



TUGAS AKHIR - TM141585

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

**ARISTO ANDRYANTO
NRP 2111 100 098**

**Supervisor
Dr. Ir. Heru Mirmanto. MT.**

**Co-Supervisor
Nur Ikhwan, ST., M.Eng.**

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



FINAL PROJECT - TM141585

**NUMERICAL STUDY OF VORTEX GENERATOR
POSITION OPTIMATION TO REDUCE
SECONDARY FLOW NEAR ENDWALL ON AIRFOIL
BRITISH 9C7/32.5C50**

**ARISTO ANDRYANTO
NRP 2111 100 098**

**Supervisor
Dr. Ir. Heru Mirmanto. MT.**

**Co-Supervisor
Nur Ikhwan, ST., M.Eng.**

**DEPARTEMEN OF MECHANICAL ENGINEERING
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2016**

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

TUGAS AKHIR

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

Oleh :

ARISTO ANDRYANTO
NRP. 2111100098

Disetujui oleh Pembimbing dan Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT..... (Pembimbing)
NIP. 1962022161995121001
2. Nur Ikhwan, ST., M.Eng..... (Co. Pembimbing)
NIP. 196709151995121001
3. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D..... (Penguji 1)
NIP. 196412281990031002
4. Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT..... (Penguji 2)
NIP. 197104051997021001

SURABAYA
Januari 2016



(Halaman ini sengaja dikosongkan)

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

Nama Mahasiswa : Aristo Andryanto
NRP : 2111 100 098
Jurusan : Teknik Mesin FTI ITS
Dosen Pembimbing : Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT.
Co. Pembimbing : Nur Ikhwan, ST., M.Eng.

ABSTRAK

Aliran fluida ketika melintasi suatu *airfoil* dekat *end wall* akan terjadi aliran sekunder. Beberapa modifikasi bertujuan untuk mereduksi aliran sekunder yang terjadi diantara *airfoil* dan *endwall* dengan penambahan *vortex generator* telah dilakukan. Pada penelitian ini akan dikaji tentang optimasi penempatan *vortex generator* pada *airfoil*. Penambahan dan variasi penempatan *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil* di dekat *endwall* bertujuan untuk menentukan posisi yang paling optimal yang dapat mengarahkan aliran dekat *endwall*, sehingga aliran sekunder dapat tereduksi.

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik. Model benda uji berupa *airfoil British 9C7/32.5C50* yang terpasang pada *endwall* yang berbentuk pelat datar. Penambahan *vortex generator* di dekat *endwall* dengan jarak $Y_{VG} = 4\%C$ dan sudut $(\beta) = 14^\circ$. Variasi jarak *vortex generator* terhadap *leading edge* yaitu $X_{VG} = 40\%C, 45\%C$ dan $50\%C$. sedangkan angle of attack diatur tetap $(\alpha = 12^\circ)$. Bilangan Reynolds yang digunakan adalah $Re_c = 1.14 \times 10^5$. Pemodelan numerik dilakukan menggunakan *software* Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26 dengan model *3ddp steady 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* (ζ) menurun. Pereduksian energi paling optimal didapatkan dengan menempatkan *vortex generator* pada posisi 45%C dari leading edge, dengan peningkatan C_L sebesar 3,67%, penurunan C_D sebesar 2,7% dan penurunan ζ sebesar 9,3%.

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

**NUMERICAL STUDY OF VORTEX GENERATOR
POSITION OPTIMATION TO REDUCE SECONDARY
FLOW NEAR ENDWALL ON AIRFOIL BRITISH
9C7/32.5C50**

Student Name : Aristo Andryanto
NRP : 2111 100 098
Department : Mechanical Engineering, FTI-ITS
Supervisor : Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT.
Co. Supervisor : Nur Ikhwan, ST. M.Eng.

Abstract

When fluid flow across an airfoil near endwall, a secondary flow will occur. Some modifications aim to reduce secondary flow that occurs between the airfoil and endwall with the addition of vortex generators have been done. This research will assessed on position optimization of vortex generators on the airfoil. Additions and variations in the placement of vortex generators mounted on the airfoil near the endwall aims to determine the most optimal position which can direct the flow near the endwall, so that the secondary flow can be reduced.

This research was conducted by numerical simulations. Model test objects, airfoil British 9C7 / 32.5C50, is mounted on a flat plate-shaped endwall. The addition of vortex generators near endwall with ZVG = 0,04C distance and the angle of 14 °. Distance variation of the leading edge vortex generator is XVG = 0,4C, 0,45C and 0,5C. while the angle of attack is fixed at 12°. Reynolds number used was 114.000. Numerical modeling is done using software Gambit 2.4 and Fluent 3.6.26 with 3ddp model and steady turbulent viscous standard k-epsilon (SKE).

The survey results revealed that the addition of vortex generators on the upper surface of the airfoil may increase the turbulence intensity. So the 3 dimensional separation that occurs in the upper surface of the airfoil near the endwall may be

delayed and increases the size of effective area. This phenomenon can reduce energy losses that reduces lift coefficient, decreases drag coefficient and decreases the total pressure losses coefficient. The most optimal energy reduction is obtained by placing a vortex generator on 0,45C position from the leading edge, with an increase in the lift coefficient of 3.67 percent, a decrease in drag coefficient of 2.7 percent and a reduction in total pressure losses coefficient of 9.3 percent.

Keyword: airfoil, endwall, secondary losses, horse shoe vortex, separation line, vortex generator.

KATA PENGANTAR

Dengan memanjatkan segala puji dan rasa syukur kehadirat Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan karunia-Nya, sehingga Tugas Akhir ini dapat terselesaikan. Tugas Akhir ini berupa penelitian yang disusun sebagai salah satu syarat untuk lulus di Jurusan Teknik Mesin Institut teknologi Sepuluh November. Dalam penyusunan, penulis menemui berbagai kesulitan. Namun berkat arahan dan bimbingan dari Dosen-dosen Pembimbing, akhirnya Tugas Akhir ini dapat terselesaikan.

Penulis ingin menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah mendukung dan memberikan semangat baik sebelum, selama, maupun hingga Tugas Akhir ini terselesaikan. Untuk itu penulis ingin mengucapkan rasa terima kasih yang setulusnya kepada :

1. Prof. Dr. Ir. Triyogi Yuwono, DEA. Selaku Rektor Institut Teknologi Sepuluh November.
2. Ir. Bambang Pramujati, Ph.D. selaku Kepala Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh November.
3. Dr. Wawan Aries Widodo, ST., M.T, selaku Dosen Pembimbing Tugas Akhir. Terima atas pelajaran serta saran-saran yang sangat membangun.
4. Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT., selaku Co. Pembimbing Tugas Akhir. Terima kasih atas bimbingan serta pelajaran-pelajaran berharga yang telah diberikan.
5. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D., selaku Guru Besar Penguji Tugas Akhir. Terima kasih atas saran-saran, pelajaran sebagai contoh Guru Besar yang ideal.
6. Nur Ikhwan, ST. MT., selaku Dosen Penguji Tugas Akhir. Terima kasih atas pelajaran serta saran-saran yang baik.
7. Ir. Kadarisman, selaku dosen wali di Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh November.

8. Seluruh keluarga yang telah mendoakan dan memberikan bantuannya. Semoga Allah SWT senantiasa membalas kebaikan kalian.
9. Seluruh Dosen dan Staf Karyawan Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh November. Terima kasih telah banyak memberikan pengetahuan yang bermanfaat dan membantu segala urusan di Jurusan Teknik Mesin ITS.
10. Universitas Kristen Petra yang telah menyediakan fasilitas *wind tunnel* di laboratorium fluida.
11. Bapak Nur Rahman dan Bapak Sutrisno di Laboratorium Mekanika Fluida Jurusan Teknik Mesin ITS. Terima kasih telah membantu dalam pembuatan *endwall* dan perbaikan *airfoil*.
12. Semua teman-teman S1 Teknik Mesin ITS khususnya angkatan 2011. Terima kasih atas kebersamaannya selama ini. Semoga Allah senantiasa memberikan bimbingan kepada kita semua.
13. Semua pihak yang telah banyak membantu penelitian ini, baik itu berupa saran, doa, maupun dukungan yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu.

Penulis menyadari bahwa dalam penulisan Tugas Akhir masih banyak terdapat kekurangan dan kesalahan. Oleh karena itu, saran dan kritik sangat penulis harapkan. Akhir kata penulis berharap semoga Tugas Akhir ini bermanfaat bagi penulis dan pembaca sekalian.

Surabaya, 27 Januari 2016

Aristo Andryanto

DAFTAR ISI

LEMBAR JUDUL	
LEMBAR PENGESAHAN	
ABSTRAK	i
ABSTRACT	iii
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL	xi
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	2
1.3 Tujuan	3
1.4 Batasan Masalah	4
BAB 2 TEORI DASAR DAN TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Karakteristik Airfoil British 9C7/32.5C50.....	5
2.2 Boundary Layer.....	7
2.3 Separasi Aliran Dua Dimensi.....	8
2.4 Separasi Aliran Tiga Dimensi (Aliran Sekunder)	9
2.5 Sudut Serang	10
2.6 Koefisien Tekanan, Koefisien Drag, dan Koefisien Lift.....	12
2.6.1 Koefisien Tekanan	12
2.6.2 Koefisien Drag dan Koefisien Lift.....	12
2.7 Total Pressure Loss Coefficient	14
2.8 <i>Vortex Generator</i>	16
2.9 Aliran Melalui Interaksi <i>Airfoil</i> dengan Pelat Datar	18
2.10 Pengontrolan Aliran Sekunder pada <i>Airfoil</i> dan <i>Endwall</i>	19
2.11 <i>Reynolds Number</i>	24
BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN	25

3.1	Langkah-langkah Penelitian	25
3.1.1	<i>Pre-processing</i>	25
3.1.1.1	Model Benda Uji	25
3.1.1.2	Domain Simulasi	27
3.1.1.3	<i>Meshing</i>	27
3.1.1.4	Kondisi Batas (<i>Boundary Condition</i>)	29
3.1.2	<i>Processing</i>	29
3.1.3	<i>Post-processing</i>	31
3.2	Flowchart Penelitian	32
3.3	Alokasi Waktu Penelitian	33
BAB 4	PEMBAHASAN	35
4.1	Analisa Grid Independency	36
4.2	Struktur Vektor Kecepatan	37
4.3	Blockage Effect	39
4.4	Koefisien <i>Lift</i> (C_L) dan Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	43
4.4.1	Koefisien <i>Lift</i> (C_L)	43
4.4.2	Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	44
4.5	Koefisien Tekanan (C_p)	45
4.6	<i>Total Pressure Losses Coefficient</i>	50
BAB 5	PENUTUP	57
5.1	Kesimpulan	57
5.2	Saran	57
DAFTAR PUSTAKA	59
BIOGRAFI	61

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Profil <i>Airfoil British 9C7/32.5C30</i>	6
Gambar 2.2	Karakteristik kaskade 2-D	6
Gambar 2.3	<i>Boundary layer</i> laminar dan turbulen pada <i>airfoil</i>	8
Gambar 2.4	Profil kecepatan tak berdimensi untuk aliran melalui <i>boundary layer</i> pelat datar	8
Gambar 2.5	Aliran viskous inkompresibel melewati sebuah silinder	10
Gambar 2.6	Terbentuknya aliran tiga dimensi	12
Gambar 2.7	Distribusi tekanan melewati <i>airfoil</i> dengan variasi sudut serang	13
Gambar 2.8	Variasi C_L dengan angle of attack pada <i>Airfoil</i>	14
Gambar 2.9	<i>Profile drag</i>	15
Gambar 2.10	Aliran yang melalui <i>airfoil</i>	16
Gambar 2.11	<i>Streamwise vortices</i> pada daerah setelah melewati <i>vortex generator</i>	16
Gambar 2.12	Skematik <i>horseshoe vortex system</i> pada <i>endwall</i>	17
Gambar 2.13	Distribusi C_P pada permukaan pelat dan sudu.....	17
Gambar 2.14	Visualisasi aliran dengan dan tanpa <i>vortex generator</i>	17
Gambar 2.15	Koefisien <i>drag</i> dan <i>lift</i> sebagai fungsi sudut serang.....	18
Gambar 2.16	<i>Total Pressure Loss Coefficient</i> dengan FFST dan tanpa FFST.....	20
Gambar 3.1	Profil <i>Airfoil British 9C7/32.5C30</i>	27
Gambar 3.2	Benda uji.....	29
Gambar 3.3	Domain simulasi.....	30
Gambar 3.4	<i>Meshing</i> domain simulasi	32
Gambar 3.5	Boundary Condition	32
Gambar 3.6	<i>Flowchart</i> prosedur penelitian.....	34

Gambar 4.1	Struktur vektor kecepatan pada $x/c = 0,8$	49
Gambar 4.2	<i>Streamline</i> aliran di <i>upper side airfoil</i>	49
Gambar 4.3	<i>Streamline</i> aliran pada <i>endwall</i>	50
Gambar 4.4	C_p fungsi x/c pada <i>airfoil</i> tanpa <i>vortex generator</i> di <i>endwall</i> dan <i>midspan</i>	52
Gambar 4.5	C_p fungsi x/c pada <i>upper side airfoil</i>	54
Gambar 4.6	Kontur distribusi C_p pada <i>endwall</i>	55
Gambar 4.7	<i>Total pressure losses coefficient</i> pada $5\%C$ di belakang <i>trailing edge</i>	55
Gambar 4.8	<i>Pathline</i> aliran pada daerah <i>upper airfoil</i> dekat <i>endwall</i> dan <i>trailing edge</i>	56

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	<i>Total pressure loss coefficient</i> pada <i>airfoil</i> dengan dan tanpa <i>vortex generator</i>	29
Tabel 2.2	<i>Total Pressure Loss Coefficient</i> tanpa dan dengan <i>FFST</i>	31
Tabel 3.1	Dimensi <i>Airfoil British 9C7/32.5C50</i> dengan <i>endwall</i> serta <i>vortex generator</i>	47
Tabel 3.2	Alokasi waktu penelitian.....	71
Tabel 4.1	Analisa <i>grid independency</i>	29
Tabel 4.2	Koefisien <i>Lift</i> (C_L) pada <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> yang posisinya divariasikan.....	31
Tabel 4.3	Koefisien <i>Drag</i> (C_D) pada <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> yang posisinya divariasikan.....	47
Tabel 4.4	<i>Total pressure losses coefficient</i> (ζ) pada <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>vortex generator</i> pada semua posisi.....	71



BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Akhir-akhir ini diketahui bahwa analisa aliran dekat dinding secara dua dimensi tidak cukup untuk mendeskripsikan fenomena dan karakteristik aliran karena fenomena aliran yang terjadi sangat kompleks **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* yang dikenal salah satu bentuk dari aliran sekunder,

Beberapa penelitian tentang aliran pada *airfoil* di sekitar *endwall* telah banyak dilakukan. **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.

Meyer&Bechert (2003) meneliti tentang pengontrolan aliran sekunder pada sudu kompresor. Penelitian ini dilakukan secara eksperimen dengan menggunakan *airfoil* tipe NACA 65 K48. *Vortex generator* dipasang pada *airfoil* di dekat *endwall* dimaksudkan untuk mengarahkan aliran menuju *endwall*. Aliran dekat *endwall* yang mempunyai momentum yang lebih besar dapat mengurangi potensi terjadinya separasi tiga dimensi yang terjadi. Dari penelitian **Meyer & Bechert** (2003) terlihat bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat memperkecil daerah separasi tiga dimensi yang terjadi di dekat *endwall*. Hal ini mengakibatkan kenaikan koefisien *lift* (C_L) pada *airfoil*.

Kartika (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* NASA LS-0417 menggunakan *vortex generator* di dekat *endwall*. Hasil yang didapatkan hampir sama seperti **Meyer & Bechert** (2003) dimana terlihat bahwa dengan penambahan *vortex generator* dapat memperkecil daerah separasi tiga dimensi yang terjadi di dekat *endwall*. Hal ini mengakibatkan kenaikan koefisien *lift* (C_L), penurunan koefisien *drag* dan Penurunan *total pressure losses coefficient* pada daerah *downstream airfoil*. Penggunaan *vortex generator* menghasilkan momentum yang lebih besar pada aliran dekat *endwall* sehingga mampu mengurangi separasi 3D. Penelitian yang dilakukan oleh **Kartika** (2015) hanya terfokus pada posisi *vortex generator* yang tetap. Dengan demikian, perlu dilakukan penelitian dengan pemindahan posisi *vortex generator* sehingga diperoleh posisi yang lebih efektif untuk mereduksi kerugian energi akibat separasi 3D. Diduga dari pemindahan posisi *vortex generator* ini dapat mengurangi separasi 3D yang lebih optimal.

1.2 Rumusan Masalah

Aliran fluida ketika melintasi suatu *airfoil* di dekat *endwall* akan mengalami separasi tiga dimensi yang menyebabkan terjadinya aliran sekunder. Aliran sekunder ini terjadi karena adanya interaksi *boundary layer* pada dua *body* yang berdekatan, dalam hal ini *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall*. Adanya aliran sekunder ini mengakibatkan kerugian, diantaranya adalah *secondary loss* dan *blockage effect*. Kerugian tersebut dapat direduksi seperti yang dilakukan oleh **Meyer & Bechert** (2003) yaitu dengan menambahkan *single vortex generator* pada *airfoil* tipe NACA 65 K48 yang 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*. **Kartika** (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* NASA LS-0417 menggunakan *vortex generator* di

dekat *endwall* dengan posisi *vortex generator* yang tetap terhadap *leading edge airfoil*. Namun demikian, belum diketahui posisi *vortex generator* yang lebih efektif untuk mereduksi kerugian akibat aliran sekunder. Sehingga permasalahan dalam penelitian ini adalah bagaimana mendapatkan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge airfoil* yang paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini antara lain :

1. Mengetahui karakteristik aliran secara detail yang melintasi *airfoil* dekat *endwall* dengan posisi *vortex generator* yang bervariasi secara kualitatif yang terdiri dari distribusi vektor kecepatan, distribusi koefisien tekanan (C_p) dan *streamline*.
2. Mengetahui pengaruh perubahan posisi *vortex generator* terhadap koefisien *lift* total (C_L), koefisien *drag* total (C_D), dan *total pressure loss coefficient* (ζ)
3. Mendapatkan posisi *vortex generator* terhadap *leading edge* yang paling optimal

1.4 Batasan Masalah

Pada penelitian ini difokuskan untuk melihat detail karakteristik aliran fluida yang melintasi *airfoil* dan *endwall* dengan variasi posisi *vortex generator*. Perlu batasan masalah agar pembahasan yang dilakukan sesuai tujuan yang telah ditentukan, antara lain:

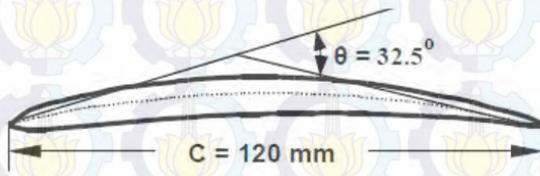
1. Fluida kerja yang digunakan adalah udara dengan kondisi aliran *freestream* bersifat *steady*, *incompressible*, *viscous*, dan *uniform* pada *inlet*.
2. Kekasaran permukaan pada benda uji diabaikan.
3. Kemungkinan terjadinya perpindahan panas diabaikan.
4. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah *airfoil British 9C7/32.5C50*.
5. Analisa numerik dilakukan dengan perangkat lunak Fluent 6.3.26
6. Konfigurasi penelitian ini menggunakan sudut serang 12° pada *airfoil* dan dengan $Re = 1,14 \times 10^5$

BAB 2

TEORI DASAR DAN TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Karakteristik *Airfoil British 9C7/32.5C50*

Karakteristik aerodinamika dari *airfoil British 9C7/32.5C50* adalah sebagai berikut :



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

[9] = 9% *maximum thickness-chord ratio*

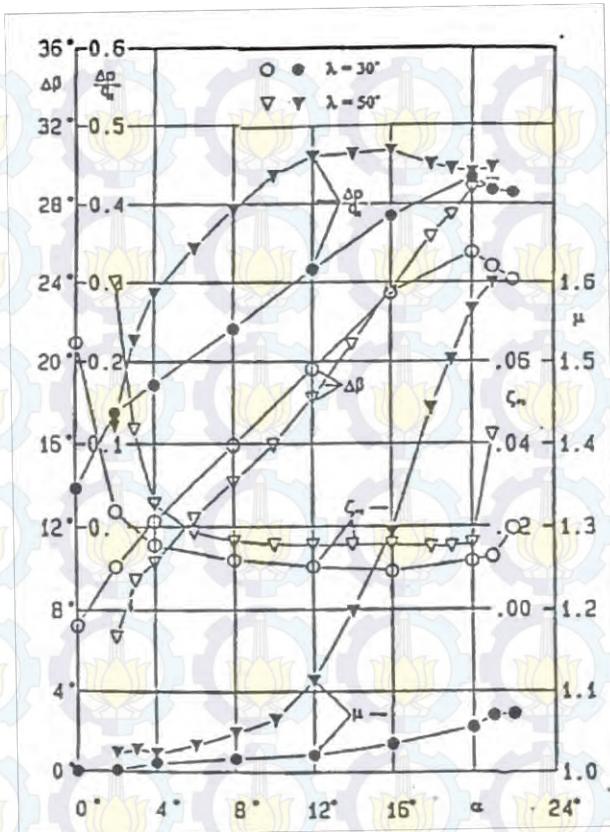
[C7] = *basic wing profile*

[32.5] = *camber angle*

[C] = *circular arc camber line*

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

Airfoil adalah bentuk penampang benda yang umumnya digunakan sebagai bentuk sayap dan bentuk sudu pada *propeller*, rotor atau turbin. Ada dua tipe *airfoil*, yaitu *airfoil* simetri dan *airfoil* asimetri. *Airfoil British 9C7/32.5C50* adalah salah satu tipe *airfoil* asimetri. Profil *airfoil* diperlihatkan pada gambar 2.1. Sisi bagian depan *airfoil* disebut *leading edge*. Sisi bagian belakang dari *airfoil* disebut *trailing edge*. Garis yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge* disebut *chord*. Sedangkan panjangnya disebut *chord length*. Lalu sudut yang dibentuk dari perpotongan kedua garis singgung *camber line* disebut *camber angle*.



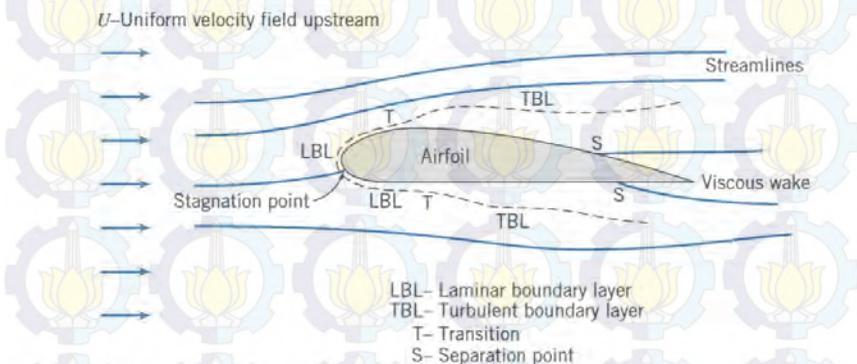
Gambar 2.2 Karakteristik kaskade 2 – D [Sasongko, 1997]

Gambar 2.2 adalah grafik yang menunjukkan karakteristik gabungan dari kaskade yang menggunakan *airfoil British 9C7/32.5C50* dengan dua *stagger angle* (λ) yang berbeda, yaitu kaskade dengan *high stagger* ($\lambda=50^\circ$) dan kaskade dengan *low stagger* ($\lambda=30^\circ$). Grafik memberikan informasi mengenai koefisien kenaikan tekanan ($\Delta p/q_1$), *axial velocity ratio* ($\mu = W_{2x}/W_{1x}$), *turning angle* ($\Delta\beta = \beta_1 - \beta_2$) dan koefisien kerugian

tekanan total (ζ_v) pada berbagai sudut pembebanan kaskade (α). Dapat dilihat pada konfigurasi *cascade high stagger* dengan $\alpha = 16$, airfoil sudah mencapai kondisi kritis, ditandai dengan jatuhnya nilai kenaikan tekanan.

2.2 Boundary Layer

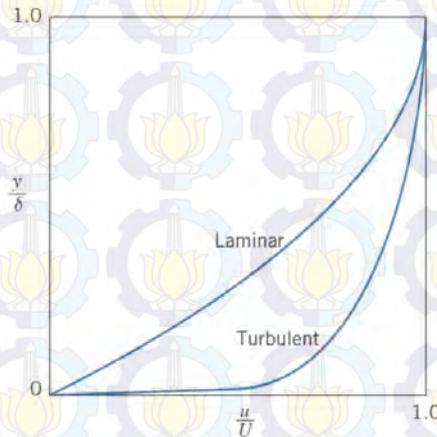
Berdasarkan karakteristiknya, *boundary layer* digolongkan menjadi *boundary layer* laminar dan turbulen. Umumnya klasifikasi ini bergantung pada gangguan-gangguan yang dapat dialami oleh suatu aliran yang mempengaruhi gerak dari partikel-partikel fluida tersebut. Pada *airfoil* tekanan dan kecepatan yang dimiliki oleh aliran berubah di sepanjang permukaan *airfoil*. Pada umumnya pada *leading edge* dari suatu *airfoil*, *boundary layer* yang terbentuk adalah laminar. Seiring dengan pertumbuhan *boundary layer*, akan terjadi peralihan dari *boundary layer* laminar menjadi *boundary layer* turbulen seperti Gambar 2.3.



Gambar 2.3 *Boundary layer* laminar dan turbulen pada *airfoil*.

[Fox et al, 2011]

Perbedaan yang mendasar antara *boundary layer* laminar dan turbulen adalah olakan pada *boundary layer* turbulen jauh lebih efektif dalam pengangkutan massa serta momentum fluidanya. Bila diamati secara visual, perbedaan antara *boundary layer* laminar dan turbulen dari profil kecepatan *boundary layer* turbulen lebih landai di daerah dekat dinding daripada profil kecepatan *boundary layer* laminar seperti Gambar 2.4.

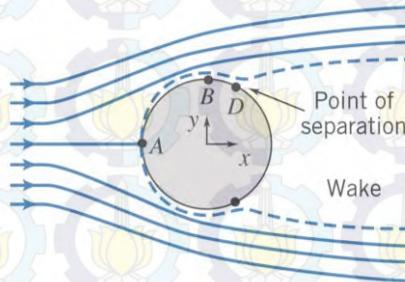


Gambar 2.4 Profil kecepatan tak berdimensi untuk aliran melalui *boundary layer* pelat datar. [Fox et al, 2011]

2.3 Separasi Aliran Dua Dimensi

Pada aliran dua dimensi yang melewati sebuah body, terjadi separasi aliran akibat pengaruh *boundary layer* dari body silinder. Ilustrasi aliran tersebut dapat dilihat pada gambar 2.5, di mana titik A adalah titik stagnasi, titik B adalah posisi dimana aliran fluida di permukaan silinder memiliki kecepatan tertinggi dan titik D adalah titik separasi aliran fluida dengan silinder. Separasi yang terjadi pada titik D disebabkan oleh efek adverse

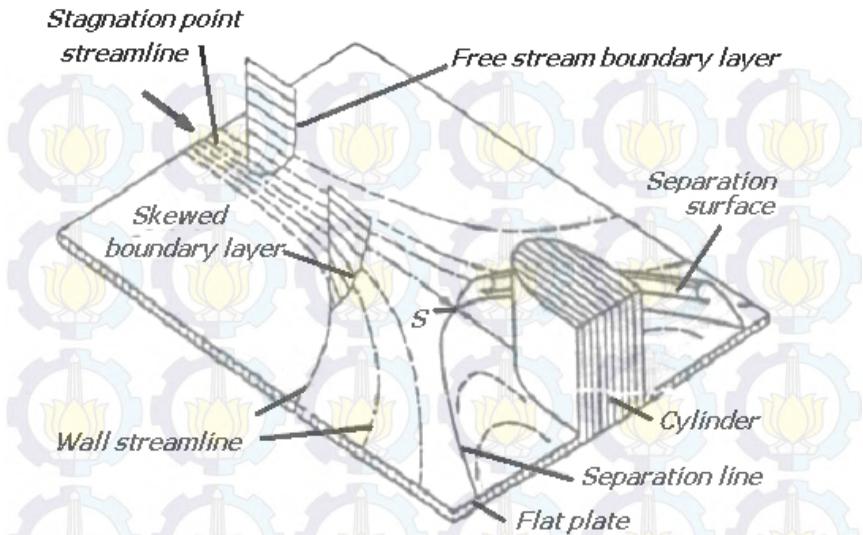
pressure gradient dan tegangan geser dari boundary layer silinder, sehingga mulai dari titik B, kecepatan aliran fluida akan menurun hingga mendekati nol dan akhirnya partikel fluida tersebut akan terlepas dari permukaan silinder.



Gambar 2.5 Aliran viskous inkompresibel melewati sebuah silinder [Fox et al, 2011]

2.4 Separasi Aliran Tiga Dimensi (Aliran Sekunder)

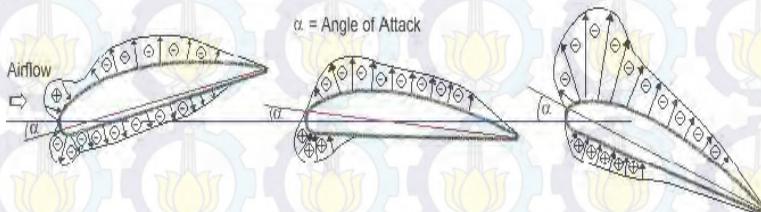
Aliran *viscous* yang melintas diantara permukaan dua benda yang saling berdekatan diketahui sebagai bentuk aliran tiga dimensi. Aliran ini disebabkan adanya interaksi dari lapisan batas permukaan dua benda yang saling berdekatan tersebut. Hal yang sama juga terjadi pada aliran yang melintasi interaksi *squat cylindrical body* dengan pelat datar. Ilustrasi aliran tersebut diperlihatkan pada gambar 2.6. Di sini digambarkan *squat cylindrical body* yang ditempatkan menempel pada permukaan plat datar. Apabila lapisan batas 2-D yang berkembang pada plat datar (*Free stream boundary layer*) mendekati bodi, maka *adverse pressure gradient* menyebabkan lapisan batas akan *skewed* dan menimbulkan *streamwise vortices* pada *leading edge*. Lapisan batas akan terseparasi disekitar *leading edge* dan titik separasi ini disebut *saddle point* (S).



Gambar 2.6 Terbentuknya aliran tiga dimensi. [Tobak & Peak, 1982]

2.5 Sudut Serang

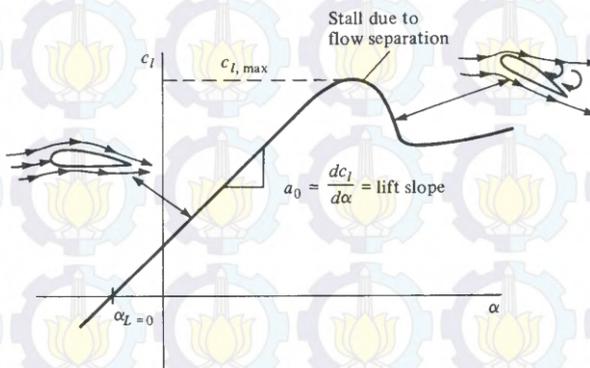
Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi sudut serang ditunjukkan seperti pada Gambar 2.7. Tanda (+) dan (-) mewakili besarnya tekanan, sedangkan panah menunjukkan total gaya. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang kontur permukaan *airfoil* akan dapat dipresentasikan dalam bentuk koefisien tekanan (C_p).



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

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

Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang tinggi adalah pengurangan gaya angkat dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*. Harga maksimum dari C_L berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan C_{Lmax} . C_{Lmax} merupakan aspek paling penting pada performansi *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut *stall* pesawat udara. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *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, 2011]

2.6 Koefisien Tekanan, Koefisien *Drag*, dan Koefisien *Lift*

2.6.1 Koefisien Tekanan

Distribusi tekanan yang terjadi pada kontur benda bisa dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut koefisien tekanan. Koefisien tekanan (C_p) adalah selisih antara tekanan statis lokal dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{p_c - p_\infty}{1/2\rho U^2} \quad (2.1)$$

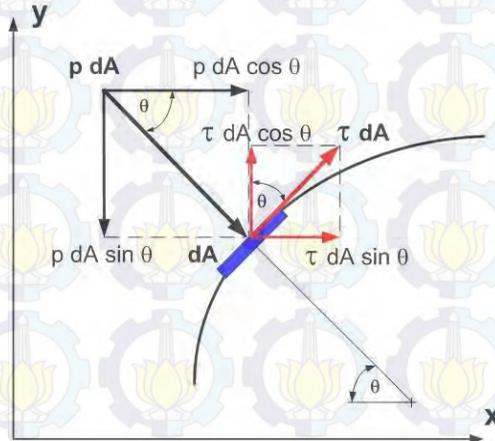
dimana:

- C_p : koefisien tekanan
- p_c : tekanan statis lokal pada kontur
- p_∞ : tekanan statis aliran bebas
- ρ : massa jenis fluida
- U : kecepatan *freestream*

2.6.2 Koefisien *Drag* dan Koefisien *Lift*

Benda yang terbenam di dalam aliran fluida yang bergerak akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi dengan fluida. Gaya yang ditimbulkan ini dapat berupa *normal force* (gaya normal) akibat dari tekanan fluida dan *shear force* (gaya geser) yang disebabkan oleh viskositas fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya-gaya yang sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat) sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran dinamakan *lift force* (gaya angkat). Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya viskositas (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure drag* (F_{Dp}) yaitu

gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan antara *skin friction drag* dengan *pressure drag* ini disebut *profile drag* (gaya hambat total) yang ditunjukkan pada Gambar 2.9.



Gambar 2.9 Profile drag. [Sita, 2009]

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

$$dF_x = (pdA)\cos\theta + (\tau dA)\sin\theta \quad (2.2)$$

$$dF_y = -(pdA)\sin\theta + (\tau dA)\cos\theta \quad (2.3)$$

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

$$F_D = F_{Df} + F_{Dp} \quad (2.4)$$

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

Biasanya gaya *drag* sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* yang didefinisikan sebagai total tegangan akibat gaya *drag* dibagi dengan tekanan dinamis *freestream* ($1/2\rho U_\infty^2$) atau :

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

Koefisien *drag* (C_D) juga dapat diperoleh dengan hasil integrasi dari distribusi tekanan (C_p) sepanjang kontur *solid body* yang merupakan kontribusi dari *normal pressure* atau *pressure drag*. Adapun koefisien *drag* (C_D) diperoleh dengan mengintegrasikan distribusi tekanan sepanjang kontur dengan persamaan sebagai berikut :

$$C_D = \frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \cos(\theta) d\theta \quad (2.7)$$

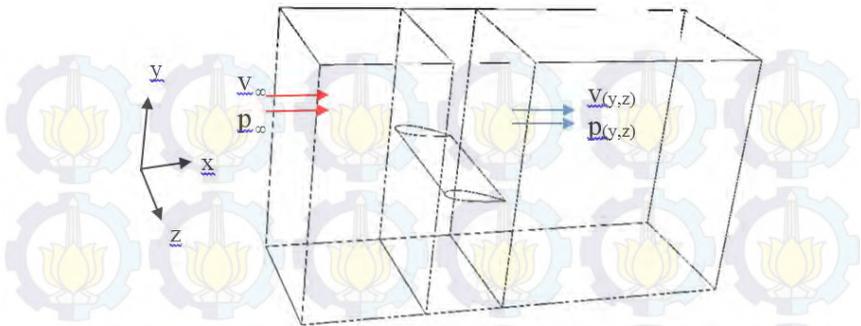
Gaya *lift* merupakan komponen gaya yang tegak lurus terhadap aliran *freestream*.

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

$$C_L = -\frac{1}{2} \int_0^{2\pi} C_p(\theta) \sin(\theta) d\theta \quad (2.9)$$

2.7 Total Pressure Loss Coefficient

Dalam mempresentasikan separasi aliran 3D, akan digunakan kajian terhadap koefisien kerugian tekanan total yang dapat diturunkan dari persamaan energi. Berdasarkan ilustrasi properti aliran pada gambar 2.10, \mathbf{V}_∞ , \mathbf{P}_∞ merupakan kecepatan dan tekanan *freestream* dari *inlet*, sedangkan $\mathbf{V}_{(y,z)}$, $\mathbf{P}_{(y,z)}$ merupakan kecepatan dan tekanan pada posisi (y, z) . *Total pressure losses coefficient* (ζ_v) didefinisikan sebagai berikut:



Gambar 2.10 Aliran yang melalui *airfoil*.

Representasi kerugian energi akibat aliran sekunder dapat diwakili dengan besarnya *Total Pressure Loss* pada aliran yang melintasi *endwall junction*. Kerugian itu dianalisa di bagian *downstream trailing edge*. Dengan menggunakan persamaan bernoulli untuk tingkat keadaan *steady* maka didapat *general energy equation* sebagai berikut :

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} + gZ_{\infty} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + gZ_{(y,z)} \quad (2.6)$$

Pada daerah *inviscid* dengan $Z = Z_{\infty}$ maka persamaan 2.6 menjadi ,

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} \quad (2.7)$$

atau,

$$p_{0\infty} = p_{0(y,z)} \quad (2.8)$$

Sedangkan daerah di dalam *boundary layer*, pengaruh *viscous* dan rotasi tidak dapat diabaikan. Maka persamaan 2.7 menjadi:

$$\frac{p_{\infty}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{\infty}^2}{2} = \frac{p_{(y,z)}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{(y,z)}^2}{2} + \Delta p_{0\text{ loss}} \quad (2.9)$$

atau,

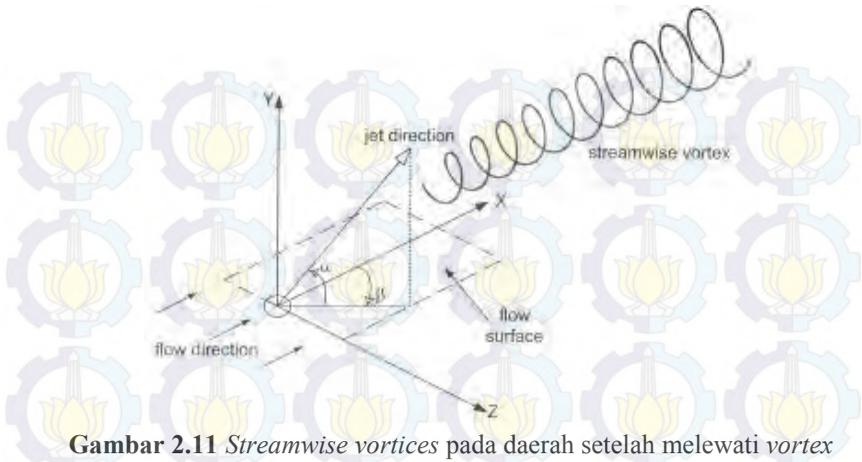
$$p_{0\infty} = p_{0(y,z)} + \Delta p_{0\text{ loss}} \quad (2.10)$$

Total kerugian energi dapat diwakili oleh *axial total pressure loss coefficient* (ζ_{axial}) sehingga persamaan 2.10 ditulis kembali menjadi,

$$\zeta_{axial} = \frac{p_{0\infty} - (p + 0,5\rho\bar{v}_{axial}^2)}{0,5\rho\bar{v}_{\infty}^2} = \frac{\Delta p_{0\text{ loss}}}{0,5\rho\bar{v}_{\infty}^2} \quad (2.10)$$

2.8 Vortex Generator

Vortex generator merupakan perangkat aerodinamika yang berbentuk menyerupai sirip dimana biasanya *vortex generator* ini diletakkan pada *suction side* atau permukaan atas dari suatu benda seperti pada sayap pesawat atau pada sudu turbin. Ketika benda tersebut bergerak, maka *vortex generator* ini menyebabkan munculnya *vortex* atau olakan akibat adanya *transfer momentum* pada daerah setelah melewati *vortex generator* ini sehingga terjadi transformasi *boundary layer* yang pada mulanya berupa *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Pola aliran setelah melewati *vortex generator* seperti Gambar 2.11.



Gambar 2.11 *Streamwise vortices* pada daerah setelah melewati *vortex generator*. [Sita, 2009]

Vortex generator pada dasarnya dimanfaatkan untuk menunda separasi aliran yang memiliki efek merugikan terhadap *lift* maupun *drag* dari suatu *body* yang bergerak. Untuk mengatasi hal tersebut maka *vortex generator* ini ditempatkan pada *external surface* pada suatu *moving body*. Ketika melalui *vortex generator*, maka aliran akan timbul *vortex* akibat adanya *transfer momentum* pada partikel fluida yang bergerak secara rotasi sehingga menimbulkan *streamwise vortices* pada permukaan benda. Munculnya *vortices* ini menyebabkan perubahan *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* yang memiliki gradien kecepatan yang lebih tinggi pada daerah dekat permukaan. Hal ini menyebabkan adanya penambahan momentum aliran sehingga lebih dapat melawan *adverse pressure gradient* (gradien tekanan balik) maupun *skin friction* yang terjadi sehingga separasi dapat tertunda. Tertundanya separasi ini maka daerah *wake* yang terbentuk pada daerah belakang benda menjadi lebih sempit sehingga secara teoritis, nilai *lift coefficient* akan

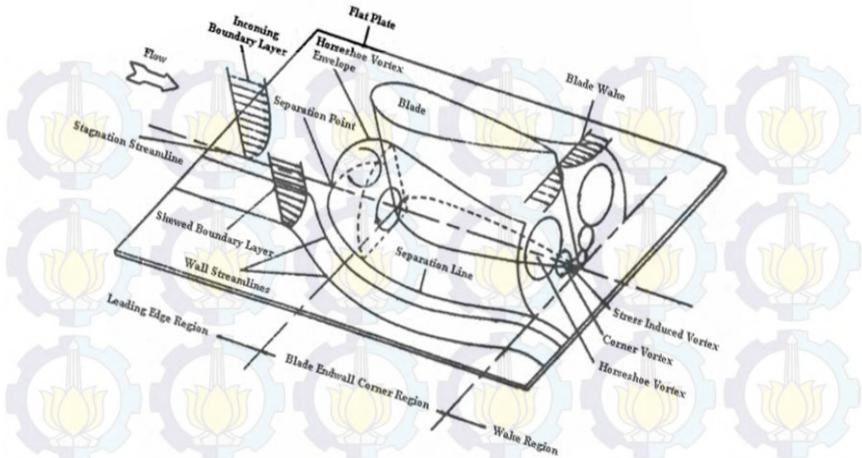
meningkat sedangkan *drag coefficient* akan turun. Dengan kata lain, penambahan *vortex generator* ini bertujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika suatu benda yang ditunjukkan dengan peningkatan rasio C_L/C_D .

2.9 Aliran Melalui Interaksi *Airfoil* dengan Pelat Datar

Abdulla et al (1991) melakukan kajian secara eksperimental pada kombinasi NACA 65-015 dengan pelat datar. Eksperimen dilakukan dengan susunan *airfoil* tegak lurus terhadap permukaan pelat, dimana sudut serang = 0° dan aliran bebas mempunyai kecepatan $v = 27,3$ m/s. Gambar 2.12 merupakan skema aliran pada *airfoil* dan *endwall*.

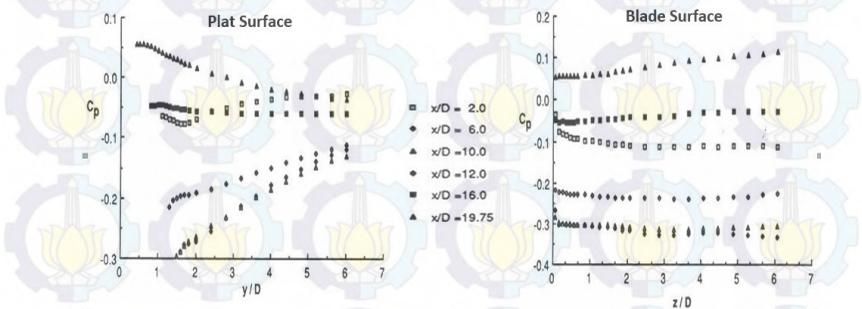
Pada penelitian tersebut diperlihatkan bahwa visualisasi aliran (*oil flow visualization*) pada permukaan pelat datar (*endwall*) secara tegas diwakili oleh *single horse shoe vortex* di antara *leading edge* dan titik ketebalan maksimum (*maksimum thickness*). Ukuran dan kekuatan *vortex* tergantung pada bentuk *blade leading edge* dan tebal lapisan batas yang berkembang pada *airfoil* dan *endwall*.

Pada Gambar 2.13 diperlihatkan distribusi tekanan pada *blade surface* dan *endwall surface*. Terlihat distribusi tekanan statis (C_p) pada permukaan *endwall* bervariasi secara signifikan, sedangkan pada permukaan sudu distribusi tekanan mempunyai kecenderungan yang hampir sama. Tekanan statis daerah sudut *blade trailing edge* dan *downstream* mempunyai harga maksimum, tetapi harga ini menurun ke arah *downstream* dan ke arah *span*. Hasil yang dicapai dari pengukuran *wall shear stress* mengindikasikan aliran 3-dimensi berada hingga jauh dibelakang *trailing edge* dengan panjang lebih dari panjang satu *chord*.



Gambar 2.12 Skematik *horseshoe vortex system* pada *endwall*.

[Abdulla et al, 1991]

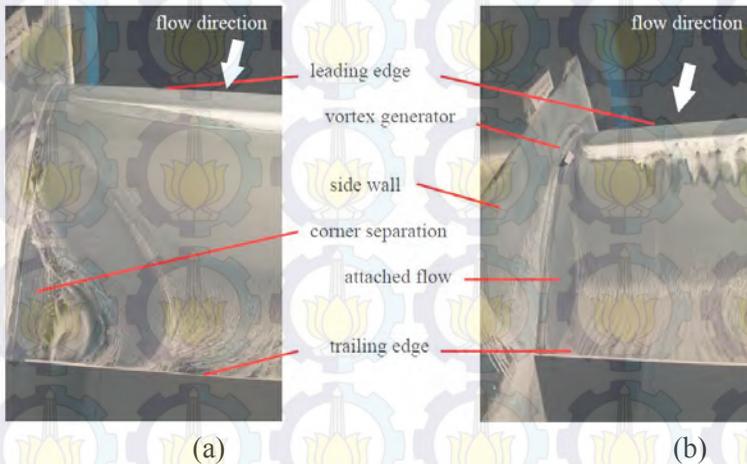


Gambar 2.13 Distribusi C_p pada permukaan pelat dan sudu. [Abdulla et al, 1991]

2.10 Pengontrolan Aliran Sekunder pada *Airfoil* dan *Endwall*.

Sebuah penelitian secara eksperimen tentang *corner separation* antara dinding dan *airfoil* dalam *windtunnel* dilakukan oleh Meyer & Bechert (2003). *Corner separation* disebabkan oleh adanya interaksi antara lapisan batas di dinding dengan

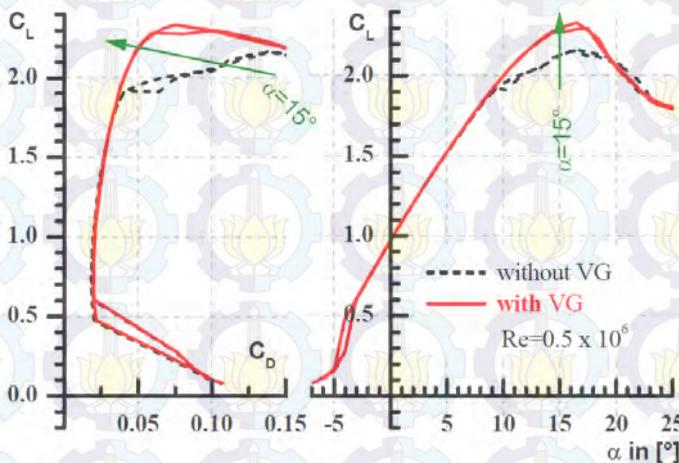
blade. Sebagai perangkat kontrol aliran pasif *single vortex generator* atau *guide vane* ditempatkan disisi atas *airfoil* dekat dengan *endwall* yang digunakan untuk mengurangi *corner separation*. Separasi aliran di sudut antara dinding dan *blade* adalah sumber utama kerugian dalam *turbomachines*.



Gambar 2.14 (a) hasil visualisasi aliran tanpa *vortex generator*. dan (b) hasil visualisasi aliran dengan *vortex generator*. [Meyer & Bechert, 2003]

Gambar 2.14 merupakan visualisasi aliran pada permukaan *airfoil*. Aliran pada daerah sudut antara dinding dan *airfoil* terlihat dengan visualisasi, *corner separation* terlihat jelas pada Gambar 2.14 (a). Gambar 2.14 (b) menunjukkan bahwa separasi yang terjadi telah berkurang. Hal ini terjadi karena adanya *vortex generator* yang dipasang pada *airfoil* yang berfungsi untuk mengarahkan aliran ke dekat pelat datar yang dapat memperbesar momentum dari aliran sehingga dapat mengurangi separasi yang terjadi.

Pada Gambar 2.15 terlihat hasil pengukuran koefisien *lift* dan *drag* fungsi dari sudut serang antara yang diberi *vortex generator* dengan yang tidak diberi. Meskipun gaya hambatan yang timbul dari *vortex generator* tidak dapat dihindari, namun tidak ada kenaikan *net drag* pada *airfoil*. Pada sudut serang yang lebih tinggi, *vortex generator* dapat mengurangi gaya *drag* dan dapat memperbaiki gaya *lift* pada *airfoil*.



Gambar 2.15 Koefisien *drag* dan *lift* sebagai fungsi sudut serang. [Meyer & Bechert, 2003]

Kartika (2015) melakukan penelitian secara numerik tentang pengendalian aliran sekunder pada *airfoil* NASA LS-0417 menggunakan single *vortex generator* di dekat *endwall*. Penelitian ini dilakukan dengan simulasi numerik. Simulasi numerik menggunakan *software* Gambit 2.4 dan Fluent 6.3.26 dengan model turbulen $k-\epsilon$ standard. Kecepatan aliran *freestream* yang akan digunakan sebesar 13 m/s dan 18 m/s ($Re = 0.85 \times 10^5$ dan 1.14×10^5) dengan sudut serang (α) = 0° , 5° , 10° , 13° dan 15° .

Model benda uji berupa *airfoil* NASA LS-0417 dengan dan tanpa *vortex generator* yang terpasang pada *endwall* yang berbentuk pelat datar.

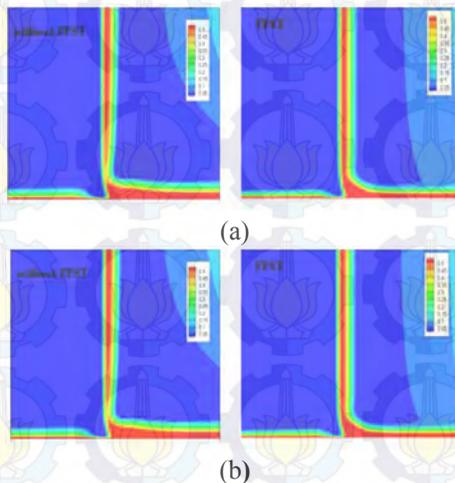
Dari penelitian tersebut, didapatkan nilai *total pressure losses coefficient* pada *iso-surface* sejauh 5 cm dibelakang *trailing edge* ditunjukkan pada Tabel 2.1. Dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* dapat mereduksi *total pressure losses coefficient* atau bahkan sebaliknya. Pada sudut serang 0° , 5° , 17° dan 20° dengan penambahan *vortex generator* tidak mampu mereduksi kerugian energi, bahkan terjadi peningkatan kerugian energi. Pada sudut serang 10° , 13° dan 15° terjadi pereduksian kerugian energi, dengan puncaknya yaitu pada sudut serang 13° sebesar 7.28% untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.

Tabel 2.1 *Total Pressure Loss Coefficient* pada *airfoil* dengan dan tanpa *vortex generator*. [Kartika, 2015]

α ($^\circ$)	Re (10^5)	ζ 5 cm di belakang <i>TE</i>		Reduksi ζ (%)
		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

Selain dipengaruhi oleh sudut serang, keefektifan dari *vortex generator* juga dipengaruhi oleh besarnya bilangan *Reynolds*. Ketika pada $Re = 0.85 \times 10^5$ kemampuan *vortex generator* untuk mereduksi kerugian energi tidak sebaik pada $Re = 1.14 \times 10^5$, hal ini terjadi pada semua sudut serang.

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 2.16.



Gambar 2.16 *Total Pressure Loss Coefficient* (a) dengan *FFST* dan (b) tanpa *FFST*. [Mirmanto dkk, 2014]

Tabel 2.2 *Total Pressure Loss Coefficient* tanpa dan dengan *FFST*.^[7]

Sudut Serang	9C7/22.5C50		9C7/42.5C50		Pengurangan	
	Tanpa <i>FFST</i>	Dengan <i>FFST</i>	Tanpa <i>FFST</i>	Dengan <i>FFST</i>	9C7/22.5C50	9C7/42.5C50
0°	0,172	0,164	0.29	0.26	4,81%	10.83%
8°	0.209	0.195	0.43	0.42	7,36%	3.65%

Pada tabel 2.2, dapat dilihat bahwa pengurangan nilai *total pressure loss coefficient* tertinggi untuk *airfoil British 9C7/22.5C50* adalah pada sudut serang 8° sedangkan untuk *9C7/42.5C50* adalah pada sudut serang 0°. 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.

2.11 Reynolds Number

Reynolds number adalah suatu bilangan tak berdimensi yang berfungsi untuk mengestimasi besar pengaruh dari gaya viskous pada suatu aliran.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu}$$

Re = Reynolds number

ρ = massa jenis fluida (kg/m³)

V = kecepatan aliran fluida (m/s)

L = panjang karakteristik (m)

μ = viskositas absolut fluida (m.s/kg)

Pada kasus aliran dalam wind tunnel yang melewati sebuah *airfoil*, panjang karakteristik adalah ukuran *chord* dari *airfoil* yang digunakan.

BAB III METODE PENELITIAN

Penelitian ini akan 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*. Penelitian ini dilakukan di Laboratorium Mekanika dan Mesin-mesin Fluida Jurusan Teknik Mesin FTI – ITS Surabaya.

Model yang dibuat berupa geometri dari *airfoil British 9C7/32.5C50* dengan pelat datar sebagai *endwall*. Model *airfoil* juga dimodifikasi dengan *vortex generator* di dekat *endwall* dengan sudut serang (α) = 12° . Kecepatan aliran udara bebas (*freestream*) yang akan digunakan sebesar 18 m/s, dengan bilangan *Reynolds* 1.14×10^5 .

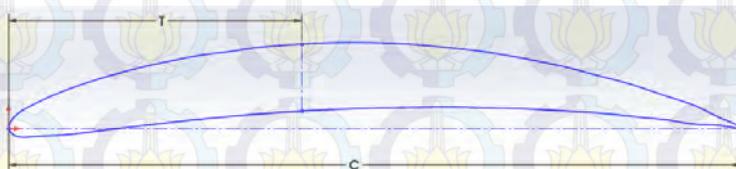
3.1 Langkah-Langkah Penelitian

3.1.1 *Pre-processing*

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

3.1.1.1 Model Benda Uji

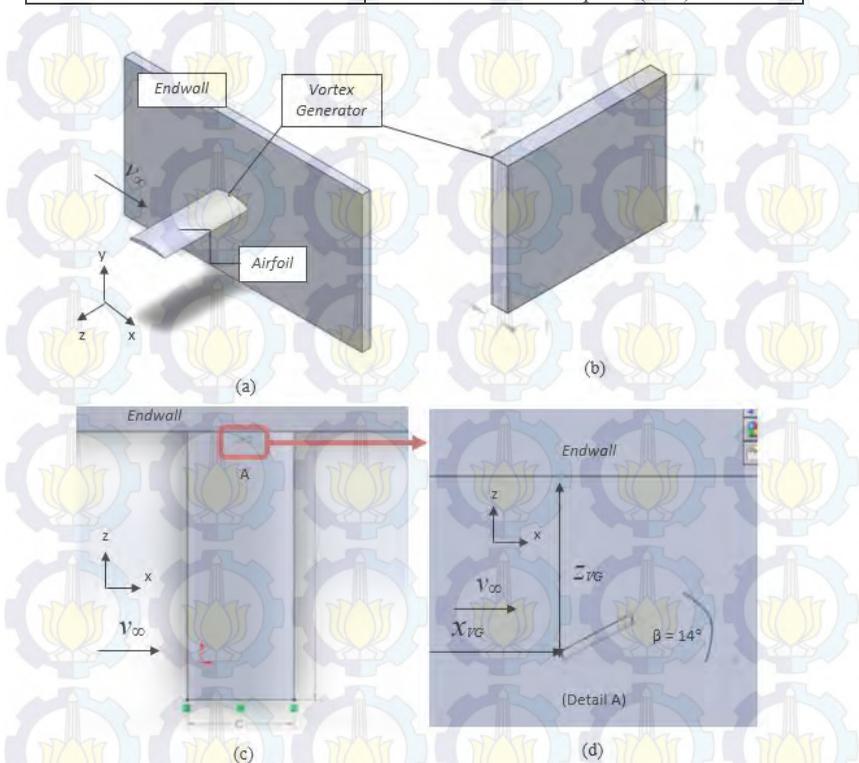
Model benda uji berupa *airfoil British 9C7/32.5C50* yang dipasang pada *Endwall* berupa plat datar, dengan variasi posisi *vortex generator* yang terpasang pada *upper airfoil* yaitu di 40%C, 45%C dan 50%C. Benda uji digambar dengan menggunakan *software* GAMBIT 2.4. Dimensi dari *vortex generator* mengacu pada penelitian dari **Meyer & Bechert** (2003) yang dapat dilihat pada tabel 3.1.



Gambar 3.1 Profil *Airfoil British 9C7/32.5C50*

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

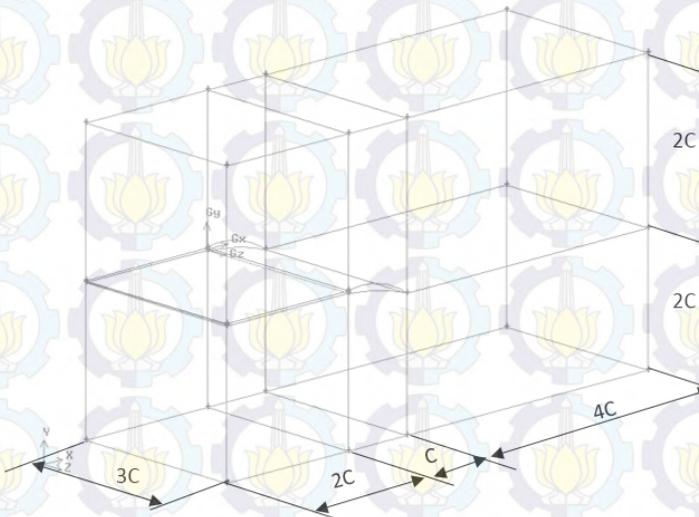
<i>Airfoil British 9C7/32.5C50</i> dan <i>Endwall</i>	<i>Vortex Generator</i>
Chord (C) = 120 mm	Tinggi (h) = $2.4\%C$
Span (S) = 300 mm	Panjang (l) = $5\%C$
Max. Thickness (T) = $9\%C$	Tebal (t) = $0.5\%C$
Panjang <i>Endwall</i> = $7C$	Sudut kemiringan VG (β) = 14°
Tinggi <i>Endwall</i> = $4C$	Posisi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



Gambar 3.2 Benda uji (a) Tampak Isometris, (b) *vortex generator*, (c) Tampak atas, (d) Tampak dekat pemasangan *vortex generator*

3.1.1.2 Domain Simulasi

Dalam penelitian secara numerik salah satu hal terpenting yang harus diperhatikan adalah pembuatan domain dari simulasi. Domain dari simulasi sangat mempengaruhi dari hasil yang dikeluarkan oleh hasil simulasi. Domain simulasi sedapat mungkin harus disesuaikan dengan keadaan dan kondisi dari benda uji dan *test section*. Dalam penelitian ini domain simulasi berupa *airfoil British 9C7/32.5C50* dan *endwall* dengan *vortex generator* di dalam sebuah *wind tunnel* yang dialiri fluida (udara). Domain simulasi dapat dilihat seperti pada Gambar 3.3.

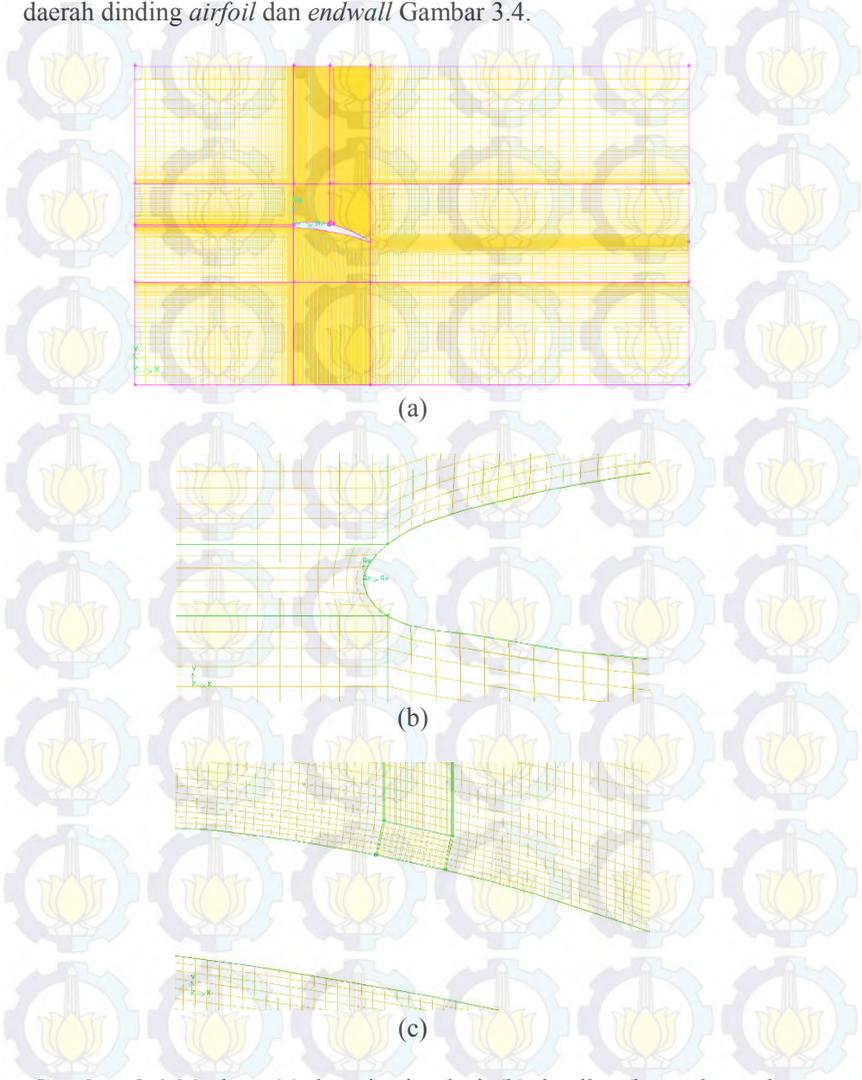


Gambar 3.3 Domain simulasi.

3.1.1.3 Meshing

Pembuatan *meshing* elemen dilakukan dengan cara membagi model solid menjadi elemen-elemen kecil sehingga kondisi batas dan beberapa parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan kedalam elemen-elemen kecil tersebut. *Meshing* garis adalah langkah pertama dalam pembuatan *meshing face* dan *volume*. Jumlah dan rasio dari *node* harus disesuaikan dengan panjang dan bentuk garis, karena hal ini sangat

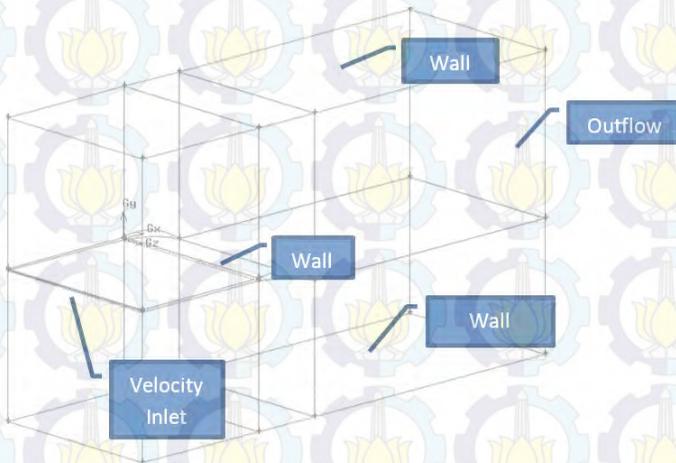
berpengaruh terhadap hasil simulasi. Bentuk *mesh* yang dipilih adalah *quadrilateral-map* dengan distribusi *mesh* yang semakin rapat pada daerah dinding *airfoil* dan *endwall* Gambar 3.4.



Gambar 3.4 Meshing (a) domain simulasi, (b) detail pada *trailing edge* *airfoil*, (c) detail posisi *vortex generator* di *upper surface* *airfoil*

3.1.1.4 Kondisi Batas (*Boundary Condition*)

Kondisi batas merupakan penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran, yaitu dengan pemberian beban kecepatan, tekanan serta kondisi batas turbulen pada *inlet* dan *outlet*. Kondisi batas merupakan hal yang berpengaruh sangat signifikan terhadap simulasi yang dilakukan. Kondisi batas harus disesuaikan dengan keadaan sebenarnya dari model benda uji. Dinding saluran dan benda uji didefinisikan sebagai *wall*, sedangkan *outlet* berupa *outflow*. *Boundary condition* yang diberikan dapat dilihat pada Gambar 3.5



Gambar 3.5 *Boundary condition* dan domain permodelan

3.1.2 Processing

Hasil *meshing* 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 aliran (estimasi karakteristik aliran), meliputi pemilihan model *solver* dan penentuan *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

Jenis dan *properties* dari material dimasukkan sesuai dengan kondisi dari lingkungan, yaitu pada temperatur 30°C dan tekanan 1 atm. Permodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan (ρ) = 1,17 kg/m³, viskositas (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ N.s/m²

c. Operating Condition

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

d. Boundary Condition

Boundary Condition adalah penentuan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji *airfoil* dengan menentukan *inlet*, *outlet* serta kondisi pada dinding. *Inlet* merupakan sisi aliran datang, berupa kecepatan sebesar 18m/s sedangkan *outlet* berupa *outflow*. Intensitas turbulensi pada pemodelan numerik ini 0,8% (Pudjanarsa & Sasongko, 2012) dan *length scale* di sisi *inlet* 0,024 m. Penentuan ini didasarkan pada *wind tunnel* di Laboratorium Teknik Mesin ITS.

e. Adapt

Sebelum melakukan iterasi pada *software* Fluent 6.2.26, maka diperlukan solusi *grid independency* yaitu dengan melakukan *adapt* (menghaluskan *meshing*) untuk penelitian ini hanya pada dinding saja.

f. Solution

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

g. Initialize

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

h. Monitor Residual

Merupakan bagian tahapan dalam penyelesaian masalah berupa proses iterasi sampai mencapai kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi ditetapkan sebesar 10^{-5} , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga lebih kecil dari 10^{-5} .

i. Iterasi

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

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

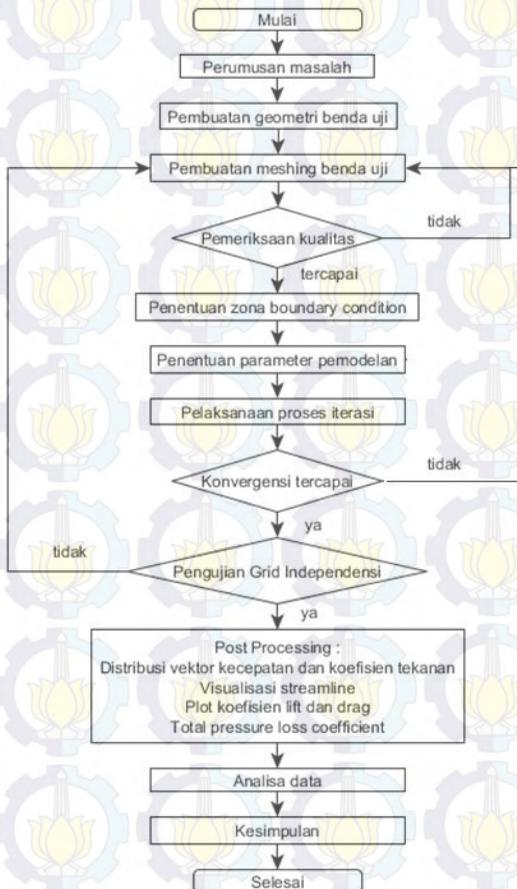
3.1.3 Post-processing

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.

3.2 Flowchart Penelitian

Secara singkat prosedur penelitian secara numerik 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 3.6



Gambar 3.6 Flowchart prosedur penelitian.



BAB 4

PEMBAHASAN

Bab ini membahas tentang hasil dari *post-processing* untuk *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator*. Posisi *vortex generator* terhadap *leading edge* divariasikan yaitu 40%C, 45%C dan 50%C. Nilai bilangan Reynolds (Re) dan sudut serang (α) yang digunakan adalah $1,14 \times 10^5$ dan 12° . Pembahasan yang dilakukan meliputi: *grid independency*, koefisien *lift*, koefisien *drag*, koefisien tekanan, dan *total pressure losses coefficient* sebagai data kuantitatif. Selain itu, juga dibahas tentang *streamline*, distribusi koefisien tekanan, dan vektor kecepatan sebagai data kualitatif. Sehingga berdasarkan data kualitatif dan kuantitatif, dapat ditentukan posisi *vortex generator* yang paling optimal untuk mereduksi aliran sekunder.

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 suatu *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi aliran sekunder. Aliran sekunder ini terjadi akibat adanya intervensi dua *boundary layer* yang berdekatan, dalam hal ini *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall*, adanya aliran sekunder mengakibatkan kerugian-kerugian diantaranya adalah *secondary loss* dan kerugian tekanan.

Blockage effect yang terbentuk 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 mempunyai momentum yang lebih besar. Akibat momentum aliran yang lebih besar, aliran lebih mampu untuk melawan *adverse*

pressure gradient dan tegangan geser sehingga separasi dapat tertunda.

4.1 Analisa Grid Independency

Dalam studi numerik ini, diperlukan keakuratan data baik pada langkah *post-processing* maupun *pre-processing*nya. Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan jumlah dan struktur *grid* yang terbaik agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya dengan daya komputasi yang diperlukan tidak besar.

Tabel 4.1 menunjukkan macam-macam *meshing* pada *airfoil* 3D tanpa *vortex generator* dengan sudut serang 12° serta bilangan *Reynolds* $1,14 \times 10^5$. *Meshing* A merupakan *meshing* yang paling renggang dengan jumlah *cells* 1.220.000, sedangkan *meshing* D adalah *meshing* yang paling rapat dengan jumlah *cells* 1.559.000. Selisih jumlah *cells* antar *meshing* ± 100000 , hal ini agar tidak terjadi perubahan error yang besar secara tiba-tiba. Nilai C_L dari *meshing* yang berbeda-beda tersebut akan divalidasi dengan penelitian yang telah dilakukan oleh Marsan (2007). Penelitian yang dilakukan Marsan (2007) mempunyai kesamaan dengan penelitian ini, kesamaan tersebut antara lain: jenis *airfoil*, sudut serang, dan bilangan *Reynolds*. Dari tabel 4.1 dapat dilihat bahwa *mesh* A mempunyai error yang terbesar yaitu 1.37%, sedangkan *mesh* D mempunyai error yang terkecil yaitu 0.71%. *Mesh* C mempunyai error yang lebih besar dibandingkan *mesh* D, tetapi selisih error di antara kedua jenis *mesh* sangat kecil, yaitu 0.04%. Oleh karena itu *mesh* C adalah *meshing* yang paling optimal untuk digunakan.

MESH	JUMLAH CELL	C_L (1.0685)*	ERROR (%)
Mesh A	1220000	1.125	1.37
Mesh B	1340000	1.091	1.09
Mesh C	1445000	1.076	0.75
Mesh D	1559000	1.0609	0.71

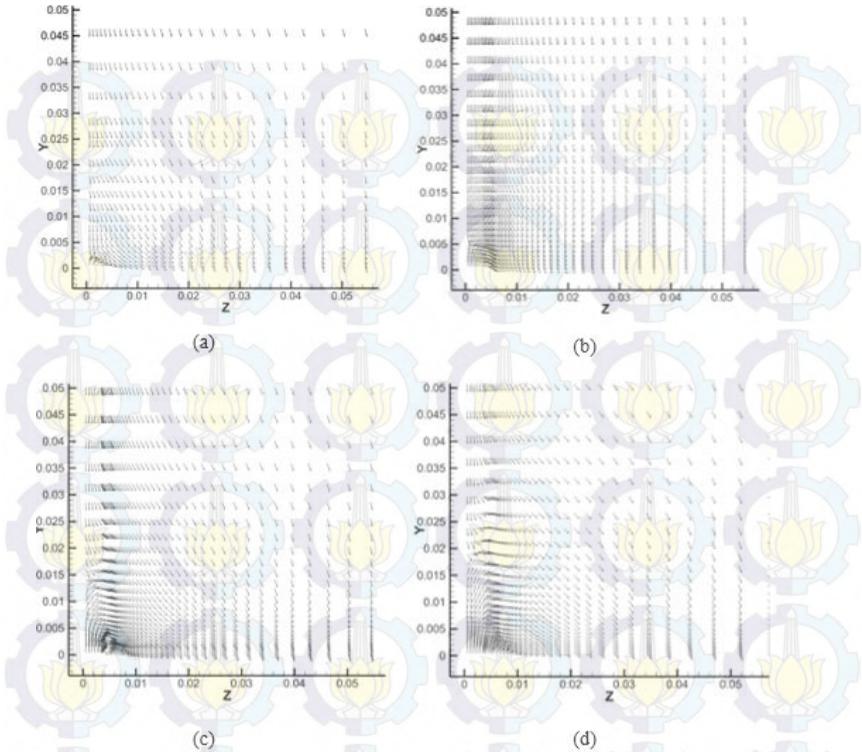
Tabel 4.1 Analisa *grid independency*.

*) Data dari Marsan (2007)

A. 4.2 Struktur Vektor Kecepatan

Vortex generator merupakan suatu alat yang digunakan untuk meningkatkan intensitas turbulensi. Dengan meningkatnya intensitas turbulensi, diharapkan mampu meningkatkan momentum aliran sehingga separasi dapat ditunda.

Struktur vektor kecepatan pada dengan pemotongan searah *span* dengan $x/c = 0,55$ ditunjukkan pada Gambar 4.1. Gambar 4.1 (a) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* tanpa *vortex generator* sedangkan Gambar 4.1 (b) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 40%C, Gambar 4.1 (c) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 45%C dan Gambar 4.1 (d) merupakan vektor kecepatan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 50%C. Dari Gambar 4.1 (a) dan (c) terlihat perbedaan struktur vektor kecepatan yang cukup signifikan. Pada *airfoil* tanpa *vortex generator* terlihat arah vektor kecepatan tidak membentuk pusaran (*vortex*). Sedangkan pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 45%C terlihat dengan jelas vektor kecepatan membentuk sebuah *vortex*. Hasil yang sama juga terlihat pada *airfoil* dengan *vortex generator* pada posisi 40%C dan 50%C.



Gambar 4.1 Struktur vektor kecepatan dengan pemotongan $x/c = 0.55$ pada $\alpha = 12^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) tanpa *vortex generator*, (b) dengan *vortex generator* posisi $40\%C$ (c) dengan *vortex generator* posisi $45\%C$, (d) dengan *vortex generator* posisi $50\%C$.

Fenomena *vortex* yang terbentuk dapat dijelaskan sebagai berikut. Pemasangan *vortex generator* yang membentuk sudut terhadap *endwall* seolah-olah berbentuk seperti *nozzle*. Karena aliran melintasi celah yang berbentuk seperti *nozzle*, maka terjadi percepatan aliran di dekat *endwall*. Konsekuensi dari percepatan aliran tersebut terjadi penurunan tekanan di daerah dekat *endwall*.

Adanya perbedaan tekanan yang lebih kecil antara *endwall* dan *mid span*, maka aliran dari *mid span* akan menuju ke *endwall*. Karena adanya dinding, aliran tidak mampu menembus dinding tersebut. Selanjutnya aliran menggulung ke atas dan membentuk *vortex*. *Vortex* yang terbentuk dapat dilihat pada Gambar 4.1.

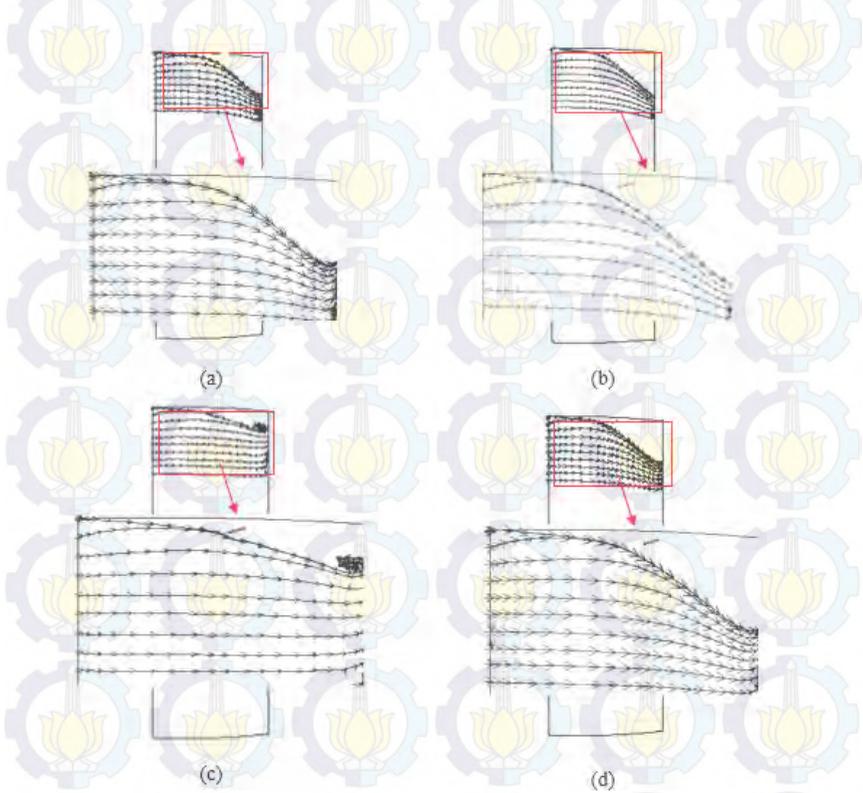
Vortex yang terbentuk akibat adanya *vortex generator* ini akan menyebabkan intensitas turbulensi aliran dibelakang *vortex generator* meningkat. Akibat meningkatnya intensitas turbulensi, momentum aliran kearah *chord* di *upper side airfoil* pun juga mengalami peningkatan. Momentum aliran yang lebih tinggi ini diharapkan mampu untuk melawan *adverse pressure gradient* dan tegangan geser pada permukaan *airfoil*, sehingga separasi yang terjadi dapat ditunda.

4.3 Blockage Effect

Ketika suatu aliran melewati *airfoil* di dekat *endwall* akan terjadi separasi aliran tiga dimensi (aliran sekunder). Aliran sekunder adalah bentuk aliran yang mengandung komponen aliran dengan arah orthogonal terhadap arah aliran utama. Terjadinya aliran sekunder ini karena adanya interaksi *boundary layer* pada *airfoil* dan *endwall* yang berdekatan. Hal ini mengakibatkan terjadinya separasi aliran tiga dimensi sehingga timbul *blockage effect*. *Blockage effect* menyebabkan terbentuknya *corner wake* didekat *endwall*. *Corner wake* menyebabkan *effective surface area* berkurang sehingga koefisien *lift* menurun dan koefisien *drag* meningkat.

Gambar 4.2 merupakan *streamline* aliran pada *upper side airfoil* untuk sudut serang 12° $Re = 1.14 \times 10^5$ baik dengan maupun tanpa *vortex generator*. Dari Gambar 4.2 (a) dan (c) terlihat adanya reduksi *corner wake* yang besar pada sudut serang 12° dengan $Re =$

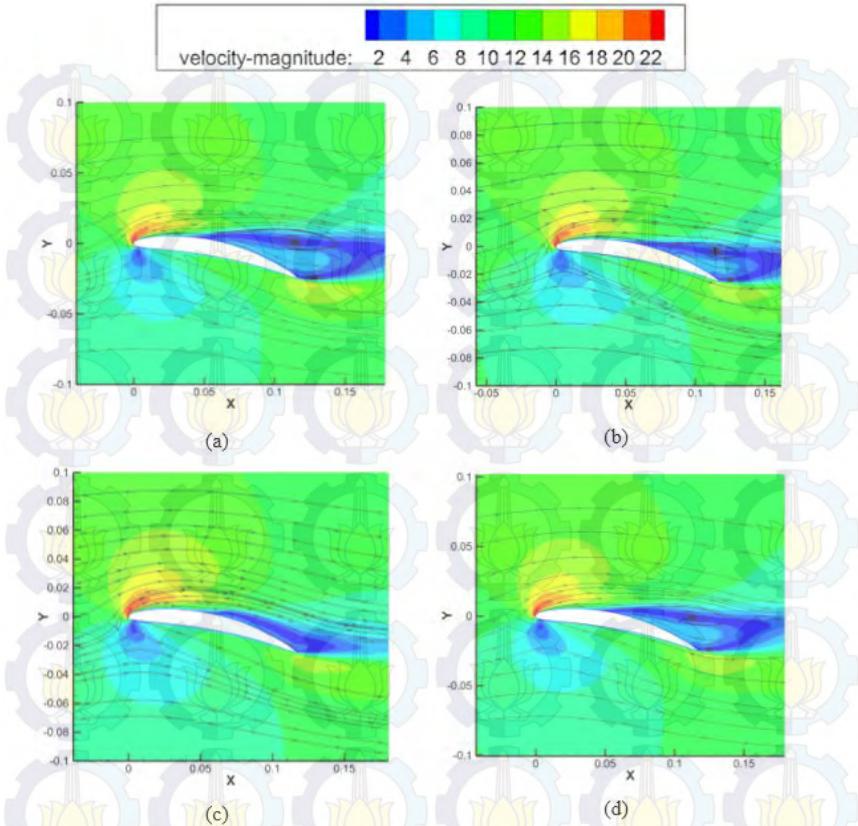
1.14×10^5 . Reduksi dari *corner wake* ini diakibatkan karena adanya *vortex generator* yang dipasang di dekat *endwall*. *Vortex generator* ini berfungsi untuk menambah momentum aliran di dekat *endwall* yang meningkatkan intensitas turbulensi. Pada Gambar 4.2 (b) dan (d), reduksi *corner wake* terjadi sangat sedikit, sehingga sulit dilihat secara kasat mata.



Gambar 4.2 Streamline aliran di *upper side airfoil* pada sudut serang 12° , (a) tanpa *vortex generator*, (b) dengan *vortex generator* posisi $40\%C$, (c) dengan *vortex generator* posisi $45\%C$, (d) dengan *vortex generator* posisi $50\%C$.

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.

Streamline aliran pada daerah *endwall* dan *mid span* untuk sudut serang 12° serta pada $Re = 1.14 \times 10^5$ tanpa dan dengan *vortex generator* ditunjukkan pada Gambar 4.3. Gambar 4.3 (a) dan (b) merupakan *streamline* aliran pada *mid span* dan *endwall airfoil* tanpa *vortex generator*. Dari 4.3 (a) dan (b) terlihat bahwa pada daerah *mid span* aliran terjadi separasi, karena tidak terbentuk *wake* di daerah *trailing edge*. Sedangkan separasi terjadi pada daerah *endwall*, karena terbentuk *wake* di daerah *trailing edge*. Hal ini juga terjadi pada Gambar 4.3 (a) dan (b), yaitu *airfoil* dengan *vortex generator*.



Gambar 4.3 *Streamline* aliran pada $\alpha = 12^\circ$ dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) *endwall* tanpa *vortex generator*, (b) *endwall* dengan *vortex generator* posisi 40%C, (c) *endwall* dengan *vortex generator* posisi 45%C, (d) *endwall* dengan *vortex generator* posisi 50%C.

Dari visualisasi kontur nilai kecepatan dan *streamline* pada *endwall* di gambar 4.3, dapat terlihat daerah *wake* yang lebih kecil, terutama pada gambar 4.3 (c) di mana reduksi terbesar diperoleh. Hal ini mengindikasikan bahwa *blockage effect* dapat tereduksi

serta terjadi penundaan separasi dengan adanya penambahan *vortex generator*.

4.4 Koefisien Lift (C_L) dan Koefisien Drag (C_D)

Karakteristik dari sebuah *airfoil* salah satunya dapat diketahui melalui koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D). Kedua nilai koefisien ini didapatkan dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara permukaan benda dengan fluida. Gaya *drag* didapatkan dari resultan gaya yang sejajar dengan aliran, sedangkan gaya yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan gaya *lift*. Koefisien *drag* dan *lift* sangat penting untuk diketahui karena kinerja dari *airfoil* sangat dipengaruhi oleh dua hal tersebut.

4.4.1 Koefisien Lift (C_L)

Salah satu hasil *post-processing* dari simulasi pada *fluent* 6.3.26 adalah gaya *lift*. Gaya *lift* merupakan gaya yang mempunyai arah tegak lurus terhadap arah aliran utama. Parameter gaya *lift* kemudian dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi, yaitu koefisien *lift* (C_L). Pengamatan koefisien *lift* dilakukan pada *airfoil*, tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* yang divariasikan posisi pemasangannya.

Tabel 4.2 menunjukkan nilai koefisien *lift* (C_L) dengan sudut serang 12° 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 3.6729 % sedangkan peningkatan nilai koefisien *lift* (C_L) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 40%C yaitu sebanyak 0,7477% .

Tabel 4.2 Koefisien *Lift* (C_L) pada *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan

Sudut 12° dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	Koefisien <i>Lift</i> (C_L)	Peningkatan C_L (%)
-	1.0700	-
40%C	1.0780	0.7477
45%C	1.1200	3.6729
50%C	1.0790	0.8411

4.4.2 Koefisien Drag (C_D)

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

Tabel 4.4 menunjukkan nilai koefisien *drag* (C_D) dengan sudut serang 12° 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 dengan penambahan *vortex generator* dapat menurunkan nilai koefisien *drag*. 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

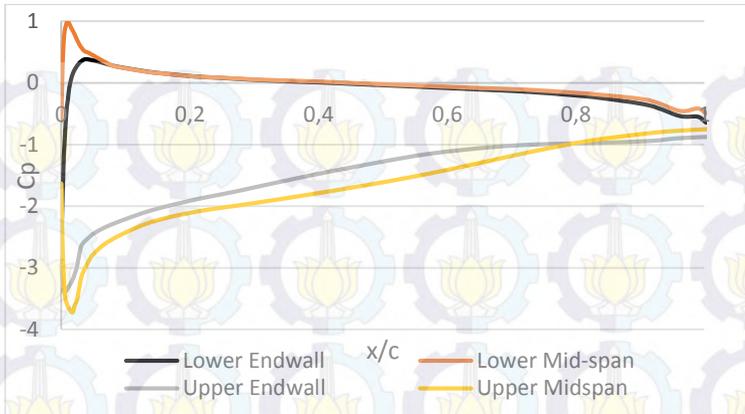
sekunder dapat direduksi. Penurunan nilai koefisien *drag* (C_D) paling besar terjadi pada posisi *vortex generator* 45%C yaitu sebanyak 2,7278 % sedangkan penurunan nilai koefisien *drag* (C_D) paling kecil terjadi pada posisi *vortex generator* 40%C yaitu sebanyak 1,5291% .

Tabel 4.3 Koefisien *Drag* (C_D) pada *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* yang posisinya divariasikan

Sudut 12° dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	Pengurangan C_D (%)
-	0.0654	-
40%C	0.0644	1.5291
45%C	0.0610	2.7278
50%C	0.0641	1.9878

4.5 Koefisien Tekanan(C_p)

Koefisien tekanan (C_p) merupakan bilangan tak berdimensi yang menunjukkan perbandingan tekanan statis dengan tekanan aliran freestream pada domain simulasi. Koefisien tekanan merupakan parameter yang sangat berguna untuk mempelajari karakteristik aliran fluida. Distribusi tekanan statis sepanjang *airfoil* dapat merepresentasikan karakteristik aliran fluida yang terjadi.

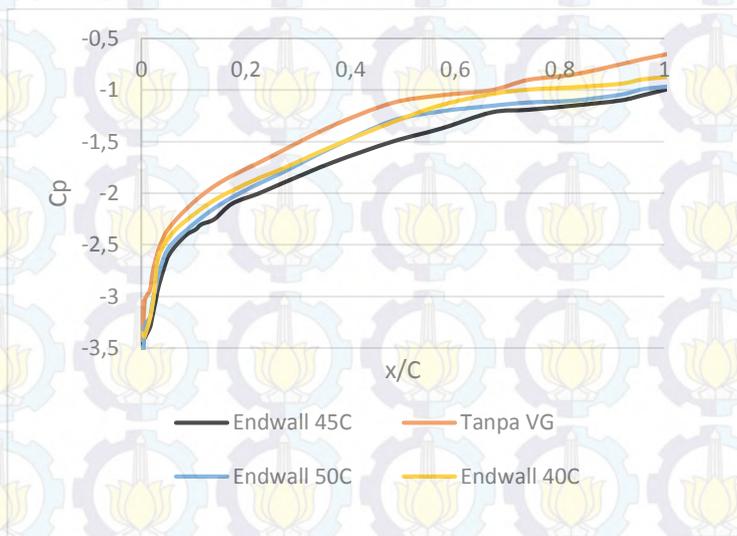


Gambar 4.4 C_p fungsi x/c pada sudut serang 12° pada *airfoil* tanpa *vortex generator* di sepanjang *endwall* dan *midspan* untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.

Gambar 4.4 menunjukkan distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi x/c pada *lower airfoil* dan *upper airfoil* di *endwall* dan *mid span* tanpa penambahan *vortex generator*. Grafik C_p pada *lower side mid span* dan *lower side endwall* mempunyai tren yang sama dengan perbedaan yang paling terlihat adalah C_p minimum yang diperoleh. Pada *lower side mid span* nilai $C_p = 1$ tidak tepat pada *leading edge*, namun lebih ke belakang, hal ini disebabkan karena *airfoil* dipasang pada sudut serang 12° . Pada *lower side endwall* nilai C_p maksimal kurang dari 0,5, hal ini disebabkan karena pengaruh *boundary layer* yang berkembang sepanjang *endwall*.

Gambar 4.5 menunjukkan distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi x/c *upper airfoil* di *endwall* untuk sudut serang 12° dan $Re = 1.14 \times 10^5$ tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* pada semua variasi posisi. Pada *upper side* akibat *favorable pressure gradient* yang kuat, aliran mengalami percepatan pada 0

$x/c < 0.05$. Aliran mengalami perlambatan karena adanya *adverse pressure gradient* yang signifikan pada $x/c = 0.05$ sampai $x/c = 0.1$. Hal ini terjadi pada airfoil tanpa dan dengan *vortex generator* di semua variasi posisi. Ketika aliran berada di dekat celah antara *endwall* dan *vortex generator*, pada posisi $0.4 < x/c < 0.7$, aliran kembali mengalami percepatan, hal ini terjadi karena adanya penyempitan celah tersebut. Pada *endwall* dengan penambahan *vortex generator* nilai C_p lebih rendah ketika mendekati *trailing edge* ($x/c > 0.8$). Hal ini mengindikasikan aliran mempunyai momentum yang lebih kuat pada daerah mendekati *trailing edge* dengan adanya penambahan *vortex generator*.



Gambar 4.5 C_p fungsi x pada sudut serang 12° pada *upper side* airfoil tanpa dan dengan *vortex generator* pada semua variasi posisi untuk $Re = 1.14 \times 10^5$.

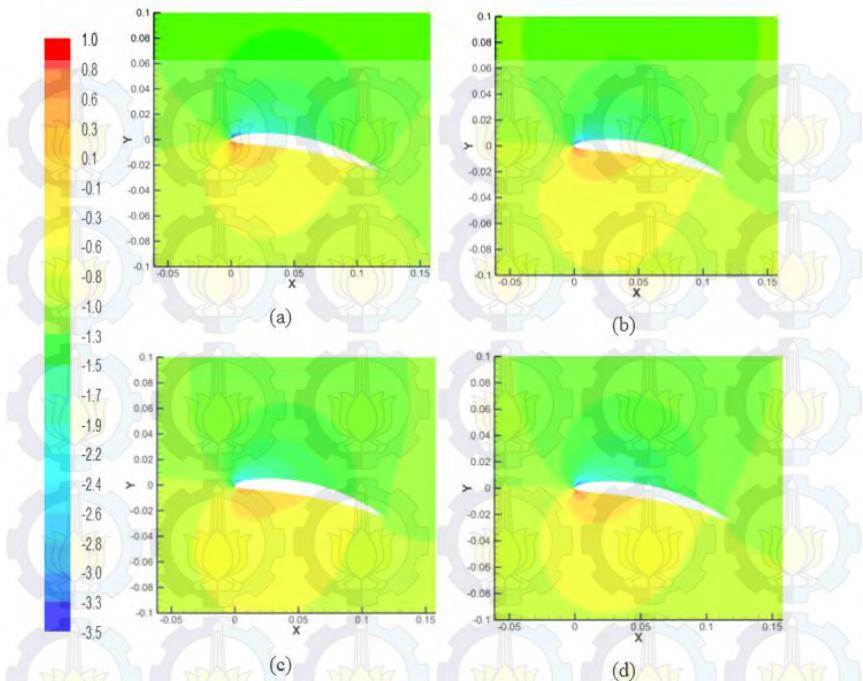
Gambar 4.5 menunjukkan kontur koefisien tekanan pada *endwall* dengan airfoil tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* pada sudut serang 12° . Dapat dilihat perbandingan luasan area yang berwarna kuning dan berwarna hijau dari keempat gambar kontur, di mana area kuning memiliki nilai koefisien tekanan yang lebih besar dibandingkan area hijau. Pada *airfoil* tanpa *vortex generator*, Gambar 4.6 (a) menunjukkan area berwarna kuning yang paling kecil luasannya dibandingkan variasi dengan *vortex generator*. Pada simulasi dengan variasi posisi *vortex generator*, posisi *vortex generator* pada 45%C menunjukkan area berwarna kuning yang paling besar pada gambar 4.6 (c) dibandingkan variasi posisi lainnya. Sedangkan antara variasi posisi di 40%C dan 50%C, terlihat pada gambar 4.6 (b) dan (d), luasan berwarna kuning antara kedua kontur memiliki luas yang hampir sama.

Dari analisa luasan area berwarna kuning yang berada di bawah airfoil, hal tersebut menunjukkan bahwa pada airfoil tanpa *vortex generator*, area yang memiliki tekanan lebih besar di bawah airfoil paling kecil di antara semua variasi, pada bagian bawah airfoil dengan penambahan *vortex generator* pada posisi 40%C dan 50%C memiliki area bertekanan besar tekanan yang lebih luas dibandingkan airfoil tanpa *vortex generator*, dengan peningkatan tekanan yang hampir sama. Sedangkan variasi posisi *vortex generator* pada posisi 45%C memiliki area bertekanan besar di bawah airfoil yang paling luas.

Dari analisa luasan berwarna hijau, yang berada di atas *airfoil*, hal tersebut menunjukkan bahwa pada *airfoil* tanpa *vortex generator*, area yang memiliki tekanan lebih rendah di atas *airfoil* paling luas di antara semua variasi, pada bagian bawah airfoil dengan penambahan *vortex generator* pada posisi 40%C dan 50%C memiliki area bertekanan rendah yang lebih luas

dibandingkan *airfoil* tanpa *vortex generator*, dengan perbedaan luasan yang hampir sama. Sedangkan variasi posisi *vortex generator* pada posisi 45%C memiliki area bertekanan rendah di atas *airfoil* yang paling kecil.

Semakin kecil luasan berwarna hijau pada bagian atas *airfoil* dan semakin besar luasan berwarna kuning pada bagian bawah *airfoil* maka nilai koefisien *lift* akan semakin besar dan nilai koefisien *drag* semakin kecil. Hal ini sesuai dengan nilai pada tabel 4.3 dan 4.4, di mana nilai koefisien *lift* terbesar dan koefisien *drag* terkecil didapatkan pada variasi posisi *vortex generator* di 45%C, lalu koefisien *lift* terkecil dan koefisien *drag* terbesar didapatkan pada *airfoil* tanpa penambahan *vortex generator*. Pada variasi posisi *vortex generator* di posisi 40%C dan 50%C, nilai koefisien *lift* dan *drag* memiliki nilai yang hampir sama, dengan nilai koefisien *lift* lebih besar dan koefisien *drag* lebih kecil dibandingkan *airfoil* tanpa penambahan *vortex generator*.



Gambar 4.6 Distribusi koefisien tekanan pada sudut serang 12° dengan $Re = 1.14 \times 10^5$, (a) *endwall* tanpa *vortex generator*, (b) *endwall* dengan *vortex generator* posisi $40\%C$, (c) *endwall* dengan *vortex generator* posisi $45\%C$, (d) *endwall* dengan *vortex generator* posisi $50\%C$.

4.6 Total Pressure Losses Coefficient

Koefisien kerugian tekanan total merupakan besarnya kerugian energi yang timbul karena adanya kerugian hidrolis aliran sekunder. 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 didapatkan dengan pemaparan nilai dari *surface integral* koefisien *total pressure losses* pada 5%C dibelakang *trailing edge*. Besarnya nilai *total pressure losses coefficient* (ζ) dari *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* dengan berbagai posisi sejauh 5%C dibelakang *trailing edge* dengan 1.14×10^5 pada sudut serang 12° ditunjukkan pada Tabel 4.2. Dari tabel 4.2 dapat dilihat dengan penambahan *vortex generator* dapat mereduksi *total pressure losses coefficient*. Pereduksian *total pressure losses coefficient* paling besar terjadi pada saat posisi *vortex generator* berada pada 45%C dan paling kecil berada pada saat posisi 45%C.

Tabel 4.4 *Total pressure losses coefficient* (ζ) pada *airfoil* tanpa dan dengan *vortex generator* pada semua posisi.

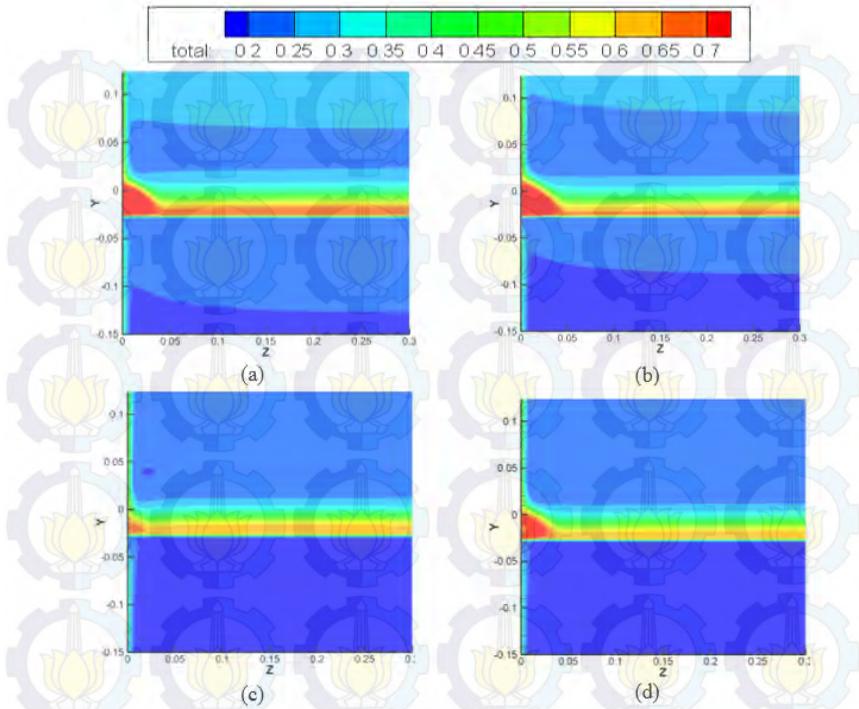
ζ pada $\alpha = 12^\circ$ dan $Re = 1.14 \times 10^5$		
Posisi VG	ζ 5%C di belakang TE	Reduksi ζ (%)
-	0.0333	-
40%C	0.0362	3.0030
45%C	0.0322	9.3093
50%C	0.3790	4.2042

Total pressure losses coefficient juga dapat dilihat secara visualisasi seperti gambar 4.7. Gambar 4.7 (a) menunjukkan kontur distribusi *total pressure losses coefficient* pada 5%C dibelakang *trailing edge* tanpa *vortex generator*. Gambar 4.7 (b) dengan *vortex generator* pada posisi 40%C, Gambar 4.7 (c) dengan *vortex generator* pada posisi 45%C dan Gambar 4.7 (d) dengan *vortex generator* pada posisi 50%C. Dari gambar 4.7 (a) dan (c) dapat dilihat daerah yang berwarna merah dan daerah yang berwarna biru

tua yang cukup signifikan. Warna merah mengindikasikan terjadinya kerugian energi yang tinggi sedangkan warna biru tua mengindikasikan kerugian energi yang rendah. Oleh karena itu, hal ini menunjukkan bahwa penggunaan *vortex generator* mampu mereduksi kerugian energi.

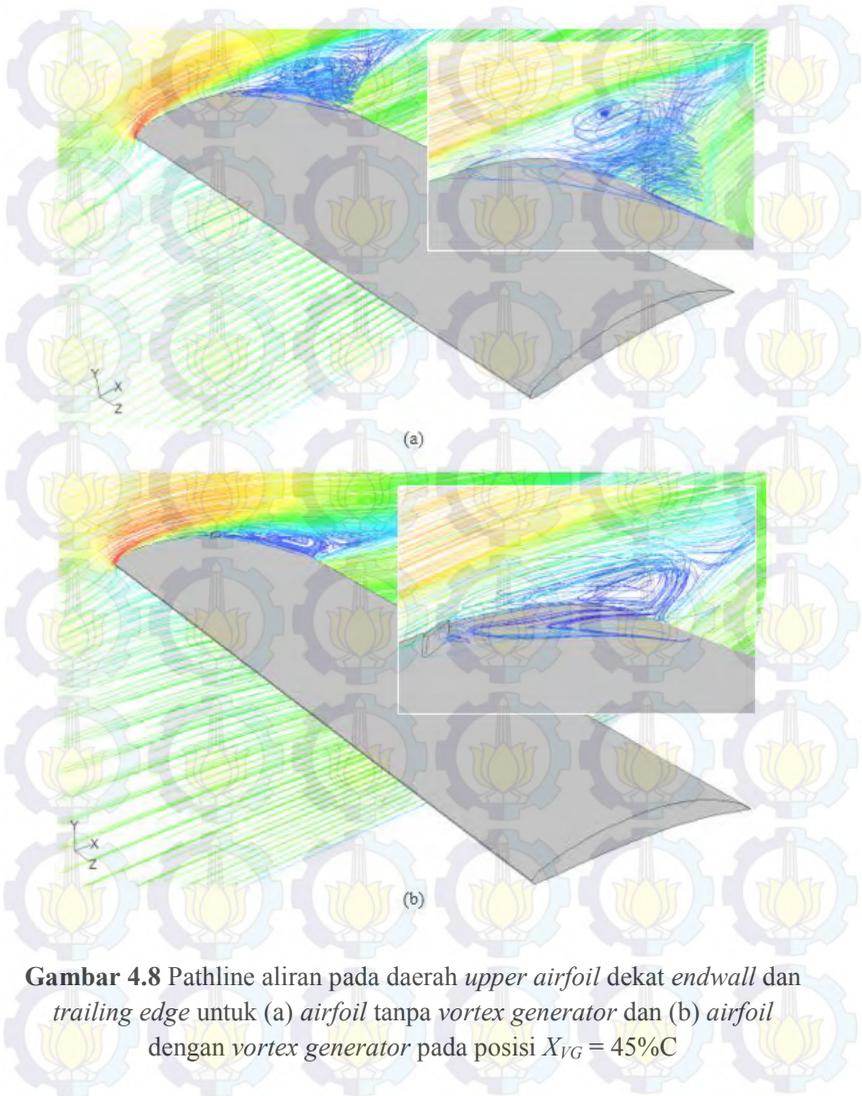
Apabila dibandingkan penggunaan *vortex generator* pada posisi yang berbeda Dari gambar 4.7 juga dapat dilihat bahwa pada sudut serang 12° , daerah yang berwarna merah dan daerah berwarna biru yang paling besar terdapat pada gambar 4.7 (c) dimana *vortex generator* berada pada posisi 45%C. Luas daerah berwarna merah dan daerah berwarna biru untuk posisi *vortex generator* 40%C dan 50%C tidak memiliki perbedaan yang signifikan.





Gambar 4.7 Total Pressure Losses Coefficient pada 5%C dibelakang trailing edge, (a) tanpa vortex generator, (b) dengan vortex generator pada posisi 40%C, (c) dengan vortex generator pada posisi 45%C, (d) dengan vortex generator pada posisi 50%C.

4.7 Pathline aliran



Analisa *pathline* aliran pada daerah *upper airfoil* ditunjukkan pada gambar 4.8. dapat dilihat bahwa pada daerah *upper airfoil* dekat *endwall* dan *trailing edge*, aliran membentuk olakan karena mengalami separasi 3 dimensi. Aliran yang terseparasi secara 3 dimensi tersebut menimbulkan *blockage effect* yang membuat luas *effective area* pada *upper airfoil* berkurang, sehingga menurunkan *lift* dan meningkatkan *drag* pada *airfoil*.

Pada gambar 4.8 (a), dapat dilihat *pathline* aliran memiliki olakan pada daerah dekat *endwall* dan *trailing edge*. Sedangkan pada gambar 4.8 (b), dengan adanya penambahan *vortex generator*, *pathline* aliran di belakang vortex generator menimbulkan olakan yang lebih kecil dibandingkan *airfoil* tanpa *vortex generator*. Hal tersebut disebabkan karena *vortex generator* dapat meningkatkan momentum aliran di dekat *endwall*, sehingga aliran memiliki energi lebih besar untuk melawan separasi 3 dimensi yang menimbulkan *blockage effect*. Dengan *blockage effect* yang lebih kecil, luas *effective area* pun meningkat, dan turut serta meningkatkan *lift* dan menurunkan *drag* pada *airfoil*. Hal ini sesuai dengan nilai koefisien *lift* dan *drag* yang didapatkan pada tabel 4.2 dan tabel 4.3. Dimana penambahan *vortex generator* menyebabkan peningkatan nilai koefisien *lift* dan penurunan nilai koefisien *drag*.



BAB 5 PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Setelah menganalisa karakteristik aliran melintasi *Airfoil British 9C7/32.5C50* dekat *Endwall*, pada sudut serang 12° , dengan modifikasi penambahan *vortex generator* 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*, *corner wake* pun tereduksi sehingga *effective area* pada airfoil semakin bertambah luas sehingga koefisien *lift* meningkat, koefisien *drag* dan *total pressure losses coefficient* 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 yaitu pada jarak $45\%C$, dengan reduksi C_D sebesar 2,73 %, peningkatan C_L sebesar 3,67 % dan reduksi nilai *total pressure losses coefficient* sebesar 9,3%.

5.2 Saran

Berikut ini adalah beberapa saran yang dapat diberikan setelah penelitian dilakukan diantaranya:

1. Pemodelan domain dapat dilakukan menggunakan software CAD yang lebih baru agar mempermudah proses pembuatan geometri domain simulasi.



(Halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR PUSTAKA

1. 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.
2. Anderson, Jr., John. D. 2011. “*Fundamentals of Aerodynamics, 5th Edition*”. McGraw-Hill. United States of America
3. 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.
4. Tobak M., and Peak D.J, 1982, “*Topology of Three Dimensional Separated Flow*”, *Ann. Review Fluid Mechanics*, vol.14, pp. 61-85.
5. 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
6. 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
7. Kartika, R.P, 2015. *Studi Numerik Tentang Pengendalian Aliran Sekunder Pada Airfoil Nasa Ls-0417 Dengan Vortex Generator Di Dekat Endwal*. Laporan Thesis. Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember
8. 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, Issue No.5. 2015.

9. Mirmanto, H., Sutrisno, Sasongko, H. and Noor, D.Z., 2014, “*Reduction of Energy Losses in the Endwall Junction Area Through the Addition of Forward Facing Step Turbulent Generator*”, Applied Mechanics and Materials Vol. 493 pp. 256-261, Trans Tech Publications, Switzerland.
10. Pudjanarsa, A. Sasongko, H. 2012. *Oil Streak Visualization of Fluid Flow over Single D-Type Cylinder*. *World Journal of Mechanics*. 2012, 2, hlm. 197-202.
11. 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.
12. <http://avstop.com/angleofattack>. 29 Agustus 2015.

Biografi



Penulis dilahirkan di Jakarta, 15 April 1993 dan merupakan anak ketiga dari tiga bersaudara. Memulai pendidikan di TK Maria Yacinta pada tahun 1998, lalu menyelesaikan masa studi di SD Maria Fransiska tahun 2005. Kemudian dilanjutkan ke SMP Kanisius dan lulus tahun 2008. Pada tahun 2011 lulus di SMA Kanisius.

Pada tahun 2012 melanjutkan studi ke Institut Teknologi Sepuluh Nopember Jurusan Teknik Mesin dan lulus pada 11 Januari 2015. Mendalami ilmu Mekanika Fluida dengan topik Tugas Akhir “Studi Numerik Optimasi Posisi *Vortex Generator* Guna Mereduksi Aliran Sekunder Dekat *Endwall* Pada *Airfoil British 9C7/32.5C50*”. Penulis dapat dihubungi melalui aristo.andryanto@gmail.com dengan nomor kontak 085921312937.

