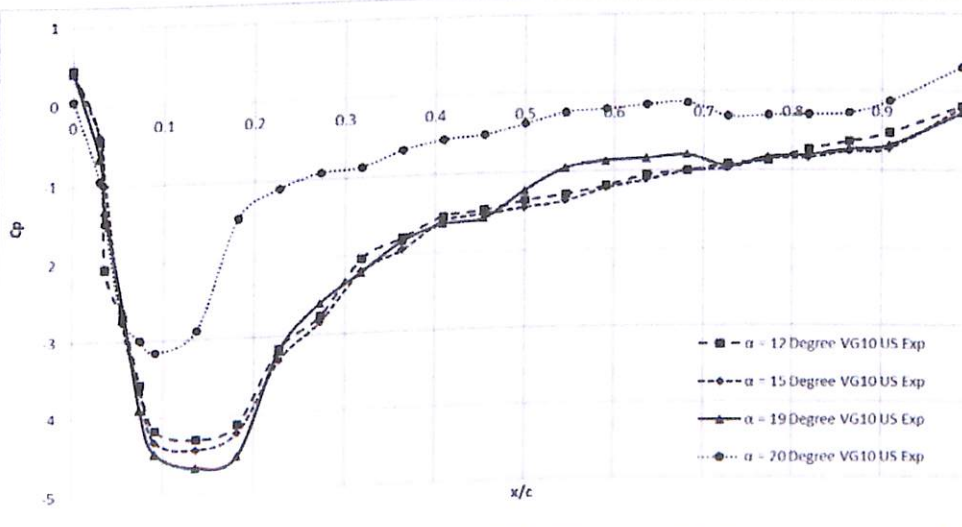
Berdasarkan Gambar 4.6 titik separasi dapat terlihat pada sudut serang 19° yaitu pada  $x/c = 0,56$  dan pada sudut serang 20° pada  $x/c = 0.53$ . Hal ini dikarenakan aliran sudah tidak mampu melawan tegangan geser permukaan dan *adverse pressure gradient* sehingga aliran terseparasi dari permukaannya.

Gambar 4.7 menunjukkan nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang 0°, 3°, 6°, dan 9° dengan  $Re = 9 \times 10^5$ . Semakin besar sudut serang yang diberikan pada Airfoil yaitu pada 0°, 3°, 6°, dan 9° maka pada bagian upper besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Hal ini terjadi karena semakin besar sudut serang maka kecepatan aliran yang terjadi pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin menurun.



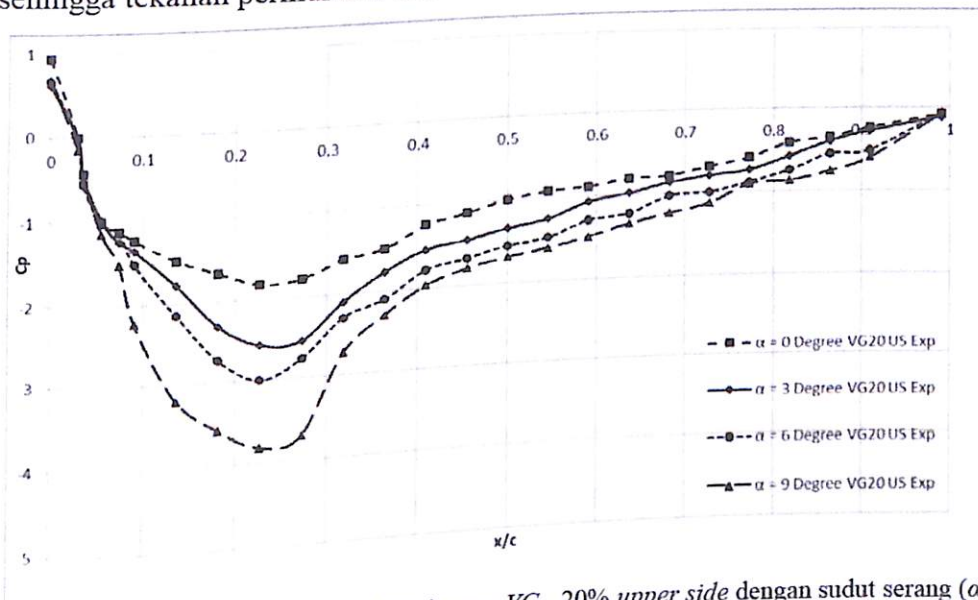
Gambar 4.7 Grafik  $C_p$  NACA 43018 Airfoil dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  pada  $Re = 9 \times 10^5$

Titik separasi masih belum terjadi sampai sudut serang  $9^\circ$  pada permukaan atas Airfoil berdasarkan Gambar 4.7. Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang masih kecil momentum aliran yang terjadi masih mampu melawan tegangan geser permukaan sehingga aliran masih belum terseparasi. Titik stagnasi pada sudut serang  $0^\circ$  terletak pada  $x/c = 0$  dengan nilai  $C_p = 0.937$  pada  $\alpha = 0^\circ$ , sedangkan untuk sudut serang  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  bergeser semakin ke belakang sehingga nilai  $C_p$  pada  $x/c = 0$  yaitu  $C_p = 0.66$  pada  $\alpha = 3^\circ$ ,  $C_p = 0.605$  pada  $\alpha = 6^\circ$ , dan  $C_p = 0.60$  pada  $\alpha = 9^\circ$ .



Gambar 4.8 Grafik  $C_p$  NACA 43018 Airfoil dengan VG 10% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  pada  $Re = 9 \times 10^5$

Nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  dengan  $Re = 9 \times 10^5$  ditunjukkan pada Gambar 4.8. Pada sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$  pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Sedangkan sudut serang  $20^\circ$  lebih besar dibandingkan sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$ . Hal ini terjadi karena dengan sudut serang yang terlalu besar aliran yang melewati permukaan atas tidak mampu melawan besarnya tegangan geser permukaan dan gradient tekanan balik sehingga tekanan permukaan atas semakin besar.

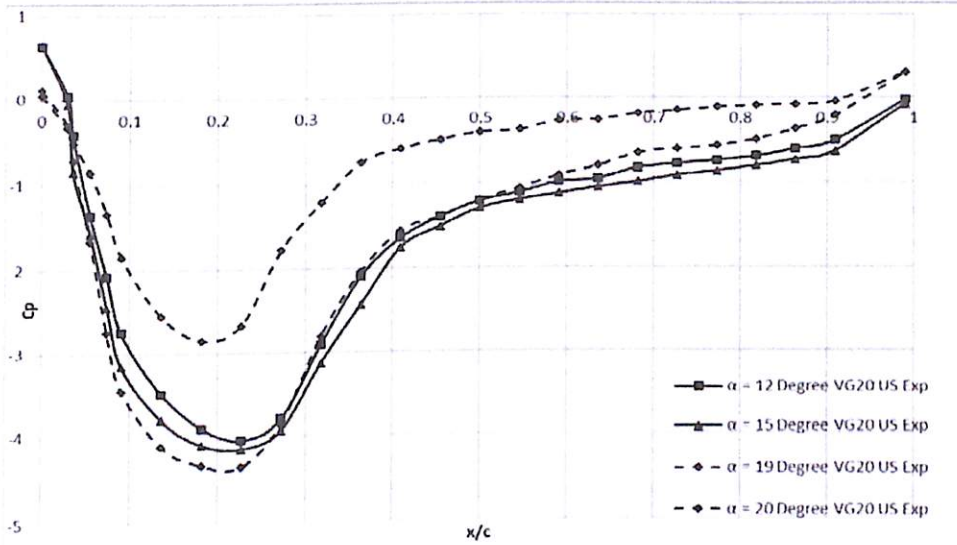


Gambar 4.9 Grafik  $C_p$  Airfoil NACA 43018 dengan VG 20% *upper side* dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$

Gambar 4.9. menunjukkan nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  dengan  $Re = 9 \times 10^5$ . Semakin besar sudut serang yang diberikan pada *Airfoil* yaitu pada  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  maka pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Hal ini terjadi karena semakin besar sudut serang maka kecepatan aliran yang terjadi pada permukaan atas akan semakin besar sehingga tekanan akan semakin menurun.

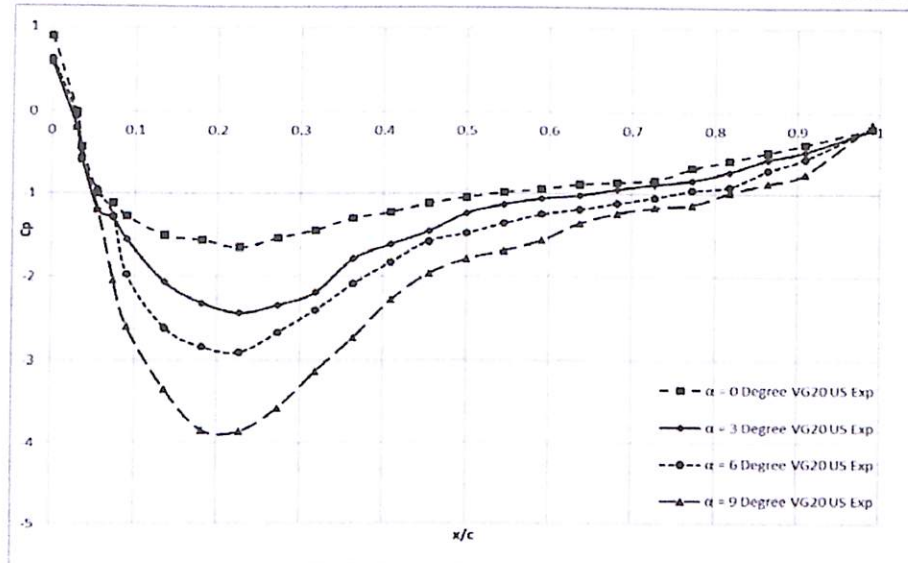
Titik separasi masih belum terjadi sampai sudut serang  $9^\circ$  pada permukaan atas *Airfoil* berdasarkan Gambar 4.9. Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang masih kecil momentum aliran yang terjadi masih mampu melawan tegangan geser permukaan sehingga aliran masih belum terseparasi. Titik *stagnasi* pada sudut serang  $0^\circ$  terletak pada  $x/c = 0$  dengan nilai  $C_p = 0.937$  pada  $\alpha = 0^\circ$ , sedangkan untuk sudut serang  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$

bergeser semakin ke belakang sehingga nilai  $C_p$  pada  $x/c = 0$  yaitu  $C_p = 0.66$  pada  $\alpha = 3^\circ$ ,  $C_p = 0.605$  pada  $\alpha = 6^\circ$ , dan  $C_p = 0.60$  pada  $\alpha = 9^\circ$ .



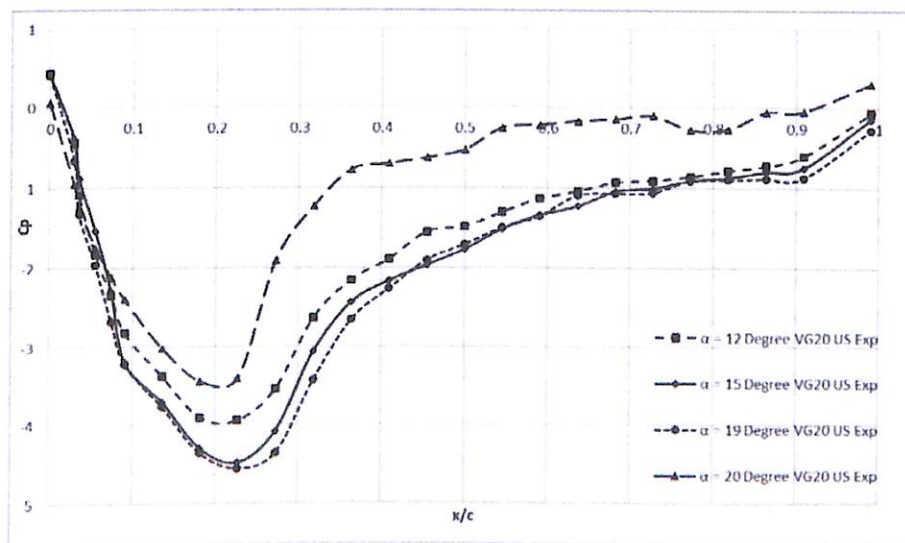
Gambar 4.10. Grafik  $C_p$  NACA 43018 Airfoil dengan VG 20% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  pada  $Re = 7.65 \times 10^5$

Nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  dengan  $Re = 9 \times 10^5$  ditunjukkan pada Gambar 4.10.. Pada sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$  pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Sedangkan sudut serang  $20^\circ$  lebih besar dibandingkan sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$ . Hal ini terjadi karena dengan sudut serang yang terlalu besar aliran yang melewati permukaan atas tidak mampu melawan besarnya tegangan geser permukaan dan gradient tekanan balik sehingga tekanan permukaan atas semakin besar.



Gambar 4.11. Grafik  $C_p$  Airfoil NACA 43018 dengan VG 20% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  pada  $Re = 9 \times 10^5$

Titik separasi masih belum terjadi sampai sudut serang  $9^\circ$  pada permukaan atas Airfoil berdasarkan Gambar 4.11.. Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang masih kecil momentum aliran yang terjadi masih mampu melawan tegangan geser permukaan sehingga aliran masih belum terseparasi. Titik *stagnasi* pada sudut serang  $0^\circ$  terletak pada  $x/c = 0$  dengan nilai  $C_p = 0.937$  pada  $\alpha = 0^\circ$ , sedangkan untuk sudut serang  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  bergeser semakin ke belakang sehingga nilai  $C_p$  pada  $x/c = 0$  yaitu  $C_p = 0.66$  pada  $\alpha = 3^\circ$ ,  $C_p = 0.605$  pada  $\alpha = 6^\circ$ , dan  $C_p = 0.60$  pada  $\alpha = 9^\circ$ .

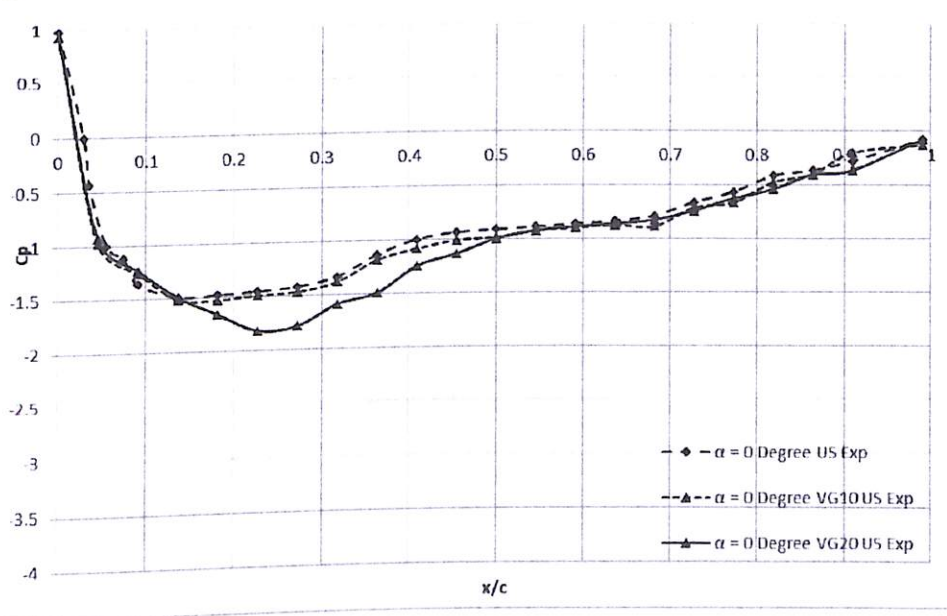


Gambar 4.12. Grafik  $C_p$  NACA 43018 Airfoil dengan VG 20% upper side dengan sudut serang ( $\alpha$ )  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  pada  $Re = 9 \times 10^5$

Nilai  $C_p$  pada variasi sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$  dengan  $Re = 9 \times 10^5$  ditunjukkan pada Gambar 4.8. Pada sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$  pada bagian *upper* besarnya *coefficient of pressure* ( $C_p$ ) akan semakin negatif atau semakin kecil. Sedangkan sudut serang  $20^\circ$  lebih besar dibandingkan sudut serang  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ , dan  $19^\circ$ . Hal ini terjadi karena dengan sudut serang yang terlalu besar aliran yang melewati permukaan atas tidak mampu melawan besarnya tegangan geser permukaan dan gradient tekanan balik sehingga tekanan permukaan atas semakin besar.

#### 4.1.2. Analisis Pengaruh *Vortex generator* terhadap $C_p$ pada $x/c$ (Eksperimen)

Pada gambar 4.13. terlihat *Airfoil* dengan *vortex generator* memiliki nilai *coefficient of pressure* yang lebih rendah dibandingkan *plain Airfoil*. Hal ini disebabkan dengan penggunaan *vortex generator* mampu mengubah aliran laminar menjadi aliran turbulen sehingga menyebabkan aliran yang dekat dengan permukaan atas *Airfoil* dengan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan pada *plain Airfoil*.

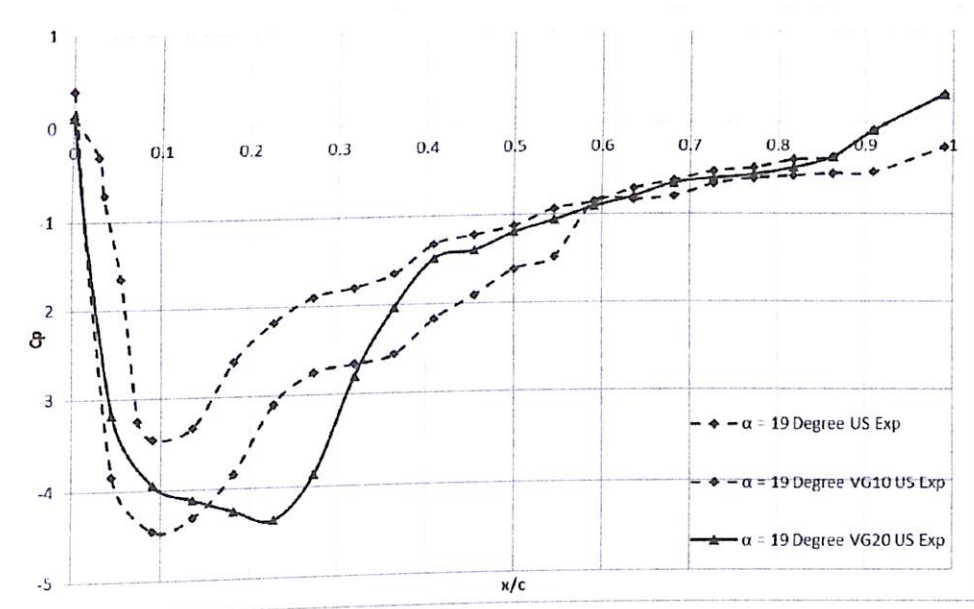


Gambar 4.13. Perbandingan  $C_p$  *plain Airfoil* dan *Airfoil* dengan *VG upper side* pada sudut serang  $0^\circ$  dengan  $Re = 7.65 \times 10^5$

Bertambahnya kecepatan dekat dengan permukaan atas *Airfoil* dengan *vortex generator* ini menyebabkan tekanan pada permukaan atas semakin kecil sehingga dapat meningkatkan perbedaan tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah *Airfoil* sehingga *lift* yang dihasilkan akan lebih besar dibandingkan pada *plain Airfoil*. Tetapi hal

ini belum bisa menunjukkan secara *real* apakah *Airfoil* dengan *vortex generator* ini memiliki *lift* yang lebih besar dibandingkan *plain Airfoil* karena pemasangan *pressure tap* hanya pada *midspan* saja, sedangkan pemasangan *vortex generator* berada sepanjang *span* dari *Airfoil*.

Berdasarkan gambar 4.13. terlihat *Airfoil* dengan *vortex generator* memiliki nilai *coefficient of pressure* yang lebih rendah dibandingkan *plain Airfoil*. Hal ini disebabkan dengan penggunaan *vortex generator* mampu mengubah aliran laminar menjadi aliran turbulen sehingga menyebabkan aliran pada permukaan atas *Airfoil* dengan *vortex generator* memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan pada *plain Airfoil*.

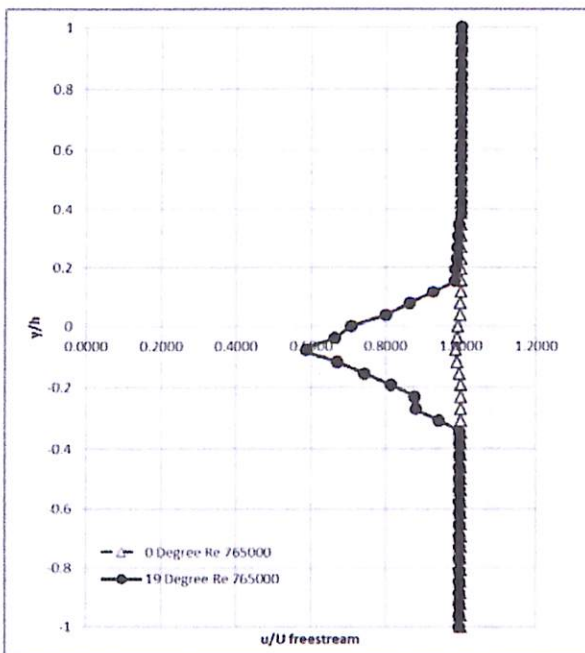


Gambar 4.14. Perbandingan  $C_p$  plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan *VG upper side* pada sudut serang  $19^\circ$  dengan  $Re = 7.65 \times 10^5$

Pada sudut serang  $19^\circ$  terlihat bahwa penurunan tekanan pada permukaan atas *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* lebih besar dibandingkan pada sudut serang  $0^\circ$  sehingga *lift* yang dihasilkan juga semakin besar. Pemasangan *vortex generator* ini sepanjang *span* dari *Airfoil* sehingga penurunan *coefficient of pressure* ini belum bisa menunjukkan secara *real* apakah *Airfoil* dengan *vortex generator* ini memiliki *lift* yang lebih besar dibandingkan *plain Airfoil* karena pemasangan *pressure tap* hanya pada *midspan* saja.

#### 4.1.3. Analisis Distribusi Kecepatan (Eksperimen)

Gambar 4.15. menunjukkan hasil pengukuran distribusi kecepatan pada daerah belakang *Airfoil* pada sudut serang  $0^\circ$ , dan  $19^\circ$  dengan  $Re = 7,65 \times 10^5$  dimana didapatkan lebar *wake* yang relatif bervariasi akan tetapi dengan posisi yang bergeser semakin ke depan seiring dengan meningkatnya sudut serang. Pada sudut serang  $0^\circ$  lebar *wake* yang terjadi pada  $y$  yang terjadi sebesar 45,5 mm dengan nilai  $u_{freestream\ minimum}$  sudut serang  $0^\circ$  sebesar 0,93. Hal ini menunjukkan bahwa dengan adanya penambahan sudut serang, momentum aliran masih mampu melawan gaya gesek permukaan dan *adverse pressure gradient*. Separasi yang terjadi dengan penambahan sudut serang tidak mengalami perubahan sehingga total *drag force* yang dihasilkan belum mengalami peningkatan yang berarti.



Gambar 4.15. Distribusi kecepatan untuk *plain Airfoil* pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$ , dan  $19^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$

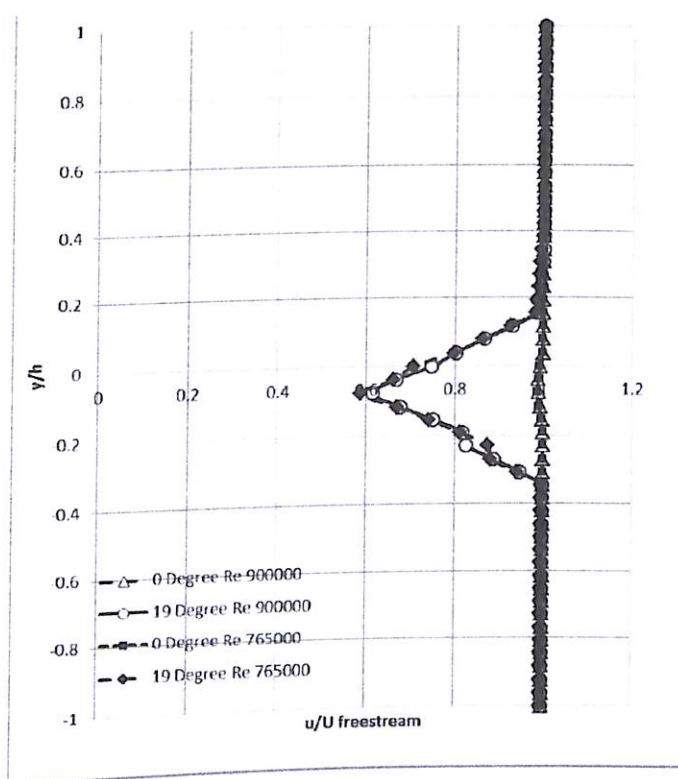
Berdasarkan Gambar 4.15 distribusi kecepatan pada sudut serang  $19^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$  terlihat bahwa lebar *wake* akan semakin membesar seiring dengan meningkatnya sudut serang. Pada sudut serang  $19^\circ$ , lebar *wake* yang terjadi pada arah  $y$  yang terjadi sebesar 104 mm dengan nilai  $u_{freestream\ minimum}$  sebesar 0,5. Hal ini menunjukkan bahwa dengan adanya perubahan sudut serang menyebabkan gradient kontur meningkat dan akan berakibat pada gradient tekanan dan pengurangan momentum



sehingga mengakibatkan titik separasi akan semakin ke depan. Hal ini juga mengakibatkan *total drag force* yang dihasilkan mengalami kenaikan.

#### 4.1.4. Perbandingan Distribusi Kecepatan *Plain Airfoil* dengan Dua *Reynolds Number* Berbeda (Eksperimen)

Gambar 4.16 menunjukkan bahwa lebar *wake* akan semakin sempit seiring dengan meningkatnya *Reynolds number*. Hal ini menunjukkan bahwa dengan adanya penambahan kecepatan aliran, momentum aliran yang dihasilkan akan mampu mengatasi gaya gesek dan *adverse pressure gradient* sehingga separasi aliran dapat tertunda dan berakibat distribusi kecepatan akan semakin sempit.

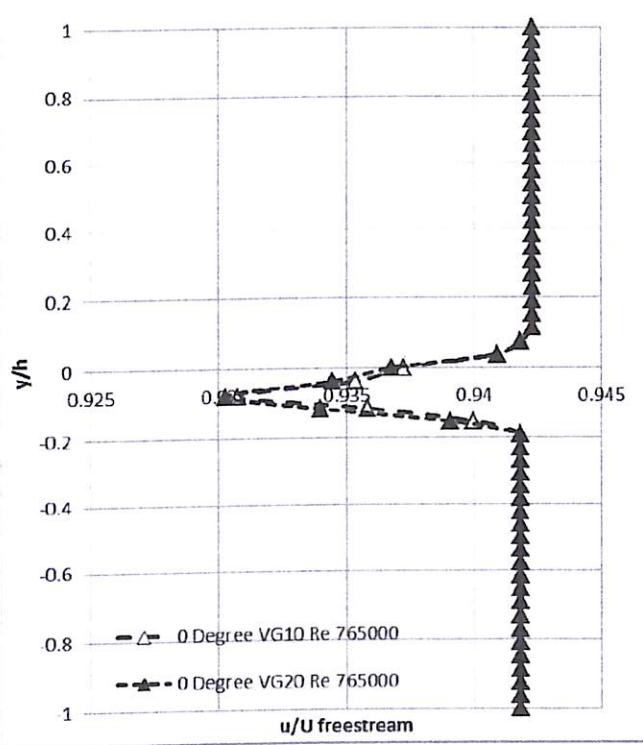


Gambar 4.16 Distribusi kecepatan untuk *plain Airfoil* pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$  dan  $19^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$  dan  $9 \times 10^5$

#### 4.1.5. Analisis Distribusi Kecepatan Pada *Airfoil* dengan *Vortex Generator* (Eksperimen)

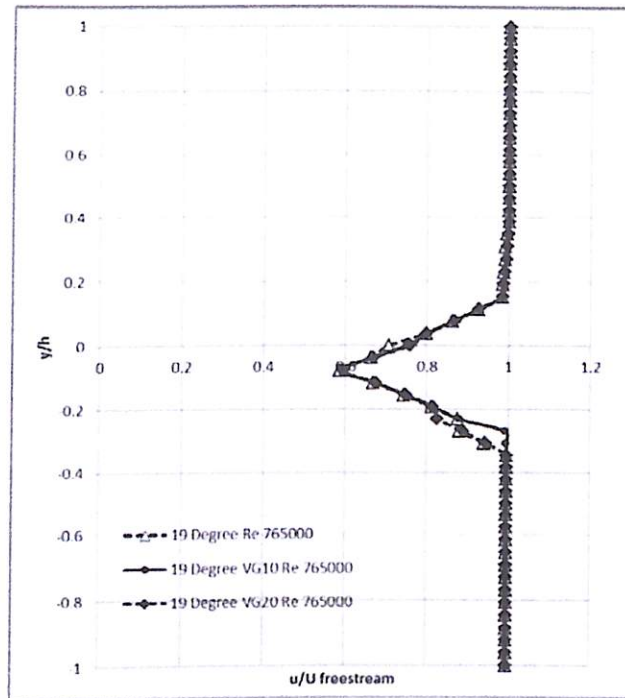
Pada gambar 4.17 hasil pengukuran distribusi kecepatan pada daerah belakang *Airfoil* dengan *vortex generator* dimana didapatkan lebar *wake* yang relatif sama seiring dengan meningkatnya sudut serang. Pada sudut serang  $0^\circ$ , lebar *wake* yang terjadi pada

arah  $y/h$  yang terjadi sebesar 45,5 dengan nilai  $u/u_{freestream}$  minimum sebesar 0,93, Hal ini menunjukkan bahwa dengan adanya penambahan sudut serang, momentum aliran masih mampu melawan gaya gesek permukaan dan *adverse pressure gradient*. Separasi yang terjadi dengan penambahan sudut serang tidak mengalami perubahan sehingga total *drag force* yang dihasilkan belum mengalami peningkatan yang berarti.



Gambar 4.17. Distribusi kecepatan untuk *Airfoil* dengan *VG* 10% dan 20% pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$

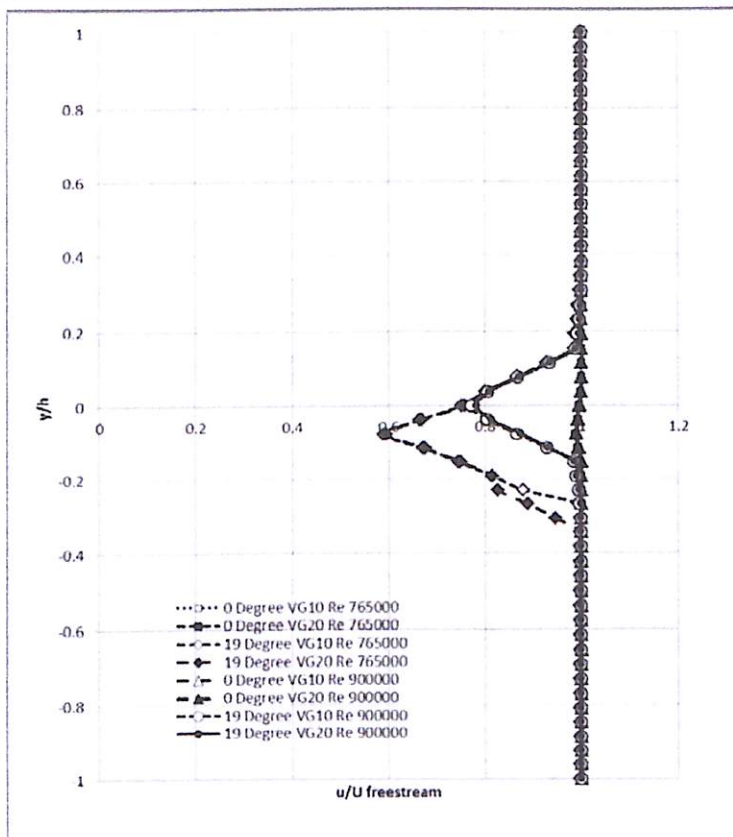
Gambar 4.18 menunjukkan bahwa lebar *wake* akan semakin membesar seiring dengan meningkatnya sudut serang. Pada sudut serang  $19^\circ$ , lebar *wake* yang terjadi pada arah  $y/h$  yang terjadi sebesar 78 mm dengan nilai  $u/u_{freestream}$  minimum sebesar 0,93. Hal ini menunjukkan bahwa dengan adanya perubahan sudut serang kemampuan momentum aliran untuk melawan gaya gesek permukaan dan *adverse pressure gradient* mulai berkurang mengakibatkan titik separasi akan berubah. Hal ini juga mengakibatkan *total drag force* yang dihasilkan mengalami kenaikan.



Gambar 4.18 Distribusi kecepatan untuk *Airfoil* dengan *VG* pada sudut serang ( $\alpha$ )  $19^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$

#### 4.1.6. Perbandingan Distribusi Kecepatan *Airfoil* dengan *VG* dengan Dua *Reynolds Number* Berbeda (Eksperimen)

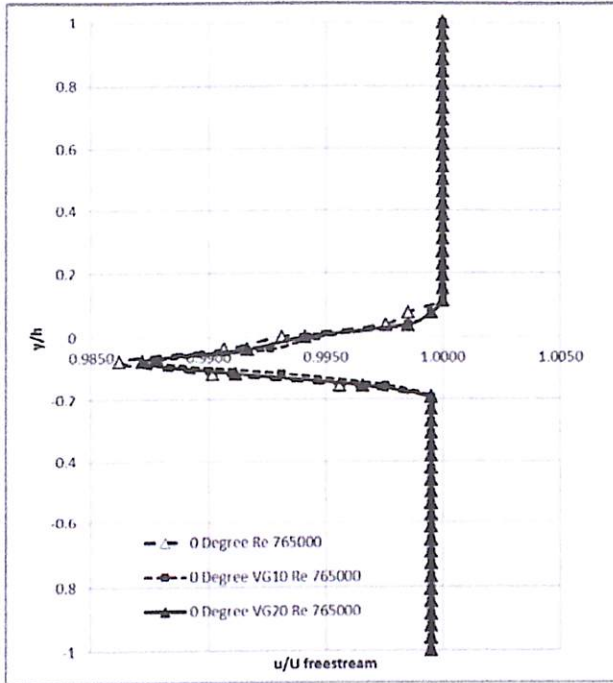
Pada gambar 4.19. menunjukkan bahwa lebar *wake* akan semakin sempit seiring dengan meningkatnya *Reynolds number*. Hal ini menunjukkan bahwa dengan adanya penambahan kecepatan aliran, momentum aliran yang dihasilkan akan mampu mengatasi gaya gesek dan *adverse pressure gradient* sehingga separasi aliran dapat tertunda dan berakibat daerah *wake* akan semakin sempit.



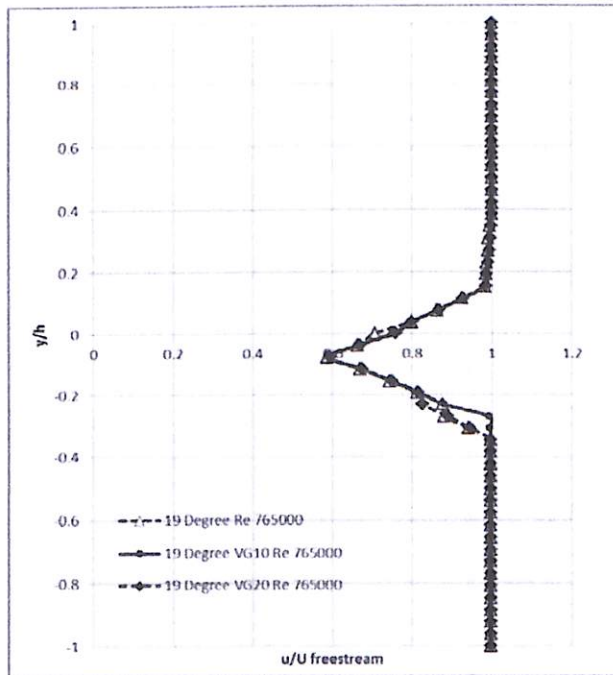
Gambar 4.19. Distribusi kecepatan untuk *Airfoil* dengan *vortex generator* pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$  dan  $19^\circ$  pada  $Re = 7,65 \times 10^5$  dan  $9 \times 10^5$

#### 4.1.7. Perbandingan Distribusi Kecepatan antara *Plain Airfoil* dan *Airfoil* dengan *VG* (Eksperimen)

Pada gambar 4.20. lebar *wake* pada *Airfoil* dengan *vortex generator* relatif lebih sempit dibandingkan pada *plain Airfoil*. Hal ini menunjukkan bahwa dengan penambahan *vortex generator*, aliran dekat dengan permukaan atas *Airfoil* mengalami peningkatan kecepatan sehingga dapat meningkatkan momentum dari aliran sehingga menyebabkan lebar *wake* semakin sempit. Dengan kata lain penambahan *vortex generator* ini sudah memberikan efek pada *wake Airfoil* dengan sudut serang  $0^\circ$  meskipun efek yang ditimbulkan belum menunjukkan hasil yang signifikan.



(a)

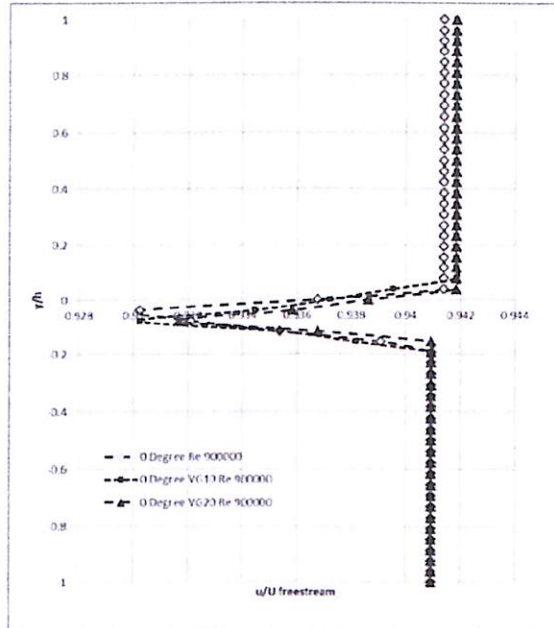


(b)

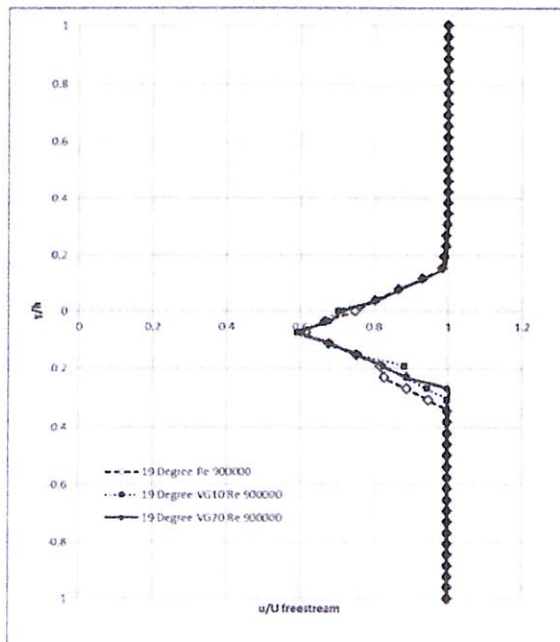
Gambar 4.20 Perbandingan distribusi kecepatan *plain Airfoil* dan *Airfoil* dengan *VG* 10% dan 20% pada  $Re = 7.65 \times 10^5$  pada sudut serang ( $\alpha$ )  $0^\circ$  dan  $19^\circ$

Gambar 4.21 menunjukkan bahwa pada sudut serang  $19^\circ$  dengan penambahan *vortex generator* lebar *wake* akan relatif semakin sempit daripada pada *plain Airfoil*. Hal

ini menunjukkan bahwa penambahan *vortex generator* akan menyebabkan aliran semakin turbulen sehingga lebih mampu menahan *adverse pressure gradient* dan menyebabkan lebar *wake* di belakang *Airfoil* semakin sempit.



(a)



(b)

Gambar 4.21. Perbandingan distribusi kecepatan *plain Airfoil* dan *Airfoil* dengan *VG* pada  $Re = 9 \times 10^5$  pada sudut serang ( $\alpha$ )  $19^\circ$



Pada gambar 4.21 lebar *wake Airfoil* dengan *vortex generator* lebih sempit daripada pada *plain Airfoil*. Hal ini menunjukkan bahwa pada sudut serang tinggi *Airfoil* dengan *vortex generator* dapat meningkatkan kecepatan aliran dekat dengan permukaan atas dari *Airfoil* sehingga dapat meningkatkan momentum aliran yang lebih tahan terhadap gaya gesek kontur dan *adverse pressure gradient*. Hal ini menyebabkan separasi yang semakin tertunda akibat penambahan momentum aliran yang mampu melawan *adverse pressure gradient* yang terjadi sehingga lebar *wake* akan semakin sempit.

#### 4.2. Hasil Penelitian Simulasi

Pada bagian ini ditampilkan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) *Airfoil NACA 43018* dengan dua macam variasi bilangan *Reynolds* dari hasil pemodelan numerik dengan pemodelan turbulensi *unsteady model k- $\epsilon$  Realizable* berdasarkan penelitian **Mulvany et al (2004)**.

Distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan perbandingan dari perbedaan tekanan antara freestream dengan tekanan sepanjang kontur benda padat dengan tekanan dinamis dari freestream.

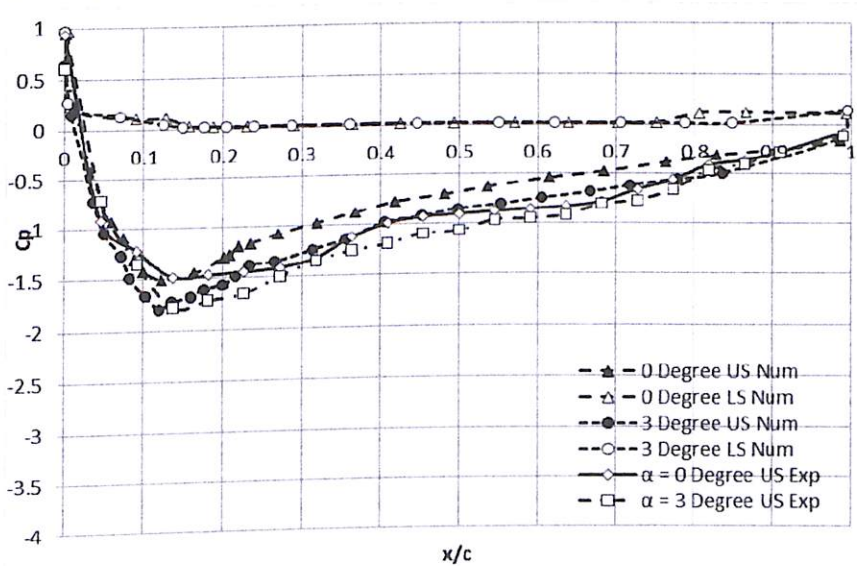
Pada bagian ini ditampilkan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) *Airfoil NACA 43018* dengan dua macam variasi bilangan *Reynolds* dari hasil pemodelan numerik dengan pemodelan turbulensi *unsteady flow K- $\epsilon$  Realizable*. Distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan perbandingan dari perbedaan tekanan antar freestream dengan tekanan sepanjang kontur benda padat dengan tekanan dinamis dari freestream.

##### 4.2.1. Analisis Distribusi Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) Pada Plain *Airfoil* 3D

Distribusi tekanan permukaan atas pada *plain Airfoil* pada angle of attack  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  ditampilkan pada gambar 4.22. pada  $Re 7.65 \times 10^5$  sedangkan gambar 4.23. pada  $Re 9 \times 10^5$ . Data yang didapatkan dari hasil numerik dibandingkan dengan hasil eksperimen.

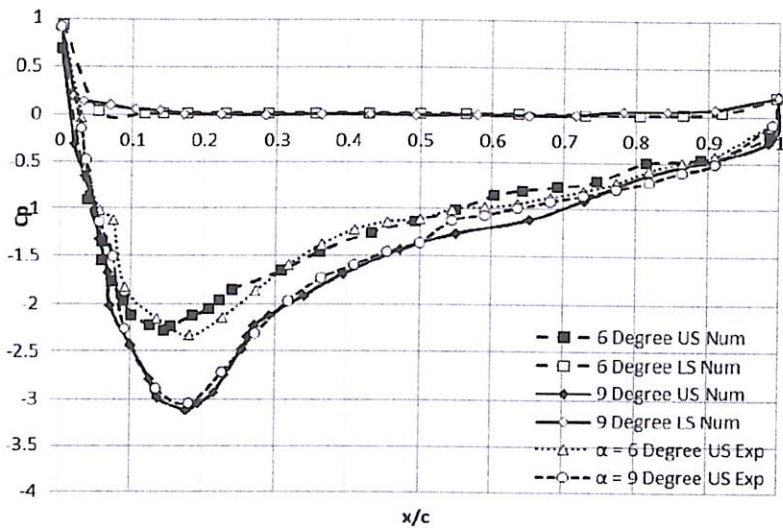
Gambar 4.22. menunjukkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah dari *plain Airfoil* pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  sedangkan sudut serang  $6^\circ$  dan  $9^\circ$  ditunjukkan pada gambar 4.23. Dari kedua hasil grafik, besarnya tekanan pada permukaan bawah lebih tinggi daripada 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  $6^\circ$  pada permukaan atasnya. Titik *stagnasi* di sisi permukaan bawah pada sudut serang  $0^\circ$  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.



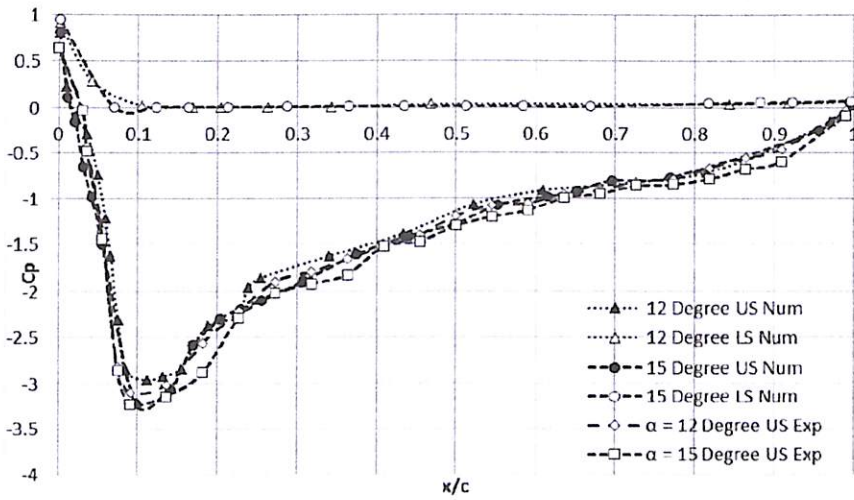
Gambar 4.22. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil NACA 43018* pada  $Re 7.65 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$



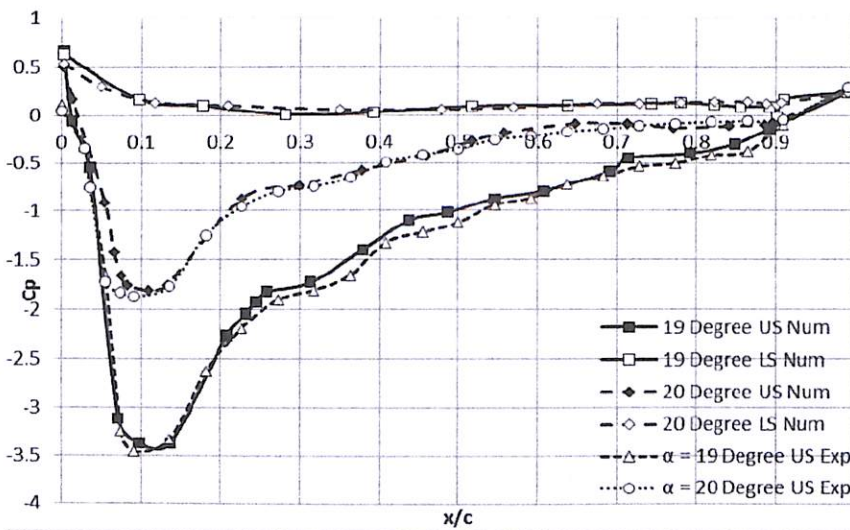


Gambar 4.23. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil* NACA 43018 pada  $Re\ 7.65 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$

Pada Gambar 4.23. 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. Gambar 4.23 menunjukkan distribusi permukaan atas dan bawah permukaan plain *Airfoil* pada sudut serang  $6^\circ$  dan  $9^\circ$  sedangkan distribusi tekanan *Airfoil* pada sudut serang  $12^\circ$  dan  $15^\circ$  ditunjukkan pada gambar 4.24. Distribusi tekanan *Airfoil* pada sudut serang  $19^\circ$  dan  $20^\circ$  ditunjukkan pada gambar 4.25. 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  $20^\circ$



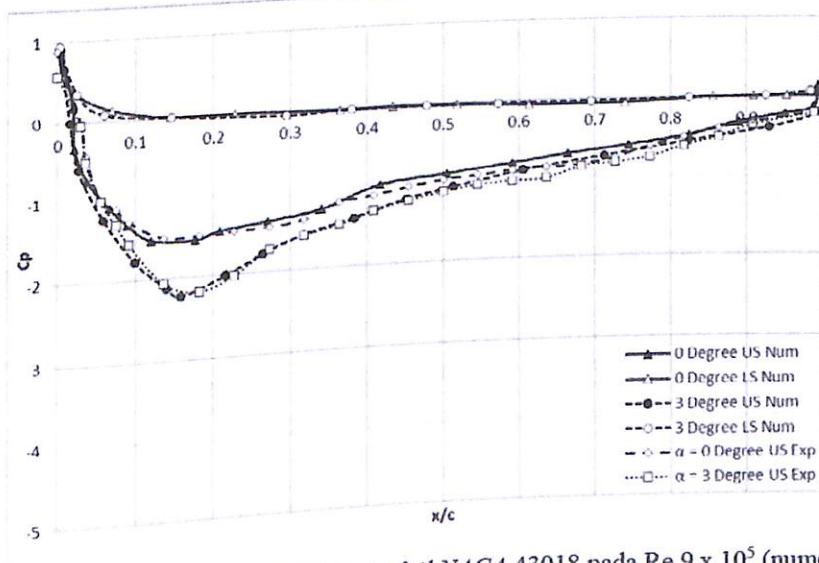
Gambar 4.24. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil NACA 43018* pada  $Re 7.65 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $12^\circ$ , dan  $15^\circ$



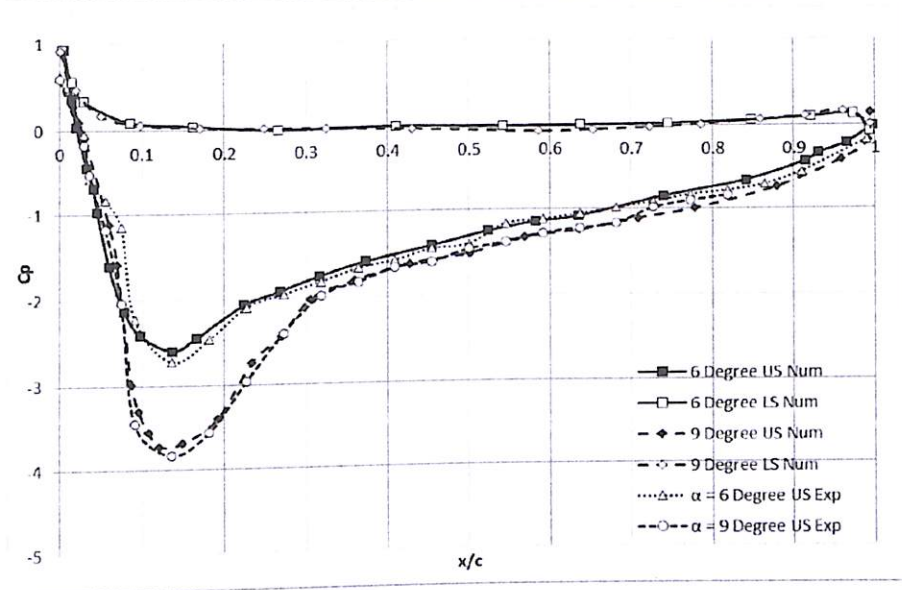
Gambar 4.25. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil NACA 43018* pada  $Re 7.65 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$

*Stagnasi* permukaan bawah pada sudut serang  $12^\circ$  terjadi pada saat  $x/c = 0.64$ , 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.

Gambar 4.26. menunjukkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah dari plain *Airfoil* pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  sedangkan sudut serang  $6^\circ$  dan  $9^\circ$  ditunjukkan pada gambar 4.27 pada  $Re\ 9 \times 10^5$ . 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  $6^\circ$  pada permukaan atasnya. Titik *stagnasi* di sisi permukaan bawah pada sudut serang  $0^\circ$  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.

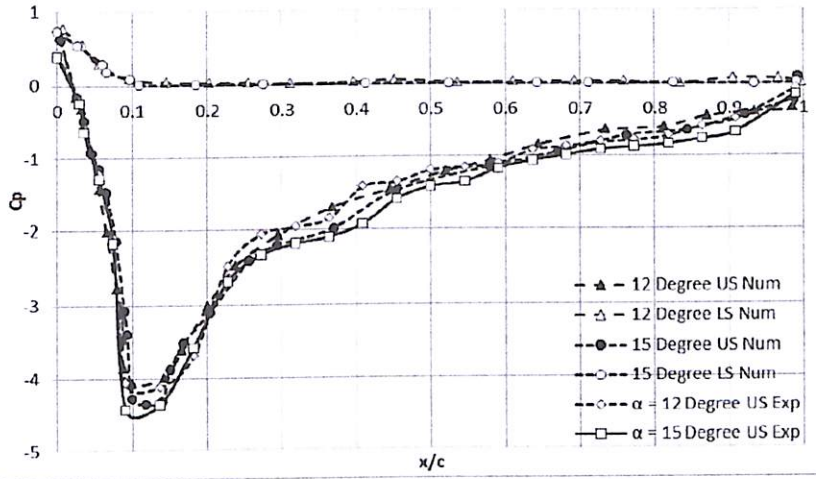


Gambar 4.26. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil* NACA 43018 pada  $Re\ 9 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$

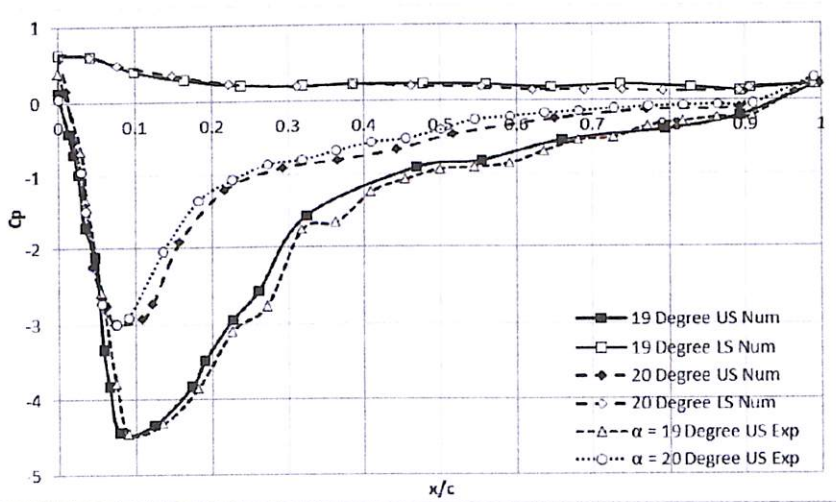


Gambar 4.27. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil* NACA 43018 pada  $Re\ 9 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $6^\circ$  dan  $9^\circ$

Pada Gambar 4.27. 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. Gambar 4.27 menunjukkan distribusi permukaan atas dan bawah permukaan plain *Airfoil* pada sudut serang  $6^\circ$  dan  $9^\circ$  sedangkan distribusi tekanan *Airfoil* pada sudut serang  $12^\circ$  dan  $15^\circ$  ditunjukkan pada gambar 4.28. Distribusi tekanan *Airfoil* pada sudut serang  $19^\circ$  dan  $20^\circ$  ditunjukkan pada gambar 4.29. 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  $20^\circ$



Gambar 4.28. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil NACA 43018* pada  $Re\ 9 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $12^\circ$ , dan  $15^\circ$



Gambar 4.29. Perbandingan  $C_p$  pada plain *Airfoil NACA 43018* pada  $Re\ 9 \times 10^5$  (numerik) dan hasil eksperimen pada sudut serang  $19^\circ$ , dan  $20^\circ$

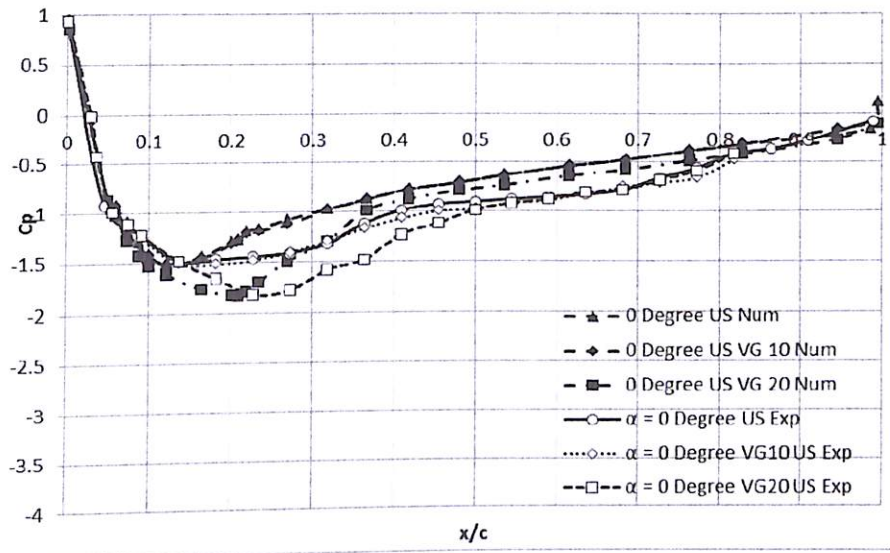
*Stagnasi* permukaan bawah pada sudut serang  $12^\circ$  terjadi pada saat  $x/c = 0.43$ , bertambahnya sudut serang menyebabkan pergeseran titik *stagnasi*, dimana titik *stagnasi* ditunjukkan pada nilai  $C_p$  sebesar 1. Setelah mencapai titik *stagnasi*, pada permukaan bawah mengalami percepatan 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.



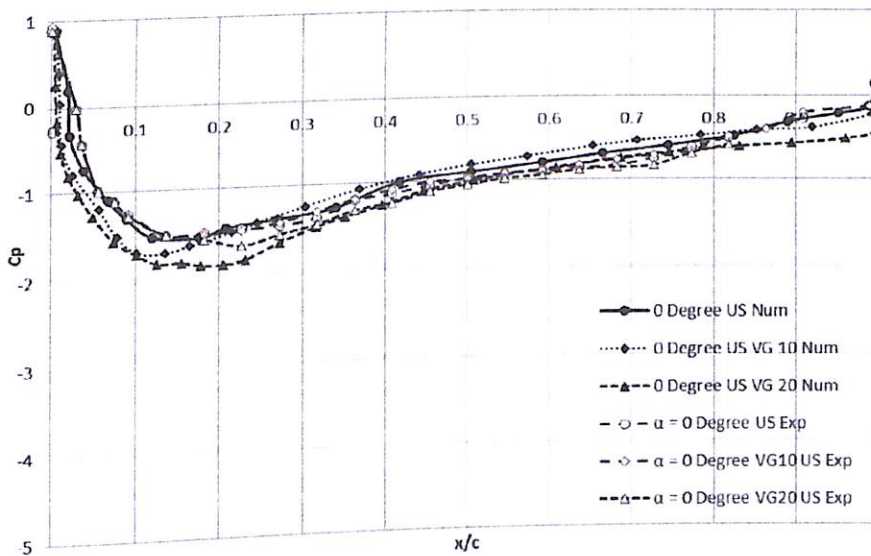
#### 4.2.2. Analisa Distribusi Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) pada Plain *Airfoil* 3D dan *Airfoil* 3D dengan *Vortex generator*

Berdasarkan gambar 4.30 (a) dan 4.30 (b) menunjukkan perbandingan nilai distribusi tekanan permukaan atas dan bawah *Airfoil* pada sudut serang  $0^\circ$  dengan bilangan  $Re = 7.65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$ . Berdasarkan kedua gambar tersebut, terlihat secara umum grafik distribusi  $C_p$  pada permukaan atas memiliki tren yang hampir sama antara pemodelan 3D dan eksperimen. Apabila dibandingkan antara *Airfoil* dengan *vortex generator* dan plain *Airfoil* terlihat 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 pengaruh 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 4.30 (a) dan 4.30 (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)



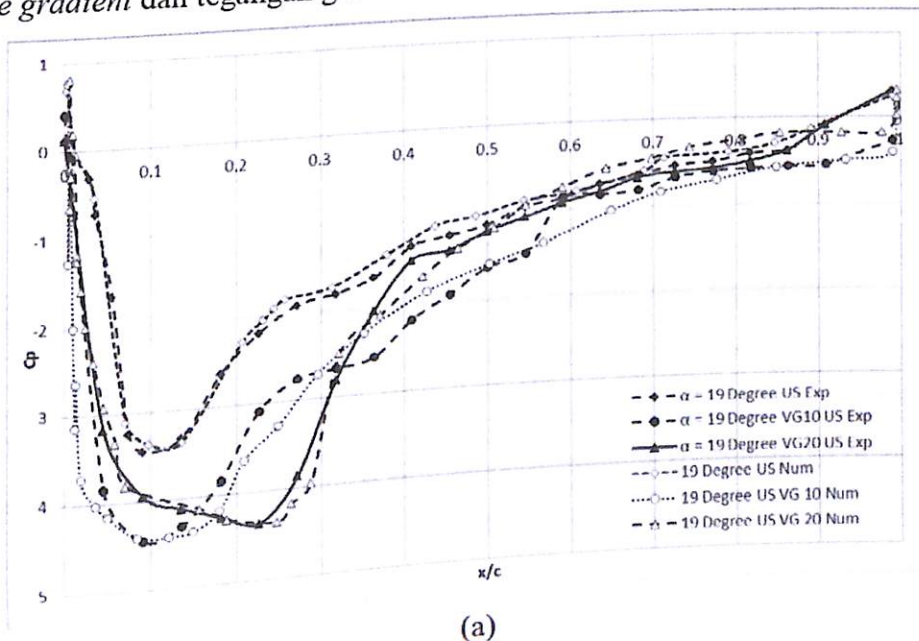
(b)

Gambar 4.30. Perbandingan distribusi  $C_p$  plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan *vortex generator* pada  $\alpha = 0^\circ$   
(a)  $Re 7,65 \times 10^5$  dan (b)  $Re 9 \times 10^5$

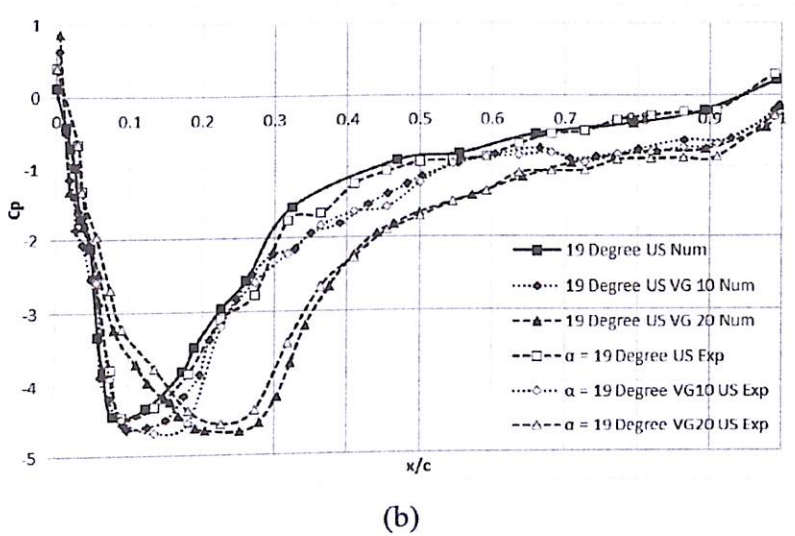
Pada gambar 4.31 (a) dan 4.31 (b) menunjukkan perbandingan nilai distribusi tekanan permukaan atas *Airfoil* pada sudut serang  $19^\circ$  dengan bilangan  $Re = 7,65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$ . Berdasarkan kedua gambar tersebut, terlihat secara umum grafik distribusi  $C_p$  pada permukaan atas memiliki tren berbeda antara pemodelan 3D dan eksperimen. 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  $VG$ . 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 pengaruh yang besar terhadap distribusi tekanan pada *Airfoil*.

Pada gambar 4.31 (a) dan 4.31 (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  $x/c = 0.5$ . 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.







Gambar 4.31. Perbandingan distribusi  $C_p$  plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan *vortex generator* pada  $\alpha = 30$   
 (a)  $Re\ 7,85 \times 10^5$  dan (b)  $Re\ 9 \times 10^5$

Pada  $x/c = 0,5$  terjadi separasi dimana aliran sudah tidak mampu melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser. Namun dengan ada *vortex generator* maka aliran dapat attach kembali ke permukaan *Airfoil*. Namun kemudian aliran kembali terseparasi pada  $x/c = 0,9$ .

#### 4.2.3. 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.

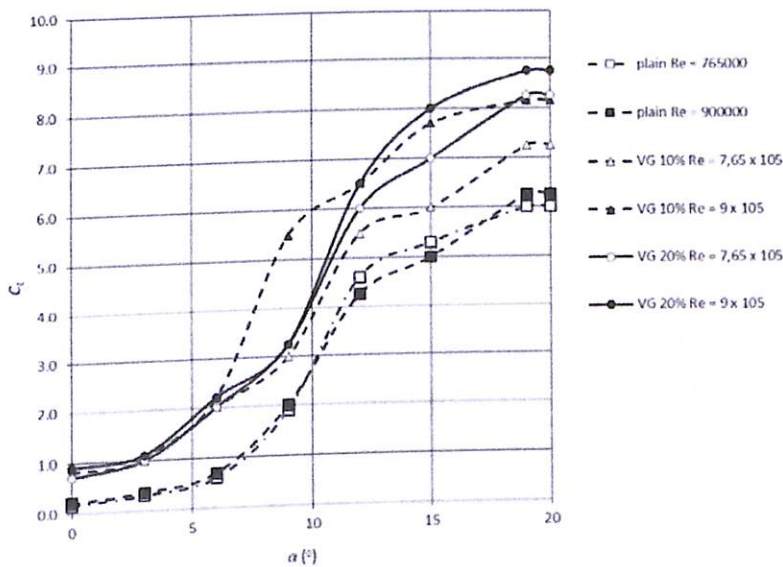
##### 4.2.3.1. Analisis Koefisien Lift ( $C_L$ )

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 3D untuk plain *Airfoil* dan 3D dengan menggunakan *vortex generator*.

Sebagai acuan awal dalam menganalisis koefisien lift sehingga dapat diketahui seberapa besar pengaruh variasi bilangan Reynolds dan penambahan *vortex generator* maka dilakukan simulasi terhadap plain *Airfoil* terlebih dahulu. Gambar 4.32.

menunjukkan grafik hubungan  $C_L$  vs  $\alpha$  untuk plain *Airfoil NACA 43018* dengan dua variasi bilangan *Reynolds*. Data yang didapatkan dari hasil numerik pada penelitian ini, hasil penelitian eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu  $Re = 7.65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$ .

Gambar 4.32 menunjukkan perbandingan  $C_L$  antara plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini. Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu  $Re = 7.65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$ . 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  $12^\circ$  yaitu kenaikan  $C_L$  pada  $Re 7.65 \times 10^5$  sebesar 45.45 % pada *VG 20%*, sedang pada  $Re 9 \times 10^5$  sebesar 45.83 % pada peletakan *VG 10%* pada sudut serang  $15^\circ$ .

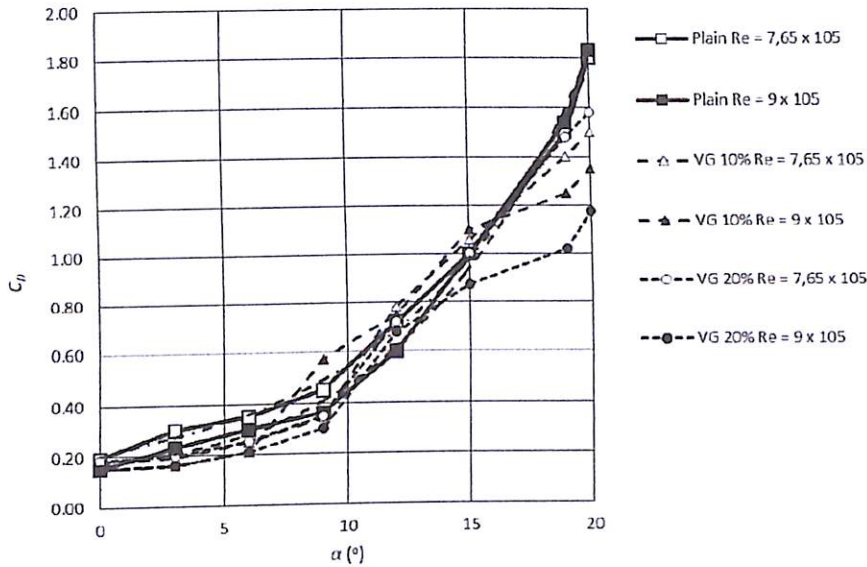


Gambar 4.32. Koefisien lift ( $C_L$ ) vs  $\alpha$  pada plain *Airfoil* dan menggunakan *VG*

Dari hasil penelitian numerik, kenaikan  $C_L$  memiliki tren yang hampir sama pada  $Re = 7.65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$ . Seiring dengan kenaikan sudut serang, maka terjadi kenaikan nilai  $C_L$ .

#### 4.2.3.2 Analisis Koefisien Drag ( $C_D$ )

Perhitungan gaya *drag* pada *Airfoil NACA 43018* dengan pemodelan 3D didasarkan pada penentuan control volume pada daerah midspan. Gaya *drag* didapat dari hasil Fluent 6.3.26.



Gambar 4.33. Koefisien drag ( $C_D$ ) vs  $\alpha$  pada plain *Airfoil* dan menggunakan *VG*

Gambar 4.33. menunjukkan perbandingan  $C_D$  antara plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini. Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu  $Re = 7.65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$ . Dari hasil simulasi dengan penambahan *vortex generator* didapatkan nilai  $C_D$  pada  $Re 7.65 \times 10^5$  dengan  $\alpha = 0^\circ$  sebesar 0.0483,  $\alpha = 3^\circ$  sebesar 0.0724 sedangkan  $\alpha = 6^\circ$  sebesar 0.0774. Nilai tersebut lebih besar bila dibandingkan dengan simulasi 3D plain *Airfoil*, yaitu 1,3 % pada  $\alpha = 0^\circ$ , 19,3 % pada  $\alpha = 3^\circ$ , 6,3 % 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*. 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 *drag* nya, 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  $Re\ 7.65 \times 10^5$  sebesar 6.4 %, sedangkan pada  $Re\ 9 \times 10^5$  sebesar 10,8 %.

Dari hasil penelitian numerik, kenaikan  $C_D$  memiliki tren yang hampir sama dengan hasil penelitian eksperimen pada  $Re = 7.65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$ . 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

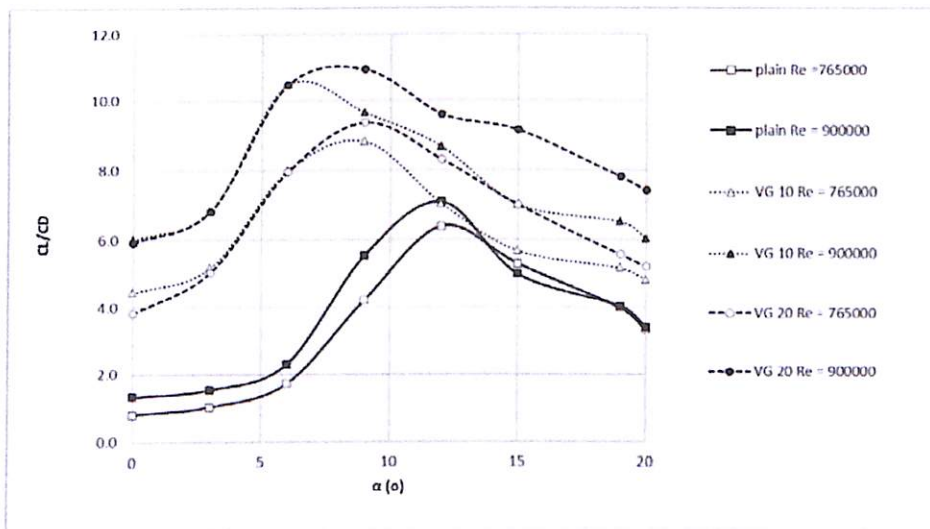
#### 4.2.3.3. Analisis Rasio Koefisien Lift dan Drag ( $C_L/C_D$ )

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 4.39 menunjukkan perbandingan  $C_L/C_D$  antara plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik pada penelitian ini. Data yang didapatkan dari hasil numerik dan eksperimen menggunakan dua macam variasi bilangan *Reynolds*, yaitu  $Re = 7.65 \times 10^5$  dan  $Re = 9 \times 10^5$

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  $0^\circ$  dan  $3^\circ$ , sedangkan pada sudut serang  $6^\circ$  rasio  $C_L/C_D$  akan meningkat dengan penambahan *vortex generator*. Hal ini diakibatkan pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  aliran masih mengikuti bodi sehingga gaya *drag* yang dihasilkan oleh *vortex generator* itu sendiri lebih dominan. Pada sudut serang  $6^\circ$  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.



Gambar 2.34. Perbandingan  $C_L/C_D$  antara plain *Airfoil* dan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dari hasil numerik

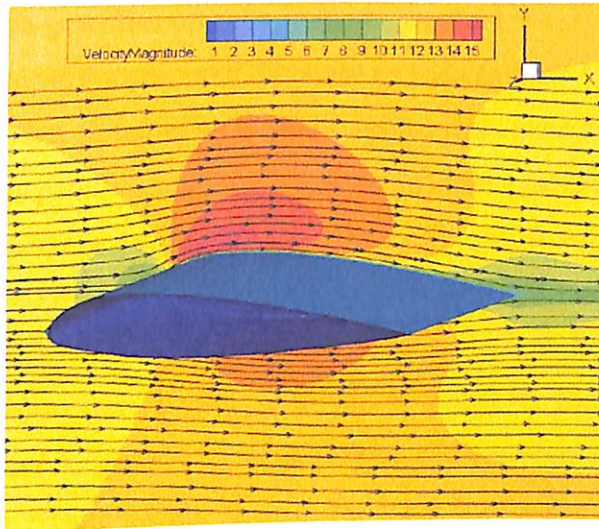
### 4.3. Visualisasi Aliran

Pada bagian ini ditampilkan beberapa hasil visualisasi aliran hasil post processing pemodelan numerik dengan turbulence model *k-ε Realizable*. 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.

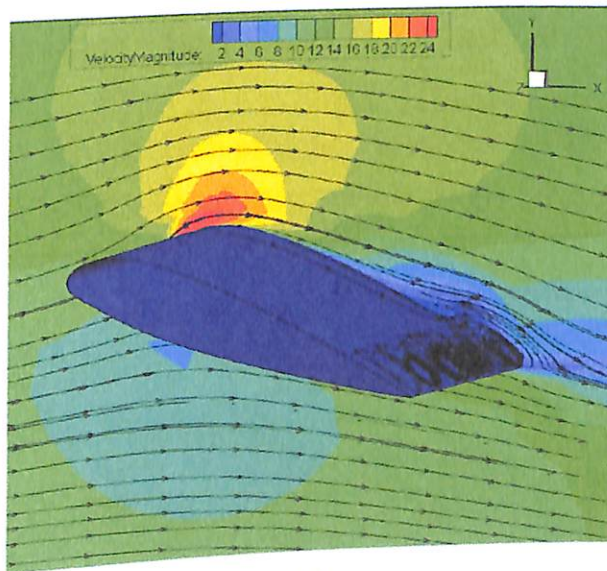
#### 4.3.1. Kontur Kecepatan dan *Pathline* pada Plain *Airfoil*

Pada gambar 4.35 merupakan visualisasi vektor kecepatan pada sudut serang  $\alpha = 0^\circ$ . Sesuai dengan penjelasan pada koefisien tekanan, 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 4.35  $\alpha = 19^\circ$  terlihat bahwa titik separasi semakin maju mendekati *leading edge*.



(a)



(b)

Gambar 4.35. Visualisasi kontur kecepatan dan *Pathline* plain *Airfoil* pada sudut serang  $\alpha = 0^\circ$  (a) dan  $\alpha = 19^\circ$  (b) pada  $Re\ 7,65 \times 10^5$ .

### 4.3.2. Karakteristik Aliran Plain *Airfoil* 3D dan *Airfoil* dengan VG

#### 4.3.2.1 Vektor Kecepatan pada Plain *Airfoil* 3D dan *Airfoil* dengan VG

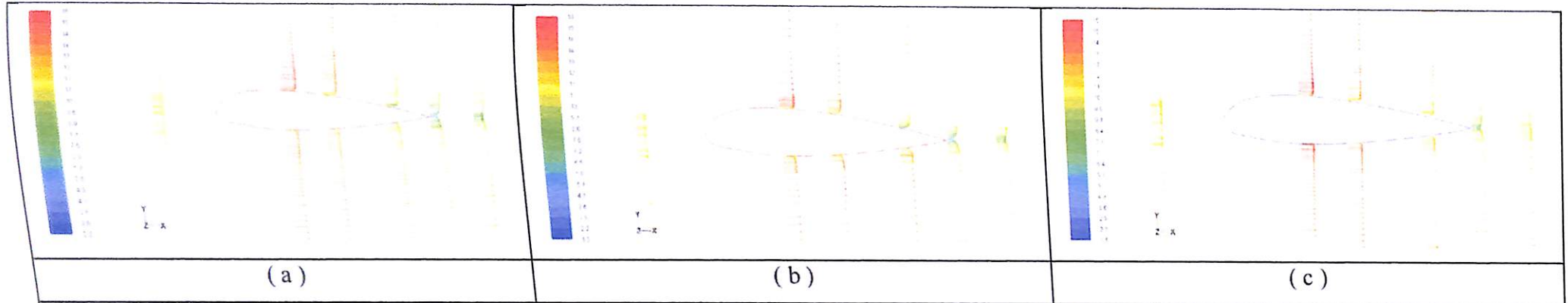
Gambar 4.36 dan 4.37 menunjukkan vektor kecepatan pada *Airfoil* di daerah upstream dengan pemotongan pada area midspan. Pada *Airfoil* dengan penambahan vortex



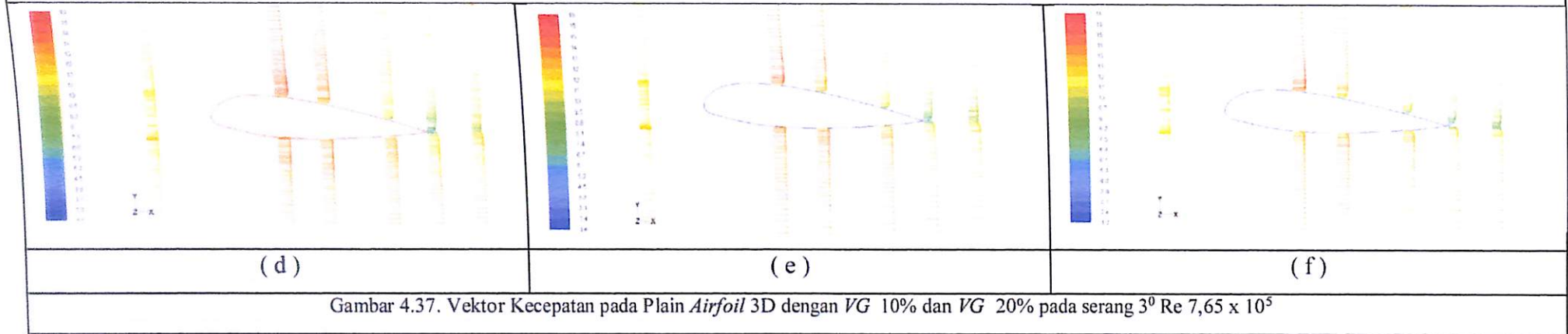
*generator* sudut serang  $0^{\circ}$  dan  $3^{\circ}$  belum terlihat terjadi separasi hingga di daerah *trailing edge*. Hal ini disebabkan dengan adanya *vortex generator* menambah momentum aliran sehingga aliran masih mengikuti kontur bodi *Airfoil*. Momentum aliran yang tinggi mampu melawan gaya geser dan *adverse pressure gradient*.

Pengaruh penggunaan *vortex generator* ditunjukkan pada gambar 4.38 untuk sudut serang  $19^{\circ}$ . Pada gambar 4.38. a ditunjukkan profil kecepatan pada plain airfoil  $z = 2$  (midspan),  $x = 2$ . Profil kecepatan pada bagian atas cenderung berkurang menandakan pengaruh gaya geser dan *adverse pressure gradient*. Sedangkan pada posisi yang sama pada gambar 4.38. b dimana diambil titik  $z = 1,9075$ ,  $x = 2$  yaitu daerah di belakang *vortex generator*  $x/c = 0,1$  maka profil kecepatan cenderung ada perbaikan bentuk ke kotak yang menandakan momentum hasil penempatan *vortex generator* mampu mengatasi gaya geser dan *adverse pressure gradient*. Demikian juga pada gambar 4.38. c dimana diambil titik  $z = 1,9075$ ,  $x = 2$  yaitu daerah tepat di belakang *vortex generator*  $x/c = 0,2$  maka profil kecepatan cenderung berbentuk kotak yang menandakan momentum hasil penempatan *vortex generator* lebih mampu mengatasi gaya geser dan *adverse pressure gradient*.

Untuk melihat kontur kecepatan dan pengaruh penggunaan *vortex generator* pada pada sudut serang  $15^{\circ}$  dan  $19^{\circ}$  akan ditampilkan dalam bentuk 3D pada gambar 4.36- 4.38 dibawah.

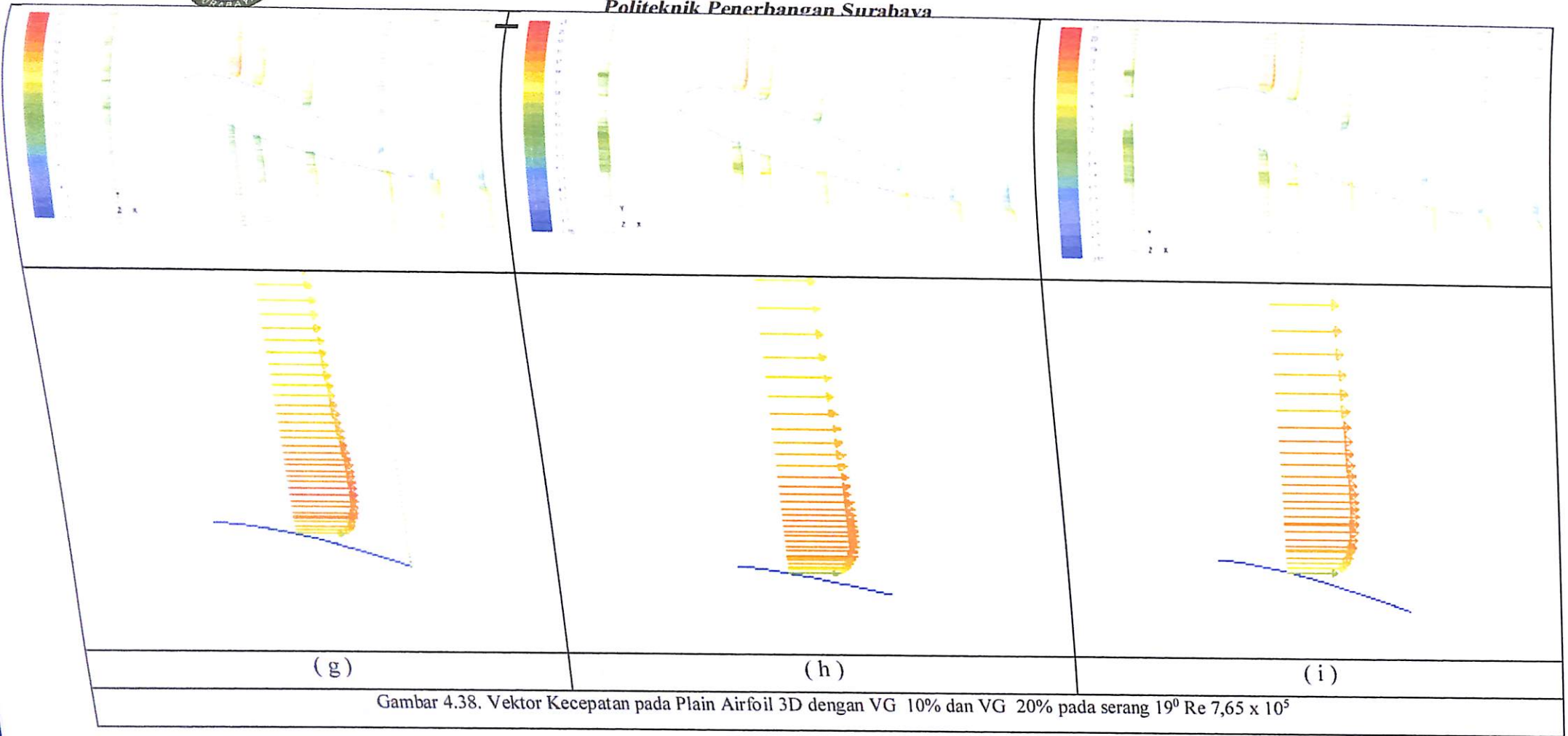


Gambar 4.36. Vektor Kecepatan pada Plain *Airfoil* 3D dengan *VG* 10% dan *VG* 20% pada serang  $0^{\circ}$   $Re$   $7,65 \times 10^5$



Gambar 4.37. Vektor Kecepatan pada Plain *Airfoil* 3D dengan *VG* 10% dan *VG* 20% pada serang  $3^{\circ}$   $Re$   $7,65 \times 10^5$







Gambar 4.38 menunjukkan vektor kecepatan pada *Airfoil* di daerah upstream dengan pemotongan pada area midspan. Pada plain *Airfoil* 3D dengan sudut serang  $3^{\circ}$  dengan penggunaan *VG* 10% separasi mendekati *trailing edge* namun pengaruh yang dihasilkan tidak begitu signifikan hal ini dimungkinkan karena 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*. Sedangkan pada *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* sudut serang  $0^{\circ}$  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*.

#### 4.3.2.2 Velocity Pathline pada Plain *Airfoil* 3D dan *Airfoil* dengan *VG*

Gambar 4.39. merupakan visualisasi velocity *Pathline* pada *Airfoil* dengan sudut serang  $0^{\circ}$ , dengan plain *Airfoil* ditunjukkan pada gambar 4.39 (a) serta *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator* 10% dan 20% dengan  $Re\ 7,65 \times 10^5$  ditunjukkan pada gambar 4.39 (b) dan (c). Visualisasi *Pathline* pada plain *Airfoil* pada gambar 4.39 (a), (b), (c) menunjukkan bahwa aliran mengalami distribusi merata di sepanjang span serta masih cenderung mengikuti kontur bodi sampai *trailing edge*.

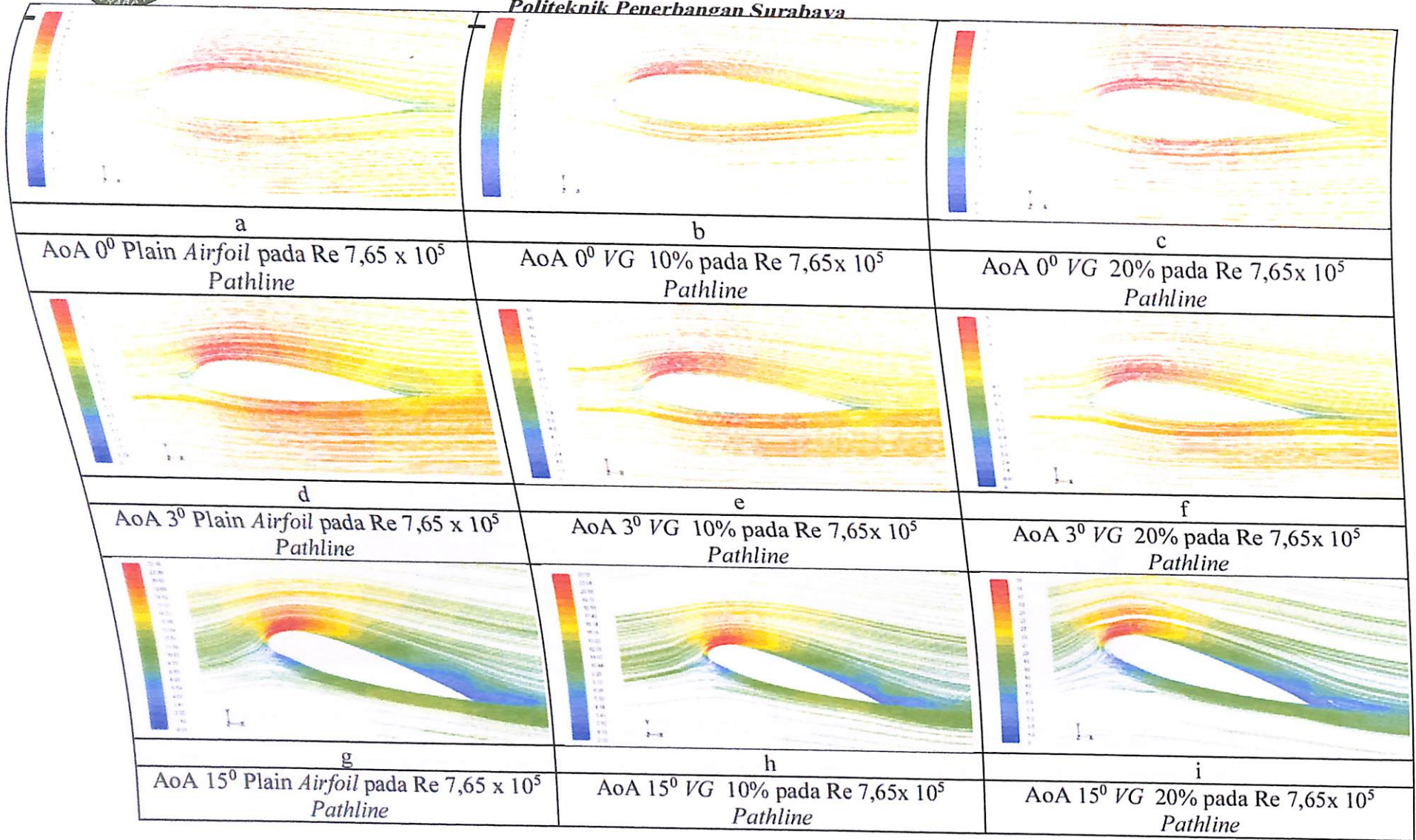
Gambar 4.39 (g) merupakan visualisasi velocity *Pathline* pada *Airfoil* dengan sudut serang  $19^{\circ}$  dengan plain *Airfoil* serta *Airfoil* dengan modifikasi *vortex generator* 10% dan 20% ditunjukkan pada gambar 4.39 (h) dan (i) pada  $Re\ 7,65 \times 10^5$ . *Pathline* pada plain *Airfoil* pada gambar 4.39 (g) menunjukkan bahwa aliran kecepatannya menurun dan mengalami separasi terjadi pada  $x/c = 0.6$ . Separasi inilah yang ditunjukkan pada velocity *Pathline* terlihat seperti vortex di sepanjang span *Airfoil*. *Pathline* pada *Airfoil* dengan *vortex generator* 10% seperti pada gambar 4.39 (h) menunjukkan dengan penambahan *VG* 10% separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan *VG* aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*. Demikian juga dengan penambahan *VG* pada  $x/c = 0,2$  separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan *VG* aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*.



Gambar 4.39 (j) merupakan visualisasi velocity *Pathline* pada *Airfoil* dengan sudut serang  $19^\circ$  dengan plain *Airfoil* serta *Airfoil* dengan modifikasi *vortex generator* 10% dan 20% ditunjukkan pada gambar 4.39 (k) dan (l) pada  $Re\ 7,65 \times 10^5$ . *Pathline* pada plain *Airfoil* pada gambar 4.39 (j) menunjukkan bahwa aliran kecepataannya menurun dan mengalami separasi terjadi pada  $x/c = 0.6$ . Separasi inilah yang ditunjukkan pada velocity *Pathline* terlihat seperti vortex di sepanjang span *Airfoil*. *Pathline* pada *Airfoil* dengan *vortex generator* 10% seperti pada gambar 4.39 (k) menunjukkan dengan penambahan *VG* 10% aliran attach kembali ke permukaan *Airfoil* ditunjukkan dengan warna yang lebih muda di bawah separasi dan separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan *VG* aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*. Demikian juga dengan penambahan *VG* pada  $x/c = 0,2$  separasi mundur ke arah *trailing edge* karena dengan penambahan *VG* aliran mengalami peningkatan kecepatan setelah melewati *vortex generator*. Di samping itu aliran attach kembali ke permukaan *Airfoil*.

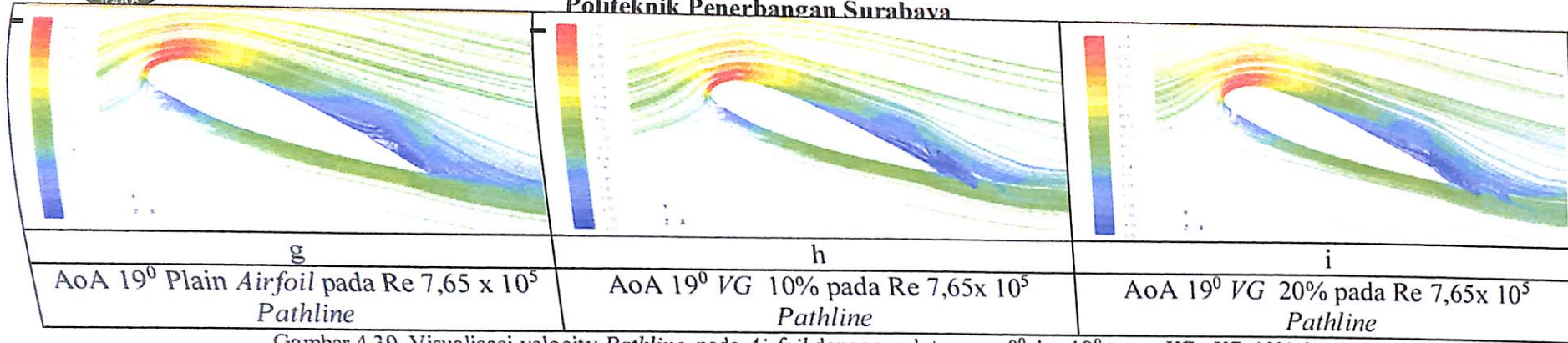
Visualisasi 2 dimensi pada area midspan dan  $z = 1,9075$  tersebut didukung dengan gambar 4.40., 4.41. dan 4.42 untuk sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  yang merupakan tampilan 3 dimensi. Penggunaan *vortex generator* pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $3^\circ$  belum begitu terlihat karena fluida masih mengikuti kontur body *airfoil*.

Sedangkan Pengaruh penggunaan *vortex generator* pada sudut serang  $15^\circ$  dan  $19^\circ$  jelas terlihat perbedaannya dengan plain *airfoil*. Pada plain *airfoil* separasi mulai terjadi pada  $x/c = 0,6$  pada sudut serang  $15^\circ$ . Dengan penggunaan *vortex generator* maka momentum aliran meningkat dan memundurkan separasi sedikit ke belakang. Pada sudut serang  $19^\circ$  dengan penggunaan *vortex generator* pada  $x/c = 0,1$  maka aliran mengikuti kontur body *airfoil* sampai dengan  $x/c = 0,9$ . Namun pada penggunaan *vortex generator* pada  $x/c = 0,2$ , aliran mulai terseparasi sebagaimana pada plain *airfoil*. Hanya saja ada aliran yang "attach" kembali ke kontur body *airfoil* meskipun kemudian terseparasi kembali pada  $x/c=0,9$

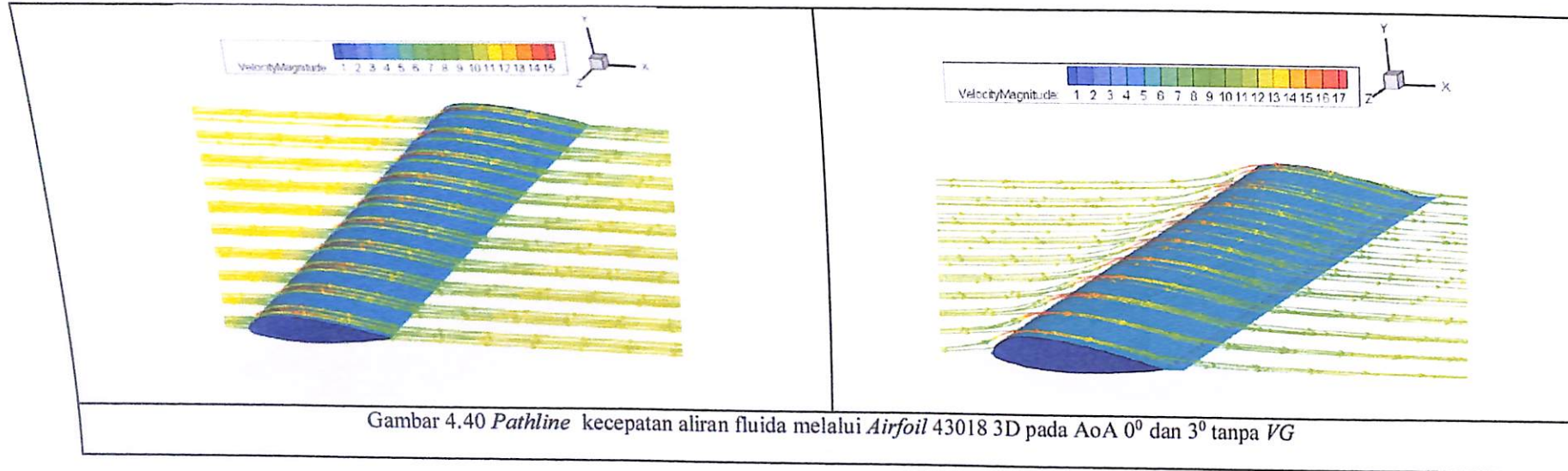


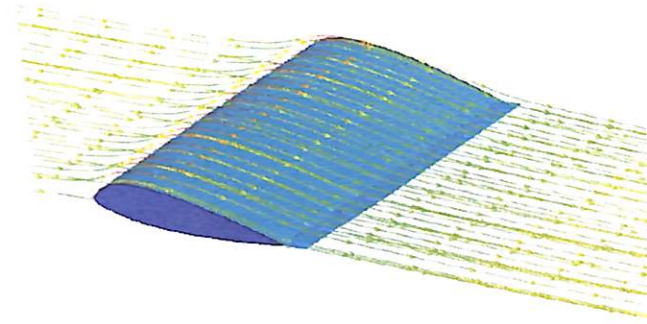
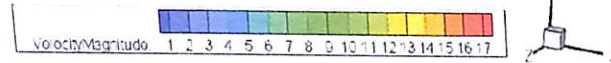
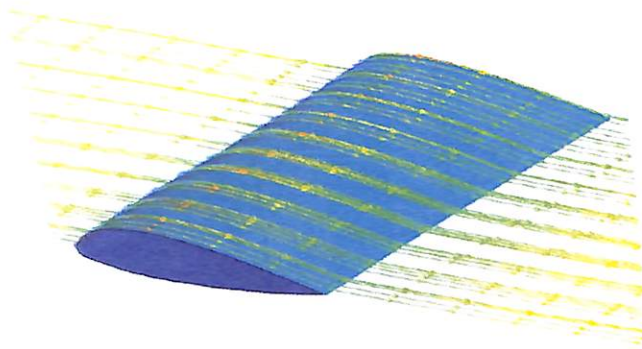
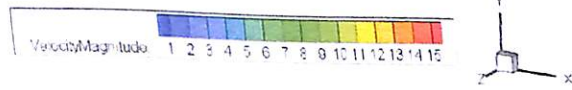


Politeknik Penerbangan Surabaya

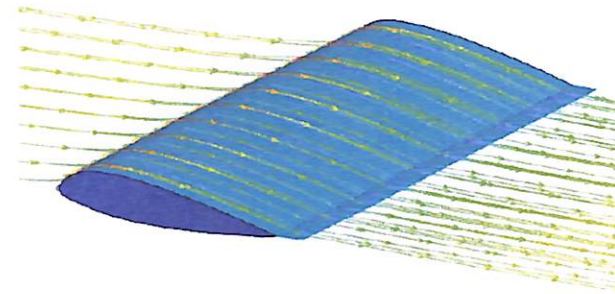
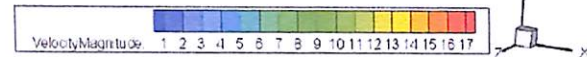
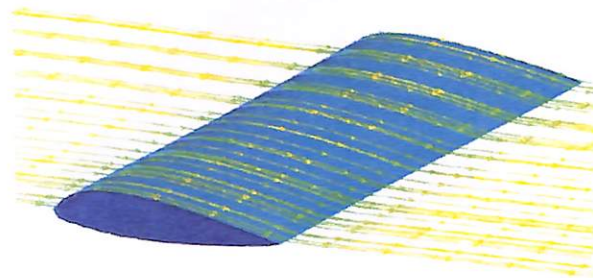
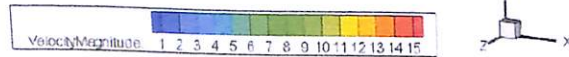


Gambar 4.39. Visualisasi velocity Pathline pada Airfoil dengan sudut serang 0° dan 19° tanpa VG, VG 10% dan 20%

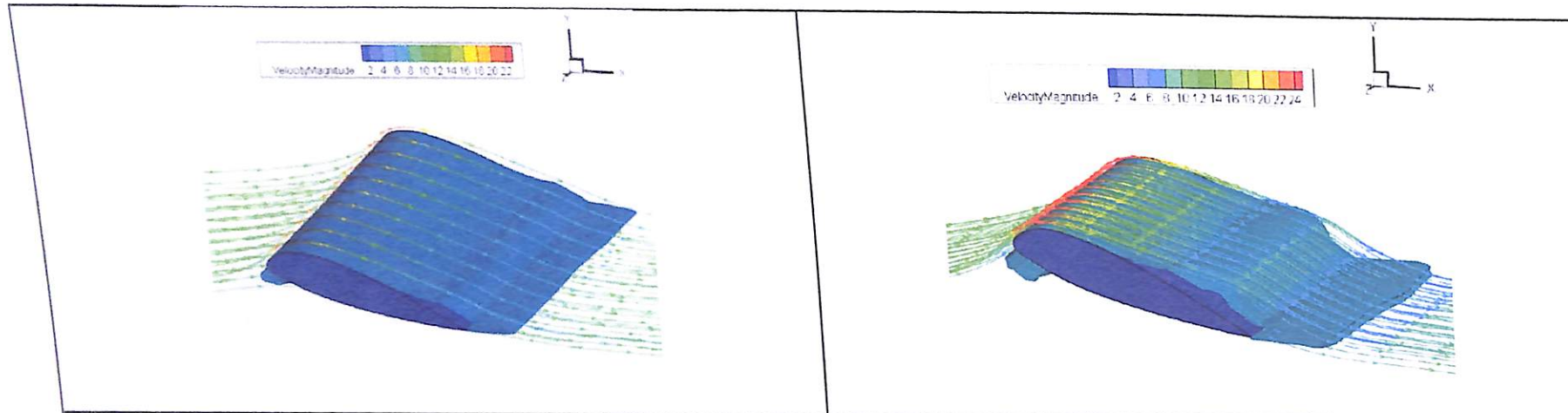




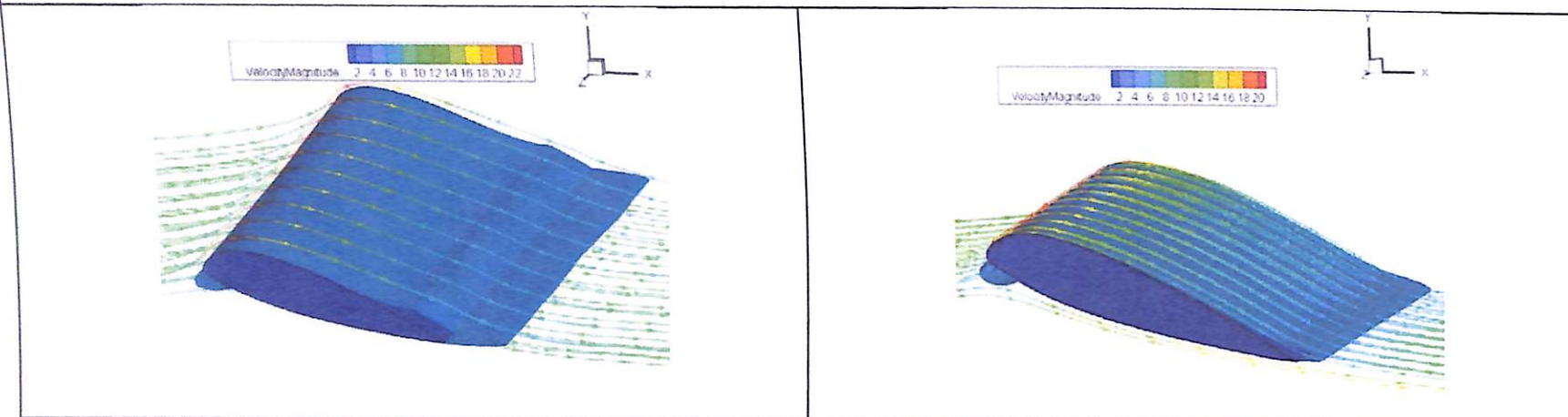
Gambar 4.41 Pathline kecepatan aliran fluida melalui Airfoil 43018 3D pada AoA 0° dan 3° VG 10%



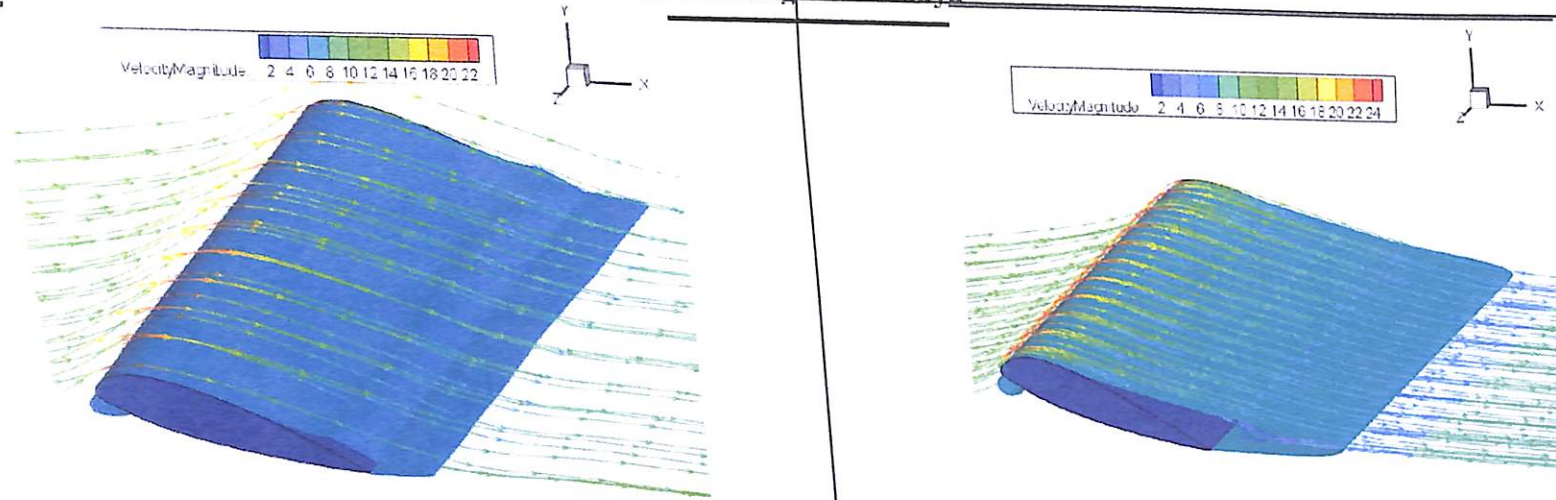
Gambar 4.42 Pathline kecepatan aliran fluida melalui Airfoil 43018 3D pada AoA 0° dan 3° VG 20%



Gambar 4.43 *Pathline* kecepatan aliran fluida melalui *Airfoil* 43018 3D pada AoA 15<sup>0</sup> dan 19<sup>0</sup> tanpa *VG*



Gambar 4.44 *Pathline* kecepatan aliran fluida melalui *Airfoil* 43018 3D pada AoA 15<sup>0</sup> dan 19<sup>0</sup> *VG* 10%



Gambar 4.45 *Pathline* kecepatan aliran fluida melalui *Airfoil* 43018 3D pada AoA 0° dan 19° VG 20%





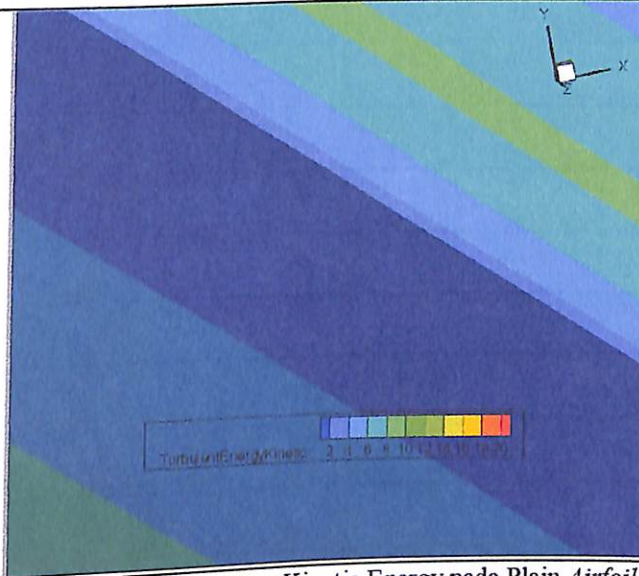
#### 4.3.2.3. Kontur Turbulence Kinetic Energy pada Plain Airfoil 3D dan Airfoil 3D dengan VG

Pada bagian ini dibandingkan karakteristik *Turbulence Kinetic Energy* plain Airfoil 3D dengan Airfoil dengan penambahan *vortex generator*. Proses perbandingan dengan cara menampilkan visualisasi aliran berupa *turbulent intensity*. Konfigurasi yang ditampilkan yaitu pada  $Re\ 7,65 \times 10^5$ . Titik yang diamati adalah pada  $x = 0,25$  yaitu tepat di belakang *vortex generator*.

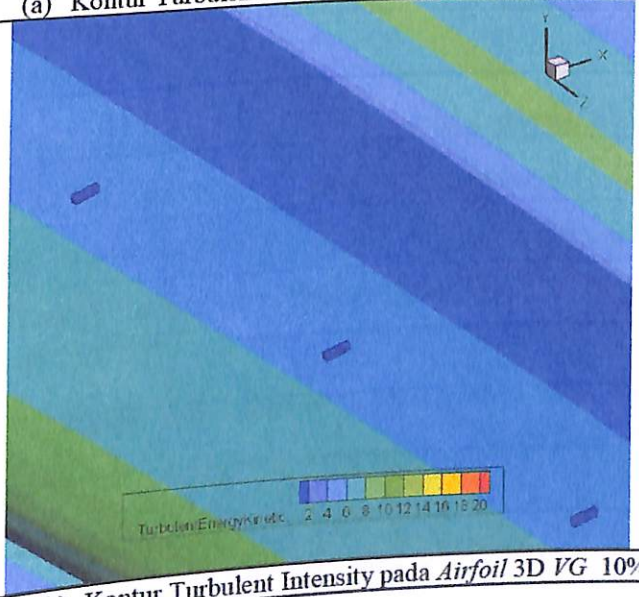
Pada gambar 4.46. (a) *Turbulence Kinetic Energy* pada plain airfoil tampak perbedaan kontur warna pada permukaan airfoil. Pada  $x = 0,1$  tampak warna biru muda dan semakin ke belakang menjadi lebih gelap yang menandakan bahwa *turbulence kinetic energy* pada permukaan semakin menurun. Namun di atas permukaan *turbulence kinetic energy* masih lebih tinggi dari permukaan airfoil. Hal ini dimungkinkan karena pada permukaan harus melawan tegangan geser dan *adverse pressure gradient*.

Pada gambar 4.46. (b) *Turbulence Kinetic Energy* dengan penempatan VG  $x/c = 10\%$  didapati lebih tinggi dari plain airfoil. Dengan adanya VG maka *Turbulence Kinetic Energy* di permukaan airfoil lebih tinggi begitu juga pada  $x = 0,25$ . Di titik di atas permukaan juga lebih tinggi dari pada plain airfoil dilihat dari *gradient warna*. Hal ini dimungkinkan karena dengan adanya VG, aliran yang bersentuhan dengan VG mengalami perubahan arah ke arah radial sehingga menimbulkan *vortex* dan aliran bertransisi dari *laminar boundary layer* ke *turbulence boundary layer* sehingga lebih mampu melawan tegangan geser dan *adverse pressure gradient*.

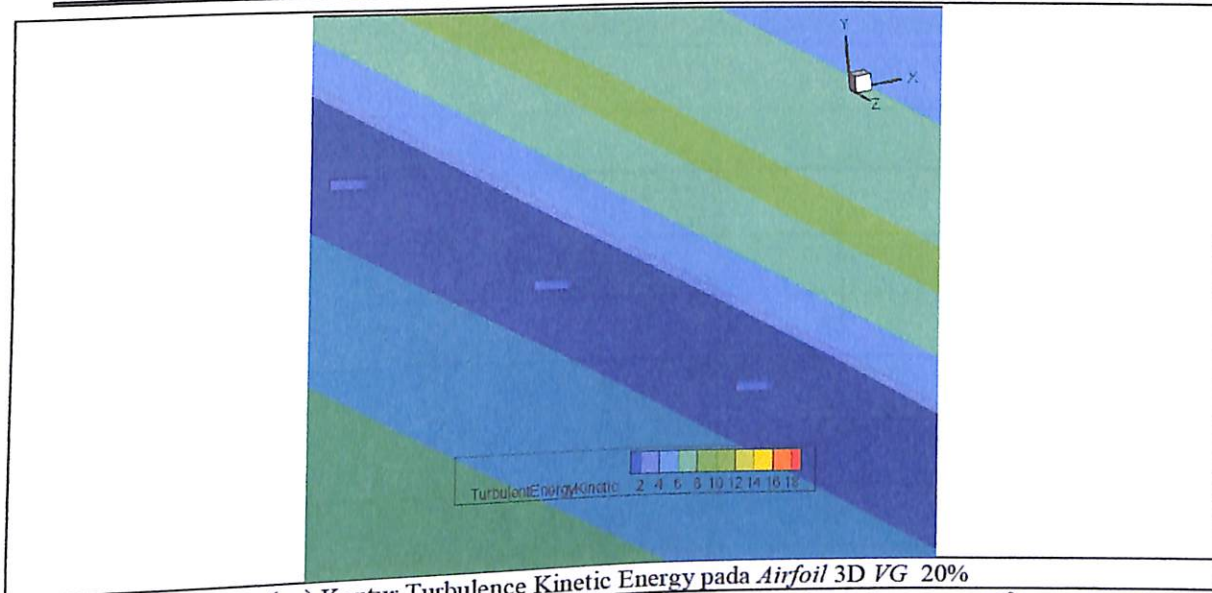
Pada gambar 4.46. (c) *Turbulence Kinetic Energy* dengan penempatan VG  $x/c = 20\%$  didapati lebih tinggi dari penempatan plain airfoil namun lebih rendah dari penempatan VG  $x/c = 10\%$ . Dengan adanya VG maka *Turbulence Kinetic Energy* di permukaan airfoil lebih tinggi pada  $x = 0,25$ . Di titik di atas permukaan juga lebih tinggi dari pada plain airfoil dilihat dari *gradient warna*. Hal ini dimungkinkan karena dengan adanya VG, aliran yang bersentuhan dengan VG mengalami perubahan arah ke arah radial sehingga menimbulkan *vortex* dan aliran bertransisi dari *laminar boundary layer* ke *turbulence boundary layer* sehingga lebih mampu melawan tegangan geser dan *adverse pressure gradient*.



(a) Kontur Turbulence Kinetic Energy pada Plain *Airfoil* 3D



(b) Kontur Turbulent Intensity pada *Airfoil* 3D VG 10%



(c) Kontur Turbulence Kinetic Energy pada *Airfoil* 3D VG 20%

Gambar 4.46. Visualisasi perbandingan *Turbulence Kinetic Energy* pada sudut serang 19° tanpa VG, VG 10% dan 20%

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

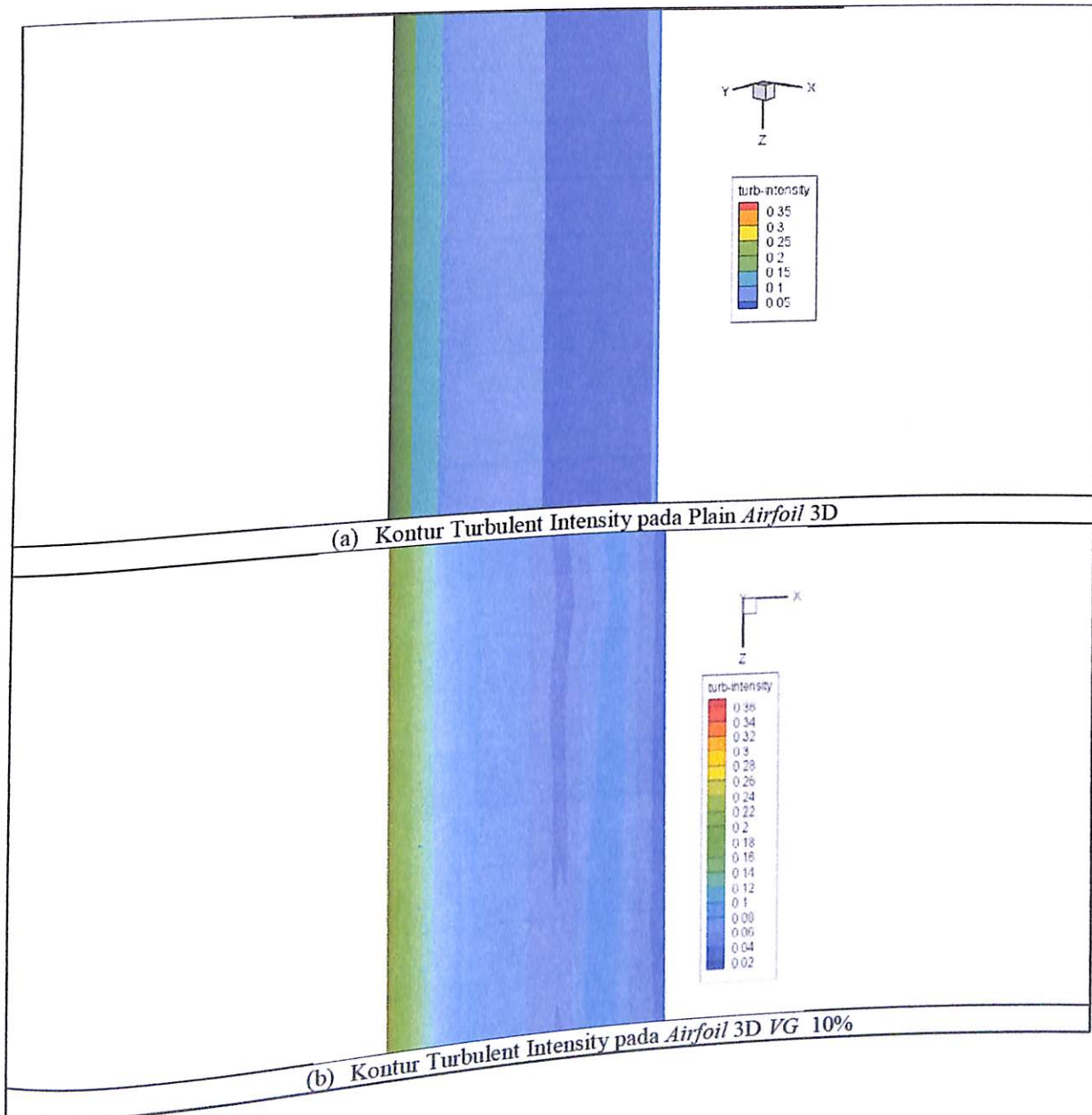
Pada bagian ini dibandingkan karakteristik turbulensi plain *Airfoil* 3D dengan *Airfoil* dengan penambahan *vortex generator*. Proses perbandingan dengan cara menampilkan visualisasi aliran berupa turbulent intensity. Konfigurasi yang ditampilkan yaitu pada  $Re\ 9 \times 10^5$ .

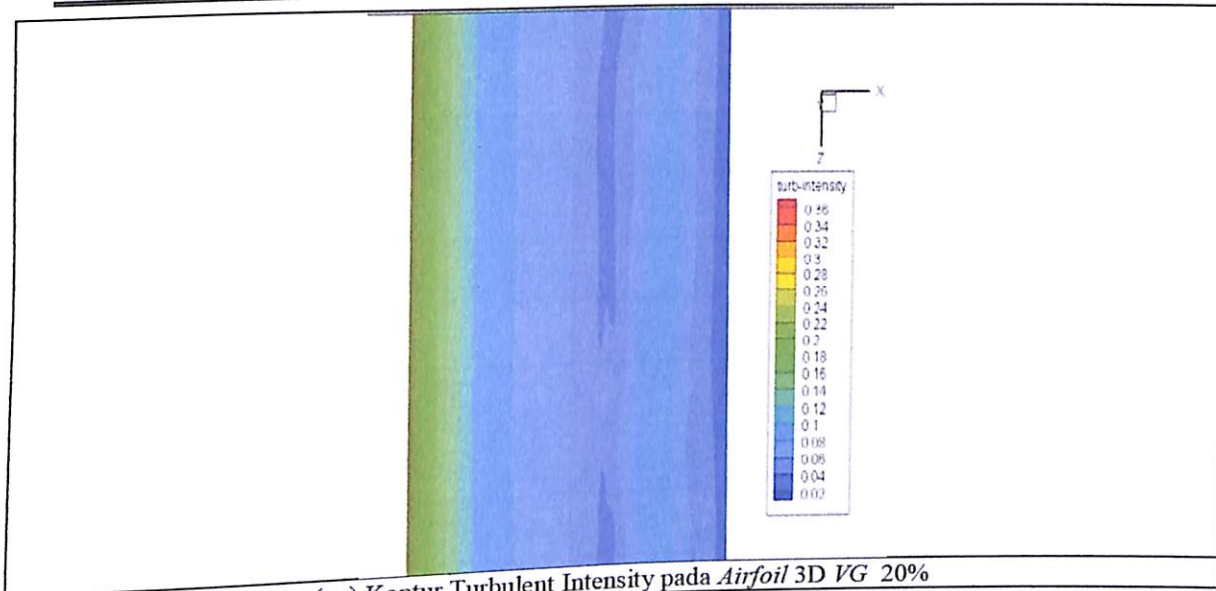
Gambar 4.47 merupakan visualisasi perbandingan turbulent intensity pada sudut serang 19° yang terlihat dari pandangan atas. Pada Gambar 4.41 (a) terlihat intensitas turbulensi pada plain *Airfoil*. Berdasarkan gambar tersebut tampak perbedaan karakteristik turbulensi pada permukaan atas. Pada plain *Airfoil* terlihat perbedaan warna secara gradual dari *leading edge* hingga *trailing edge*. Warna hijau menunjukkan intensitas turbulensi yang relatif tinggi terdapat pada daerah *leading edge*, lalu menurun secara gradual hingga turbulensi terendah yang ditunjukkan dengan warna biru tua dan biru muda pada daerah *trailing edge*.

Sedangkan Gambar 4.47. (b) dan (c) 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 gambar tersebut yaitu pada *Airfoil* dengan VG memiliki tingkat turbulensi yang lebih tinggi dengan ditandai dengan warna biru muda yang lebih dominan 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 4.47. Visualisasi perbandingan *turbulent intensity* pada sudut serang  $19^\circ$  tanpa VG, VG 10% dan 20%



## BAB V

### KESIMPULAN DAN SARAN

#### 5.1 Kesimpulan

Dari analisa hasil eksperimen dan simulasi dengan pengukuran koefisien distribusi tekanan di permukaan atas, profil wake di belakang *airfoil* dan post processing pada *airfoil NACA 43018*:

1. Peningkatan bilangan *Reynolds* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* dapat menyebabkan distribusi koefisien tekanan semakin negatif untuk sudut serang  $0^\circ - 19^\circ$  pada kedua *Reynolds Number*, sedangkan untuk sudut serang  $20^\circ$  sudah terjadi *stall* dimana distribusi koefisien tekanan cenderung merata.
2. Peningkatan bilangan *Reynolds* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* dapat menyebabkan lebar *wake* semakin sempit untuk sudut serang  $0^\circ - 20^\circ$ .
3. Koefisien *lift* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang sampai pada sudut serang  $19^\circ$ , kemudian terjadi *stall* yang diindikasikan dengan menurunnya  $C_L$  sampai pada sudut serang  $20^\circ$  pada kedua *Reynolds Number*.
4. Koefisien *Drag* pada *plain airfoil* dan *airfoil* dengan *vortex generator* terus meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang dari sudut serang  $0^\circ$  sampai pada sudut serang  $20^\circ$  pada kedua *Reynolds Number*.
5. Penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan performa dari *airfoil* dilihat dari distribusi  $C_L/C_D$  yang semakin meningkat pada kedua *Reynolds number*.

#### 5.2 Saran

Dari penelitian yang telah dilakukan ada beberapa saran, agar penelitian selanjutnya yang sejenis dapat menghasilkan data yang lebih baik, antara lain:

1. Pengambilan data sebaiknya menghasilkan data yang lebih baik, antara lain: memperoleh data yang lebih akurat. Misalnya *pitot tube* diganti dengan *hot wire* dan manometer diganti dengan *pressure transducer*.
2. Pengambilan data yang dilakukan sebaiknya pada kondisi temperatur dan tekanan lingkungan yang sama untuk *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun pada *airfoil*



dengan *vortex generator*. Hal ini dimaksudkan agar data yang diperoleh dari variasi tersebut tidak terpengaruh dengan kondisi lingkungan yang ada.

3. Menggunakan variasi bentuk *vortex generator* yang lain untuk penelitian selanjutnya misalnya *triangular*, *trapezoidal* maupun bentuk susunan *rotating* dan *co-rotating*.
4. Penggunaan *wind tunnel* untuk kondisi yang mendekati sebenarnya pada posisi *take off*, *cruising* maupun *landing* namun dibutuhkan penggunaan *wind tunnel* yang memiliki *freestream* tinggi.



## DAFTAR PUSTAKA

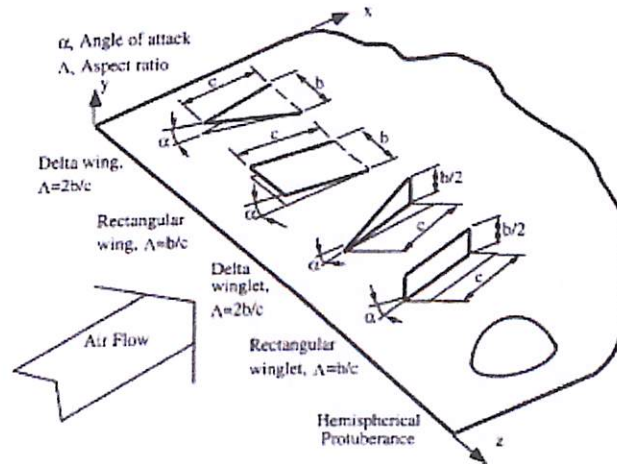
- Johari bin Ismail, (2008)**, *Design And Analysis Of Vortex Generator For A Hev Model*, University Malaysia Pahang
- Anderson, J. D., Jr. (2001)**. *Fundamentals of Aerodynamics, 3<sup>rd</sup> edition*. Mc Graw Hill, Inc.,
- Fox. R. W., Mc Donald.A.T & Pritchard.P.J.(2010)**, *Introduction to Fluid Mechanics Eighth Edition*, Purdue University
- Sita, Rachmawati (2009)**, *Studi Eksperimental Karakteristik Aliran Melintasi Silinder Ganda Teriris Tipe-i Tersusun Secara Tandem dengan Jarak Longitudinal  $p/d=1,5$  di Dekat Dinding Datar*, Tugas Akhir Teknik Mesin ITS, Surabaya.
- <http://avstop.com/ac/flighttraininghandbook/pressuredistribution.html> diakses 16 Februari 2015
- von Stillfried, Florian (2009)**, Computational studies of passive vortex generators for flow control, Technical Reports, Royal Institute of Technology Stockholm Linn'e Flow Centre Department of Mechanics
- Jacobs, Eastman N., Abbott, Ira H. (1935)**, *Airfoil Section Data Obtained In The NACA Variable-Density Tunnel As Affected by Support Interference And Other Correction*, National Advisory Committee For Aeronautics, Report 669
- Lin, John. C.,(2002)**, *Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation Flow*, Physics and Control Branch, NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681-2199, USA
- Kadek Gilang Mariasa, Suryawan, A.A. Adhi, dan Ghurri, Ainul. (2013)**. *Karakteristik Airfoil NACA "00XX" dengan Variasi Sudut Serang*, Jurusan Teknik Mesin Universitas Udayana 1 : 61-68.
- Leu, T.S., Yu, J.M., Hu, C.C., Miao, J.J., Liang, S.Y., Li, J.Y, Cheng, J.C., dan Chen, S.J. (2012)**, *Experimental Study of Free Stream Turbulence Effect of Dynamic Stall of Pitching Airfoil by Using Particle Image Velocimetry*, National Cheng Kung University 225 : 103-108.





- Velte, C.M., Hansen, M.O.L., dan Jonck, K. (2007)**, *Experimental and Numerical Investigation of The Performance of Vortex Generator*. Technical University of Denmark 75 : 012030.
- H. Shan et al.(2007)**, *Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over NACA 0012 Airfoil*, Science Direct
- Zhen, Tan Kar, Ahmad, Kamarul Arifin., Zubair, Muhammed.,(2010)**, *Experimental and Numerical Investigation of the Effects of Passive Vortex Generators on Aludra UAV Performance*, Journal of Aeronautics, School of Aerospace Engineering, University Sains Malaysia, NibongTebal 14300, Malaysia
- Nita, Mihaela Florentina (2008)**, *Aircraft Design Studies Based on the ATR 72*, Department of Automotive and Aeronautical Engineering Hamburg University of Applied Sciences
- Anand, U., Shudakar, Y., Thileopanragu, R., Gopinathan, V.T., dan Rajasokar, R. (2010)**, *Passive Flow Control Over NACA 0012 Airfoil Using Vortex Generator*. India: Department of Aerospace Engineering IIT Madras.
- Mulvany, Nicholas et. al.(2004)**, *Steady State Evaluation of Two Equation RANS Turbulence Models for High Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations*
- Yarusevych, Serhiy, Michael S. H. Boutilier (2010)**, *Vortex Shedding Characteristics of a NACA 0018 Airfoil at Low Reynolds Numbers*, University of Waterloo, Waterloo, Ontario, Canada, N2L 3G1
- Tuakia, Firman (2008)**, *Dasar-dasar CFD Menggunakan Fluent*, Penerbit Informatika Bandung
- Fluent Inc.(2000)**, *Gambit Tutorial Guide*
- Fluent Inc.(2007)**, *FLUENT 6.3. User Guide*

LAMPIRAN



Macam-macam bentuk Vortex Generator



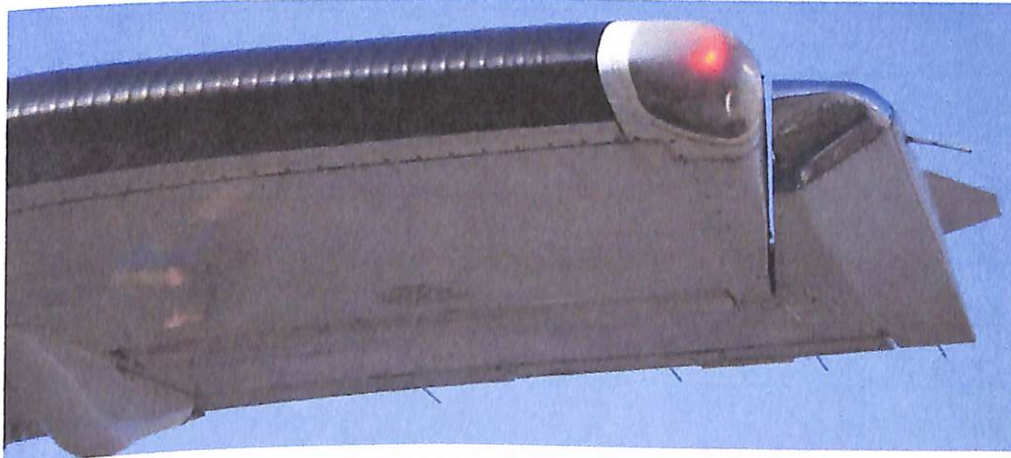
ATR 72 - 600 yang dioperasikan oleh Garuda Indonesia



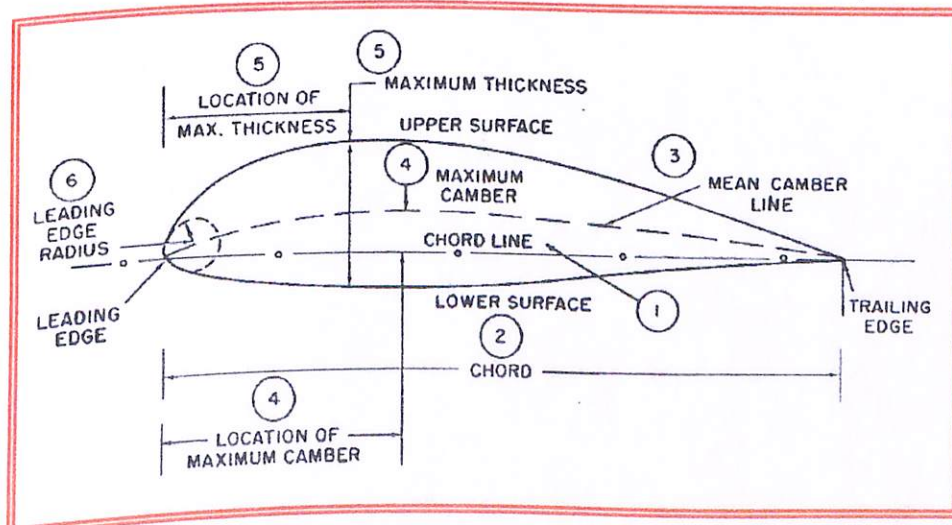
ATR 72 yang dioperasikan oleh PT Lion Air Mentari



Bentuk Wing ATR 72



Wingtip ATR 72



Terminologi Airfoil