



**TUGAS AKHIR - TM 141585**

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK OPTIMASI POSISI  
VORTEX GENERATOR UNTUK MEREDUKSI ALIRAN  
SEKUNDER DEKAT ENDWALL PADA AIRFOIL BRITISH  
9C7/32.5C50  
( Studi Kasus pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $14^\circ$  )**

ZAIN LILLAHULHAQ  
2112 100 078

Dosen Pembimbing  
Dr. Ir. HERU MIRMANTO, MT.  
NIP. 19620216 1995 121 001

Dosen co. Pembimbing  
Nur Ikhwan, ST, M.Eng.  
NIP. 19670915 1995 121 001

JURUSAN TEKNIK MESIN  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2016



**FINAL PROJECT - TM 141585**

**EXPERIMENTAL AND NUMERIC STUDY OF  
OPTIMIZATION VORTEX GENERATOR'S POSITION TO  
REDUCE SECONDARY FLOW EFFECT NEAR  
ENDWALL IN BRITISH 9C7 / 32.5C50 AIRFOIL  
(Study Case on  $\alpha = 12^\circ$  and  $14^\circ$ )**

**ZAIN LILLAHULHAQ**  
2112 100 078

Lecturer  
Dr. Ir. HERU MIRMANTO, MT.  
NIP. 19620216 1995 121 001

Co. Lecturer  
Nur Ikhwan, ST, M.Eng.  
NIP. 19670915 1995 121 001

**JURUSAN TEKNIK MESIN**  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2016

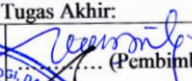


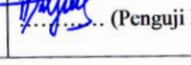
**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK OPTIMASI POSISI  
VORTEX GENERATOR UNTUK MEREDUKSI ALIRAN  
SEKUNDER DEKAT ENDWALL PADA AIRFOIL  
BRITISH 9C7/32.5C50  
( Studi Kasus pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $14^\circ$  )**

**TUGAS AKHIR**

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

Oleh:

**ZAIN LILLAHULHAQ**  
NRP. 2112 100 078

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:	
Dr. Ir. Heru Mirmanto NIP. 196202161995121001	 ..... (Pembimbing)
NUR IKHWAN, S.T., M.Eng NIP. 196709151995121001	 ..... (Penguji I)
Dr. Wawan Ariès Widodo, S.T., M.T. NIP. 197104051997021001	 ..... (Penguji II)
DEDY ZULHIDAYAT NOOR, S.T. Ph.D NIP. 197512062005011002	 ..... (Penguji III)

**SURABAYA  
JULI, 2016**



---

## **KATA PENGANTAR**

Segala Puji dan Syukur penulis curahkan sepenuhnya kepada Allah SWT, karena atas berkah dan ijin-Nya tugas akhir ini dapat terselesaikan. Penulis sangat menyadari bahwa keberhasilan dalam penulisan tugas akhir ini tak lepas dari dukungan dan bantuan berbagai pihak. Melalui kesempatan ini penulis ingin menyampaikan ucapan terima kasih kepada pihak-pihak yang telah banyak membantu dan mendukung baik secara moril maupun materil dalam proses penyelesaian tugas akhir ini, antara lain:

1. Bapak Ir. Heru Mirmanto, MT, Selaku dosen pembimbing tugas akhir dan Bapak Nur Ikhwan, ST,M.Eng selaku co. pembimbing yang selalu memberikan saran, motivasi, dan ilmu-ilmu yang sangat bermanfaat bagi penulis. Terima kasih atas kesabarannya selama membimbing penulis.
2. Bapak Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, ST, MT, dan Bapak Dedy Zulhidayat Noor, ST, ME, Ph.D selaku dosen penguji tugas akhir penulis, terima kasih atas saran-saran yang telah diberikan.
3. Kedua orang tua yang telah sabar menghadapi saya, membanting tulang, menasihati, dan mendoakan demi kelancaran kuliah dan Tugas Akhir penulis. Serta adik-adik saya yang selalu memberikan semangat dan sabar saat mendengar saya mengeluh.
4. Ibu Ika Dewi Wijayanti, ST,MSc. selaku Dosen wali penulis, terima kasih atas kebaikan dan kesabarannya selama ini.
5. Semua warga Laboratorium mekanika fluida dan sahabat tercinta patricia yang selalu memberikan bantuan dan semangat dalam masalah apapun saat saya menangis.
6. Bapak Nur dan Bapak Sutrisno selaku karyawan di lab. Mekanika Fluida yang telah memberi motivasi dan banyak nasihat.



7. Seluruh Dosen dan karyawan jurusan Teknik Mesin ITS,
8. Terimakasih untuk Happy Ayu D. dan Baymax yang selalu memberikan dukungan, motivasi, bantuan, perhatian, nasehat dan tissue saat saya membutuhkan .
9. Seluruh civitas akademik Teknik mesin ITS.
10. Semua pihak yang tidak dapat disebutkan oleh penulis.

Penulis menyadari masih banyak kekurangan dalam penyusunan tugas akhir ini, oleh karena itu saran dan masukan dari semua pihak sangat penulis harapkan. Penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan sumbangsih bagi perkembangan ilmu pengetahuan.

Surabaya, Januari 2016

**Penulis**



---

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK OPTIMASI POSISI  
VORTEX GENERATOR UNTUK MEREDUKSI ALIRAN  
SEKUNDER DEKAT ENDWALL PADA AIRFOIL  
BRITISH 9C7/32.5C50**

( Studi Kasus pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $14^\circ$  )

**Nama Mahasiswa** : Zain Lillahulhaq  
**NRP** : 2112 100 078  
**Jurusan** : Teknik Mesin FTI ITS  
**Dosen Pembimbing** : Dr. Ir. Heru Miryanto, MT  
**Co. Pembimbing** : Nur Ikhwan, ST, M.Eng.

**ABSTRAK**

Aliran fluida yang melintasi permukaan airfoil dekat *endwall* akan menimbulkan separasi 3 dimensi. Kondisi tersebut akan menimbulkan *total pressure losses* ( $\zeta$ ) pada daerah *exit*. Penambahan *vortex generator* pada *upper airfoil* di dekat *endwall* dapat mereduksi *total pressure losses*. Pada penelitian ini akan dikaji tentang optimasi penempatan *vortex generator* pada *airfoil* terhadap perubahan sudut serang. Variasi posisi *vortex generator* pada berbagai sudut serang bertujuan untuk mereduksi separasi aliran 3 dimensi secara optimal.

Penelitian ini dilakukan dengan metode eksperimen dan numerik. Model benda uji berupa *airfoil British 9C7/32.5C50* yang terpasang pada *endwall* (pelat datar). Penambahan *vortex generator* di dekat *endwall* dengan jarak  $Z_{VG} = 4\% C$  dan sudut ( $\beta$ ) =  $14^\circ$ . Variasi jarak *vortex generator* terhadap *leading edge* yaitu  $X_{VG} = 30\% C, 35\% C, 40\% C, 45\% C$  dan  $50\% C$ . sedangkan *angle of attack* divariasikan pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $14^\circ$ . Bilangan Reynolds yang digunakan adalah  $R_{ec} = 1.14 \times 10^5$ . Pengujian secara eksperimen dilakukan dengan metode *oil flow visualization* (OFV). Sedangkan pemodelan numerik dilakukan menggunakan *software* Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26 dengan model *3D-steady flow* dengan menggunakan *turbulent viscous standard k-epsilon* (SKE).



Hasil penelitian diketahui bahwa penambahan *vortex generator* pada *upper surface* dari *airfoil* dapat meningkatkan intensitas turbulensi aliran. Sehingga separasi 3 dimensi yang terjadi di *upper surface airfoil* dekat *endwall* dapat ditunda dan *effective area* semakin bertambah luas. Hal ini dapat mereduksi kerugian energi yang membuat koefisien *lift* ( $C_L$ ) meingkat, koefisien *drag* ( $C_D$ ) menurun dan *total pressure losses coefficient* ( $\zeta$ ) menurun. Pereduksian energi paling optimal pada  $\alpha = 12^\circ$  didapatkan dengan menempatkan *vortex generator* pada posisi 45%C dari *leading edge*, dengan peningkatan  $C_L$  sebesar 2,625%, penurunan  $C_D$  sebesar 0,11% dan penurunan  $\zeta$  sebesar 8.91%. Sedangkan untuk  $\alpha = 14^\circ$  posisi optimum didapatkan dengan menempatkan *vortex generator* pada posisi 35%C dari *leading edge*, penurunan  $C_L$  terendah sebesar 3,389%, penurunan  $C_D$  sebesar 0,467% penurunan  $\zeta$  sebesar 8.02%.

***Kata kunci : airfoil British 9C7/32.5C50 , endwall, vortex generator***



**EXPERIMENTAL AND NUMERIC STUDY OF  
OPTIMIZATION VORTEX GENERATOR'S POSITION  
TO REDUCE SECONDARY FLOW EFFECT NEAR  
ENDWALL IN BRITISH 9C7 / 32.5C50 AIRFOIL  
(Study Case on  $\alpha = 12^\circ$  and  $14^\circ$ )**

**Student Name : Zain Lillahulhaq**  
**NRP : 2112 100 078**  
**Major : Mechanical Engineering FTI ITS**  
**Lecturer : Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT**  
**Co. lecturer : Nur Ikhwan, ST, M.Eng.**

**ABSTRACT**

*When fluid flow in the surface airfoil near endwall, it will create 3-dimensional separation. These conditions will make total pressure losses ( $\zeta$ ) in the exit area. To reduce total pressure losses, we should add vortex generators on the upper surface of airfoil near endwall. This research will be concentrate on optimization position of vortex generators for different number of angle attack. Variation of vortex generators position in various angles of attack aims to reduce the flow of three-dimensional separation optimally.*

*This research was conducted with experimental and numerical methods. Model test specimen is Airfoil British 9C7 / 32.5C50 attached to the endwall (flat plate). Vortex generators will placed near endwall with specific distance :  $Z_{VG} = 4\% C$  and the angle ( $\beta$ ) =  $14^\circ$ . Variations distance to placed vortex generator is  $X_{VG} = 30\% C, 35\% C, 40\% C, 45\% C$  and  $50\% C$  from the leading edge. Whereas the angle of attack varied at  $\alpha = 12^\circ$  and  $14^\circ$  in Reynolds number ( $Re_c$ ) =  $1,14 \times 10^5$ . Experiment testing method was conducted by oil flow visualization (OFV). While numerical modeling is doing by using Gambit 2.4 and Fluent 6.3.26 with 3D model-steady turbulent viscous flow using standard k-epsilon (SKE).*





*This research results that adding vortex generators on upper surface will increasing intensity of turbulence. It delayed 3-dimensional separation occurs in the upper surface of the airfoil near the endwall and make larger effective area. It can reduce energy losses and increase lift coefficient (CL). Drag coefficient (CD) and total pressure losses coefficient ( $\zeta$ ) will be decreases. The most optimal reduction of energy in  $\alpha = 12^\circ$  obtained by placing VG at a 45% C from leading edge, with increasing of CL = 2.625%, decreasing of CD = 0.11% and decreasing of  $\zeta = 8.91\%$ . As for  $\alpha = 14^\circ$ , optimum position is obtained by placing the VG at position 35% C from the leading edge, decreasing of CL = 3.389%, decreasing of CD = 0,467% and  $\zeta = 8,02\%$ .*

***Keywords: airfoil British 9C7 / 32.5C50, endwall, vortex generators***



---

DAFTAR ISI

<b>JUDUL</b>	
<b>TITTLE</b>	
<b>LEMBAR PENGESAHAN</b>	
<b>ABSTRAK</b> .....	iii
<b>ABSTRACT</b> .....	v
<b>KATA PENGANTAR</b> .....	vii
<b>DAFTAR ISI</b> .....	ix
<b>DAFTAR TABEL</b> .....	xi
<b>DAFTAR GAMBAR</b> .....	xiii
<b>DAFTAR SIMBOL</b> .....	xv
<b>BAB I PENDAHULUAN</b> .....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Tujuan Penelitian.....	2
1.4 Batasan Masalah .....	3
<b>BAB II DASAR TEORI</b> .....	4
2.1 <i>Airfoil British 9C7/32.5C50</i> .....	4
2.2 <i>Boundary Layer</i> pada <i>Airfoil</i> .....	5
2.3 Aliran Sekunder pada <i>Airfoil</i> Dekat <i>Endwall</i> .....	7
2.4 Koefisien Tekanan, Koefisien <i>Drag</i> dan Koefisien <i>Lift</i> .....	8
2.4.1 Koefisien Tekan .....	8
2.4.2 Koefisien <i>Drag</i> dan Koefisien <i>Lift</i> .....	8
2.5 Total Pressure Losses Coefficient .....	10
2.6 Pengaruh Besar Sudut Serang Terhadap Separasi Aliran 3D	12
2.7 Pengkondisian Aliran Fluida pada <i>Airfoil</i> dekat <i>Endwall</i> .....	15
<b>BAB III METODE PENELITIAN</b> .....	21
3.1 Metode Eksperimen .....	21
3.1.1 Instalasi Peralatan .....	21
3.1.1.1 Benda uji .....	22
3.1.1.2 <i>Wind Tunnel</i> .....	23
3.1.1.3 Alat Ukur .....	24
3.1.2 Kondisi Pengujian.....	24
3.1.3 Kalibrasi Peralatan.....	25



3.1.4 Pengambilan Data dengan Metode <i>Oil Flow Visualization</i> .....	26
3.2 Metode Numerik .....	27
3.2.1 <i>Pre-Processing</i> .....	27
3.2.1.1 Model Benda Uji .....	26
3.2.1.2 Domain Simulasi dan <i>Boundary Condition</i> .....	28
3.2.1.3 <i>Meshing</i> .....	29
3.2.2 <i>Processing</i> .....	31
3.2.3 <i>Post-Processing</i> .....	33
3.3 <i>Flowchart</i> Penelitian .....	33
3.4 Urutan Langkah Penelitian .....	35
<b>BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN</b> .....	37
4.1 Analisa Eksperimen .....	41
4.2 <i>Grid Independency</i> .....	41
4.3 Perbandingan <i>Streakline</i> Percobaan numerik dan Eksperimen .....	42
4.4 Analisa Numerik .....	45
4.4.1 <i>Streakline</i> Aliran Pada <i>Endwall</i> .....	45
4.4.2 Aliran pada <i>upper surface</i> .....	46
4.4.3 <i>Total Pressure Losse Coeficient</i> .....	54
4.4.6 Koefisien Tekan .....	64
4.4.6.1 Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) Pada <i>Endwall</i> dan <i>Midspan</i> .....	59
4.4.6.2 Distribusi Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) pada <i>Upper Surface Airfoil</i> .....	61
4.4.5 Koefisien Lift ( $C_L$ ) dan Koefisien Drag ( $C_D$ ) .....	67
4.4.5.1 Koefisien Lift ( $C_L$ ) .....	67
4.4.5.2 Koefisien Drag ( $C_D$ ) .....	69
<b>BAB IV PENUTUP</b> .....	72
5.1 Kesimpulan.....	72
5.2 Saran.....	73
<b>DAFTAR PUSTAKA</b>	
<b>LAMPIRAN</b>	



---

**DAFTAR TABEL**

<b>Tabel 2.1</b>	Pengaruh variasi sudut serang terhadap distribusi kecepatan pada <i>airfoil</i> ..... 13
<b>Tabel 2.2</b>	<i>Total Pressure Loss Coefficient</i> pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> ..... 17
<b>Tabel 2.3</b>	<i>Total Pressure Loss Coefficient</i> pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i> pada semua posisi..... 19
<b>Tabel 2.4</b>	<i>Total Pressure Loss Coefficient</i> tanpa dan dengan <i>FFST</i> ..... 20
<b>Tabel 3.1</b>	Dimensi <i>Airfoil British 9C7/32.5C50</i> dengan <i>endwall</i> serta <i>vortex generator</i> ..... 22
<b>Tabel 3.2</b>	Urutan Langkah Penelitian ..... 36
<b>Tabel 4.1</b>	Analisa <i>grid independency</i> ..... 42
<b>Tabel 4.2</b>	<i>Total Pressure Losses Coefficient</i> pada $\alpha = 12^\circ$ dan $14^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ ..... 58
<b>Tabel 4.3</b>	Koefisien <i>Lift</i> ( $C_L$ ) pada <i>airfoil</i> $Re = 1.14 \times 10^5$ dengan $\alpha = 12^\circ$ ..... 68
<b>Tabel 4.4</b>	Koefisien <i>Lift</i> ( $C_L$ ) pada <i>airfoil</i> $Re = 1.14 \times 10^5$ dengan $\alpha = 14^\circ$ ..... 68
<b>Tabel 4.5</b>	Koefisien <i>Drag</i> ( $C_D$ ) pada <i>airfoil</i> $Re = 1.14 \times 10^5$ dengan $\alpha = 12^\circ$ ..... 70
<b>Tabel 4.6</b>	Koefisien <i>Drag</i> ( $C_D$ ) pada <i>airfoil</i> $Re = 1.14 \times 10^5$ dengan $\alpha = 14^\circ$ ..... 70



*Halaman ini sengaja dikosongkan*



---

**DAFTAR GAMBAR**

**Gambar 2.1** Profil *Airfoil British 9C7/32.5C50* ..... 4

**Gambar 2.2** *Boundary layer* pada plat datar ..... 5

**Gambar 2.3** *Boundary Layer* laminar dan turbulent ..... 6

**Gambar 2.4** (a) Terbentuknya aliran sekunder pada *airfoil* dekat *endwall* ..... 7  
(b) Formasi *horse shoe vortex* ..... 7

**Gambar 2.5** *Profile Drag* ..... 9

**Gambar 2.6** Aliran yang melalui *airfoil* ..... 11

**Gambar 2.7** Distribusi tekanan melewati *airfoil* dengan variasi sudut serang ..... 13

**Gambar 2.8** Variasi  $C_L$  dengan *angle of attack* pada *airfoil* .. 16

**Gambar 2.9** *Oil flow visualization* pada *airfoil* ..... 15

**Gambar 2.10** *Total Pressure Loss Coefficient* dengan FFST dan tanpa FFST ..... 19

**Gambar 3.1** Benda Uji ..... 23

**Gambar 3.2** Dimensi *wind tunnel* ..... 24

**Gambar 3.3** Skema alat pengambilan data kalibrasi ..... 25

**Gambar 3.4** Grafik kalibrasi hasil kecepatan *windtunnel* ..... 26

**Gambar 3.5** Profil *Airfoil British 9C7/32.5C50* ..... 27

**Gambar 3.6** Domain simulasi dan *boundary condition* pada *test section* ..... 28

**Gambar 3.7** *Meshing* ..... 30

**Gambar 3.8** *Flowchart prosedur penelitian* ..... 19

**Gambar 4.1** *OFV* di *endwall* pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$  39

**Gambar 4.2** *OFV* di *endwall* pada  $\alpha = 14^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$  40

**Gambar 4.3** Daerah penting pada *oil flow visualization* dan *streakline* pada  $\alpha = 12^\circ$  ..... 43

**Gambar 4.4** Perbandingan *streakline* aliran secara eksperimen dan numerik pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $\alpha = 14^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$  tanpa *vortex generator* ..... 45

**Gambar 4.5** *Streakline endwall* aliran pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$  ..... 48



<b>Gambar 4.6</b>	<i>Streakline endwall</i> aliran pada $\alpha = 14^\circ$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$ .....	49
<b>Gambar 4.7</b>	<i>Streamline upper side</i> aliran pada $\alpha = 12^\circ$ .....	51
<b>Gambar 4.8</b>	<i>Streamline upper side</i> aliran pada $\alpha = 14^\circ$ .....	53
<b>Gambar 4.9</b>	<i>Total Pressure Losses Coefficient</i> pada 5%C dibelakang <i>trailing edge</i> pada sudut serang $12^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ .....	55
<b>Gambar 4.10</b>	<i>Total Pressure Losses Coefficient</i> pada 5%C dibelakang <i>trailing edge</i> pada sudut serang $14^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ .....	57
<b>Gambar 4.11</b>	$C_p$ fungsi x/c pada sudut serang $12^\circ$ pada airfoil tanpa vortex generator di sepanjang endwall dan midspan untuk $Re = 1.14 \times 10^5$ .....	59
<b>Gambar 4.12</b>	$C_p$ fungsi x/c pada sudut serang $14^\circ$ pada airfoil tanpa vortex generator di sepanjang endwall dan midspan untuk $Re = 1.14 \times 10^5$ .....	60
<b>Gambar 4.13</b>	Distribusi koefisien tekanan pada sudut serang $12^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ .....	62
<b>Gambar 4.14</b>	Distribusi koefisien tekanan pada sudut serang $14^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$ .....	64
<b>Gambar 4.15</b>	$C_p$ fungsi x/c pada sudut serang $12^\circ$ pada upper side airfoil tanpa dan dengan vortex generator pada semua variasi posisi untuk $Re = 1.14 \times 10^5$	65
<b>Gambar 4.16</b>	$C_p$ fungsi x/c pada sudut serang $14^\circ$ pada upper side airfoil tanpa dan dengan vortex generator pada semua variasi posisi untuk $Re = 1.14 \times 10^5$	66



DAFTAR SIMBOL

$\zeta$	= total pressure losses coefficient
$Z_{VG}$	= jarak vortex generator terhadap edwall ke arah span
$\rho$	= massa jenis fluida
$\mu$	= viskositas absolut fluida
$X_{VG}$	= jarak vortex generator terhadap edwall ke arah cord
$\beta$	= sudut pemasangan vortex generator
$C_L$	= koefisien lift
$C_D$	= koefisien drag
$C_D$	= koefisien tekanan
$F_L$	= gaya lift
$F_D$	= gaya drag
$VG$	= vortex generator
$x$	= sumbu horizontal
$y$	= sumbu vertikal
$C_p$	= koefisien tekanan
$p_c$	= tekanan statis dititik tertentu pada kontur
$p^\infty$	= tekanan statis aliran bebas
$U$	= kecepatan freestream
$\theta$	= setengah sudut divergensi
$U_\infty$	= kecepatan freestream pada inlet
$V_\infty$	= aliran freestream pada inlet
$p$	= tekanan
$A$	= luas
$F_y$	= gaya kearah y
$F_x$	= gaya kearah x
$g$	= percepatan gravitasi
$z$	= ketinggian
$\zeta(V_\infty)$	= koefisien total pressure losses
$P_{(y,z)}$	= tekanan total pada posisi (y, z)
$P_{t_\infty}$	= tekanan total inlet
$OFV$	= oil flow visualization
$\alpha$	= sudut serang
$Re$	= Reynold number
$C$	= cord



*Tugas Akhir Konversi Energi*

---

$S$	= span
$T$	= maksimum thickness
$t$	= tebal vortex generator
$l$	= panjang vortex generator
$h$	= tinggi vortex generator
$\Delta h$	= perbedaan ketinggian



## BAB I PENDAHULUAN

### 1.1. Latar Belakang

*Airfoil* merupakan salah satu komponen aerodinamik yang banyak dimanfaatkan sebagai sayap pesawat maupun pada *blades* kompresor. Pada kompresor aksial pangkal *airfoil* berada pada *hub* atau *endwall* baik pada rotor ataupun stator (*casing*). Aliran fluida yang melintasi permukaan *airfoil* yang dipasang dekat dengan *endwall junction*, akan membentuk separasi tiga dimensi yang dapat menyebabkan munculnya aliran sekunder. **Abdulla et al** (1991) dalam penelitiannya menyatakan kondisi ini diakibatkan adanya interaksi antara lapisan batas dua permukaan benda yang saling berdekatan dan menimbulkan aliran sekunder dalam bentuk *horse shoe vortex*. Separasi aliran tiga dimensi menyebabkan gaya *drag* pada *airfoil* meningkat dan gaya *lift* menurun. Selain itu akan timbul kerugian energi ditandai dengan semakin luasnya area *wake* dan munculnya *blockage effect*.

Pada percobaan yang dilakukan **Taylor & Hoadly** (1947) menggunakan vortex generator yang terbuat dari strip solid yang dipasang secara permanen pada *airfoil*. Dari percobaan ini vane yang terbuat dari vortex generator mampu menekan gaya drag yang di akibatkan *adverse pressure gradient*. **Meyer & Bechert** (2003) melakukan penelitian mengenai pengkondisian aliran sekunder pada *blade* kompresor. Pada eksperimen ini dilakukan pemasangan (penambahan) *single vortex generator* (VG) pada *upper surface airfoil* di dekat *endwall*. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah NACA 65 K48. Pemasangan VG ini dimaksudkan untuk mengarahkan aliran menuju *endwall*, sehingga fluida mengalir dengan momentum yang lebih besar. Hal ini dapat mengurangi potensi terjadinya separasi tiga dimensi dan mengakibatkan kenaikan koefisien *lift* ( $C_L$ ) pada *airfoil*.

**Ardyanto** (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* tipe *BRITISH*

---



9C7/32.5C50 menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall* dengan memvariasikan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge airfoil*. Namun belum diketahui hubungan antara perubahan posisi *vortex generator* pada berbagai *angel of attack*.

## 1.2. Rumusan Masalah

Apabila suatu aliran fluida melintasi permukaan *airfoil* yang dipasang dekat *endwall*, akan terbentuk dua *boundary layer* yang saling berinteraksi. Kondisi tersebut menyebabkan terjadinya separasi aliran tiga dimensi dan memicu terbentuknya aliran sekunder. Apabila terbentuk aliran sekunder maka akan menimbulkan kerugian pada *airfoil* berupa *secondary loss* dan *blockage effect*. Kerugian tersebut dapat direduksi salah satunya dengan menambahkan *single vortex generator*. Pada penelitian **Meyer & Bechert** (2003), dengan menambahkan *single vortex generator* pada *airfoil* tipe NACA 65 K48 dapat meningkatkan momentum aliran pada daerah dekat *endwall*. Penelitian dilakukan dengan metode *oil flow visualization*. Namun hal ini tidak dapat mengungkap secara detail karakteristik aliran pada *airfoil*. **Ardyanto** (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* tipe *BRITISH 9C7/32.5C50* menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall* dengan memvariasikan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge airfoil*. Namun belum diketahui hubungan antara perubahan posisi *vortex generator* pada berbagai *angel of attack airfoil* untuk mereduksi kerugian secara efektif. Sehingga permasalahan dalam penelitian ini adalah bagaimana mendapatkan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge* dan nilai *angle of attack* yang dapat menghasilkan kondisi paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder.

## 1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini antara lain :

1. Secara eksperimen untuk mengetahui struktur aliran yang melintasi *airfoil* dekat *endwall* dengan variasi posisi



*vortex generator* dan *angle of attack* berdasar analisis *Oil Flow Visualization*.

2. Secara simulasi numerik untuk mendapatkan posisi optimal *vortex generator* terhadap *leading edge* pada berbagai *angle of attack* pada bagian *upstream* untuk mereduksi aliran sekunder dengan langkah :
  - a. Kualitatif dengan menganalisa kondisi *streamline* dan kontur *velocity vector distribution* pada *endwall* dan *upper airfoil*.
  - b. Kuantitatif dengan menganalisa perubahan nilai koefisien *lift* total ( $C_L$ ), koefisien *drag* total ( $C_D$ ), dan *total pressure loss coefficient* ( $\zeta$ )
3. Mendapatkan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge* dan nilai *angle of attack* yang dapat menghasilkan kondisi paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder.

#### **1.4 Batasan Masalah**

Penelitian ini difokuskan untuk mengetahui karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* dekat *endwall* dengan melakukan variasi posisi *vortex generator* dan *angle of attack*. Oleh karena itu diperlukan suatu batasan masalah agar penelitian sesuai tujuan yang telah ditentukan, antara lain:

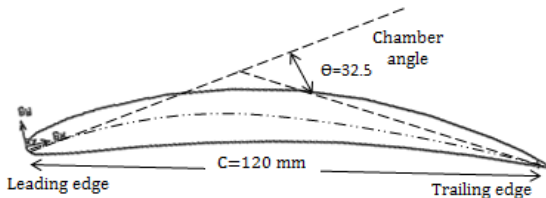
1. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah *airfoil British 9C7/32.5C50*.
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara dengan kondisi *steady*, *incompressible*, *viscous*, dan *uniform* pada aliran *freestream inlet*.
3. Percobaan dilakukan pada aliran fluida dengan  $Re = 1,14 \times 10^5$
4. Percobaan dilakukan pada kondisi adiabatik.



## BAB II DASAR TEORI

### 2.1 Airfoil British 9C7/32.5C50

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



**Gambar 2.1** Profil Airfoil British 9C7/32.5C50

Makna 9C7/32.5C50 :

[9] = 9% maximum thickness-chord ratio

[C7] = basic wing profile

[32.5] = camber angle

[C] = circular arc camber line

[50] = 50% maximum camber pada posisi  $\frac{1}{2}$  chord

*Airfoil British 9C7* adalah salah satu tipe *airfoil* asimetri yang digunakan dalam sudu kompresor. Pada sudu kompresor yang memiliki bentuk *twist* terdiri 3 bagian yaitu *tip*, *mid* dan *hub*. *Tip* merupakan bagian sudu yang terletak diujung *airfoil* dan

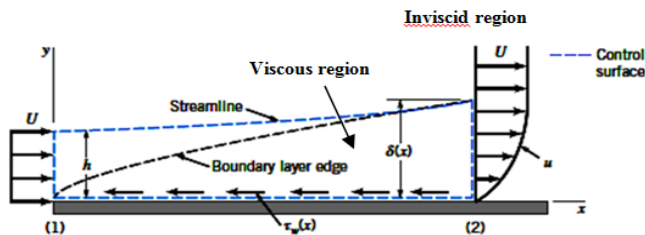


memiliki bentuk *airfoil British 9C7/22.5C50*. Untuk bagian *airfoil* yang paling dekat dengan kasked adalah hub, memiliki bentuk *airfoil British 9C7/42.5C50*. Sedangkan bagian *mid* merupakan bagian sudu yang terletak ditengah *airfoil* dan memiliki *airfoil British 9C7/32.5C50*.

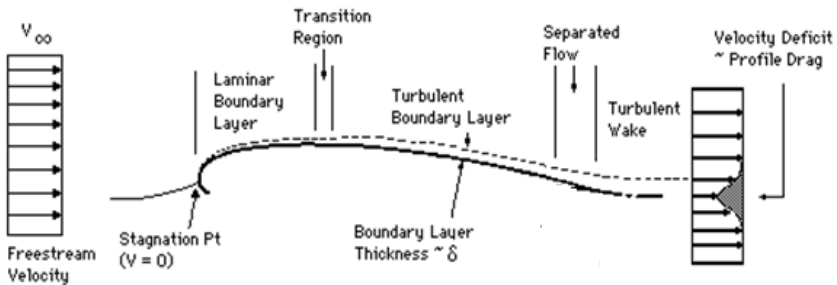
Pada gambar 2.1 terdapat sisi bagian depan *airfoil* disebut *leading edge*. Sedangkan sisi bagian belakang dari *airfoil* disebut *trailing edge*. *Chord* adalah garis lurus yang ditarik dari titik *leading edge* hingga titik *trailing edge*. Sedangkan panjang garis tersebut disebut dengan *chord length*. Garis singgung dari *leading edge* dan *trailing* disebut dengan *camber line*. Lalu sudut yang dibentuk dari perpotongan kedua garis singgung *camber line* disebut *camber angle*.

## 2.2 Boundary Layer pada Airfoil

*Boundary layer* merupakan lapisan tipis yang terbentuk pada fluida yang mengalir di permukaan di suatu permukaan benda dan dipengaruhi viskositas, gaya inersia dan gaya gesek permukaan benda. *Boundary layer* dibagi menjadi 2 daerah yaitu daerah *viscous* dan daerah *inviscid*. Fluida yang berada daerah *viscous* masih dipengaruhi oleh viskositas fluida dan gaya gesek permukaan benda. Sedangkan pada daerah *inviscid* pengaruh gesekan pada fluida sudah berkurang dan dapat di abaikan, sehingga kecepatan fluida seragam. dari permukaan Berdasarkan karakteristiknya *boundary layer* digolongkan menjadi *boundary layer* laminar dan turbulen.



**Gambar 2.2** *Boundary layer* pada pelat datar  
(Munson *et al*, 2002)



**Gambar 2.3** *Boundary layer* laminar dan turbulen (Anderson, 2001).

Suatu aliran fluida yang mengalir pada permukaan *airfoil* akan membentuk *boundary layer* laminar pada bagian dekat *leading edge*. Pada daerah dekat *leading edge* aliran mempunyai kecepatan relatif rendah atau fluidanya sangat *viscous*. Adanya gangguan yang mungkin dialami oleh aliran akibat getaran dan ketidakraturan permukaan batas tersebut masih dapat diredam oleh fluida. Sehingga *boundary layer* masih berbentuk laminar. Semakin jauh dari *leading edge* gangguan akibat viskositas dan *shear stress* yang diterima fluida semakin besar, sehingga aliran akan mengalami kondisi transisi sebelum akhirnya berubah menjadi *turbulent boundary layer*. Pada daerah turbulen, kecepatan aliran sangat tinggi sehingga pengangkutan massa serta momentum fluidanya semakin besar.

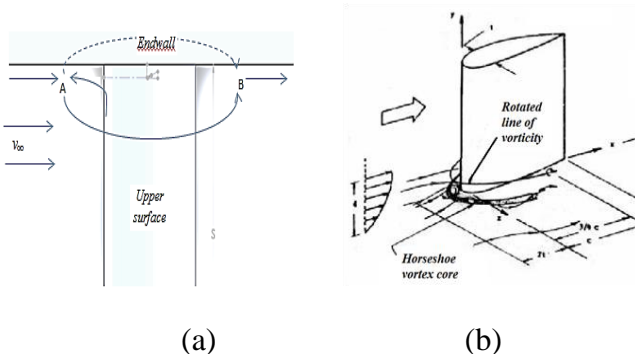
Selain daerah laminar dan turbulen, pada aliran fluida yang melintasi *airfoil* juga terbentuk daerah stagnasi. Daerah stagnasi terjadi di titik *leading edge* dimana pada daerah tersebut fluida menabrak permukaan *airfoil*. Pada daerah stagnasi kecepatan fluida bernilai nol dan memiliki tekanan sangat tinggi. Separasi merupakan daerah yang muncul akibat adanya *adverse pressure gradient*, dimana kecepatan aliran fluida semakin turun dan semakin meningkatnya tekanan fluida. Hal ini menyebabkan adanya aliran *backward* pada permukaan *airfoil*. Separasi menyebabkan adanya ruang kosong pada aliran fluida dan disebut dengan *wake area*.



### 2.3 Aliran Sekunder pada *Airfoil* Dekat *Endwall*

Fluida yang mengalir pada permukaan *airfoil* yang dipasang dekat dengan *endwall* akan mengalami separasi 3 dimensi atau disebut dengan aliran sekunder. Pada gambar 2.4 merupakan ilustrasi mengenai terjadinya aliran sekunder. Aliran *freestream* yang mengalir pada area *midsapan* akan terseparasi menjadi aliran *upper surface* dan *lower surface*. Namun aliran yang berada di dekat *endwall* akan mengalami separasi 3 dimensi. Aliran yang menabrak *airfoil* tidak hanya terseparasi menjadi aliran *lower* dan *upper*, namun juga berbelok menuju dinding. Hal ini dikarenakan tekanan pada aliran fluida di *endwall* sangat rendah sehingga akan terdapat aliran yang mengalir berlawanan arah dengan *freestream*.

Titik A merupakan area terjadinya *blockage effect*, dimana pada area ini aliran yang arahnya berlawanan akan bertabrakan. Titik ini disebut dengan *forward saddle point*. Aliran fluida yang bertabrakan akan menggulung dan membentuk *vortex*. Kemudian *vortex* akan bergerak melalui permukaan *airfoil*. Fenomena tersebut disebut dengan *horse shoe vortex*. Kemudian aliran akan kembali menyatu pada titik B yang disebut dengan *backward saddle point*. Akibat adanya aliran sekunder, daerah terbentuknya separasi pada *airfoil* akan semakin luas.



**Gambar 2.4** (a) Terbentuknya aliran sekunder pada *airfoil* dekat *endwall* (b)Formasi *horse shoe vortex* (Merati *et al*, 1991).





## 2.4 Koefisien Tekanan, Koefisien *Drag*, dan Koefisien *Lift*

### 2.4.1 Koefisien Tekanan

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

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{1/2\rho U^2} \quad (2.12)$$

dimana:

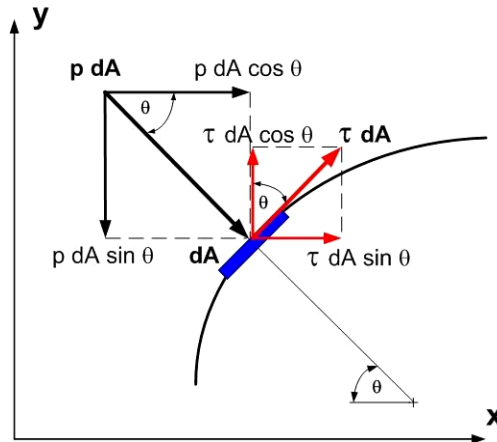
- $C_p$  : koefisien tekanan
- $p_c$  : tekanan statis titik tertentu pada kontur
- $p_\infty$  : tekanan statis aliran bebas
- $\rho$  : massa jenis fluida
- $U$  : kecepatan *freestream*

### 2.4.2 Koefisien *Drag* dan Koefisien *Lift*

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



lurus terhadap permukaan benda dan timbul karena adanya tekanan fluida. Pada gambar 2.5 terdapat *Profile drag* (gaya hambat total) yang merupakan resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag*.



Gambar 2.5 *Profile drag* (Sita, 2009).

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

$$dF_x = (pdA)\cos\theta + (\tau dA)\sin\theta \quad (2.13)$$

$$dF_y = -(pdA)\sin\theta + (\tau dA)\cos\theta \quad (2.14)$$

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

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (2.15)$$

$$F_D = \int \cos\theta(p dA) + \int \sin\theta(\tau dA) \quad (2.16)$$



Gaya *drag* dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang total tegangan akibat gaya *drag* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* ( $1/2\rho U_\infty^2$ ) atau:

$$C_D = \frac{F_D}{1/2\rho U_\infty^2 A} \quad (2.17)$$

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

$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.18)$$

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

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 A} \quad (2.19)$$

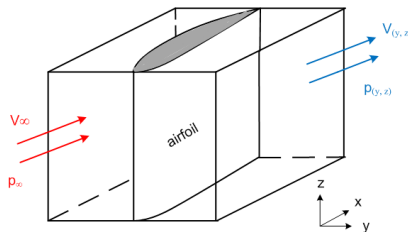
$$C_L = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \sin(\theta) d\theta \quad (2.20)$$

## 2.5 Total Pressure Losses Coefficient

Pada aliran fluida yang melintas pada permukaan benda akan timbul kerugian yang diakibatkan adanya tegangan geser dan *pressure drag*. *Total pressure losses coefficient* ( $\zeta_v$ ) merupakan salah satu cara untuk menghitung besarnya energi yang hilang pada aliran fluida. *Total pressure losses coefficient*



dihitung berdasarkan kondisi tekanan dan kecepatan fluida *freestream* dibandingkan dengan tekanan dan kecepatan fluida setelah melewati permukaan benda. Berdasarkan ilustrasi properti aliran pada Gambar 2.6,  $V_\infty$ ,  $P_\infty$  merupakan kecepatan dan tekanan *freestream* dari *inlet*, sedangkan  $V_{(y,z)}$ ,  $P_{(y,z)}$  merupakan kecepatan dan tekanan pada posisi  $(y, z)$ . *Total pressure losses coefficient* ( $\zeta_v$ ) didefinisikan sebagai berikut:



Gambar 2.6 Aliran yang melalui *airfoil*.

Pada *inviscid flow* kondisi aliran dinyatakan pada persamaan bernoulli:

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} + gz = \text{konstan} \tag{2.10}$$

$$\frac{P_\infty}{\rho} + \frac{V_\infty^2}{2} + gz_\infty = \frac{P_{(y,z)}}{\rho} + \frac{V_{(y,z)}^2}{2} + gz_{(y,z)} \tag{2.11}$$

dimana  $z = z_\infty$

$$\underbrace{\frac{P_\infty}{\rho}} + \underbrace{\frac{\rho V_\infty^2}{2}} = \underbrace{\frac{P_{(y,z)}}{\rho}} + \underbrace{\frac{\rho V_{(y,z)}^2}{2}} \tag{2.12}$$

$$P_\infty = P_{(y,z)} \tag{2.13}$$

Sedangkan pada *viscous flow* ada *specific energy losses* seperti persamaan (2.14) berikut ini.

$$\frac{P_\infty}{\rho} + \frac{V_\infty^2}{2} + gz_\infty = \frac{P_{(y,z)}}{\rho} + \frac{V_{(y,z)}^2}{2} + gz_{(y,z)} + (\text{specific energy losses})_{\infty \rightarrow 2} \tag{2.14}$$



## Tugas Akhir Konversi Energi

---

Apabila nilai  $z = Z_{\infty}$ , maka:

$$\frac{P_{\infty}}{\rho} + \frac{V_{\infty}^2}{2} = \frac{P_{(y,z)}}{\rho} + \frac{V_{(y,z)}^2}{2} + (\text{specific energy losses})_{\infty \rightarrow 2} \quad (2.15)$$

*specific energy losses* ini dapat dinyatakan dengan *total pressure losses coefficient*, sehingga

$$\underbrace{\frac{P_{\infty}}{\rho} + \frac{\rho V_{\infty}^2}{2}}_{P_{\infty}} = \underbrace{\frac{P_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\rho V_{(y,z)}^2}{2}}_{P_{(y,z)}} + (\Delta P_t \text{ loss})_{\infty \rightarrow 2} \quad (2.16)$$

$$P_{\infty} = P_{(y,z)} + (\Delta P_t \text{ loss})_{\infty \rightarrow 2} \quad (2.17)$$

*Total pressure losses coefficient* berupa kerugian tekanan total dilambangkan sebagai koefisien tak berdimensi, yaitu  $\zeta_{V_{\infty}}$ ,

$$\zeta_{V_{\infty}} = \frac{(\Delta P_t \text{ loss})_{\infty \rightarrow 2}}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{\infty}^2} = \frac{P_{t\infty} - P_{t(y,z)}}{\frac{1}{2} \rho \bar{V}_{\infty}^2} \quad (2.18)$$

dimana

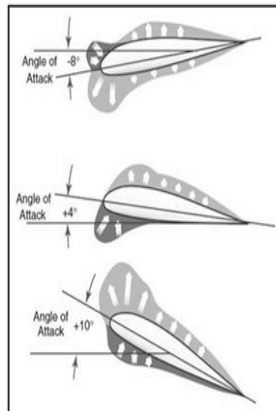
$\zeta_{V_{\infty}}$  : koefisien *total pressure losses*,

$P_{(y,z)}$  : tekanan total pada posisi (y, z)

$P_{t\infty}$  : tekanan total *inlet*

## 2.6 Pengaruh Besar Sudut Serang Terhadap Separasi Aliran 3 Dimensi

Sudut serang merupakan sudut yang di bentuk oleh garis *chord* dengan arah aliran *freestream*. Sudut serang memiliki pengaruh terhadap gaya lift dan drag yang terjadi pada *airfoil*. Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi sudut serang ditunjukkan seperti pada Gambar 2.7. Distribusi tekanan sepanjang permukaan *airfoil* akan dinyatakan sebagai koefisien tekanan ( $C_p$ ).



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

Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Apabila sudut serang meningkat, maka gaya angkat juga akan meningkat sampai terjadi *stall*. Pada kondisi *stall airfoil* berada pada sudut serang kritis dan akan menghasilkan gaya angkat maksimal.

**Tabel 2.1** Pengaruh variasi sudut serang terhadap distribusi kecepatan pada *airfoil* (Mirsal , 2012)

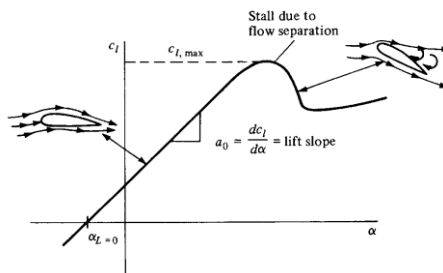
Sudut Serang	Kecepatan rata-rata		Tekanan rata-rata	
	Permukaan atas airfoil (m/s)	Permukaan bawah airfoil (m/s)	Permukaan atas airfoil (Pa)	Permukaan bawah airfoil (Pa)
0°	10,47185	13,96397	101352,4	101352,4
3°	11,8608	13,1226	101337,4	101401
6°	12,86485	10,0729	101262,2	101408,8
9°	12,57046	12,40999	101241	101380,2
12°	12,10942	12,07261	101252	101393
15°	11,46406	12,38117	101232,5	101386,5



Dari hasil simulasi yang dilakukan **Mirsal (2012)** menggunakan *airfoil* NACA 2412 tipe *glider*. Pada simulasi tersebut aliran freestream melalui penampang *airfoil* dengan melakukan variasi sudut serang ( $\alpha$ ). Sudut serang divariasikan pada  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ , dan  $15^\circ$ . Hasil simulasi dapat dilihat pada tabel 2.1.

Berdasarkan hasil penelitian semakin besar sudut serang yang diberikan, maka gaya angkat yang dihasilkan juga semakin besar sampai maksimum pada sudut kritis. Selain itu pada  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ , dan  $12^\circ$  rata-rata kecepatan fluida pada *upper surface airfoil* lebih tinggi dibandingkan dengan kecepatan di *lower surface*. Tetapi pada  $\alpha$  sebesar  $0^\circ$ ,  $3^\circ$  dan  $15^\circ$  rata-rata kecepatan fluida pada *upper surface airfoil* lebih rendah bila dibandingkan kecepatan di *lower surface*. Hal ini menimbulkan separasi aliran  $\alpha$  sebesar  $0^\circ$ ,  $3^\circ$  dan  $15^\circ$  lebih besar di banding pada  $\alpha$  sebesar  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ , dan  $12^\circ$ .

**Anderson (2001)** menyatakan separasi aliran yang terjadi pada aliran fluida akan mengurangi gaya angkat dan gaya hambat akan semakin besar akibat adanya *pressure drag*. Harga maksimum dari  $C_L$  berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan  $C_{Lmax}$ . Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *takeoff*, *take on*, dan *manuever*. Hubungan antara gaya angkat dengan variasi *angle of attack* ditunjukkan seperti pada Gambar 2.8.



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



## 2.7 Pengkondisian Aliran Fluida pada *Airfoil* Dekat *Endwall*

Pada aliran fluida yang mengalir pada *airfoil* yang terpasang di *endwall* akan terjadi separasi 3 dimensi. **Abdulla et al** (1991) dalam penelitiannya menyatakan bahwa fluida yang melintasi *endwall junction* akan terseparasi secara tiga dimensi akibat adanya interaksi dari lapisan batas dua permukaan benda yang saling berdekatan. Aliran tersebut menggulung membentuk formasi *horse shoe vortex*. Aliran menimbulkan kerugian yang dinyatakan dalam *total losses pressure*. Menurut **Horclock & Lakminarayana** (1982) menyatakan bahwa kerugian akibat aliran sekunder mempunyai peran yang besar dalam efisiensi kerja kompresor. 50% dari total kerugian hidrolis di dalam kompresor aksial disebabkan oleh *blockage* akibat aliran sekunder, 30% akibat friksi pada dinding *annulus* sedangkan 20% sisanya disebabkan oleh *profile*. Untuk mereduksi aliran sekunder dapat dilakukan modifikasi diantaranya adalah dengan menambahkan *vortex generator* maupun *Forward Facing Step Turbulent Generator (FFST)* .

### a. Penambahan vane pada *airfoil*

Pada penelitian yang dilakukan **Taylor & Hoadly** (1947) menggunakan *vortex generator* yang terbuat dari *strip solid* yang dipasang secara permanen pada *airfoil*. Dari percobaan ini *vane* berfungsi sebagai *vortex generator* yang mampu menekan gaya *drag* yang di akibatkan *adverse pressure gradient*.

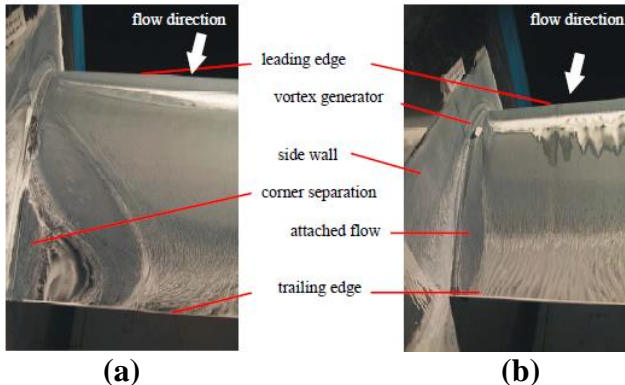
### b. Penambahan *vortex generator* dengan metode OVF

Aliran sekunder terjadi akibat adanya *adverse pressure gradient* yang disebabkan akibat kecepatan aliran udara turun pada *trailing edge*. **Meyer & Bechert** (2003) melakukan penelitian mengenai pengkondisian aliran sekunder pada *blade* kompresor. Pada eksperimen ini pada *airfoil* tipe NACA 65 K48 dilakukan pemasangan *single vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall*. Penelitian ini dilakukan secara eksperimen dengan





menggunakan *oil flow visualization* baik pada *single airfoil* maupun kaskade.



**Gambar 2.9** *Oil flow visualization* pada *airfoil* (a) tanpa *vortex generator* (b) dengan *vortex generator* (Meyer, 2003).

Hasil dari percobaan tersebut didapat visualisasi aliran fluida pada permukaan *airfoil*. *Vortex generator* yang dipasang *airfoil*, menyebabkan daerah *wake* menjadi lebih sempit dan terjadi penundaan aliran sekunder. Hal ini disebabkan karena *vortex* berfungsi untuk mengarahkan aliran menuju *endwall*, sehingga fluida mengalir dengan momentum yang lebih besar. Hal ini dapat mengakibatkan kenaikan koefisien *lift* ( $C_L$ ) dan mengurangi potensi terjadinya separasi tiga dimensi pada *airfoil*.

### c. Pengaruh penambahan *vortex generator* dengan variasi sudut serang dan reynold number terhadap munculnya aliran sekunder

Berdasar penelitian yang dilakukan Meyer & Bechert (2003) membuktikan adanya pengurangan aliran sekunder. Namun pada penelitian tersebut belum diketahui apakah penambahan *vortex generator* selalu mencegah munculnya aliran sekunder pada setiap sudut serang. Kartika (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder



pada *airfoil* NASA LS-0417 melakukan pemasangan *single vortex generator* di dekat *endwall*. Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik menggunakan *software* Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 13 m/s dan 18 m/s ( $Re = 0.85 \times 10^5$  dan  $1.14 \times 10^5$ ) dengan sudut serang ( $\alpha$ ) =  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $13^\circ$  dan  $15^\circ$ . Hasil penelitian dapat dilihat pada tabel 2.2.

**Tabel 2.2** Total Pressure Loss Coefficient pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator*. [Kartika, 2015]

$\alpha$ ( $^\circ$ )	$Re$ ( $10^5$ )	$\zeta$ 5 cm di belakang <i>TE</i>		Reduksi $\zeta$ (%)
		Tanpa <i>VG</i>	Dengan <i>VG</i>	
0	0.85	0.012	0.029	-146.551
	1.14	0.001	0.022	-123.23
5	0.85	0.020	0.036	-78.82
	1.14	0.019	0.030	-60.12
10	0.85	0.050	0.049	1.01
	1.14	0.047	0.046	2.54
13	0.85	0.095	0.092	3.05
	1.14	0.092	0.085	7.28
15	0.85	0.140	0.137	2.21
	1.14	0.138	0.129	6.40
17	0.85	0.196	0.232	-18.41
	1.14	0.194	0.230	-18.67
20	0.85	0.306	0.348	-13.84
	1.14	0.305	0.345	-12.86

Berdasarkan tabel 2.1 dengan menambahkan *vortex generator*, terjadi reduksi nilai *total pressure losses coefficient* pada sudut serang  $10^\circ$ ,  $13^\circ$  dan  $15^\circ$ . Namun pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $17^\circ$  dan  $20^\circ$  penambahan *vortex generator* dapat menyebabkan terjadi peningkatan kerugian energi. Nilai reduksi maksimal dapat dicapai pada sudut serang  $13^\circ$  sebesar 7.28% untuk  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Dari penelitian tersebut dapat disimpulkan



bahwa penambahan *vortex generator* akan lebih efektif apabila dipakai pada reynold number yang lebih tinggi.

**d. Penambahan *vortex generator* dengan variasi jarak terhadap cord untuk menanggulangi munculnya aliran sekunder**

**Ardyanto** (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* tipe *BRITISH 9C7/32.5C50* menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall*. Penelitian tersebut bertujuan untuk mendapatkan posisi pemasangan optimal *vortex generator* terhadap *leading edge airfoil*. Pada penelitian tersebut *vortex generator* dipasang pada sudut  $14^\circ$  dengan jarak 40% C , 45% C dan 50 % C. Selain itu *airfoil* dipasang pada sudut serang  $12^\circ$  dengan Re aliran fluida  $1.14 \times 10^5$ . Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik menggunakan *software* Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26.

Besarnya nilai *total pressure losses coefficient* ( $\zeta$ ) dari *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* dengan berbagai posisi sejauh 5%C dibelakang *trailing edge* dengan  $1.14 \times 10^5$  pada sudut serang  $12^\circ$  ditunjukkan pada Tabel 2.2. Koefisien kerugian tekanan total didapatkan dengan pemaparan nilai dari *surface integral* koefisien *axial total pressure losses* pada 5%C dibelakang *trailing edge*. Dari tabel 2.2 dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* dapat mereduksi *total pressure losses coefficient*. Nilai *total pressure losses coefficient* paling kecil terjadi pada saat posisi *vortex generator* berada pada 45%C . Sedangkan reduksi *total pressure losses coefficient* paling besar berada pada saat posisi 45%C.

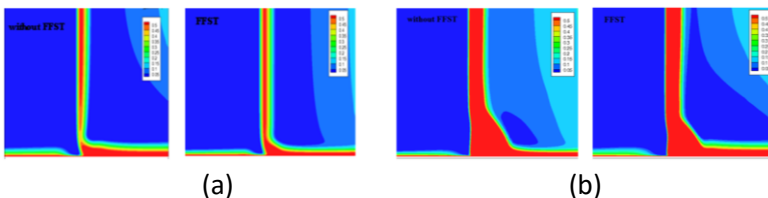


**Tabel 2.3** Total pressure losses coefficient ( $\zeta$ ) pada airfoil tanpa dan dengan vortex generator pada semua posisi. [Ardiyanti & Mirmanto, 2015]

$\zeta$ pada $\alpha = 12^\circ$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	$\zeta$ 5%C di belakang TE	Reduksi $\zeta$ (%)
-	0.0333	-
40%C	0.0362	3.0030
45%C	0.0322	9.3093
50%C	0.3790	4.2042

**e. Penambahan Forward Facing Step Turbulent Generator (FFST)**

Mirmanto dkk (2014) melakukan penelitian pengendalian aliran sekunder dengan menggunakan *Forward Facing Step Turbulent Generator (FFST)* pada aliran melintasi airfoil *British 9C7/22.5C50* dan *9C7/42.5C50* dekat *endwall*. Dengan penempatan *FFST* di daerah *upstream airfoil*, intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall* meningkat. Hal tersebut menyebabkan separasi pada *upper side airfoil* menjadi tertunda sehingga daerah *wake* mengecil dan *energy loss* akibat *blockage effect* menurun. Hal ini dibuktikan dengan visualisasi *total loss coefficient* pada daerah *downstream airfoil* pada gambar 2.10.



**Gambar 2.10** Total Pressure Loss Coefficient (a) dengan FFST dan (b) tanpa FFST. [Mirmanto dkk, 2014]



Pada tabel 2.4, dapat dilihat bahwa pengurangan nilai *total pressure loss coefficient* tertinggi untuk *airfoil British 9C7/22.5C50* adalah pada sudut serang  $8^\circ$  sedangkan untuk *9C7/42.5C50* adalah pada sudut serang  $0^\circ$ . Sehingga dapat disimpulkan bahwa untuk kedua tipe *airfoil*, peningkatan intensitas turbulensi membuat aliran menjadi lebih kuat untuk melawan efek friksi dan *adverse pressure gradient*, dan untuk *strong camber airfoil* penambahan *FFST* sebaiknya hanya dilakukan pada nilai sudut serang yang rendah.

**Tabel 2.4** *Total Pressure Loss Coefficient* tanpa dan dengan *FFST*

[ Mirmanto dkk, 2014]

$\alpha(^{\circ})$	9C7/22.5C50		9C7/42.5C50		Pengurangan	
	Tanpa <i>FFST</i>	<i>FFST</i>	Tanpa <i>FFST</i>	<i>FFST</i>	9C7/22.5C50	9C7/42.5C50
$0^\circ$	0,172	0,164	0.29	0.26	4,81%	10.83%
$8^\circ$	0.209	0.195	0.43	0.42	7,36%	3.65%



## BAB III METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan di Laboratorium Mekanika Fluida Jurusan Teknik Mesin FTI – ITS Surabaya. Penelitian dilakukan dengan metode eksperimen dan numeric. Penelitian eksperimen akan dilakukan dengan menggunakan *windtunnel* tipe *subsonic*. Langkah pengujian eksperimen meliputi pemasangan instalasi dan peralatan pendukung penelitian pada *test section* penelitian, pengambilan data, serta pengolahan data. Selanjutnya penelitian dilanjutkan dengan metode numerik dilakukan secara numerik menggunakan *software* GAMBIT 2.4 dan Fluent 6.3.26. Secara umum ada tiga tahapan utama yang perlu dilakukan dalam metode numerik, antara lain: *Pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*.

Model spesimen yang dibuat berupa *airfoil British 9C7/32.5C50* dengan plat datar sebagai *endwall*. Model *airfoil* juga dimodifikasi dengan variasi jarak *vortex generator* di dekat *endwall*. Kecepatan aliran udara bebas yang akan digunakan sebesar 15.1 m/s, dengan bilangan *Reynolds*  $1.14 \times 10^5$ .

### 3.1 Metode Eksperimen

Langkah pengujian eksperimen meliputi pemasangan instalasi dan peralatan pendukung penelitian pada *test section* penelitian, pengambilan data, serta pengolahan data.

#### 3.1.1 Instalasi Peralatan

Instalasi peralatan yang dibutuhkan pada proses pengujian eksperimen meliputi : benda uji yang terdiri dari *airfoil*, *endwall* dan *vortex generator*. Selain itu penelitian ini juga menggunakan *windtunnel*, *pitotstatictube*, manometer dan *oil flow visualization* (OFV).

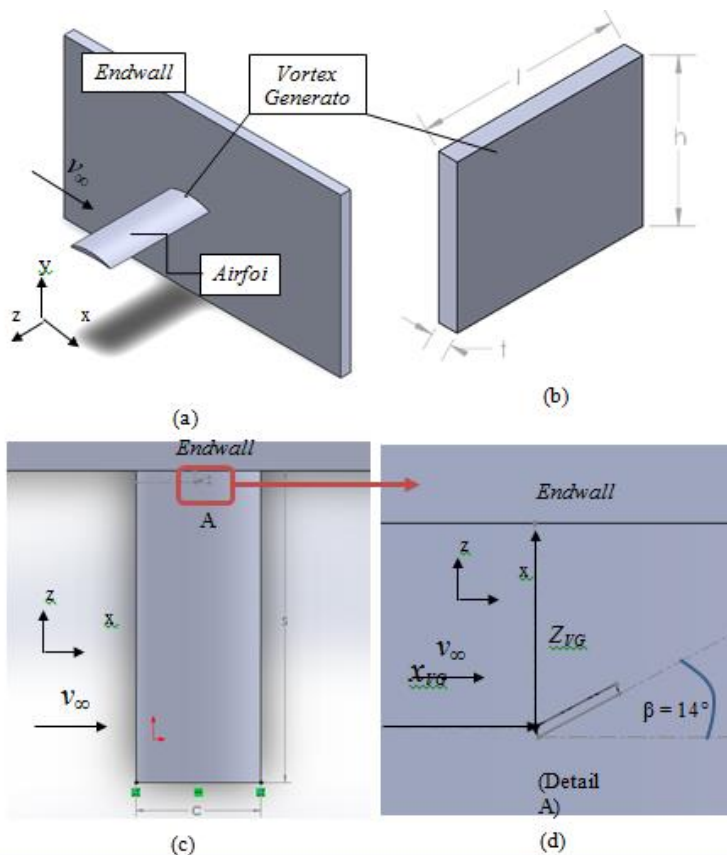


### 3.1.1.1 Benda Uji

Pada pengujian eksperimen ini benda uji berupa *airfoil British 9C7/32.5C50* akan dipasang secara vertikal pada *test section*. Sudut serang dari *airfoil* divariasikan pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $14^\circ$ . Sedangkan variasi pemasangan *vortex generator* akan dilakukan berdasarkan penelitian **Ardianto (2015)** yaitu pada posisi 30% C, 35% C, 40% C, 45% C dan 50% C terhadap *leading edge*. Dimensi *vortex generator* akan dibuat sesuai dengan penelitian **Meyer & Bechert (2003)** dan dipasang dengan sudut  $14^\circ$ . Ukuran dari *airfoil*, *endwall* dan *vortex generator* dapat dilihat pada table 3.1.

**Tabel 3.1** Dimensi *Airfoil British 9C7/32.5C50* dengan *endwall* serta *vortex generator*.

<i>Airfoil British 9C7/32.5C50</i>		<i>Endwall</i>	
<i>Bagian</i>	<i>Ukuran</i>	<i>Bagian</i>	<i>Ukuran</i>
<i>Chord (C)</i>	120 mm	Panjang <i>Endwall</i>	$7C$
<i>Span (S)</i>	300 mm	Tinggi <i>Endwall</i>	$4C$
<i>Max. Thickness (T)</i>	9% C	Sudut serang ( $\alpha$ )	$12^\circ, 14^\circ$
<i>Vortex Generator</i>			
<i>Bagian</i>	<i>Ukuran</i>		
Tinggi ( <i>h</i> )	$2.4\% C$		
Panjang ( <i>l</i> )	$5\% C$		
Tebal ( <i>t</i> )	$0.5\% C$		
Sudut kemiringan VG ( $\beta$ )	$14^\circ$		
Posisi VG ke arah <i>chord</i> ( $X_{VG}$ )	30% C, 35% C, 40% C, 45% C dan 50% C		



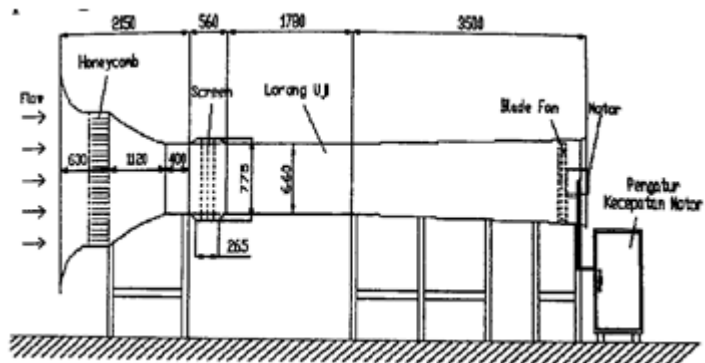
### 3.1.1.2 Wind Tunnel

*Wind tunnel* yang digunakan pada penelitian kali ini merupakan jenis *subsonic windtunnel* dengan kecepatan putar maksimal 1500 rpm. Fluida yang mengalir berupa udara yang digerakkan oleh *fan* yang terletak pada keluaran *diffuser*. Udara dari luar dihisap oleh *fan* dan masuk kedalam *nozzle*. Kemudian udara tersebut melewati *honeycomb* untuk dilanjutkan ke ruang





uji. Selanjutnya udara akan dikeluarkan ke ruang terbuka melalui *diffuser*. *Wind tunnel* ini digolongkan sebagai *subsonic wind tunnel* karena kecepatan udaranya maksimal 18m/s. Spesifikasi *wind tunnel* yang digunakan memiliki *test section* dengan ukuran 150 cm x 66 cm x 66 cm. Dimensi *wind tunnel* ditunjukkan pada gambar 3.2.



**Gambar 3.2** Dimensi wind tunnel

### 3.1.1.3 Alat ukur

Proses pengambilan data pada proses eksperimen dilakukan dengan : termometer, manometer, pitotstatictube, dan busur derajat.

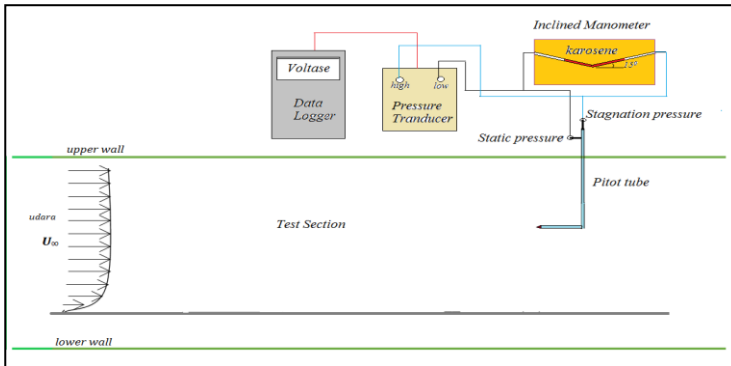
### 3.1.2 Kondisi Pengujian

Data yang diambil pada metode eksperimen adalah pola yang terbentuk pada OFV, kecepatan dan tekanan aliran fluida. Pada proses pengujian eksperimen fluida yang mengalir memiliki bilangan reynold sebesar  $1.14 \times 10^5$ . Udara bebas masuk kedalam *test section* dengan kecepatan 15.1 m/s. Selain itu pada *test section* memiliki temperatur ruang dianggap konstan  $30^\circ\text{C}$  dan tekanan 1 atm. Fluida kerja adalah udara dengan ( $\rho$ ) =  $1,17 \text{ kg/m}^3$ , viskositas ( $\mu$ ) =  $1,86 \times 10^{-5} \text{ N.s/m}^2$ . Percepatan gravitasi di test



section diabaikan, sehingga tidak memiliki pengaruh terhadap aliran.

### 3.1.3 Kalibrasi Peralatan



**Gambar 3.3** Skema alat pengambilan data kalibrasi

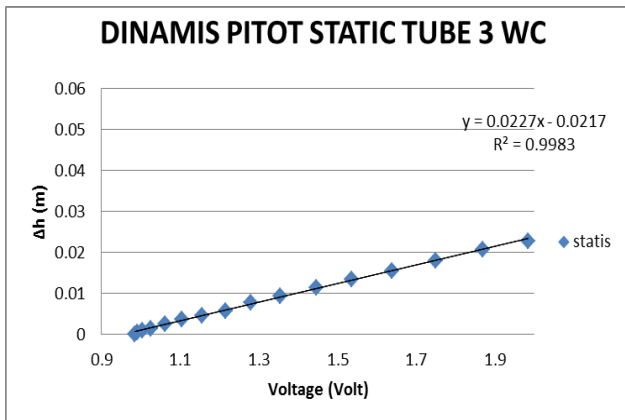
*Wind tunnel* yang digunakan pada proses pengujian memiliki *input* berupa putaran dari motor penggerak *fan*. Namun *input* data yang digunakan berupa kecepatan fluida dengan satuan m/s. Sehingga perlu dilakukan kalibrasi pada *wind tunnel* untuk mengetahui putaran motor yang diperlukan untuk menghasilkan kecepatan udara sebesar 15.1 m/s.

Saat proses kalibrasi *pitot static tube* di letakan pada tengah *test section* dengan arah tegak lurus aliran. Ujung *pitot static tube* dihubungkan pada *pressure transducer* melalui selang. *Output* stagnasi dihubungkan pada bagian *low* dan *output* statis dihubungkan dengan bagian *high*. Data *output* yang dihasilkan dapat dibaca pada *data logger* berupa voltase.

Setelah itu pengambilan data tekanan dilakukan dengan menggunakan *manometer*. Masing-masing selang *output pitot static tube* dihubungkan dengan ujung manometer. Dari pengukuran ini akan diperoleh perubahan ketinggian *red oil* pada



*manometer*. Proses pengambilan data dilakukan setiap kenaikan 100 rpm pada 100 – 1500 rpm. 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 (Gambar 3.4) untuk mengetahui persamaannya.



**Gambar 3.4** Grafik hasil kalibrasi kecepatan windtunnel

### 3.1.4 Pengambilan Data dengan Metode *Oil Flow Visualizaton*

*Oil flow visualization* merupakan proses visualisasi aliran dengan menggunakan bubuk titanium oksida ( $\text{TiO}_2$ ) sebagai pewarna. Nugroho & Sasongko ( 2015 ) separasi aliran 3D dapat digambarkan melalui *Oil flow visualization*. Aliran fluida yang mengalir akan mengikis lapisan  $\text{TiO}_2$  pada permukaan *airfoil*. Sedangkan pada daerah wake lapisan  $\text{TiO}_2$  akan tetap melekat akibat tidak adanya aliran udara. Berikut merupakan proses pada *oil flow visualization*:

- Pencampuran  $\text{TiO}_2$  dengan minyak nabati dengan perbandingan 5 : 1. Campuran tersebut diaduk  $\pm$  15 menit hingga butiran  $\text{TiO}_2$  tidak tampak.



- Pengenceran campuran OFV dengan menggunakan tinner B dengan perbandingan 1 : 5.
- Pemolesan campuran dilakukan pada bagian *airfoil* dengan merata
- Setelah itu dilakukan pemasangan *airfoil* pada *windtunnel* dan *fan* siap dijalankan.
- *Fan* dapat dihentikan apabila pola visualisasi dari aliran fluida sudah terlihat.

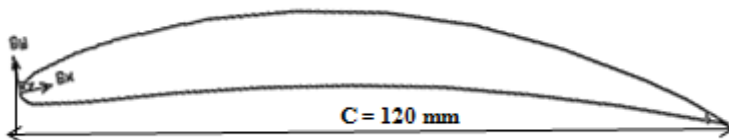
Data hasil pengujian eksperimen akan didapat data kualitatif berupa visualisasi aliran OFV dari *airfoil* dengan *vortex generator*. Kemudian hasilnya dianalisa serta dibandingkan pada berbagai perubahan variasi.

### 3.2 Metode Numerik

#### 3.2.1 Pre-processing

Pada tahap *pre-processing* terdapat beberapa langkah yang dilakukan, yaitu: pembuatan model benda uji, pembuatan *meshing* pada domain, dan penentuan kondisi batas dan parameter-parameter yang telah ditentukan.

##### 3.2.1.1 Model Benda Uji



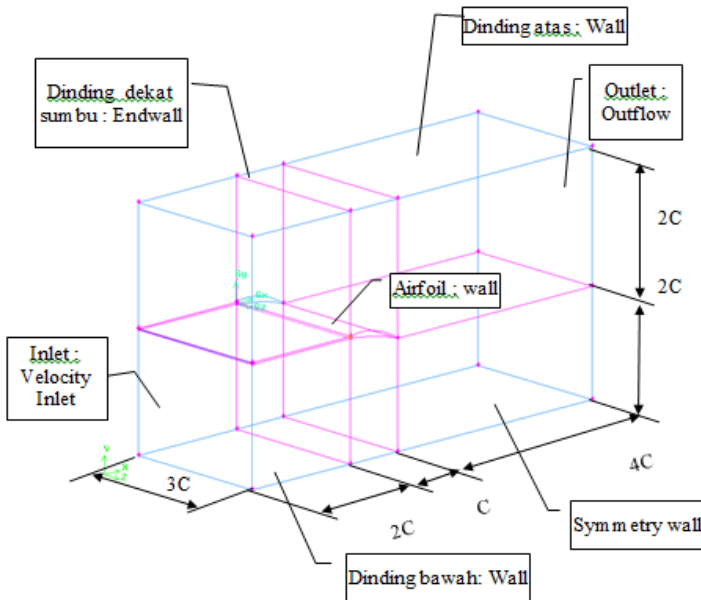
**Gambar 3.5** Profil Airfoil British 9C7/32.5C50

Model benda uji berupa *airfoil British 9C7/32.5C50* yang dipasang pada *Endwall* berupa plat datar. Benda uji digambar dengan menggunakan *software GAMBIT 2.4*. Dimensi *Airfoil British 9C7/32.5C50* dengan *endwall* serta *vortex generator*.



### 3.2.1.2 Domain Simulasi dan *Boundary Condition*

Model yang merepresentasikan benda uji disebut dengan domain. Penentuan koordinat domain akan mempengaruhi hasil dari simulasi. Domain simulasi harus disesuaikan dengan keadaan dan kondisi benda uji dan *test section*. Domain dan *test section* dibuat dengan ukuran tertentu agar dapat mempermudah proses meshing dan penentuan *boundary*. Dalam penelitian ini domain simulasi berupa *airfoil British 9C7/32.5C50*. Sedangkan untuk *test section* yang digunakan adalah *wind tunnel*. Pada *wind tunnel* akan dialirkan fluida berupa udara. Aliran fluida yang melewati domain akan dipengaruhi oleh kondisi *endwall* dan *vortex generator*. Domain simulasi dapat dilihat seperti pada Gambar 3.6.



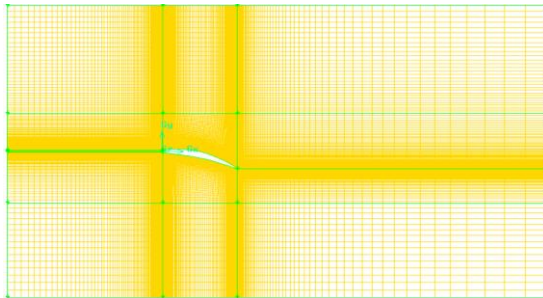
**Gambar 3.6** Domain simulasi dan *boundary condition* pada *test section*



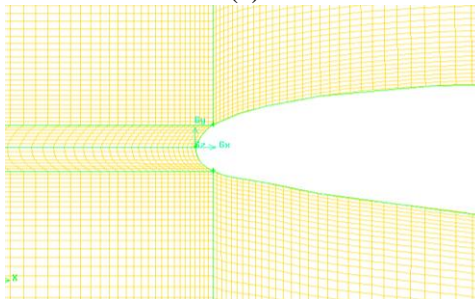
Selanjutnya seluruh *face* pada model benda uji harus di deskripsikan menjadi sebuah *boundary condition*. Pemilihan *boundary* harus disesuaikan dengan kondisi parameter yang terdapat pada proses eksperimen. Posisi dinding yang dijadikan acuan terletak pada koordinat  $z = 0$  dinyatakan sebagai *endwall*. *Face* yang terletak berseberangan dengan *endwall* dinyatakan sebagai *symmetry wall*. Sedangkan *face* pada atas dan bawah *test section* di deskripsikan sebagai *wall*. Dinding pada *airfoil* dan *vortex generator* juga dideskripsikan sebagai *wall*. Untuk kondisi *inlet* dideskripsikan sebagai *inlet velocity* karena aliran fluida yang masuk diketahui nilai kecepatannya. Pada posisi *outlet* di tentukan sebagai *outflow*. *Boundary condition* yang diberikan dapat dilihat pada Gambar 3.6

### **3.2.1.3 Meshing**

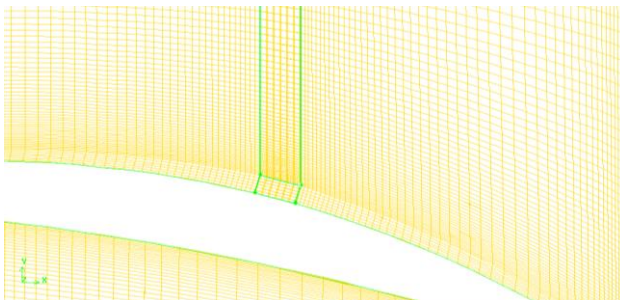
*Meshing* disebut juga sebagai dikritisasi merupakan pembagian daerah model benda uji menjadi elemen yang lebih kecil . Elemen tersebut terbentuk dari nodal yang dibuat pada model benda uji yang berfungsi sebagai batas struktur. Proses *meshing* pertama kali akan dilakukan *meshing* garis. Untuk selanjutnya akan dilakukan *meshing* pada *face* dan volume. Jumlah *meshing* yang terlalu banyak karena akan membutuhkan waktu yang lebih lama, namun hasil yang didapat lebih mudah konvergen. Sedangkan pada *meshing* yang lebih renggang akan sulit mencapai kondisi konvergen. Bentuk *mesh* yang dipilih adalah *quadrilateral-map* dengan distribusi *mesh* dibuat semakin rapat pada daerah dinding *airfoil* dan *endwall* Gambar 3.7.



(a)



(b)



(c)

**Gambar 3.7** Meshing (a) domain simulasi, (b) meshing trailing edge airfoil, (c) detail posisi vortex generator



### 3.2.2 Processing

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

#### a. *Models*

Pada langkah ini dilakukan permodelan dari karakteristik aliran fluida, meliputi pemilihan model *solver* dan memilih tipe *turbulence model* yang digunakan. Permodelan yang akan digunakan adalah *viscous turbulent k-epsilon standard*. Hal ini untuk mendapatkan hasil yang akurat baik kontur tekanan maupun kecepatan, serta dalam memprediksi separasi *bubble* dan separasi *massive*.

#### b. *Material*

Fluida yang mengalir pada *test section* harus memiliki jenis dan *properties* yang sesuai dengan kondisi dari lingkungan, yaitu pada temperatur 30°C dan tekanan 1 atm. Permodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan ( $\rho$ ) = 1,17 kg/m<sup>3</sup>, viskositas ( $\mu$ ) = 1,86 x 10<sup>-5</sup> N.s/m<sup>2</sup>

#### c. *Operating Condition*

*Operating Condition* adalah penentuan kondisi daerah operasi yang merupakan tekanan pada kondisi STP (*Standard Temperature and Pressure*) yaitu 1 atm atau 101325 Pascal.

#### d. *Boundary Condition*

*Boundary Condition* adalah penentuan nilai parameter dan batasan pada aliran fluida yang melewati benda uji *airfoil* dengan menentukan *inlet*, *outlet* serta kondisi pada dinding. *Inlet* merupakan





sisi aliran datang, berupa kecepatan sebesar 15.1 m/s sedangkan *outlet* berupa *outflow*. Intensitas turbulensi pada pemodelan numerik ini sebesar 5% dan *length scale* di sisi *inlet* 0,001 m (Sutrisno dkk., 2016). Penentuan ini didasarkan pada kondisi *wind tunnel* di Laboratorium Teknik Mesin ITS.

**e. *Adapt***

Sebelum melakukan proses iterasi dengan *software* Fluent 6.2.26, diperlukan solusi *grid independency* dengan melakukan proses *adapt* (menghaluskan *meshing*). Pada penelitian ini proses *adapt* hanya dilakukan untuk bagian dinding saja.

**f. *Solution***

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

**g. *Initialize***

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

**h. *Monitor Residual***

Merupakan penentuan nilai acuan error yang diinginkan hingga proses iterasi sampai mencapai kriteria konvergensi. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar  $10^{-5}$ , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil dari  $10^{-5}$ . Penurunan nilai *error* dapat digambarkan pada *plot* dalam bentuk grafik.

**i. Iterasi**

Merupakan langkah kelanjutan langkah perhitungan pada Fluent 6.3.26. Pada tahap ini dilakukan iterasi sampai *convergence criterion* sebesar  $10^{-5}$ .

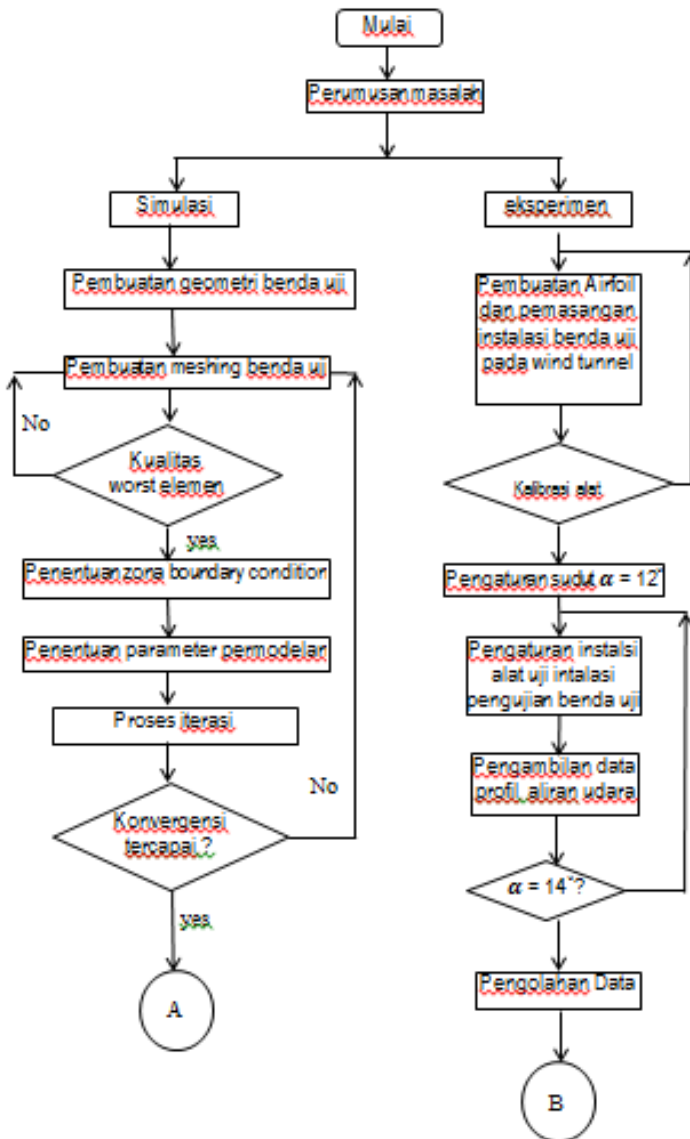
Parameter pemodelan serta kondisi yang telah ditetapkan pada saat *pre-processing* akan dihitung (diiterasi) menggunakan *software* Fluent 6.3.26 hingga mencapai kriteria konvergensi yang diinginkan. Jika kriteria konvergensi tercapai sesuai pengaturan *monitor residual* maka akan dilanjutkan dengan tahapan dilanjutkan pada *post-processing*. Namun apabila kriteria konvergensi tidak tercapai, maka langkah meshing akan diulang.

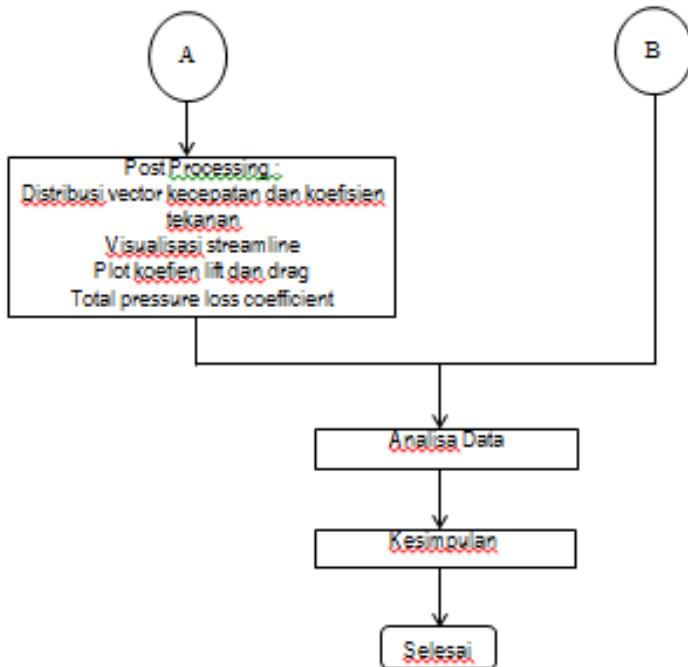
**3.2.3 Post-processing**

Setelah berhasil melakukan *running* langkah selanjutnya adalah tahap *Post-processing*. *Post-processing* merupakan penampilan hasil serta analisa terhadap hasil yang telah diperoleh berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa koefisien *drag*, koefisien *lift* dan *total pressure loss coefficient*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan vektor kecepatan, distribusi koefisien tekanan dan *streamline* dari *airfoil* dengan *vortex generator* kemudian hasilnya dianalisa serta dibandingkan.

**3.3 Flowchart Penelitian**

Secara singkat prosedur penelitian secara pada *airfoil British 9C7/32.5C50* baik dengan *vortex generator* maupun tanpa *vortex generator* dapat dijelaskan dengan menggunakan *flowchart* yang akan ditunjukkan seperti pada Gambar 3.8





**Gambar 3.8** Flowchart prosedur penelitian

### 3.4 Urutan Langkah Penelitian

Urutan langkah penelitian dimulai pada bulan Januari 2016 dengan detail sebagai berikut:





## BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Bab ini membahas tentang hasil dari *post-processing* untuk *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator*. Posisi *vortex generator* terhadap *leading edge* divariasikan yaitu 30%C, 35%c, 40%C, 45%C dan 50%C. Nilai bilangan Reynolds (Re) dari aliran fluida adalah sebesar  $1,14 \times 10^5$ . Sedangkan sudut serang ( $\alpha$ ) yang digunakan adalah  $12^\circ$  dan  $14^\circ$ . Pembahasan dilakukan berdasar eksperimen berupa *oil flow visualization*. Sedangkan secara simulasi numerik, fenomena ini akan dibahas secara kuantitatif melalui *grid independency*, koefisien *lift*, koefisien *drag*, koefisien tekanan, dan *total pressure losses coefficient*. Selain itu, juga dibahas tentang *streamline*, distribusi koefisien tekanan, dan vektor kecepatan sebagai data kualitatif. Sehingga berdasarkan analisa hasil eksperimen dan numerik, akan dapat ditentukan posisi *vortex generator* yang paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder pada berbagai sudut serang.

Sebelum membahas lebih detail hasil penelitian ini, akan dijelaskan fenomena aliran 3D yang melintasi *airfoil* di dekat *endwall* tanpa maupun dengan *vortex generator*. Aliran fluida yang melintasi *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi aliran sekunder terjadi akibat adanya intervensi dua *boundary layer* yang berdekatan. Adanya aliran sekunder mengakibatkan kerugian-kerugian diantaranya adalah *secondary loss* dan kerugian tekanan.

Kerugian yang terjadi akibat adanya aliran sekunder pada *airfoil* dapat direduksi dengan penambahan *vortex generator* seperti yang dilakukan oleh Meyer & Bechert (2003). *Vortex generator* berfungsi untuk meningkatkan intensitas turbulensi aliran, sehingga aliran fluida mempunyai momentum yang lebih besar. Dengan adanya penambahan momentum yang lebih besar, aliran akan mampu untuk melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser sehingga dapat menunda terjadinya separasi.

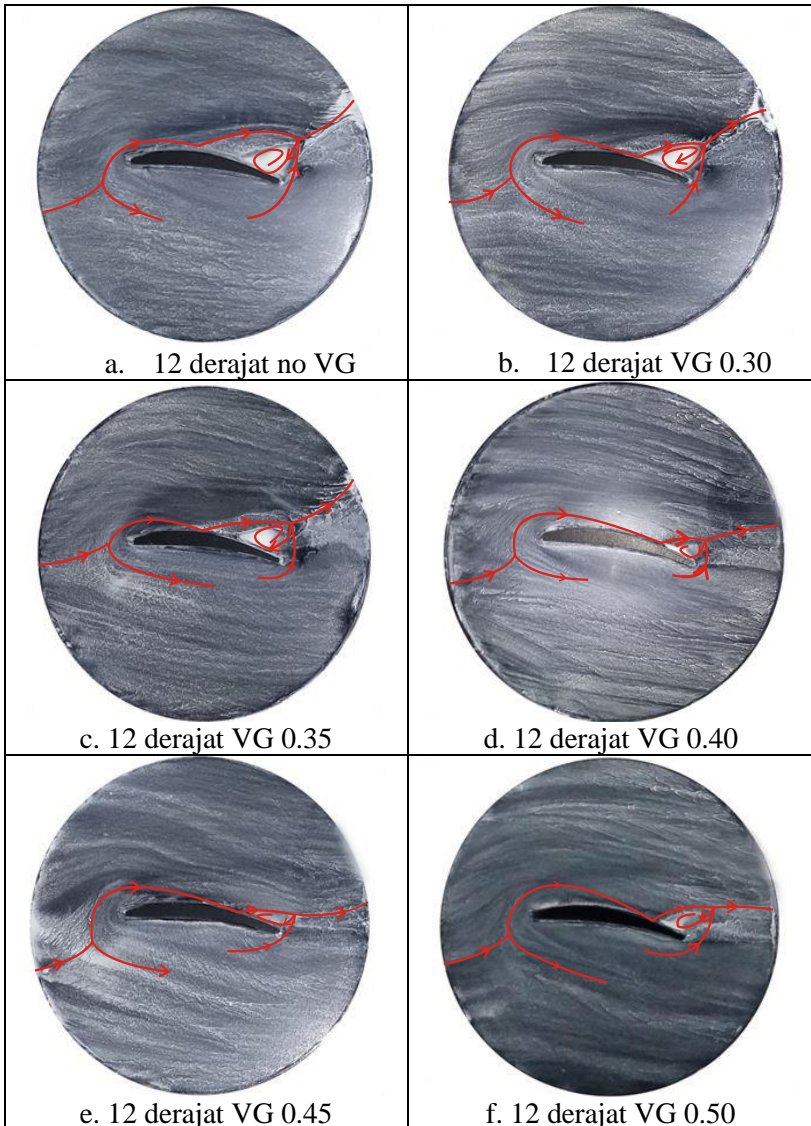
---



#### 4.1 Analisa Eksperimen

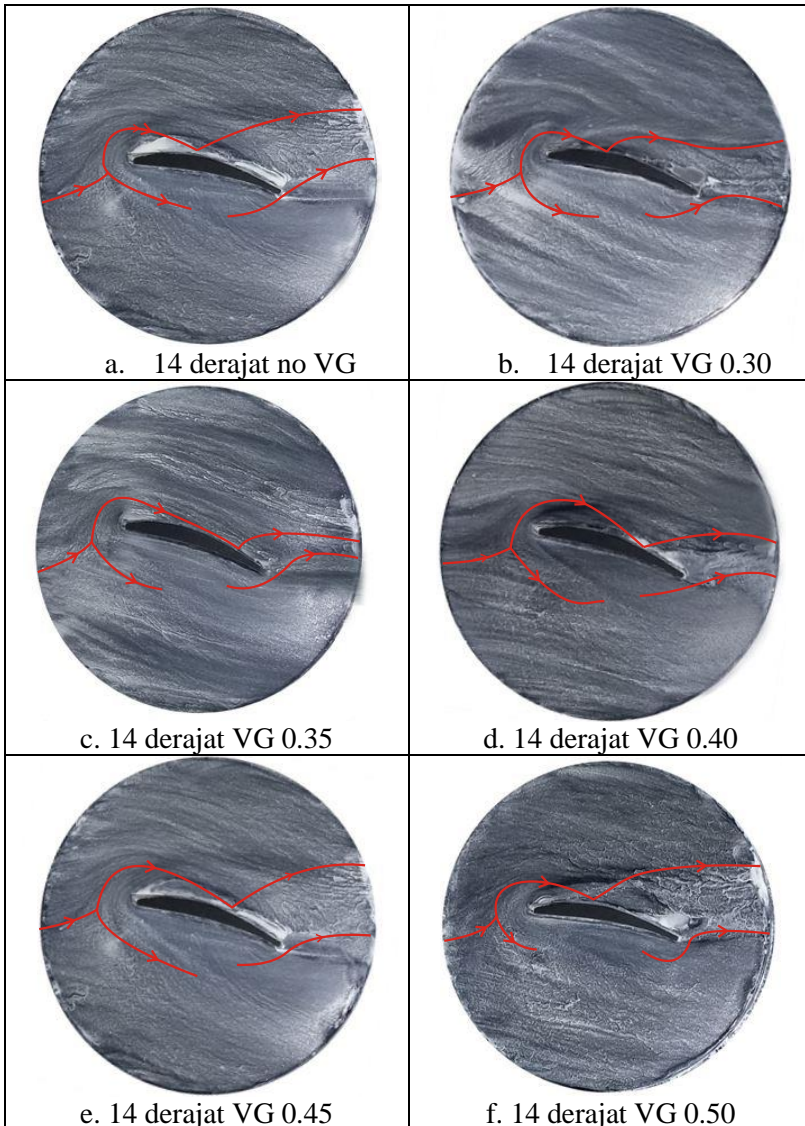
*Oil flow visualization* merupakan proses eksperimen yang dilakukan untuk menangkap *strikeline* aliran fluida. Proses ini menggunakan campuran Titanium dioksida, asam oleat dan *tinner*. Campuran dibuat dengan perbandingan  $\text{TiO}_2$  : asam olet : *tinner* = 1 : 6 : 1. Campuran ini dioleskan pada *endwall* kemudian dipasang pada *tes section windtunnel*. Aliran fluida yang dihembus akan mendorong cairan yang di oleskan diatas *endwall* sehingga akan membentuk *strikeline*. *Oil flow visualization* dilakukan pada *airfoil* dengan dan tanpa variasi pemasangan VG pada sudut serang ( $\alpha$ )  $12^\circ$  dan  $14^\circ$ .

Dari gambar 4.1 dapat dilihat *strikeline* aliran fluida yang melintasi *airfoil* dengan  $\text{Re} = 1,14 \times 10^5$  dan  $\alpha = 12^\circ$ . Pada masing – masing gambar 4.1 (a) hingga (f) menunjukkan kondisi aliran hingga terseparasi meninggalkan bodi. Area yang memiliki warna lebih gelap berarti dilalui oleh fluida dengan kecepatan yang tinggi. Pada gambar 4.1(a) kondisi tidak dilakukan pemasangan VG pada *airfoil*, aliran fluida membentuk *focus* di area *trailing edge*. Kemudian fluida bertumbukan pada area *backward saddle point*. Kemudian area *wake* mulai mengecil dari gambar 4.1 (b), (c), (d) dimana VG dipasang pada variasi jarak 30% C hingga 40% C. Pada gambar 4.1(e) area *focus* yang terbentuk sangat kecil dimana VG dipasang pada jarak 45% C. Hal ini menandakan adanya pengurangan area *wake* pada *endwall*. Selain itu titik separasi aliran juga semakin menjauhi leading edge. Ini berarti terjadi penundaan separasi tiga dimensi didekat *endwall*. Namun pada kondisi pemasangan VG pada jarak 50% C, titik separasi aliran kembali menjauhi *trailing edge* dan daerah *focus* muncul kembali.



**Gambar 4.1** Oil flow visualization di *endwall* pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$





**Gambar 4.2** Oil flow visualization di endwall pada  $\alpha = 14^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$



Pada gambar 4.2 dapat dilihat *strikeline* aliran fluida yang melintasi *airfoil* dengan  $Re = 1,14 \times 10^5$  dan  $\alpha = 14^\circ$ . Kondisi optimal pemasangan VG ada pada titik 35% C dimana pada titik ini *focus* yang dibentuk sangat kecil. Pada pemasangan VG di titik lain mampu mereduksi pengaruh aliran sekunder namun dalam jumlah yang kecil. Pada gambar 4.2(a), (b), (e) dan (f) titik *backward saddle point* tidak tampak. Hal ini disebabkan karena ukuran plat lebih kecil di bandingkan dengan titik *backward saddle point*.

#### 4.2. Grid Independency

*Grid independensi* merupakan proses untuk menentukan jumlah dan struktur *grid* dan *mesh* yang optimal agar memperoleh data yang akurat. Dengan proses ini akan di dapat hasil pemodelan mendekati sebenarnya dengan daya kerja komputasi yang rendah. Proses *grid independensi* dilakukan pada *airfoil* dengan  $\alpha = 12^\circ$  dan  $\alpha = 14^\circ$ . Tabel 4.1 menunjukkan macam-macam *meshing* pada *airfoil* 3D tanpa *vortex generator* pada bilangan *Reynolds*  $1,14 \times 10^5$ .

Pada tabel 4.1  $\alpha = 12^\circ$  dibuat 6 jenis *meshing* A1-F1 dengan selisih jumlah *cells* antar *meshing*  $\pm 100000$ , hal ini agar tidak terjadi perubahan error secara drastis. Seluruh *mesh* yang dibuat mencapai kriteria konvergensi  $10^{-5}$ . *Meshing* A merupakan *meshing* yang paling renggang dengan jumlah *cells* 1503000, sedangkan *meshing* F adalah *meshing* yang paling rapat dengan jumlah *cells* 2005200. Nilai  $C_L$  dari *meshing* yang dibuat akan divalidasi dengan hasil penelitian yang telah dilakukan oleh Marsan (2007). Dari tabel 4.1 dapat dilihat bahwa *mesh* A1 mempunyai error yang terbesar yaitu 2.752 %, sedangkan *mesh* E mempunyai error yang terkecil yaitu 0.009 %. *Mesh* F1 mempunyai error yang lebih besar dibandingkan *mesh* E1, tetapi selisih error di antara kedua jenis *mesh* sangat kecil, yaitu 0.003%. Oleh karena rentang jumlah cell yang dapat digunakan paada  $Re = 1,14 \times 10^5$  dan  $\alpha = 12^\circ$  adalah antara  $\pm 1900000$ .

Tabel 4.1 Analisa *grid independency*.

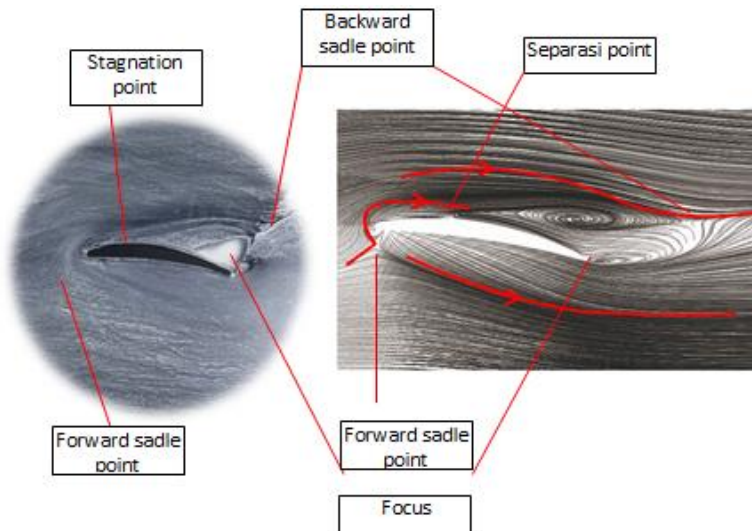
<b><math>Re = 1,14 \times 10^5</math> pada <math>\alpha = 12^\circ</math></b>				
Mesh	Jumlah cell	konvergen	Cl	eror
Marshan	-	-	1.0685	-
A1	1503000	880	4.009	2.752
B1	1605600	1013	2.682	1.510
C1	1703000	967	2.6905	1.518
D1	1800400	977	2.75	1.574
E1	1904400	865	1.0584	0.009
F1	2005200	866	1.0576	0.011
<b><math>Re = 1,14 \times 10^5</math> pada <math>\alpha = 14^\circ</math></b>				
Mesh	Jumlah cell	konvergen	Cl	eror
Marshan	-	-	1.0685	0
A2	1509300	3764	2.724	1.549
B2	1604300	3458	2.592	1.426
C2	1704300	2911	2.45	1.293
D2	1804300	2078	2.387	1.234
E2	1905600	2776	2.582	1.417
F2	2091600	2076	1.396	0.307

\*) Data dari Marsan (2007)

Pada tabel 4.1  $\alpha = 14^\circ$  dibuat 6 jenis meshing A2-F2 dengan selisih jumlah *cells* antar *meshing*  $\pm 100000$  dan seluruh mesh yang dibuat mencapai kriteria konvergensi  $10^{-5}$ . Meshing A merupakan *meshing* yang paling renggang dengan jumlah *cells* 1509300, sedangkan *meshing* F adalah *meshing* yang paling rapat dengan jumlah *cells* 2091600. Nilai  $C_L$  dari *meshing* yang dibuat akan divalidasi dengan hasil penelitian yang telah dilakukan oleh Marsan (2007). Hasilnya *meshing* terbaik di dapat pada model F2 dengan rentang jumlah cell yang dapat digunakan paada  $Re = 1,14 \times 10^5$  dan  $\alpha = 14^\circ$  adalah antara  $\pm 2000000$

### 4.3 Perbandingan *Streakline* Percobaan Numerik dan Eksperimen

Setelah proses grid independensi diperlukan validasi hasil simulasi numerik. Percobaan numerik dapat dinyatakan benar apabila hasil simulasi sama dengan percobaan secara eksperimen. Apabila hasil percobaan secara numerik sama dengan hasil percobaan secara eksperimen, maka untuk pengolahan data secara detail dapat menggunakan hasil data kuantitatif dari percobaan numerik.



(a) OFV di *endwall*  $\alpha = 12^\circ$

(b) *Streakline* aliran *endwall*  $\alpha = 12^\circ$

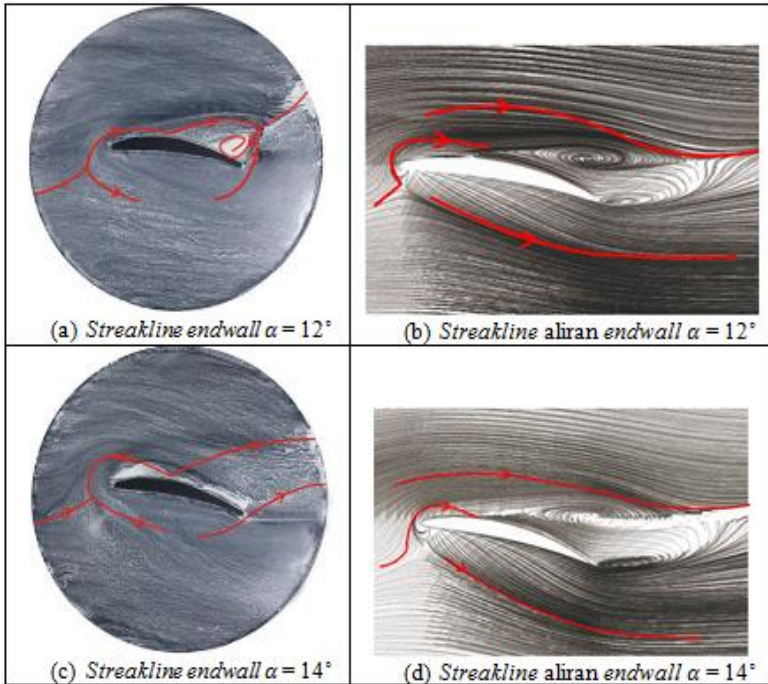
**Gambar 4.3** Daerah penting pada *oil flow visualization* dan *streakline* pada  $\alpha = 12^\circ$

Proses ini dilakukan dengan membandingkan *streakline* aliran pada daerah *endwall* dengan  $\alpha = 12^\circ$  dan  $\alpha = 14^\circ$ . Pada gambar 4.3 dan 4.4 ditampilkan perbandingan *streakline* aliran fluida dari hasil eksperimen dengan numerik. Gambar 4.3 dan 4.4(a) merupakan kondisi *streakline* aliran fluida pada *endwall*



dengan  $\alpha = 12^\circ$ . Pada gambar tersebut terdapat titik *forward saddle point*, dimana pada titik tersebut terjadi akibat adanya tumbukan secara frontal antara aliran dekat *endwall* dengan aliran *backward* di sekitar *upper side airfoil*. Setelah terjadi tumbukan aliran akan terpecah menjadi tiga yaitu yang mengalir di *upper side*, *lower side*, dan adapula yang menggulung ke atas membentuk *vortex*. Kemudian *vortex* tersebut menggulung dan terus bergerak menuju *exit*. *Vortex* tersebut dikenal dengan *horse shoe vortex*. Aliran yang bergerak di *lower side* memiliki tekanan tinggi bergerak menuju *upper side* di *trailing edge* disebut dengan *curl flow*. Titik aliran *freestream* yang menabrak *curl flow* disebut dengan *backward saddle point*. Pada *backward saddle point* terpecah secara tiga dimensi dan terbagi menjadi aliran yang membentuk *trailing edge* dan aliran yang meninggalkan *trailing edge* menuju *exit*. Sebagian *curl flow* yang mengalir ke *trailing edge* terperangkap oleh aliran *freestream* dan membentuk daerah *vortex* di dekat *trailing edge* yang disebut dengan *focus*. Hal serupa juga ditunjukkan pada gambar 4.3(b) *streakline* aliran di area *endwall* membentuk daerah *forward saddle point* dan *focus* dengan luasan yang hampir sama.

Gambar 4.4(c) pada *streakline* aliran fluida di *endwall* dengan pemasangan *airfoil*  $\alpha = 14^\circ$ , titik *forward saddle point* lebih menjauhi *leading edge*. Hal ini dikarenakan pembebanan terhadap sudu pada  $\alpha = 14^\circ$  lebih besar dibanding pembebanan  $12^\circ$ . Selain itu tekanan yang diterima  $\alpha = 12^\circ$  sehingga daerah *horse shoe vortex* semakin lebar. Di area *trailing edge* luasan daerah *focus* menjadi lebih lebar. Gambar 4.4(c) dan 4.4(d) memiliki membentuk daerah *forward saddle point* dan *focus* jarak sama. Selanjutnya perilaku aliran fluida akan dibahas secara detail dengan data kuantitatif dari percobaan numerik. Hal ini dikarenakan proses numerik dapat mempertegas analisa kuantitatif pada hasil eksperimen. Selain itu pengolahan data dengan software mampu memberikan hasil maksimal pada area yang sulit dijangkau secara eksperimen dengan teliti.



**Gambar 4.4** Perbandingan *streakline* aliran secara eksperimen dan numerik pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $\alpha = 14^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$  tanpa *vortex generator*

#### 4.4 Analisa Numerik

Analisa numerik dilakukan dengan menampilkan model pathline aliran pada *endwall* dan *upper side airfoil* untuk menunjukkan luasan area *wake* dan titik stagnasi. Optimasi penggunaan *vortex generator* akan di tunjukkan dengan koefisien *Total Pressure Losses Coefficient*. Selain itu pengolahan data akan dilakukan dengan di dukung dengan *drag and lift coefficient*, kontur koefisien tekanan dan *velocity vector*.





#### 4.4.1 *Streakline* Aliran Pada *Endwall*

*Streakline* aliran merupakan garis yang menggambarkan lintasan yang dilalui partikel saat bergerak dari *upstream* hingga *downstream*. Dalam metode numerik *streakline* aliran dapat ditampilkan dengan *pathline* dengan tampilan *line*. Area yang dilintasi fluida akan memiliki warna yang berbeda tergantung kecepatan fluida saat melalui titik tersebut. Penggambaran *streakline* aliran pada *endwall airfoil* sangat penting karena dapat membantu untuk mendiskripsikan perilaku aliran terhadap variasi yang dilakukan saat percobaan.

Pada gambar 4. 4 dan 4.5 terdapat *streakline* aliran fluida pada *endwall* dari percobaan numerik. Terdapat titik *forward saddle point*, dimana pada titik tersebut terjadi akibat adanya tumbukan secara frontal antara aliran dekat *endwall* dengan aliran *backward* di sekitar *upper side airfoil*. Titik separasi dimana aliran mulai meninggalkan bodi. Apabila titik separasi aliran berada didekat area *leading edge*, maka pengaruh dari aliran sekunder sangat besar dan menimbulkan *losses* yang tinggi. Ini berarti momentum yang dimiliki aliran tidak mampu melawan *blockage effect* yang terjadi pada separasi 3 dimensi. Setelah itu aliran dari *upstream* akan bertemu di titik *backward saddle point* yang ditunjukkan oleh. Dibagian bawah titik *backward saddle point*, aliran akan membentuk *vortex* pada *trailing edge*. *Vortex* ini terbentuk dari aliran dari *lower surface* yang menabrak *attach stream*. Aliran yang tidak mampu melawan momentum akan menggulung dan membentuk *vortex* yang disebut dengan *focus*. Semakin kecil *focus* yang dihasilkan, maka kerugian yang dihasilkan akan lebih kecil.

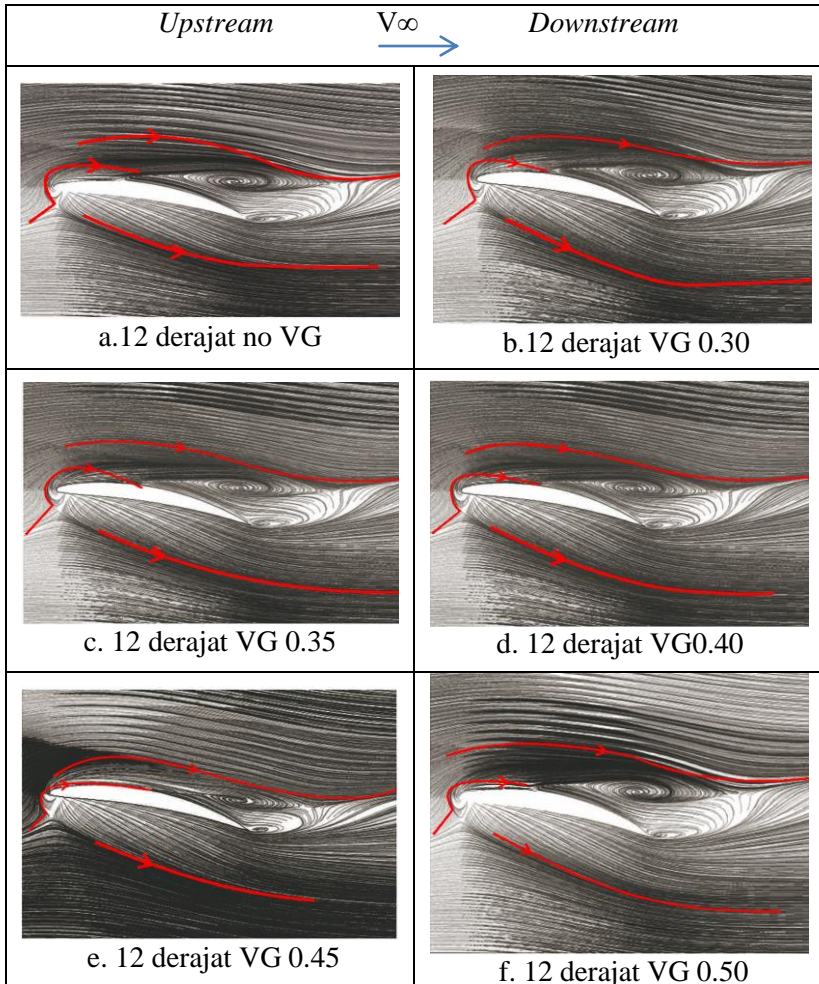
Pada gambar 4.5 terdapat *streakline* aliran fluida pada *endwall* dengan  $\alpha = 12^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$  yang merupakan hasil percobaan numerik. Gambar 4.5(a) aliran *freestream* membentuk area *focus* yang luas apabila bagian *upper airfoil* tidak dipasang VG. Ini berarti area *wake* yang terbentuk sangat luas. Untuk selanjutnya area *focus* akan mengecil seiring dengan penambahan



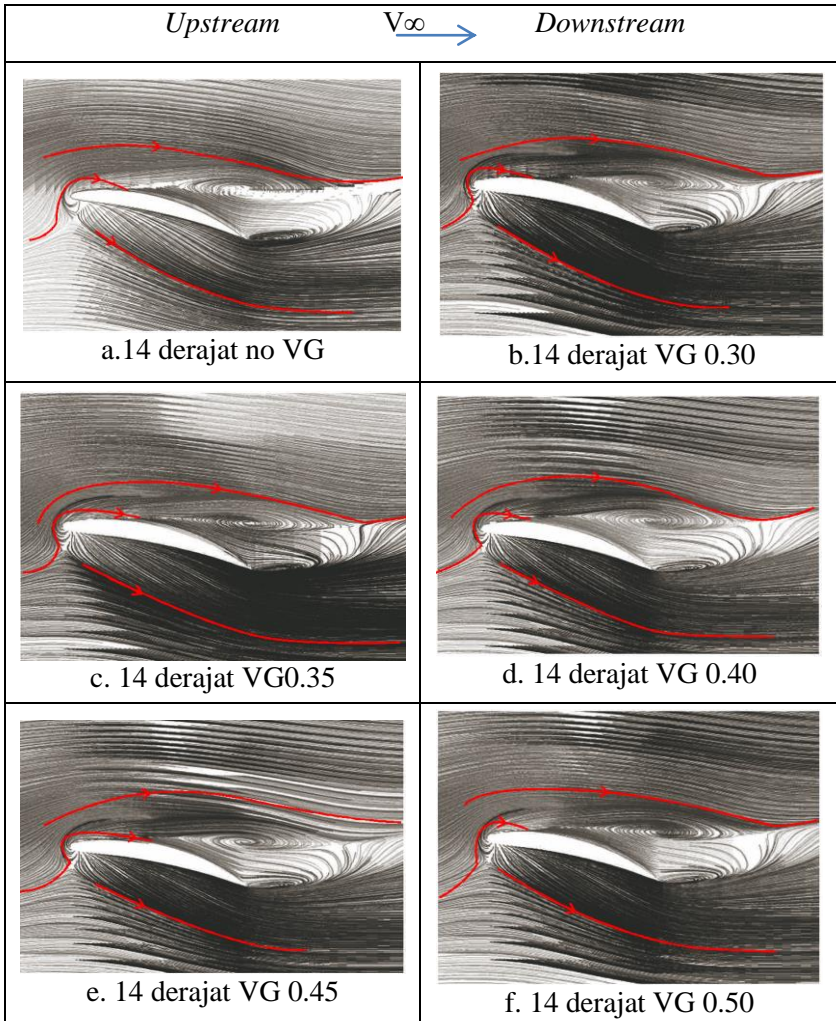
VG pada bagian *upper side*. Daerah *focus* merupakan daerah dimana *attach stream* terjebak kedalam aliran yang berasal dari *lowerside*. Pengurangan area *focus* paling besar terjadi pada gambar 4.5(e) dimana dilakukan pemasangan VG pada titik 45% C. Pada posisi tersebut area *focus* sangat kecil, dan titik stagnasi berada jauh dari *leading edge*. Kondisi tersebut menunjukkan kondisi paling optimal untuk memasang *vortex generator* untuk mereduksi pengaruh aliran sekunder. Pemasangan VG pada posisi 30% C, 35% C dan 40% C mampu separasi tiga dimensi namun kurang maksimal. Saat dipasang pada posisi 50% C *focus* aliran kembali melebar dan titik stagnasi maju mendekati *leading edge*.

Pada gambar 4.6 menggambarkan aliran *streakline* aliran fluida pada *endwall*  $\alpha = 14^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$  hasil percobaan numerik. Kondisi paling optimal penggunaan VG terlihat pada gambar 4.6(c) dimana titik *backward saddle point* terlihat jelas. *Backward saddle point* merupakan titik dimana *attach flow* bertumbukan dengan aliran dari *lower side* secara frontal. Selain itu area *focus* yang terbentuk pada gambar 4.6(c) memiliki luasan yang paling minimum. Pemasangan VG pada  $\alpha = 14^\circ$  mampu mengurangi pengaruh aliran sekunder namun perubahan yang dihasilkan sangat kecil.





**Gambar 4.5** *Streakline endwall* aliran pada  $\alpha = 12^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$



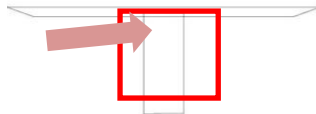
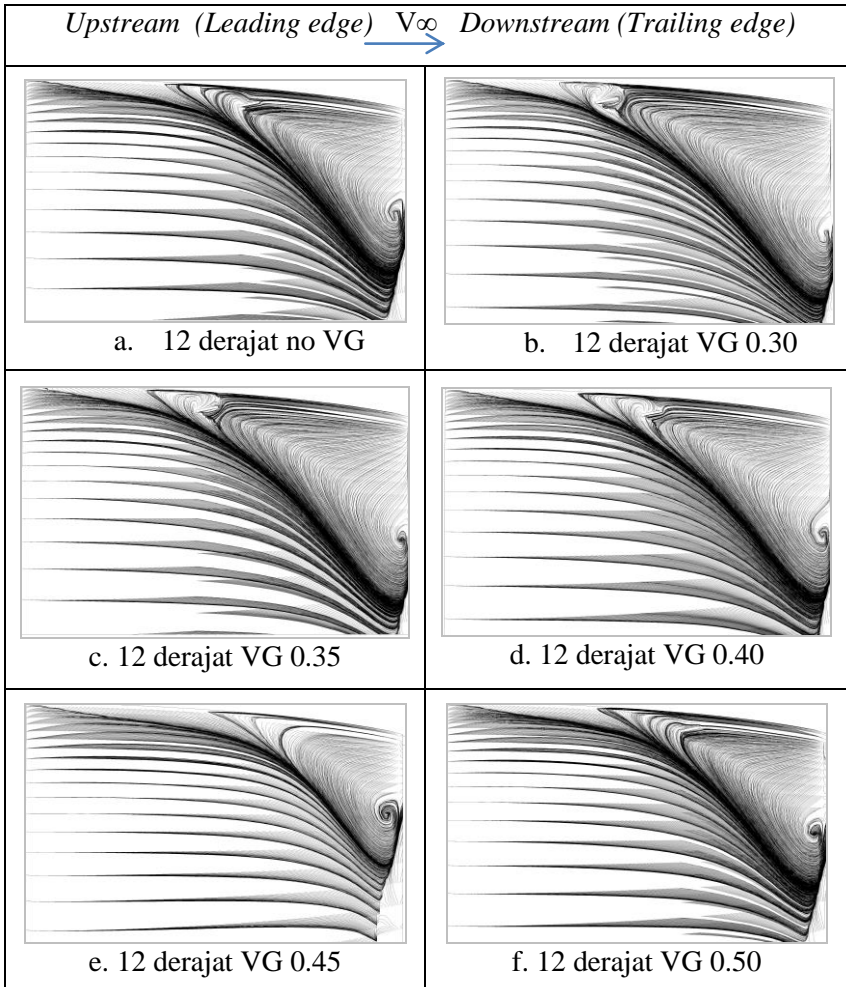
**Gambar 4.6** *Streakline endwall* aliran pada  $\alpha = 14^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$



#### 4.4.2 Aliran Pada *Upper Surface*

Aliran yang melewati *upper surface* pada *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi separasi aliran tiga dimensi (aliran sekunder). Terjadinya aliran sekunder ini karena adanya interaksi *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall* yang berdekatan. Kerugian yang diakibatkan oleh terjadinya aliran sekunder tersebut salah satunya adalah adanya *blockage effect*. Terdapat daerah *corner* antara *upper surface* dan *endwall* dekat *trailing edge* yang tidak dapat dialiri aliran disebut dengan *corner wake*. *Corner wake* tersebut menyebabkan *effective area* pada *upper surface airfoil* berkurang sehingga koefisien *drag* menurun dan koefisien *lift* meningkat.

Gambar 4.7 merupakan *streamline* aliran pada *upper side airfoil* untuk sudut serang  $12^\circ$   $Re = 1.14 \times 10^5$  dengan maupun tanpa *vortex generator*. *Vortex generator* dipasang pada variasi posisi 30% C – 50% C. Gambar 4.7(a) merupakan *corner wake* yang terjadi pada *airfoil* yang tidak diberi VG. *Corner wake* yang terbentuk pada *airfoil* tanpa *vortex generator* sangat luas apabila di dibandingkan dengan variasi lain. Dari Gambar 4.7 (e) terlihat adanya reduksi *corner wake* yang besar pada sudut serang  $12^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Pada Gambar 4.7 (b), (c), dan (d) , reduksi *corner wake* terjadi sangat sedikit, namun masih dapat dilihat secara kasat mata. Sedangkan pada gambar 4.7(e) terjadi reduksi dari *corner wake* dengan *vortex generator* yang dipasang pada posisi 45% C. *Vortex generator* ini berfungsi untuk menambah momentum aliran di dekat *endwall* yang meningkatkan intensitas turbulensi. Selanjutnya pada gambar 4.7(f) daerah *corner wake* kembali meluas. Kondisi ini menunjukkan pemasangan *vortex generator* pada posisi 50% C sudah tidak lagi optimal.



**Gambar 4.7** Streamline aliran di *upper side airfoil* pada sudut serang  $12^\circ$

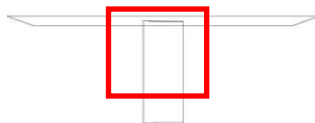
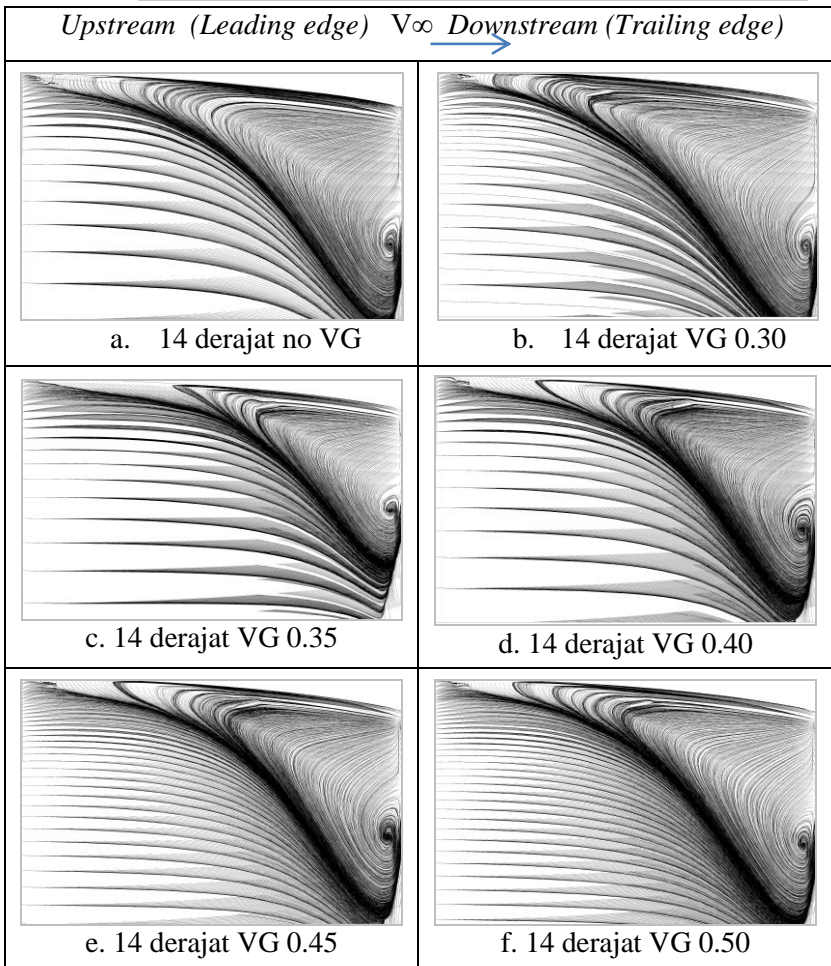


Gambar 4.8 merupakan *streamline* aliran pada *upper side airfoil* untuk sudut serang  $14^\circ$   $Re = 1.14 \times 10^5$  dengan maupun tanpa *vortex generator*. Dari seluruh gambar 4.8 (a) – (f) terlihat adanya aliran balik yang membentuk area *corner wake*. Gambar 4.8(a) merupakan *corner wake* yang terjadi pada *airfoil* yang tidak diberi VG. Sedangkan pada gambar 4.8(c) terjadi reduksi dari *corner wake* dengan *vortex generator* yang dipasang pada posisi 35% C. Pada gambar 4.8 (b), (d), (e) dan (f), reduksi *corner wake* terjadi sangat sedikit, sehingga sulit dilihat secara kasat mata.

Penggunaan *vortex generator* akan lebih efektif apabila digunakan di area terluar dari *corner wake*. Hal ini di karenakan aliran akan berbelok kembali dan memiliki momentum yang cukup besar untuk melawan *back flow*. Untuk sudut serang yang besar berkisar pada  $\geq 14^\circ$ , pemasangan *vortex generator* harus diberi jarak lebih jauh dari *endwall*. Karena pada jaran 4%C dari *endwall*, dimungkinkan *vortex generator* masih berada didalam area *corner wake*. Apabila ini terjadi maka akan terjadi penyumbatan aliran di sekitar VG. Sehingga *corner wake* akan lebih melebar seperti gambar 4.7 ( f) dan 4.8 (d), (e), dan (f).

Besarnya reduksi *corner wake* yang terjadi tidak dapat diukur secara langsung dengan menggunakan analisa visual. Hal ini disebabkan karena perbedaan besarnya reduksi *corner wake* antara variasi penempatan *vortex generator* tidak terlalu besar. Walaupun tidak bisa diketahui perbedaan besarnya reduksi *corner wake* secara kualitatif, dengan melakukan analisa data kuantitatif dari *total pressure losses coefficient*, akan dianalisa kerugian energi yang terjadi.





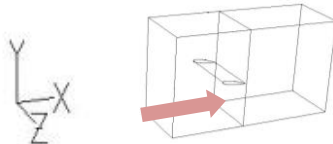
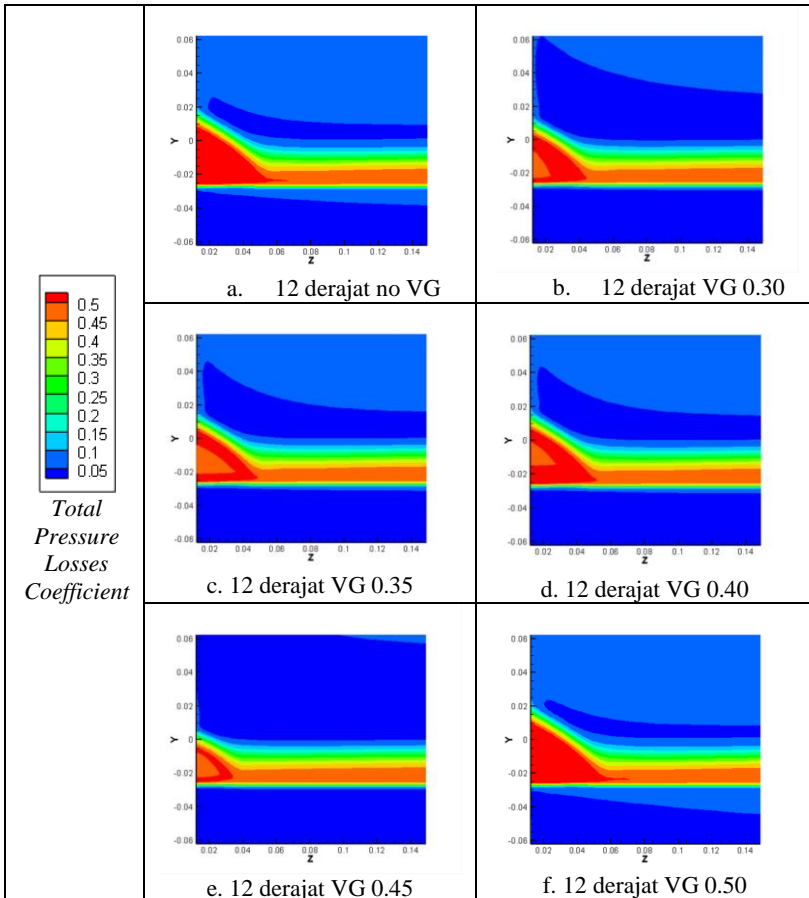
**Gambar 4.8** Streamline aliran di *upper side* airfoil pada sudut serang  $14^\circ$



#### 4.4.3 Total Pressure Losses Coefficient

Koefisien kerugian tekanan total merupakan kerugian energi yang timbul karena adanya kerugian hidrolis. Dalam kasus *airfoil* dengan *endwall*, nilai koefisien kerugian tekanan total sangat dipengaruhi oleh aliran sekunder yang terjadi. Semakin kecil aliran sekunder semakin kecil juga koefisien kerugian tekanan total. Sebaliknya semakin besar aliran sekunder semakin besar juga koefisien kerugian tekanan total yang terjadi. Koefisien kerugian tekanan total dapat dihitung dengan cara mengurangi nilai tekanan total didaerah *upstream* dengan tekanan total pada daerah 5%C dibelakang *trailing edge*.

Reduksi dari pengaruh aliran sekunder dengan sudut serang  $12^\circ$  dapat dilihat melalui kontur *total pressure losses coefficient* pada daerah *downstream* dari *isosurface*  $x/c = 1.05$ . Gambar 4.9 (a) - (f) menggambarkan kontur untuk *total pressure losses coefficient* pada sudut serang  $12^\circ$  di  $1.14 \times 10^5$ . Pada 4.9 (a) terdapat *total pressure losses coefficient* untuk *airfoil* yang tidak dipasang *vortex generator*. Warna merah menunjukkan adanya *total losses* yang tinggi, sedangkan warna biru menunjukkan adanya *total losses* yang lebih kecil. Saat fluida mengalir pada *airfoil* tanpa pemasangan VG, luasan area berwarna merah sangat luas dibanding variasi lain. Kondisi ini menunjukkan bahwa *total pressure losses coefficient* sangat tinggi pada saat *airfoil* tidak dipasang VG. Dari gambar 4.9 (d) Pengurangan area berwarna merah paling besar pada  $1.14 \times 10^5$  dengan sudut serang  $12^\circ$  terjadi dimana *vortex generator* dipasang di posisi 45%C. Pengurangan daerah yang berwarna merah juga terjadi untuk posisi *vortex generator* di posisi lain namun tidak signifikan dapat dilihat pada gambar 4.9 (b), (c), dan (e). Hal ini dapat dilihat pada perubahan warna merah menjadi oranye di dalamnya. Pada gambar 4.9 (f) menunjukkan area berwarna merah kembali meluas. Kondisi ini mengindikasikan bahwa penggunaan VG pada posisi 50%C sudah tidak optimal.

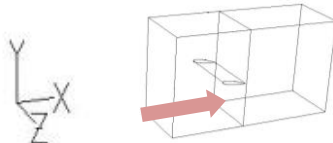
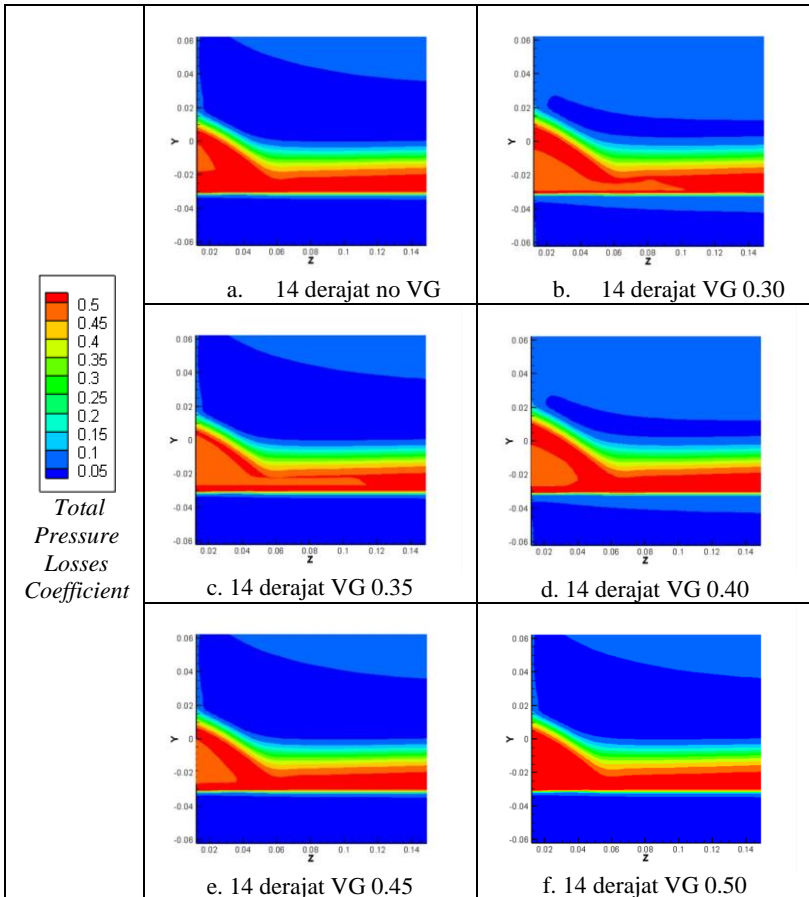


**Gambar 4.9** Total Pressure Losses Coefficient pada 5%C dibelakang trailing edge pada sudut serang 12° dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$





Sedangkan pada gambar 4.10 menunjukkan kontur *Total Pressure Losses Coefficient* dimana aliran memiliki nilai  $Re = 1.14 \times 10^5$  dengan sudut serang  $14^\circ$ . Dapat dilihat hampir semua gambar terlihat hanya terjadi sedikit pengurangan luasan area merah hal ini dikarenakan kenaikan *total pressure losses coefficient* sulit ditunjukkan melalui metode visualisasi. Pada gambar 4.10 (a) terdapat daerah berwarna merah yang berarti nilai *total pressure losses coefficient*. Warna merah menunjukkan adanya *total losses* yang tinggi, sedangkan warna biru menunjukkan adanya *total losses* yang lebih kecil. Semakin lama daerah merah akan tereduksi dan muncul area berwarna oranye didalamnya. Daerah oranye memiliki nilai *total pressure losses* lebih rendah dibanding warna merah. Pengurangan daerah yang berwarna merah juga terjadi untuk posisi *vortex generator* di posisi lain namun tidak signifikan dapat dilihat pada gambar 4.10 (b), (d), dan (e). Untuk gambar 4.10(c) daerah oranye memiliki luasan yang paling optimum dibanding dengan kontur *total pressure losses coefficient* pada gambar lain. Untuk selanjutnya area berwarna oranye akan mengecil kembali menjadi merah pada gambar 4.10 (f). Kondisi ini mengindikasikan bahwa penggunaan VG pada posisi 50%C sudah tidak optimal.



**Gambar 4.10** Total Pressure Losses Coefficient pada 5%C dibelakang *trailing edge* pada sudut serang 14° dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$



Koefisien kerugian tekanan total didapatkan dengan pemaparan nilai dari *surface integral* koefisien *axial total pressure losses* pada 5%C dibelakang *trailing edge*. Untuk prosentase reduksi *total pressure losses coefficient* dapat dilihat pada tabel 4.2.

**Tabel 4.2** *Total Pressure Losses Coefficient* pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $14^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$

$\zeta$ pada $\alpha = 12^\circ$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	$\zeta$ 5%C di belakang TE	Reduksi $\zeta$ (%)
Tanpa VG	0.01179	-
30% C	0.01161	1.53
35% C	0.01102	6.53
40% C	0.01090	7.54
45% C	0.00956	8.91
50% C	0.01042	1.62
$\zeta$ pada $\alpha = 14^\circ$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	$\zeta$ 5%C di belakang TE	Reduksi $\zeta$ (%)
Tanpa VG	0.01081	-
30% C	0.01112	2.86
35% C	0.01116	8.02
40% C	0.01265	7.49
45% C	0.01256	6.19
50% C	0.01162	3.23

Besarnya nilai *total pressure losses coefficient* ( $\zeta$ ) dari *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* dengan berbagai posisi sejauh 5%C dibelakang *trailing edge* dengan  $1.14 \times 10^5$  pada sudut serang  $12^\circ$  dan  $14^\circ$  ditunjukkan pada Tabel 4.2. Dari tabel 4.2 dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* pada sudut serang  $12^\circ$  dapat mereduksi *total pressure losses coefficient*. Pereduksian *total pressure losses coefficient* paling besar terjadi pada saat posisi *vortex generator* berada pada 45%C sebesar

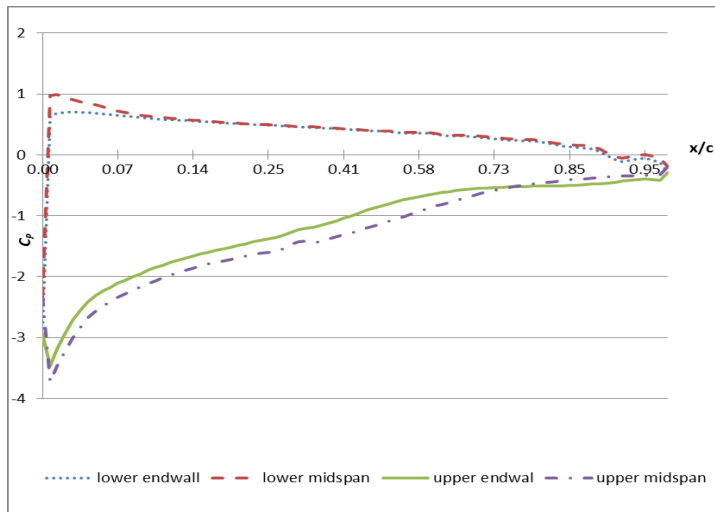


18.91% dan paling kecil berada pada saat posisi 30 %C sebesar 1.53%. Sedangkan untuk pada sudut serang  $14^\circ$  hanya dapat maksimal 8.02% pada posisi 35%C dan reduksi minimal 2.86% pada posisi 30% C.

#### 4.4.6 Koefisien Tekanan

##### 4.4.6.1 Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) Pada *Endwall* dan *Midspan*

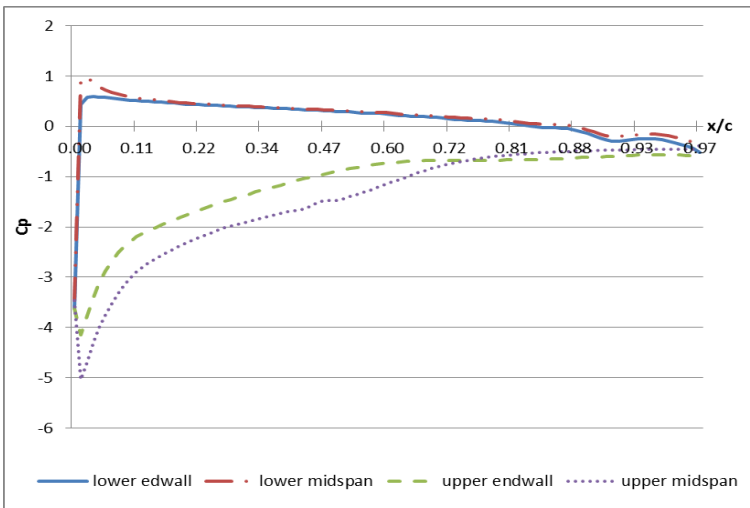
Koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan bilangan tak berdimensi yang menunjukkan perbandingan tekanan statis dengan tekanan aliran *freestream* pada domain simulasi. Distribusi tekanan statis sepanjang *airfoil* dapat merepresentasikan kondisi aliran fluida. Analisa terhadap tekanan sangat penting dalam kasus penelitian pada *airfoil* yang digunakan pada kompresor. Hal ini dikarenakan perubahan tekanan sangat berpengaruh dalam kinerja *airfoil*.



**Gambar 4.11**  $C_p$  fungsi  $x/c$  pada sudut serang  $12^\circ$  pada *airfoil* tanpa *vortex generator* di sepanjang *endwall* dan *midspan* untuk  $Re = 1.14 \times 10^5$ .



Gambar 4.11 menunjukkan perubahan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada setiap posisi di *lower airfoil* dan *upper airfoil* ditinjau dari *endwall* dan *mid span* tanpa penambahan *vortex generator* dengan  $\alpha = 12^\circ$ . Grafik  $C_p$  pada *lower side mid span* dan *lower side endwall* mempunyai *trenline* yang sama. Pada *lower side mid span* nilai  $C_p = 1$  tidak tepat pada *leading edge*, namun sedikit mundur ke belakang, hal ini disebabkan karena *airfoil* dipasang pada sudut serang  $12^\circ$ . Namun aliran fluida di *lower side mid span* dan *lower side endwall* memiliki nilai  $C_p$  minimum yang berbeda. Pada *lower side endwall* nilai  $C_p$  maksimal kurang dari 1, hal ini disebabkan karena pengaruh *boundary layer* yang berkembang di sepanjang *endwall*.



**Gambar 4.12**  $C_p$  fungsi  $x/c$  pada sudut serang  $14^\circ$  pada *airfoil* tanpa *vortex generator* di sepanjang *endwall* dan *midspan* untuk  $Re = 1.14 \times 10^5$ .

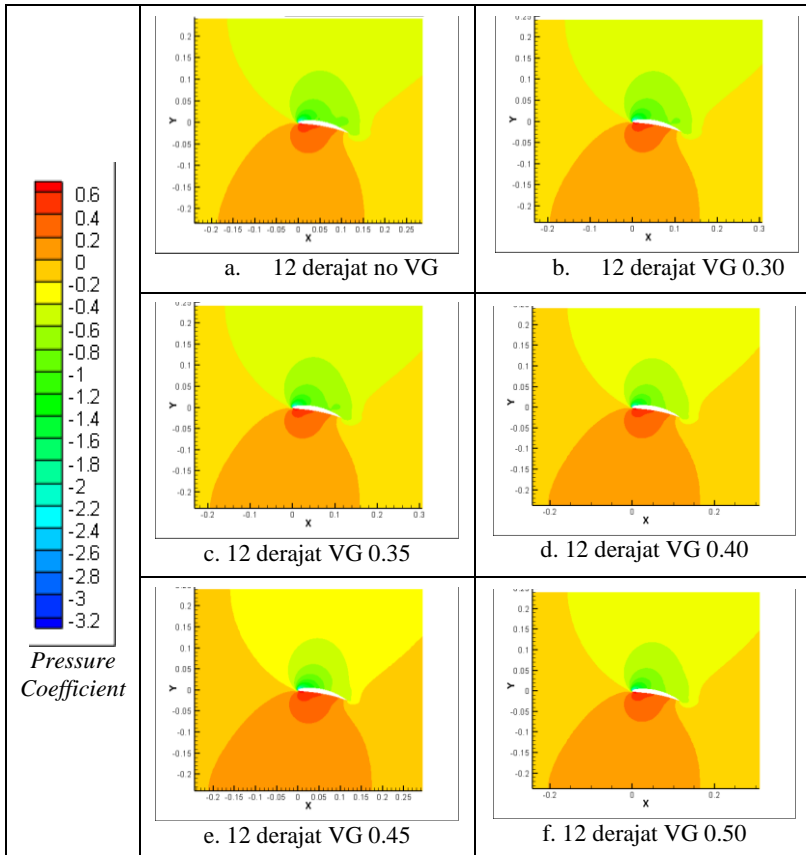


Untuk gambar 4.12 menunjukkan perubahan distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) pada setiap posisi di *lower airfoil* dan *upper airfoil* ditinjau dari *endwall* dan *mid span* tanpa penambahan *vortex generator* pada  $\alpha = 14^\circ$ . Kondisi yang ditunjukkan oleh grafik ini sama seperti pada gambar 4.12 dimana grafik  $C_p$  pada *lower side mid span* dan *lower side endwall* mempunyai *trenline* yang sama. Nilai  $C_p = 1$  pada *lower side mid span*, tidak tepat pada *leading edge*, hal ini disebabkan karena *airfoil* dipasang pada sudut serang  $14^\circ$ . Akibat pengaruh *boundary layer* yang berkembang di sepanjang *endwall* nilai  $C_p$  maksimal pada *lower side endwall* bernilai kurang dari 1.

Dari data pembahasan data diatas dapat disimpulkan bahwa terdapat penurunan nilai  $C_p$  aliran pada area *endwall*. Penurunan ini dapat diakibatkan oleh adanya gaya gesek dan *pressure loss* akibat adanya *secondary flow*. Sehingga diperlukan pemasangan *vortex generator* untuk mengurangi kerugian pada aliran.

#### 4.4.6.2 Distribusi Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) pada *Upper Surface Airfoil*

Setelah mengetahui adanya pengurangan nilai  $C_p$  pada bagian *upper surface*, perlu adanya pembuktian bahwa dengan pemasangan VG akan terjadi kenaikan nilai  $C_p$  di *upper surface*. Untuk mencari posisi pemasangan yang paling optimal maka perlu diketahui hubungan antara nilai  $C_p$  terhadap fungsi jarak pemasangan *airfoil* dihitung dari *leading edge*. Reduksi aliran sekunder dapat ditunjukkan dengan menggunakan kontur tekanan pada *endwall*. Karakteristik aliran dapat dianalisa melalui distribusi nilai tekanan aliran fluida pada *endwall*. Dengan demikian akan diketahui kemungkinan kenaikan atau penurunan besar gaya *drag* dan *lift* serta kemungkinan ke daerah mana fluida akan mengalir.



**Gambar 4.13** Distribusi koefisien tekanan pada sudut serang  $12^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$

Pada gambar 4.13 menggambarkan distribusi koefisien tekanan pada *endwall* saat *airfoil* dipasang dengan  $\alpha = 12^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Terdapat beberapa distribusi warna yang paling dominan yaitu oranye, hijau dan kuning. Area dengan warna kuning dan oranye berarti daerah tersebut memiliki koefisien



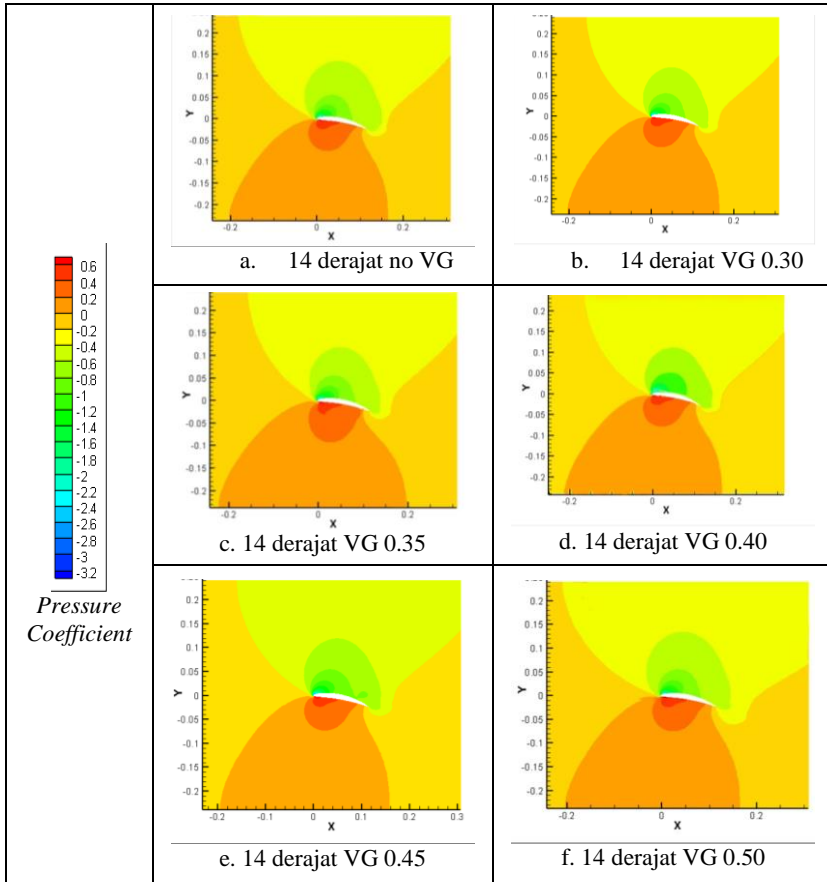
tekanan bernilai positif. Sedangkan area yang berwarna hijau memiliki nilai koefisien tekanan bernilai negative. Pada gambar 4.13 (e) area yang berada diatas *upper side airfoil*, area yang berwarna hijau relative lebih sempit. Pada area *lower side* berwarna oranye cendeung lebih kuat di bandingkan dengan posisi lain. Semakin kecil luasan berwarna hijau pada bagian atas *airfoil* dan semakin besar luasan berwarna oranye dan kuning pada bagian bawah *airfoil* maka nilai koefisien *lift* akan semakin besar dan nilai koefisien *drag* semakin kecil. Kondisi pada gambar 4.13 (a), (b), (c), (d), dan (f) hampir terlihat sama. Hanya saja pada gambar (a) area berwarna oranye cenderung lebih gelap warnanya. Sedangkan area warna hijau (a) cenderung sedikit lebih gelap di banding gambar 4.13 (b) dan (c). Untuk gambar 4.13 (d) dan (f) area warna hijau di *upper airfoil* cenderung lebih muda dibanding pada gambar 4.13 (b) dan (c). Hal ini berarti urutan area yang memiliki koefisien *lift* terbesar dan koefisien *drag* kecil secara berurutan adalah gambar 4.13 (e), (d), (f), (b), (c) dan (a).

Sedangkan pada gambar 4.14 menggambarkan distribusi koefisien tekanan pada *endwall* saat *airfoil* dipasang dengan  $\alpha = 14^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Distribusi warna yang paling dominan yaitu oranye, hijau dan kuning. Area dengan warna kuning dan oranye berarti daerah tersebut memiliki koefisien tekanan bernilai positif. Sedangkan area yang berwarna hijau memiliki nilai koefisien tekanan bernilai negative. Gambar 4.14(e) memiliki luasan area berwarna oranye paling luas dan warna hijau sedikit lebih sempit di banding area berwarna oranya. Kemudian pada gambar 4.14 (b) area berwarna oranye muda melebar, namun pengurangan area hijau tidak sebesar pada gambar 4.14(c). Setelah itu area oranye akan kembali mengecil pada gambar 4.14 (d), (e), dan (f). Hal ini berarti nilai koefisien *lift* paling besar dan *drag* paling kecil berada pada gambar 4.14(c). Sedangkan urutan untuk *lift* besar dan nilai *drag* kecil adalah pada gambar : 4.14 (d), (b), (a), (e) dan (f). Untuk penggunaan kontur masih belum maksimal untuk menggambarkan visualisasi aliran.





Sehingga penggambaran kondisi aliran lebih baik menggunakan grafik, angka maupun *pathline* dengan tampilan yang lebih besar.

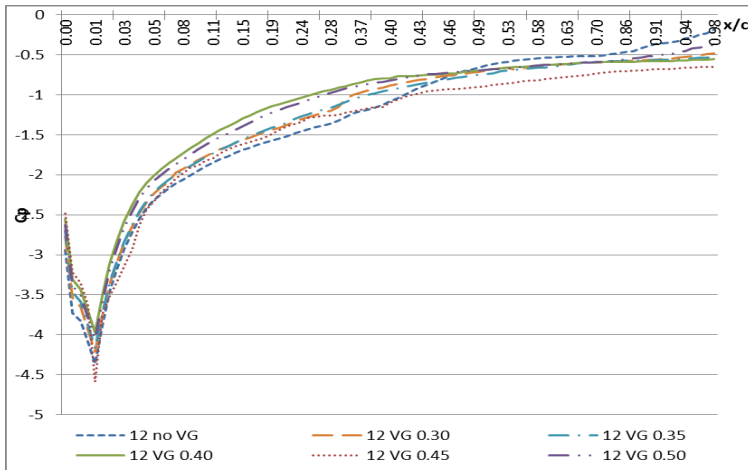


**Gambar 4.14** Distribusi koefisien tekanan pada sudut serang  $14^\circ$  dengan  $Re = 1.14 \times 10^5$

Selain menggunakan kontur koefisien tekanan, perubahan nilai  $C_p$  dapat di tampilkan dalam bentuk grafik. Data kuantitatif



diambil dari XY plot dari fluent 6.3.26 yang kemudian di konversikan kedalam bentuk grafik dengan program Microsoft excel.

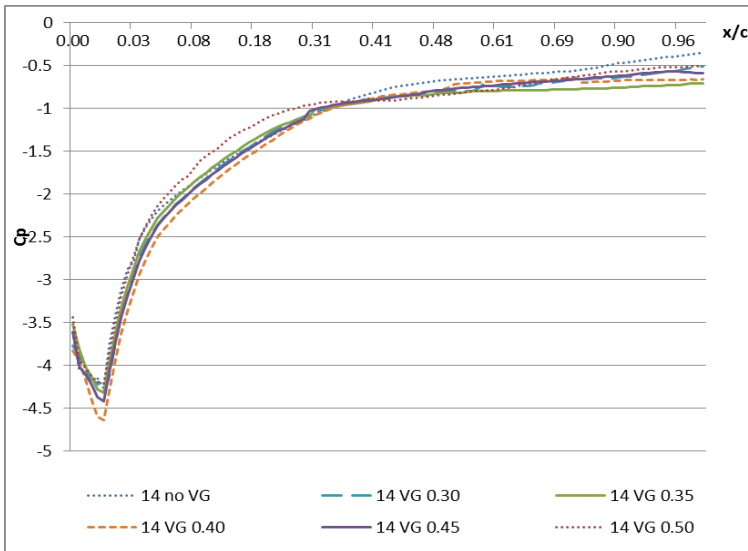


**Gambar 4.15**  $C_p$  fungsi  $x/c$  pada sudut serang  $12^\circ$  pada *upper side airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* pada semua variasi posisi untuk  $Re = 1.14 \times 10^5$ .

Distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) terhadap fungsi  $x$  *upper airfoil* di *endwall* untuk sudut serang  $12^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$  tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* pada semua variasi posisi ditunjukkan pada 4.15. Aliran mengalami perlambatan karena adanya *adverse pressure gradient* yang signifikan hingga jarak  $x/c = 0.01$  baik pada *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator*. Ketika aliran berada di dekat celah antara *endwall* dan *vortex generator*, aliran kembali mengalami percepatan, hal ini terjadi karena adanya penyempitan celah tersebut. *Airfoil* yang tidak dipasang *vortex generator* mengalami kenaikan nilai  $C_p$  saat menjauhi *leading edge*. Namun setelah dipasang VG pada posisi segala posisi, nilai  $C_p$  mengalami penurunan hingga  $-1 < C_{p_x} < -0.5$  pada area *trailing edge*. Pada



*airfoil* yang ditambahkan VG di  $x = 45\%$  C, nilai  $C_p$  mengalami penurunan paling signifikan. Adanya penurunan tekanan dapat memberikan keuntungan pada *airfoil*, karena aliran fluida akan bergerak ke *upper surface* dan meningkatkan effective area. Sehingga dapat mereduksi aliran sekunder pada *airfoil*.



**Gambar 4.16**  $C_p$  fungsi  $x/c$  pada sudut serang  $14^\circ$  pada *upper side airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* pada semua variasi posisi untuk  $Re = 1.14 \times 10^5$ .

Pada gambar 4.16 terdapat hubungan antara distribusi koefisien tekanan ( $C_p$ ) dan fungsi  $x$  *upper airfoil* di *endwall* untuk sudut serang  $14^\circ$  dan  $Re = 1.14 \times 10^5$  tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* pada semua variasi posisi. Aliran mengalami perlambatan karena adanya *adverse pressure gradient* yang signifikan hingga  $x/c = 0.01$  pada semua variasi. *Vortex generator* pada segala variasi posisi mampu menurunkan nilai  $C_p$  antara  $-1 < C_{p_x} < -0.3$ . Kondisi ini kurang lebih memiliki nilai yang sama dengan *airfoil* yang dipasang tanpa menggunakan



*vortex generator*. Sedangkan *airfoil* yang dipasang *vortex generator* pada posisi 0.35% C mampu menimbulkan penurunan nilai  $C_p$  hingga mencapai nilai terendah dibandingkan variasi lain pada daerah *trailing edge*. Penurunan nilai tekanan di *upper surface* membuat udara mengalir dari *lower side airfoil* menuju *upper side*. Apabila perbedaan tekanannya sangat tinggi akan menimbulkan percepatan aliran dekat *endwall*. Fluida yang di percepat akan mengalir ke atas dan melawan *backward flow* pada aliran sekunder dengan momentum tinggi. Sehingga aliran sekunder dapat direduksi.

#### 4.4.5 Koefisien *Lift* ( $C_L$ ) dan Koefisien *Drag* ( $C_D$ )

Karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* dapat diketahui 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 yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan gaya *lift*. Sedangkan gaya *drag* didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan aliran. Koefisien *drag* dan *lift* sangat penting untuk diketahui karena mempengaruhi kinerja dari *airfoil*.

##### 4.4.5.1 Koefisien *Lift* ( $C_L$ )

Gaya *lift* pada suatu benda uji yang disimulasikan dengan *software fluent 6.3.26* dapat dilihat pada saat *post-processing*. Gaya *lift* mempunyai arah tegak lurus terhadap arah aliran utama fluida. Parameter gaya *lift* dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi berupa koefisien *lift* ( $C_L$ ). Perubahan nilai koefisien *lift* pada penelitian ini ditinjau pada *airfoil*, tanpa dan dengan pemasangan *vortex generator* pada beberapa variasi posisi jarak.

Tabel 4.3 menunjukkan nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) dengan sudut serang  $12^\circ$  pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Dari tabel 4.3 dapat diketahui bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat meningkatkan koefisien *lift*.



Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall* dapat meningkatkan momentum dan intensitas turbulensi aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat direduksi. Peningkatan nilai Koefisien *lift* ( $C_L$ ) paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 45%*C* yaitu sebanyak 2.63% sedangkan peningkatan nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 30%*C* yaitu sebanyak 0.94% .

**Tabel 4.3** Koefisien *Lift* ( $C_L$ ) pada *airfoil*  $Re = 1.14 \times 10^5$  dengan  $\alpha = 12^\circ$

Posisi VG	Koefisien <i>Lift</i> ( $C_L$ )	Peningkatan $C_{L(+)}$
<b>tanpa VG</b>	1.06705	-
<b>30% C</b>	1.07712	0.94
<b>35% C</b>	1.08164	1.37
<b>40% C</b>	1.09078	2.22
<b>45% C</b>	1.09506	2.63
<b>50% C</b>	1.08651	1.82

**Tabel 4.4** Koefisien *Lift* ( $C_L$ ) pada *airfoil*  $Re = 1.14 \times 10^5$  dengan  $\alpha = 14^\circ$

Posisi VG	Koefisien <i>Lift</i> ( $C_L$ )	Penurunan $C_{L(-)}$
<b>Tanpa VG</b>	1.30298	-
<b>30% C</b>	1.25503	3.682
<b>35% C</b>	1.30033	0.203
<b>40% C</b>	1.25888	3.384
<b>45% C</b>	1.24744	4.263
<b>50% C</b>	1.21712	6.590



Tabel 4.4 menunjukkan nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) dengan sudut serang  $14^\circ$  pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Dari tabel 4.3 dapat diketahui bahwa dengan penurunan *vortex generator* dapat menurunkan nilai koefisien *lift*. Penurunan nilai Koefisien *lift* ( $C_L$ ) paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 50% C yaitu sebanyak 6.590% sedangkan penurunan nilai koefisien *lift* ( $C_L$ ) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 45% C yaitu sebanyak 0.203%.

Penambahan *vortex generator* pada *airfoil* dengan sudut serang  $12^\circ$  memberikan keuntungan, ditandai dengan adanya kenaikan nilai  $C_L$ . Sebaliknya penambahan *vortex generator* pada *airfoil* dengan sudut serang  $14^\circ$  memberikan kerugian dengan adanya penurunan koefisien *lift*. Hal ini dimungkinkan terjadi karena momentum aliran menghasilkan vector kecepatan dengan arah yang mengganggu aliran. Sehingga aliran akan terseparasi lebih cepat.

#### 4.4.5.2 Koefisien Drag ( $C_D$ )

Selain gaya *lift* terdapat hasil *post-processing* dari simulasi pada *fluent* 6.3.26 yaitu gaya *drag*. Gaya *drag* merupakan gaya yang searah dengan arah aliran fluida utama. Parameter gaya *drag* dapat dinyatakan dengan bilangan tak berdimensi berupa koefisien *drag* ( $C_D$ ). Pengamatan koefisien *drag* dilakukan pada *airfoil*, tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* yang divariasikan posisi pemasangannya.

Tabel 4.5 menunjukkan nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ) dengan sudut serang  $12^\circ$  pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Dari tabel 4.4 dapat diketahui bahwa penambahan *vortex generator* dapat menaikkan nilai koefisien *drag*. Hal ini terjadi karena dengan penambahan *vortex generator* pada *airfoil* di dekat *endwall*. Kenaikan nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ) paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 35% C sebanyak 2.137%



sedangkan kenaikan nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 50% C yaitu sebanyak 1.143%

**Tabel 4.5** Koefisien *Drag* ( $C_D$ ) pada *airfoil*  $Re = 1.14 \times 10^5$  dengan  $\alpha = 12^\circ$

Posisi VG	Koefisien <i>Drag</i> ( $C_D$ )	Kenaikan $C_D$
Tanpa VG	0.003728	
<b>30% C</b>	0.003731	<b>0.0804</b>
35% C	0.003792	1.7167
40% C	0.003822	2.5214
45% C	0.003831	2.7628
50% C	0.003785	1.5289

**Tabel 4.6** Koefisien *Drag* ( $C_D$ ) pada *airfoil*  $Re = 1.14 \times 10^5$  dengan  $\alpha = 14^\circ$

Posisi VG	Koefisien <i>Drag</i> ( $C_D$ )	Kenaikan $C_D$
Tanpa VG	0.004726	-
30% C	0.004791	1.375
35% C	0.004827	2.137
40% C	0.004806	1.695
45% C	0.004798	1.532
<b>50% C</b>	0.004780	<b>1.143</b>



Tabel 4.6 menunjukkan nilai koefisien *drag* ( $C_D$ ) dengan sudut serang  $14^\circ$  pada *airfoil* tanpa *vortex generator* maupun dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan pada  $Re = 1.14 \times 10^5$ . Dari tabel 4.6 dapat diketahui bahwa penambahan *vortex generator* dapat menaikkan nilai koefisien *drag* hampir pada setiap posisi. Pada posisi VG 35% C terjadi kenaikan nilai koefisien *drag* sebesar 2.137%. Kenaikan  $C_D$  paling rendah terjadi pada posisi pemasangan VG 50% C sebesar 1.143%.

Pemasangan VG dinilai menguntungkan apabila terjadi peningkatan momentum aliran dan menurunkan nilai koefisien *drag*. Pemasangan VG pada *airfoil* dengan sudut serang  $12^\circ$  dan  $14^\circ$  memberikan menaikkan nilai  $C_D$  pada posisi manapun. Hal ini dikarenakan adanya pembelokan aliran memungkinkan terjadinya *blockage effect* pada aliran sehingga dapat mengurangi optimasi *vortex generator*. Nilai optimasi dapat meningkat apabila VG digeser sedikit menjauhi *endwall*. Sehingga aliran dapat di defleksikan dengan momentum terbesar.





## BAB V PENUTUP

### 5.1 Kesimpulan

Setelah menganalisa karakteristik aliran melintasi *Airfoil British 9C7/32.5C50* dekat *Endwall*, pada sudut serang  $12^\circ$  dan  $14^\circ$ , dengan penambahan *vortex generator* divariasikan terhadap jarak *leading edge*, maka didapat beberapa kesimpulan sebagai berikut :

- 1) Penambahan *vortex generator* di bagian *upper airfoil* dekat *endwall* pada  $Re = 1.14 \times 10^5$  dapat mengurangi *blockage effect* yang terjadi pada *upper airfoil*. Dengan berkurangnya *blockage effect* menandakan adanya reduksi pada *corner wake* sehingga *effective area* pada *airfoil* semakin bertambah luas sehingga koefisien *lift* meningkat dan koefisien *drag* menurun.
- 2) Dengan melihat perbandingan nilai  $C_L$ ,  $C_D$  dan *total pressure losses coefficient*, posisi *vortex generator* yang paling efektif untuk mereduksi kerugian energi pada  $\alpha = 12^\circ$  yaitu pada jarak  $45\%C$ , dengan kenaikan  $C_D$  sebesar  $2.762\%$ , peningkatan  $C_L$  sebesar  $2,63\%$ , dan reduksi nilai *total pressure losses coefficient* sebesar  $8.91\%$ .
- 3) Dengan melihat perbandingan nilai  $C_L$ ,  $C_D$  dan *total pressure losses coefficient*, posisi *vortex generator* yang paling efektif untuk mereduksi kerugian energi pada  $\alpha = 14^\circ$  yaitu pada jarak  $35\%C$ , dengan kenaikan  $C_D$  sebesar  $2.137\%$ , penurunan  $C_L$  sebesar  $0.203\%$ , dan reduksi nilai *total pressure losses coefficient* sebesar  $8.02\%$ .



## 5.1 Saran

Setelah menganalisa karakteristik aliran melintasi *Airfoil British 9C7/32.5C50* dekat *endwall*, pada sudut serang  $12^\circ$  dan  $14^\circ$ , dengan penambahan *vortex generator* divariasikan terhadap jarak *leading edge*, terdapat beberapa saran yang dapat diberikan setelah penelitian dilakukan diantaranya:

1. *Windtunnel* yang digunakan untuk percobaan eksperimen harus diperbaiki secara berkala. Selain itu jadwal penggunaannya harus diatur secara efektif bagi mahasiswa.
2. Pemodelan numerik dapat dilakukan menggunakan *software CAD* yang lebih baru agar mempermudah proses pembuatan geometri domain simulasi.
3. *Endwall* yang digunakan saat penelitian eksperimen dibuat dengan diameter diatas 30 cm agar *backward saddle point* dapat di amati pada segala sudut serang
4. Peletakan *vortex generator* dibuat sedikit menjauhi *endwall*



---

DAFTAR PUSTAKA

- Abdulla, A. K., Bhargava, R. K., and Raj, R. 1991. **An Experimental Study of Local Wall Shear Stress, Surface Statics Pressure, and Flow Visualization Upstream, Alongside, and Downstream of a Blade Endwall Corner.** Journal of Turbomachinery, Vol. 113, pp. 626-632.
- Anderson, Jr., John. D. 2011. **Fundamentals of Aerodynamics, 5th Edition.** McGraw-Hill. United States of America
- Ardiyanto, A. 2012 . **Studi Numerik Optimasi Posisi Vortex Generator Guna Mereduksi Aliran Sekunder Dekat Endwall Pada Airfoil British 9c7/32.5c50.** Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- Fox, Robert W., Pritchard, P.J., and McDonald, A.T., 2011, **Introduction to Fluid Mechanics 8th edition.** John Wiley & Sons, Inc. United States of America.
- Horlock, J.H and Laksminarayana, B. 1982. **Secondary Flows: Theory, Experiment, and Application in Turbomachinery Aerodynamics.** International Journal , Vol. 5: 247-280
- Hoadley, E. **The Anderson Greenwood AG-14.** Flying December, 1950
- Kartika, R.P, 2015. **Studi Numerik Tentang Pengendalian Aliran Sekunder Pada Airfoil Nasa Ls-0417 Dengan Vortex Generator Di Dekat Endwall.** Laporan Thesis. Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember
- Marsan, K. 2007. **Koefisien Lift dan Drag Pada Sudu Runner Turbin Aliran Silang Dengan Menggunakan British Profil 9c7/32,5 C50.** Jurnal SMARTek, Vol. 5, No. 3, Agustus 2007: 181 – 189
- Meyer R., and Bechert D. W., 2003. **Secondary flow control on compressor blades to improve the performance of axial turbomachinery.** Vol 8, pp.2-4



- Mirmanto, H., Sasongko, H., Rohmawati, I., Nurjannah, I. 2014. **The Effect of Adding FFST on Secondary Flow Characteristics Near Endwall of Asymmetry Airfoil (Case Study of different camber.** *International journal of applied mathematics and statistics* vol. 53 ISSN 0973-7545.
- Mirshal, M. 2012. **Analisis Aerodinamika Airfoil Naca 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum.** *Jurnal e -Dinamis*, Volume II, No.2 September 2012 ISSN 2338-1035
- Sasongko, H. 2012. **Identifikasi Gejala Compressor Stall Melalui Observasi Lanjut Zona Aliran 3 Dimensi.** Pidato Pengukuhan untuk Jabatan Guru Besar dalam Bidang Aerodinamika Kompresor. Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember. Surabaya. 18 Oktober 2010.
- Sutrisno, Mirmanto, H., Sasongko, H. 2016. **Reduksi Energi Loss Akibat Aliran Sekunder Melalui Penambahan Forward Facing Step Turbulator.** *Journal advance and application in fluid mechanics*. vol 18 ISSN 0973-4686
- Taylor, Michael J. H. (1989). **Jane's Encyclopedia of Aviation.** London: Studio Editions. p. 60.
- Tobak M., and Peak D.J, 1982. **Topology of Three Dimensional Separated Flow**, *Ann. Review Fluid Mechanics*, vol.14, pp. 61-85.
- <http://avstop.com/angleofattack>. 29 Februari 2016



## **RIWAYAT PENULIS**



Zain Lillahulhaq dilahirkan di Kota Tulungagung, Jawa Timur pada tanggal 03 September 1994 dan merupakan anak pertama dari tiga bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan Sekolah Dasar di MI Sukorejo (2000-2006), Sekolah Menengah Pertama di SMP Negeri 3 Tulungagung (2006-2009), dan Sekolah Menengah Atas di SMA Negeri 1 Kedungwaru (2009-2012). Setelah menyelesaikan Sekolah Menengah Atas, Penulis menempuh pendidikan di Jurusan Teknik Mesin

FTI ITS Surabaya sebagai mahasiswa S1 (2012-2016). Penulis mengambil bidang studi Konversi Energi, khususnya pada Lab. Mekanika Fluida.

Selama kuliah penulis menjadi kepala divisi organisasi di DIMENSI MESIN ITS (2013-2014). Penulis juga pernah mengikuti kepanitiaan pada beberapa acara di Jurusan Teknik Mesin, seperti *Mechanical City* 2013 dan kegiatan pelatihan lain.



*Halaman ini sengaja dikosongkan*