



TUGAS AKHIR - TM091486 (KE)

SIMULASI NUMERIK PENGARUH *MULTI-ELEMENT AIRFOIL* TERHADAP *LIFT* DAN *DRAG FORCE* PADA *SPOILER* BELAKANG MOBIL FORMULA SAE DENGAN VARIASI ANGLE OF ATTACK

ARIF AULIA RAHMAN
2109 100 124

Dosen Pembimbing
Nur Ikhwan, ST., M.Eng.

JURUSAN TEKNIK MESIN
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2013



FINAL PROJECT - TM091486 (KE)

**NUMERICAL SIMULATION OF THE INFLUENCE OF
MULTI-ELEMENT AIRFOIL TOWARD LIFT AND
DRAG FORCE AROUND REAR SPOILER OF
FORMULA SAE CAR WITH VARIATION OF ANGLE
OF ATTACK**

ARIF AULIA RAHMAN
2109 100 124

Supervisor :
Nur Ikhwan, ST., M.Eng.

MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Industrial Technology Faculty
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2013



SIMULASI NUMERIK PENGARUH MULTI-ELEMENT AIRFOIL TERHADAP LIFT DAN DRAG FORCE PADA SPOILER BELAKANG MOBIL FORMULA SAE DENGAN VARIASI ANGLE OF ATTACK

Nama Mahasiswa : Arif Aulia Rahhman
NRP : 2109 100 124
Jurusan : Teknik Mesin, FTI-ITS
Dosen Pembimbing : Nur Ikhwan, ST., M.Eng

Abstrak

Formula Society of Automotive Engineers (FSAE) adalah kompetisi desain tingkat mahasiswa dimana sejumlah mahasiswa mendesain, merakit, dan melombakan mobil dengan jenis open wheel car [1]. Lomba ini dimulai sejak tahun 1981 di USA, dan sekarang telah menyebar ke Eropa, Asia, Amerika Selatan, dan Australasia. Dari hasil perlombaan dalam beberapa tahun terakhir, juara umum dari sebagian besar penyelenggaraan FSAE di berbagai negara adalah mobil yang menggunakan wing sebagai elemen penambah downforce. Berbagai perdebatan tentang keuntungan penggunaan wing pada mobil FSAE terus berlanjut karena kecepatan maksimal mobil dalam lintasan hanya 110 km/jam. Penelitian dan pengembangan terus dilakukan untuk mengetahui seberapa besar pengaruh wing dan downforce pada perlombaan FSAE. Oleh sebab itu perlu dilakukan analisa aliran pada mobil Sapuwing Speed dengan modifikasi penambahan wing. Penelitian ini dilakukan dengan menggunakan metode numerik (CFD) dengan software CFD, karena metode numerik dapat menampilkan hasil observasi dan visualisasi yang mendetail. Pemilihan kondisi simulasi digunakan model turbulensi $k-\epsilon$ realizable, $Re_L = 4,7 \times 10^5$, boundary condition



untuk outlet adalah *pressure outlet* dan untuk inlet adalah *velocity inlet* sebesar 11,11 m/s. Variasi *angle of attack* yang digunakan berturut turut adalah 10° , 15° , 20° , 25° , dan 30° . Dari penelitian ini dapat diketahui karakteristik aliran 2D dan 3D di sekitar spoiler Mobil FSAE dengan menggunakan *high lift airfoil low reynolds number*. Dengan memvariasikan *angle of attack* didapatkan pengaruh *angle of attack* terhadap *downforce* dan *drag force* oleh spoiler. Hasil *post processing* kuantitatif yang didapatkan berupa distribusi koefisien tekanan, serta koefisien *drag* dan koefisien *lift*. Koefisien *lift* terendah terdapat pada variasi sudut 15° dengan nilai -3,4 dan koefisien *drag* 0,7. Terdapat perbedaan hasil koefisien *drag* dan *lift* antara 2D dan 3D karena efek *tip vortex*. Dari hasil *post processing* juga didapatkan data kualitatif berupa visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan distribusi vektor kecepatan.



**NUMERICAL SIMULATION OF THE INFLUENCE
OF MULTI-ELEMENT AIRFOIL TOWARDS LIFT
AND DRAG FORCE AROUND REAR SPOILER
OF FORMULA SAE CAR WITH VARIATION OF
ANGLE OF ATTACK**

Student's Name : ***Arif Aulia Rahhman***
NRP : ***2109 100 124***
Major : ***Teknik Mesin, FTI-ITS***
Supervisor : ***Nur Ikhwan, ST., M.Eng***

Abstract

Formula Society of Automotive Engineers (FSAE) is a collegiate design competition where groups of students design, build and race their own open wheel race cars [1]. This competition started on 1981 in the USA, and now has spread to Europe, Asia, South America, and Australasia. From the results of the race in the last few years, the champions of FSAE in the other countries is a car that uses wings as the element to create downforce. There are many questions about the advantages the use of wings on FSAE car continues because the maximum speed of the car in the track is just 110 kph. Research and development continue to be conducted to find out how far the influence of wing and downforce on FSAE competition. Therefore the fluids flow on Sapuangin Speed car with the addition of wings needs to be analyzed. The research uses numerical methods (CFD) with Fluent 14 software, since the numerical



methods can display the results of observation and detailed visualization. The definition of simulation conditions is used $k-\epsilon$ realizable turbulence model, $Re_L = 4,7 \times 10^5$, boundary condition for outlet is a pressure outlet and inlet velocity of inlet is 11.11 m/s. Variations of angle of attack that used are 10^0 , 15^0 , 20^0 , 25^0 , and 30^0 . This research are expected to know the characteristics of 2D and 3D fluid flow around a FSAE car spoiler using high lift airfoil low Reynolds number. By varying the angle of attack would be found the influence of angle of attack against the downforce and drag force by a spoiler. Quantitative post processing results the distribution of pressure coefficient, drag coefficient, and lift coefficient. The minimum lift coefficient is -3,4 developed on 15^0 and the drag coefficient is 0,7. There are some differences on lift and drag coefficient in 2D and 3D simulations since the effect of tip vortices. From the results of qualitative post processing obtained the display of fluid flow visualization as pathline, velocity and pressure contour, and also velocity vector.

**SIMULASI NUMERIK PENGARUH *MULTI-ELEMENT*
AIRFOIL TERHADAP *LIFT* DAN *DRAG FORCE* PADA
SPOILER BELAKANG MOBIL FORMULA SAE
DENGAN VARIASI *ANGLE OF ATTACK***

TUGAS AKHIR


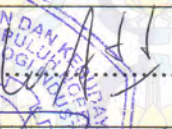
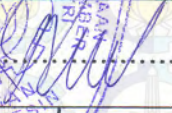

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh
Gelar Sarjana Teknik Pada Bidang Studi Konversi Energi
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya

Oleh :

ARIF AULIA RAHHMAN

Nrp. 2109 100 124

Disetujui Oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

- | | |
|---|---|
| 1. <u>Nur Ikhwan, ST., M.Eng.</u>
(NIP. 196709151995121001) | 
.....(Pembimbing) |
| 2. <u>Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.</u>
(NIP. 197104051997021001) | 
.....(Penguji I) |
| 3. <u>Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.</u>
(NIP. 196412281990031002) | 
.....(Penguji II) |
| 4. <u>Giri NUgroho, ST. MSc.</u>
(NIP. 197910292012121002) | 
.....(Penguji III) |

**SURABAYA
JANUARI 2014**



KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur bagi Allah SWT, karena berkat dan rahmatNya sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir dengan judul **SIMULASI NUMERIK PENGARUH MULTI-ELEMENT AIRFOIL TERHADAP LIFT DAN DRAG FORCE PADA SPOILER BELAKANG MOBIL FORMULA SAE DENGAN VARIASI ANGLE OF ATTACK**

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

1. **Nur Ikhwan, ST., M.Eng**
Selaku dosen pembimbing yang telah banyak memberikan ide, saran, bimbingan, dan motivasi selama ini, sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir di jurusan Teknik Mesin FTI-ITS tepat pada waktunya.
2. **Prof. Ir. Sutardi, M. Eng., Ph.D, Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT., Giri Nugroho, ST., MSc**
Selaku dosen pembahas dan penguji tugas akhir yang telah memberikan petunjuk, saran, dan arahan demi kesempurnaan tugas akhir ini.
3. **Ir. Bambang Pramujati, M.Sc., Ph.D**
Selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS.
4. **Putu Suwarta, ST., MSc**
selaku dosen wali yang selalu membimbing dalam menjalani perkuliahan.
5. **Ir. Witantyo, MSc., Dr. Eng., Sutikno, ST., Alief Wikarta, ST., MSc., Ph.D**
Selaku dosen pembimbing ITS Tim Sapuanging yang selalu memberikan bimbingan dan masukan.
6. Bapak **Sulistiyono** dan ibu tercinta **Sundari Purnaminingsih** yang telah dengan sabar merawat dan



berdoa untuk anaknya dan selalu menjadi sandaran dan pendorong dalam segala permasalahan.

7. Adik tercinta **Layla Kurniasari Putri dan Zahra Nur Azizah** yang selalu menjadi motivasi penulis agar dapat menjadi teladan yang baik.
8. Sahabat-sahabat “The A Team” **Choliq, Affix, Jojo, Dita, Wahyu** yang selalu mengingatkan tentang arti persahabatan
"Sekali lagi, Teman sejati adalah dia yang tak lekang oleh perubahan apapun, entah waktu, zaman, tempat, lingkungan dan semua hal yang berubah, Teman sejati adalah mereka yang mengingat dan teringat, mereka yang ada dan membaut ada, mereka yang tertawa dan mentertawai, mereka yang menangis dan menangisi, mereka yang memberi dan diberi, mereka yang meminta dan diminta, mereka yang baik dan diperbaiki, mereka paham dan memahami. Teman sejati adalah mereka yang selalu merasa dan dirasa paling dekat dengan kita.", **Abdul Choliq**
9. Anggota ITS Tim Sapuangin 2013, **Alam, Samsul, Vikri, Septian, Mahendra, Fadli, TJ, Ardi, Mad, Fahmi, Toni, Tito, Ekak, Rois, Achmadi, Taufan, Dwi, Deni, Heri, Hulfi**
Yang telah selalu menemani dalam segala keadaan dan selalu menjadi pelecut semangat.
10. Adik-adik anggota **Tim Sapuangin 2014** yang selalu saya banggakan.
11. **Galang, Andri, Vikri, Samsul** yang selalu sabar dalam menjawab pertanyaan-pertanyaan penulis.
12. Semua Teman-Teman **M52 dan Lab. Mekanika Fluida**
13. Semua **Bapak/Ibu Dosen dan Karyawan** Jurusan Teknik Mesin.
14. Semua pihak yang turut membantu, tetapi tidak dapat penulis sebutkan satu per satu.



Tugas Akhir
Konversi Energi

Penulis menyadari bahwa masih terdapat kekurangan dalam penulisan tugas akhir ini. Oleh karena itu, segala saran dan kritik yang membangun sangat penulis harapkan. Akhir kata, penulis berharap agar tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan sumbangan bagi perkembangan ilmu pengetahuan. Amin.

Surabaya, Februari 2014

Penulis



Halaman ini sengaja dikosongkan



DAFTAR ISI

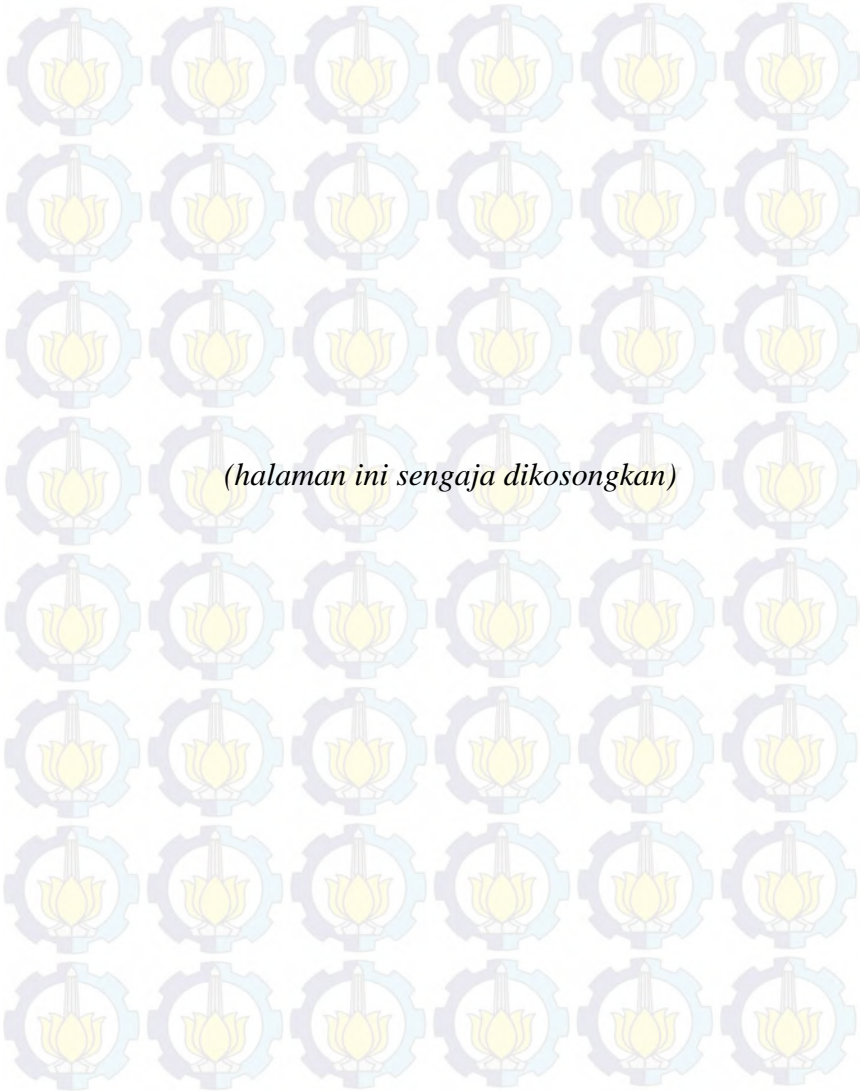
HALAMAN JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	v
ABSTRAK	vii
KATA PENGANTAR.....	xi
DAFTAR ISI.....	xiv
DAFTAR GAMBAR.....	xviii
DAFTAR TABEL	xxiii
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	3
1.3 Tujuan Penelitian	6
1.4 Batasan Masalah	6
1.5 Manfaat Penelitian	6
1.6 Sistematika Penulisan Tugas Akhir	7
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	10
2.1 Aliran Eksternal	10
2.1.1 Konsep Lapis Batas (Boundary Layer).....	10
2.1.2 Karakteristik Boundary Layer.....	12
2.1.3 Separasi Pada Boundary Layer	13
2.1.4 Separasi Bubble.....	14
2.1.5 Persamaan Tekanan.....	16
2.1.6 Gaya Aerodinamika	19
2.1.7 Teori Terjadinya Drag.....	20
2.1.8 Teori Terjadinya Lift.....	23
2.2 Penelitian yang Relevan.....	25
2.2.1 Gopalathnam and Selig.....	25
2.2.2 Suresh dan Shitaram.....	28
2.2.3 Fukuda et al.....	30



2.2.4 Wordley and Saunders	34
2.3 Blockage Effect	39
2.4 Numerical Modelling	39
2.4.1 Computational Fluid Dynamics (CFD)	39
2.4.2 Deskripsi tentang RANS Turbulensi Model	40
BAB III METODE PENELITIAN	44
3.1 Preprocessing	44
3.1.1 Geometri Spoiler	44
3.1.2 Domain pemodelan	46
3.1.3 Meshing	46
3.1.4 Parameter Pemodelan	48
3.2 Processing atau solving	49
3.3 Postprocessing	49
3.4 Tahapan Penganalisaan	50
3.5 Alokasi Waktu Penelitian	50
3.6 Flowchart Metode Penelitian	51
BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN	54
4.1 Analisa Pengaruh Angle of Attack pada Medan Aliran 2D	54
4.1.1 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=10^0$	54
4.1.2 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=15^0$	58
4.1.3 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=20^0$	63
4.1.4 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=25^0$	68
4.1.5 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=30^0$	72
4.1.6 Perbandingan Aliran 2 Dimensi Angle of Attack 10^0 , 15^0 , 20^0 , 25^0 , dan 30^0	76
4.2 Analisa Pengaruh Angle of Attack pada Gaya Aerodinamika (2D)	78
4.2.1 Gaya Lift	79
4.2.2 Gaya Drag	80



4.3 Analisa Aliran 3D	81
4.3.1 Medan Aliran 3 Dimensi Simulasi pada $\alpha=15^0$	82
4.3.2 Analisa Gaya Aerodinamika pada Simulasi 3D.....	92
4.3.3 Perhitungan.....	93
4.3.3.1 Perhitungan Gaya Drag pada angle of attack 15^0	93
4.3.3.2 Perhitungan gaya Lift	93
4.3.3.3 Perhitungan Momen pada Mobil	94
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	97
Kesimpulan	97
Saran.....	98
DAFTAR PUSTAKA.....	100





DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1	Desain mobil Monash University	4
Gambar 1.2	(a) tipe spoiler yang digunakan pada mobil FSAE Monash Univ. (b) gurney flap 4% yang digunakan pada airfoil paling belakang.....	5
Gambar 2.1	Struktur lapis batas	11
Gambar 2.2	Lapis batas di dekat permukaan kendaraan	12
Gambar 2.3	Aliran dengan pressure gradient.....	14
Gambar 2.4	Deskripsi skematik separasi bubble dan transisi lapis batas.....	15
Gambar 2.5	Distribusi tekanan pada separasi bubble	16
Gambar 2.6	Terminologi untuk mendeskripsikan aplikasi perumusan Bernoulli.....	17
Gambar 2.7	Distribusi C_p sepanjang 2D kontur automobile.....	18
Gambar 2.8	Gaya drag, lift, side dan momen	20
Gambar 2.9	Penguraian komponen gaya drag dan lift.....	21
Gambar 2.10	Proses terjadinya lift pada kendaraan.....	24
Gambar 2.11	(a) Grafik kecepatan dengan variasi gap airfoil 30%, 50%, dan 100%	26
	(b) Grafik pengaruh gap terhadap lift pada inviscid dan viscous flow.....	26
Gambar 2.12	(a) grafik distribusi kecepatan dengan variasi rasio ukuran flap terhadap main chord 0,25; 0,30; dan 0,35.....	
	(b) Grafik pengaruh gap terhadap lift pada inviscid dan viscous flow.....	27
Gambar 2.13	Pengaruh gurney flap terhadap lift dan drag dengan variasi panjang gurney flap....	28
Gambar 2.14	Fenomena aliran yang terjadi pada gurney flap	29
Gambar 2.15	(a) Distribusi vortisitas dibelakang	



	model ahmed dengan CFD.....	31
	(b) Efek dari sudut inklinasi ujung belakang	31
Gambar 2.16	Efek sudut inklinasi ujung belakang ; Distribusi kontur tekanan	31
Gambar 2.17	Efek dari dek dan spoiler.....	32
Gambar 2.18	(a) Vektor kecepatan dan distribusi vortisitas tipe fastback belakang	33
	(b) Distribusi vortisitas tipe notback belakang	33
Gambar 2.19	Efek dari lebar spoiler bentuk baru terhadap CD,CL,CLR	34
Gambar 2.20	(a) Hasil meshing profil wing dalam penelitian Zhang dan Zerihan.....	35
	(b) grafik perbandingan Cl dan Cd simulasi CFD dengan wind tunnel	35
Gambar 2.21	Hasil meshing profil tiga elemen wing belakang dengan gurneyflap	36
Gambar 2.22	(a) grafik hasil simulasi CFD antara Angle of attack vs koefisien gaya angkat dan gaya drag pada front wing	36
	(b) grafik grafik hasil simulasi CFD antara ground clearance vs koefisien gaya angkat dan gaya drag pada beberapa angle of attack pada front wing.....	36
	(c) grafik hasil simulasi CFD antara angle of attack vs koefisien gaya drag dan gaya angkat.....	37
	(d) simulasi mobil FSAE Monash University.....	37
Gambar 2.23	(a) grafik hasil percobaan front wing pada wind tunnel.....	38
	(b) grafik percobaan rear wing pada wind tunnel.....	38
	(c) grafik pengaruh ketinggian rear wing	



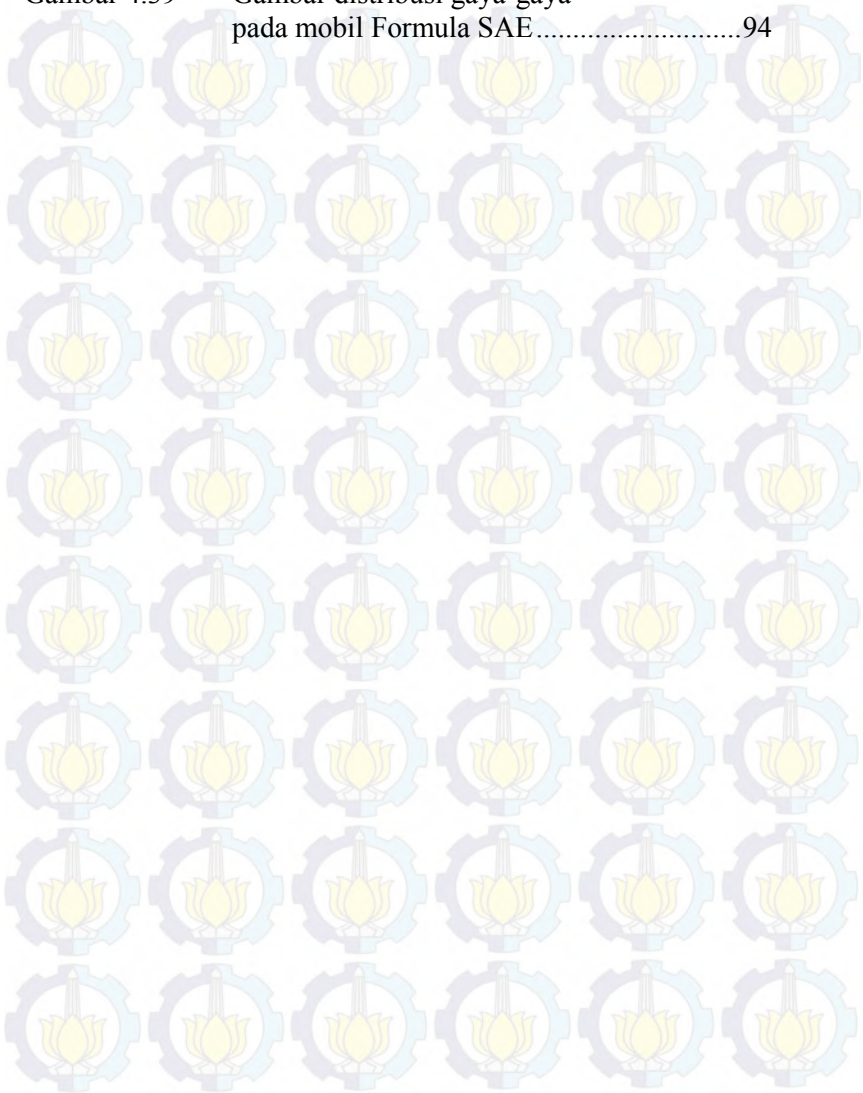
	dengan gaya angkat	38
	(d) hasil penelitian akhir.....	38
Gambar 2.24	Blok diagram simulasi dengan CFD	40
Gambar 3.1	Isometri airfoil.....	45
Gambar 3.2	Isometri spoiler.....	45
Gambar 3.3	Isometri spoiler tampak depan dan belakang.....	45
Gambar 3.4	Domain pemodelan (2D-flow)	46
Gambar 3.5	Domain pemodelan (3D-flow).....	46
Gambar 3.6	Meshing bodi 2D	47
Gambar 3.7	Meshing bodi 3D.....	47
Gambar 4.1	Grafik distribusi C_p $\alpha=10^0$ (2D-flow)	54
Gambar 4.2	(a) Posisi titik stagnasi $\alpha=10^0$ (2D-flow).....	55
	(b) Perhitungan angle of attack	55
Gambar 4.3	Kontur kecepatan dan pathline $\alpha=10^0$	57
Gambar 4.4	Distribusi vektor kecepatan pada $\alpha=10^0$	58
Gambar 4.6	Grafik distribusi C_p pada $\alpha=15^0$ (2D-flow).....	59
Gambar 4.7	Posisi titik stagnasi pada $\alpha=15^0$	59
Gambar 4.8	Kontur kecepatan dan pathline pada $\alpha=15^0$	62
Gambar 4.9	Distribusi vektor kecepatan pada $\alpha=15^0$	62
Gambar 4.11	Grafik distribusi C_p di upperside pada $\alpha=20^0$	63
Gambar 4.12	Posisi titik stagnasi pada $\alpha=20^0$	64
Gambar 4.13	Kontur kecepatan dan pathline simulasi $\alpha=20^0$	66
Gambar 4.14	Distribusi vector kecepatan pada permodelan $\alpha=20^0$	67
Gambar 4.16	Grafik distribusi C_p pada $\alpha=25^0$ (2D-flow).....	68
Gambar 4.17	Posisi titik stagnasi pada $\alpha=25^0$	68
Gambar 4.18	Kontur kecepatan dan pathline pada $\alpha=25^0$	71
Gambar 4.19	Distribusi vektor kecepatan pada $\alpha=25^0$	71



Gambar 4.21	Grafik distribusi C_p pada $\alpha=30^\circ$ (2D-flow)	72
Gambar 4.22	Posisi titik stagnasi pada $\alpha=30^\circ$	73
Gambar 4.23	Kontur kecepatan dan pathline pada $\alpha=30^\circ$	75
Gambar 4.24	Distribusi vektor kecepatan pada $\alpha=30^\circ$	75
Gambar 4.26	Grafik distribusi C_p upperside (2D-Flow) ..	76
Gambar 4.27	Grafik distribusi C_p lowerside (2D-Flow) ..	77
Gambar 4.28	Grafik C_l vs angle of attack	79
Gambar 4.29	Grafik C_d vs angle of attack	81
Gambar 4.30	Grafik perbandingan distribusi C_p melalui permodelan 2D dan 3D di midspan $\alpha=15^\circ$ segmen upperside	82
Gambar 4.31	Grafik perbandingan distribusi C_p melalui permodelan 2D dan 3D di midspan $\alpha=15^\circ$ segmen lowerside	83
Gambar 4.32	Distribusi C_p pada pemodelan 3D tanpa efek grill pada pemotongan $z=0\%$, $z=25\%$, $z=50\%$ dan $z=75\%$ di segmen (a) upperside (atas);	84
	(b) lowerside (bawah)	84
Gambar 4.33	Kontur tekanan (a) isometri samping	85
	(b) isometri depan	85
	(c) isometri belakang	85
Gambar 4.34	Kontur tekanan dan pathline (a) isometri belakang	86
	(b) tampak samping	86
Gambar 4.35	Pemotongan pada arah sumbu x dengan variasi $x/l=0,5$, $x/l=0,65$, dan $x/l=1$	87
Gambar 4.36	Pemotongan pada sumbu dengan jarak (a) $x/l=0,5$ (b) $x/l=0,65$ dan (c) $x/l=1$	88
Gambar 4.37	Posisi pemotongan pada rear spoiler	90
Gambar 4.38	Vektor kecepatan di belakang model kendaraan (a) $x/l=1,1$	90
	(b) $x/l=4,1$	91



	(c) $x/l = 6,6$	91
Gambar 4.39	Gambar distribusi gaya-gaya pada mobil Formula SAE	94





(halaman ini sengaja dikosongkan)



DAFTAR TABEL

Tabel 3.1	Dimensi Spoiler	44
Tabel 3.2	Alokasi waktu penelitian	50
Tabel 4.1	Informasi Posisi Medan Aliran 2 Dimensi untuk Simulasi dengan Variasi <i>Angle of Attack</i> ..	71
Tabel 4.2	Perbandingan gaya-gaya aerodinamikapada Simulasi 2D dan Midspan 3D pada $\alpha= 15^0$	86



Halaman ini sengaja dikosongkan



BAB I **PENDAHULUAN**

1.1 Latar Belakang

Formula SAE adalah kompetisi desain tingkat mahasiswa dimana sejumlah mahasiswa mendesain, merakit, dan melombakan mobil dengan jenis *open wheel car* [1]. Lomba ini dimulai sejak tahun 1981 di USA, dan sekarang telah menyebar ke Eropa, Asia, Amerika Selatan, dan Australasia. Tidak seperti perlombaan mobil konvensional, penilaiannya terdiri dari delapan *event* yang berbeda, dan tim yang memiliki akumulasi nilai tertinggi-lah yang akan menjadi juara. Terdapat tiga *event* statis (*cost, presentation, design*) dan lima *event* dinamis (*acceleration, skid pad, autocross, fuel economy, endurance*) [2]. Dari hasil perlombaan dalam beberapa tahun terakhir, juara umum dari sebagian besar penyelenggaraan FSAE di berbagai negara adalah mobil yang menggunakan *spoiler* sebagai elemen penambah *downforce*.

Berbagai perdebatan tentang keuntungan penggunaan *spoiler* pada mobil FSAE terus berlanjut karena kecepatan maksimal mobil dalam lintasan hanya 110 km/jam. Oleh karena itu penelitian dan pengembangan terus dilakukan untuk mengetahui seberapa besar pengaruh *spoiler* dan *downforce* pada perlombaan FSAE. Untuk mengarah ke konsep optimalisasi tersebut, para peneliti menggunakan konsep aliran 2D maupun aliran 3D yang melintasi suatu bodi. Analisa 2D mengenai fenomena aliran sejak dahulu telah memunculkan berbagai macam karakteristik aliran. Salah satunya adalah analisa aliran melewati *multi-element airfoil* pada *front* dan *rear spoiler* mobil FSAE.

Penelitian tentang penambahan *multi element spoiler* pada mobil formula SAE telah dilakukan oleh beberapa universitas, salah satunya adalah *Monash University*, oleh **Wordley and Saunders** [3] tentang prediksi performa mobil dengan penambahan *spoiler*. Dalam penelitiannya tersebut dijelaskan



mobil dengan *spoiler* akan lebih cepat 2 km/jam di tikungan tetapi lebih lambat 0,19 detik di trek lurus sepanjang 75 meter. Bentuk *airfoil* dan *angle of attack* yang bekerja pada *spoiler* sangat berpengaruh terhadap gaya angkat negatif dan gaya *drag* yang dihasilkan. Dalam penelitian tersebut digunakan analisa numerik 2D menggunakan CFD yang terkonsentrasi pada *centerline airfoil*.

Jang, et al [4] melakukan penelitian tentang pengaruh *gurney flap* pada *airfoil* tipe NACA 4412. Penelitian dilakukan dengan metode numerik menggunakan software INS 2D dengan memvariasikan panjang *gurney flap* dari 0,5% - 3% panjang *chord*. Dengan adanya *gurney flap* ini dapat menambah koefisien *lift* dan mengurangi kebutuhan *angle of attack*, sehingga penambahan *drag* yang terjadi tidak terlalu signifikan. Dengan metode numerik 2D ini memperlihatkan dengan jelas struktur aliran pada *trailing edge*.

Struktur aliran ketika melewati geometri bodi yang kompleks dirasa kurang cukup bila karakteristiknya dideskripsikan hanya menggunakan analisa 2D. Pada *spoiler*, analisa aliran 3D dirasa perlu digunakan saat aliran tersebut menerima banyak gangguan. Gangguan tersebut biasa terjadi dengan adanya aliran yang mengalir dari daerah bertekanan tinggi (*pressure side*) menuju daerah bertekanan rendah (*suction side*) melewati ujung samping *airfoil*. Interaksi antara *pressure side* dan *suction side* tersebut membuat terjadinya *wing tip vortex* yang akan memunculkan *downwash*. Dengan adanya *downwash* akan menambah *induced drag* dan memperkecil *lift* yang terjadi. Untuk itulah, kajian mengenai analisa aliran secara 3D ini sangat penting pada sebuah kendaraan.

Analisa aliran 3D pada aerodinamika automobil dengan menggunakan teknik CFD dan uji eksperimen di terowongan angin dilakukan oleh **Fukuda et al [5]**. Penambahan *spoiler* di dek pada model ahmed akan menyebabkan terjadinya pengurangan C_{LR} dan peningkatan C_D dan C_{LF} ketika ketinggian *spoiler* bertambah. Walaupun penambahan *spoiler* memperkecil



downwash dari uperside dan memperkecil resultan spiral vortex sehingga C_{LR} berkurang, namun juga akan memperbesar intensitas vortex cincin pada permukaan belakang, terutama vortex pada ujung atas dari permukaan belakang sehingga C_D dan C_{LF} meningkat.

Penelitian pada berbagai bodi tunggal seperti yang telah disinggung didepan, hampir seluruhnya berkonsentrasi pada daerah *centreline*. Hal ini mengisyaratkan bahwa konsep pengamatan ditinjau secara perspektif 2D dan secara analisa aliran 2D pula. Sementara itu pada analisa aliran 3D juga masih memiliki beberapa kelemahan jika arah penelitiannya langsung pada pengaruh aliran 3D tanpa evaluasi perbandingan terhadap karakteristik aliran 2D. Untuk itu diperlukan sebuah penelitian yang diawali dari penganalisaan karakteristik aliran 2D yang dilanjutkan dengan karakteristik aliran 3D lalu membandingkan hasil antar keduanya.

Dari hasil penelitian data yang telah disebutkan, analisa aerodinamika dari modifikasi Mobil Sapuangin Speed dengan penambahan *spoiler* diharapkan dapat meningkatkan *downforce* mobil sehingga menambah *cornering speed* dan memperbaiki catatan waktu mobil tiap lap.

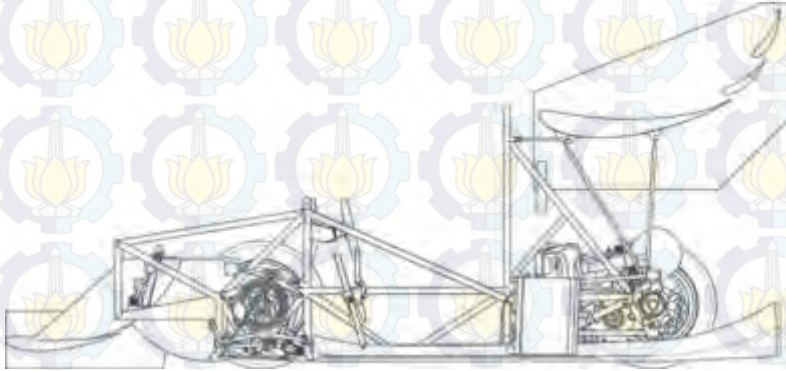
1.2 Perumusan Masalah

Dalam tujuannya untuk menambah *downforce* kendaraan dan menambah kecepatan di tikungan, dilakukan pemodelan penambahan *spoiler* pada Mobil Sapuangin Speed (SAS). *Downforce* pada *spoiler* dapat terjadi karena laju aliran di bagian atas *airfoil* (*pressure side*) lebih rendah dibandingkan dengan laju aliran di bawah *airfoil* (*suction side*), sehingga tekanan di bagian atas *airfoil* lebih tinggi daripada tekanan di bawah *airfoil* yang menyebabkan terjadinya gaya tekan ke bawah (*downforce*).

Airfoil pada *spoiler* yang akan ditambahkan pada Mobil Sapuangin Speed menggunakan desain *subsonic airfoil for high lift* seperti yang digunakan pada pada Mobil FSAE Monash University dengan dan *gurney flaps* 4% dari panjang *chord*.

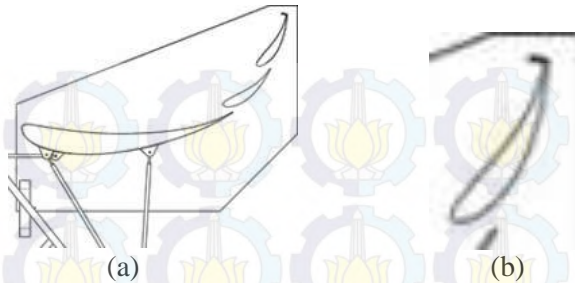


Dengan semakin meningkatnya *angle of attack*, *frontal area* dari *spoiler* tersebut juga akan semakin meningkat, sehingga separasi yang terjadi juga akan semakin cepat. Adanya separasi akan mengakibatkan daerah bertekanan rendah yang disebut *wake*. Semakin besar daerah *wake*, maka gaya hambat (*drag force*) juga akan semakin besar.



Gambar 1.1 Desain mobil Monash University

Disamping itu, meningkatnya *angle of attack* akan meningkatkan selisih tekanan antara tekanan bagian atas *airfoil* dengan bagian bawah *airfoil* sehingga *downforce* akan semakin besar. Akan tetapi jika *angle of attack* terus meningkat, separasi yang terjadi akan semakin besar dan sangat dominan sehingga *airfoil* akan kehilangan *downforce*. Saat dimana *airfoil* kehilangan *downforce* karena separasi yang sangat dominan tersebut dinamakan *stall*. *Stall* akan terjadi jika kemiringan *airfoil* telah melewati *critical angle of attack*.



Gambar 1.2 (a) tipe spoiler yang digunakan pada mobil Formula SAE Monash University; (b) gurney flap 4% yang digunakan pada airfoil paling belakang

Bagian lain yang menentukan gaya *drag* dan gaya angkat negatif adalah *gurney flap*. *Gurney flap* berguna untuk meningkatkan tekanan pada *pressure side* dan menurunkan tekanan pada *suction side* dengan menunda atau menghilangkan separasi pada bagian *suction side*. Sehingga, gaya angkat yang terjadi akan lebih besar.

Dengan terjadinya *downforce* pada *spoiler* belakang, akan terjadi momen *pitching* yang menyebabkan gaya angkat pada bagian depan kendaraan. Sehingga harus diketahui letak titik berat kendaraan dan titik tangkap gaya tekan yang dihasilkan *spoiler* terhadap bodi. Selain itu, pengaruh yang ditimbulkan *spiral vortex* harus diminimalisasi dengan penambahan *end plate* pada masing ujung samping *spoiler*. Optimalisasi dimensi *end plate* juga harus dilakukan karena tentunya semakin besar dimensi *end plate* gaya *drag* yang dihasilkan juga akan semakin besar.

Berdasarkan beberapa pemahaman mengenai fenomena aliran di atas, tugas akhir ini mencoba untuk menganalisa bagaimana fenomena aliran yang melewati Mobil Sapuangin Speed dengan modifikasi penambahan *spoiler* belakang dan bagaimana pengaruhnya terhadap gaya *drag* dan *downforce* kendaraan.



1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan diadakannya penelitian ini adalah untuk mengetahui karakteristik aliran 3D beserta efek gaya aerodinamika yang ditimbulkan pada saat melewati *multi-element airfoil* pada *spoiler* belakang mobil FSAE dengan memvariasikan *angle of attack*. Melalui pemodelan numerik *Computational Fluid Dynamics* (CFD) akan dikaji beberapa parameter, antara lain :

1. Nilai distribusi koefisien tekanan (C_p), koefisien *drag* (C_D), dan koefisien *lift* (C_L) pada *spoiler* Mobil Formula SAE.
2. Visualisasi aliran meliputi tampilan *pathlines*, kontur kecepatan dan tekanan statis, serta tampilan distribusi vektor kecepatan saat melewati *spoiler* Mobil Formula SAE.

1.4 Batasan Masalah

Batasan masalah yang digunakan pada penelitian dengan menggunakan perangkat lunak *CFD* ini adalah :

1. Kecepatan udara inlet sebesar 11,11 m/s yang merupakan kecepatan maksimal.
2. Perpindahan energi diabaikan.
3. Geometri *airfoil* pada *spoiler* :
 1. *Main element chord* (C_m) : 400 mm
 2. *Flap element chord* (C_f) : 180 mm
 3. *Span* : 1300 mm
 4. *Aspect Ratio* (AR) : 1,8
 5. *Gurney flap* : 3%
4. Rasio jarak antar *airfoil* terhadap *chord* ditentukan sebesar 0,02

1.5 Manfaat Penelitian

Dengan dilakukannya penelitian ini diharapkan membawa manfaat yaitu :



1. Mampu memahami, menjelaskan, dan membandingkan pengaruh bentuk *airfoil*, *angle of attack*, jarak antar *airfoil*, dan *gurney flap*
2. Mengetahui pengaruh variasi *angle of attack* terhadap *downforce* dan *drag force*
3. Mengetahui fenomena aliran secara fisis dari analisa aliran disekitar *spoiler* melalui visualisasi aliran dengan perangkat lunak *CFD* akibat pengaruh dari bentuk *airfoil*, *angle of attack*, jarak antar *airfoil*, dimensi *end plate* dan *gurney flap*
4. Mengetahui Nilai distribusi koefisien tekanan (C_p), koefisien *drag* (C_D), dan koefisien *lift* (C_L) pada *spoiler* mobil Formula SAE
5. Mampu memberikan sumbangsih nyata pada pengembangan mobil Formula SAE yang nantinya bisa digunakan sebagai rujukan pengembangan mobil Ssapuangin Speed

1.6 Sistematika Penulisan Tugas Akhir

Penulisan Tugas Akhir ini disusun sebagai berikut :

Bab I Pendahuluan

Bab ini berisi tentang latar belakang, perumusan masalah, tujuan penelitian, batasan masalah, dan manfaat dari penelitian yang dilakukan.

Bab II Tinjauan Pustaka

Bab ini menerangkan tentang dasar teori dan penelitian terkait yang sudah ada. Dasar teori berisi semua hal yang menunjang dalam penganalisaan hasil penelitian. Sedangkan penelitian terkait yang sudah ada berisi tentang penelitian-penelitian sebelumnya yang ada korelasinya dengan penelitian kali ini yang juga menjadi penunjang dalam analisa data.

Bab III Metode Penelitian

Bab ini menerangkan tentang langkah-langkah pemodelan dengan menggunakan perangkat lunak *CFD*, geometri



dari *spoiler* Mobil Formula SAE, serta alokasi waktu penelitiannya.

Bab IV Analisa Dan Diskusi

Bab ini berisi tentang hasil-hasil numerik (*post processing*) kualitatif dan kuantitatif berupa kontur, *pathlines*, profil kecepatan dan grafik dari perangkat lunak *CFD* kemudian dianalisa dan didiskusikan lebih lanjut.

Bab V Kesimpulan dan Saran

Bab penutup ini terdiri dari 2 sub bab, yaitu kesimpulan dari hasil numerik (*post processing*) dan saran yang perlu diberikan.





BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Aliran Eksternal

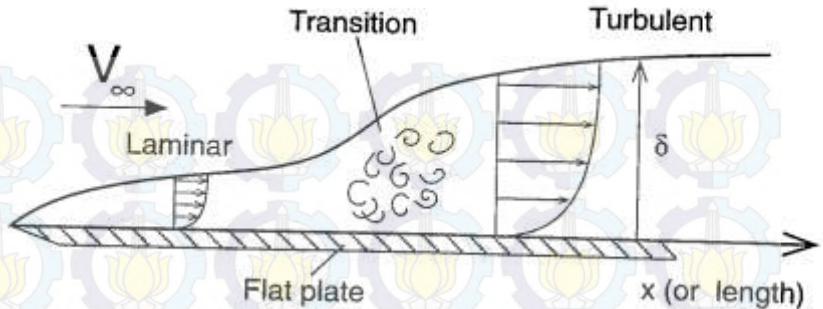
2.1.1 Konsep Lapis Batas (*Boundary Layer*)

Boundary layer (lapis batas) merupakan lapisan tipis pada *solid surface* yang terbatas daerah sangat sempit dekat permukaan kontur dengan kecepatan fluida tidak *uniform* dikarenakan tegangan geser yang muncul akibat viskositas.

Dari penjelasan di atas, aliran melintasi suatu kontur diklasifikasikan menjadi dua daerah yaitu :

1. Daerah di dalam lapis batas (dekat permukaan kontur) dengan efek viskositas yang sangat berpengaruh (*viscous flow*).
2. Daerah di luar lapis batas dengan efek viskositas diabaikan (*nonviscous flow*).

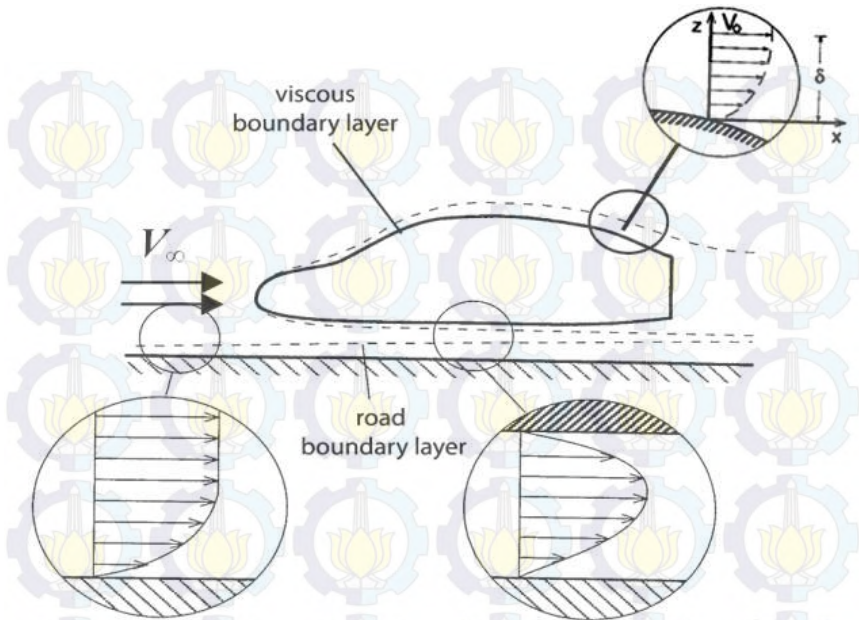
Gambar 2.1 memperlihatkan suatu fluida mengalir dengan distribusi kecepatan yang sama atau *uniform* (U_{∞}). Ketika melewati suatu *solid surface*, aliran tersebut mengalami distribusi kecepatan yang berbeda sebagai pengaruh adanya tegangan geser pada permukaan padat. Distribusi kecepatan ini dimulai dari titik di permukaan padat tersebut, dimana aliran fluida mempunyai kecepatan nol. Kemudian menjadi semakin besar ketika menjauhi permukaan bodi. Pengaruh tegangan geser akan hilang pada posisi tertentu dan kecepatan fluida mencapai harga kecepatan fluida *non viscous* ($u = 0,99 U_{\infty}$). Posisi tersebut merupakan batas daerah *viscous* dengan bagian *non viscous*. Jarak yang terukur dari permukaan padat arah normal hingga posisi tersebut disebut tebal lapis batas (*boundary layer thickness*, δ). Dimana tebal lapis batasnya akan meningkat seiring dengan bertambahnya jarak atau lintasan.



Gambar 2.1 Struktur lapis batas[6]

Lapis batas pada permukaan padat akan berkembang dari ujung plat (*leading edge*). Tebal lapis batas pada daerah *leading edge* masih tipis, dimana partikel-partikel bergerak secara berlapis-lapis dan lapis batas yang terjadi disebut lapis batas laminar. Semakin jauh fluida bergerak dari ujung plat, lapis batas akan semakin berkembang dan aliran akan berubah mendekati turbulen.

Adanya lapis batas menyebabkan kerugian *momentum flux* dibanding aliran *inviscid*. Ketebalan dalam aliran *inviscid* yang mempunyai *momentum flux* sama dengan defisit *momentum flux* dalam lapis batas disebut *momentum thickness* (θ). Kerugian momentum ini dapat digunakan untuk mengetahui seberapa besar koefisien friksi permukaan (C_f).



Gambar 2.2 Lapis batas didekat permukaan kendaraan Katz [7]

Ketebalan dari lapis batas sekitar beberapa mm didepan kendaraan yang melaju pada 100 km/jam, dan beberapa cm pada bagian belakangnya. Seperti yang diketahui, semakin tebal lapis batas berkontribusi pada terbentuknya *viscous friction drag* yang semakin besar.

2.1.2 Karakteristik *Boundary Layer*

Jenis lapis batas yang terjadi pada aliran udara yang mengalir suatu obyek sangat ditentukan oleh bilangan *Reynolds* (R_e). Hal ini dapat dijelaskan bahwa dalam lapis batas gaya *viscous* dan gaya inersia sangat penting, sementara bilangan *reynolds* sendiri menggambarkan perbandingan antara gaya inersia terhadap gaya *viscous*.



$$R_e = \frac{\text{Gaya Inersia}}{\text{Gaya Viscous}} \quad (2.1)$$

dimana : Gaya Inersia = $p \times A = \rho \cdot U_\infty^2 \cdot L^2$ (2.2)

Gaya Viscous = $\tau \times A = \left(\frac{\mu U_\infty}{L} \right) \cdot L^2$ (2.3)

Sehingga,

$$R_e = \frac{\rho \cdot U_\infty^2 \cdot L^2}{\left(\frac{\mu U_\infty}{L} \right) \cdot L^2} = \frac{\rho \cdot U_\infty \cdot L}{\mu} \quad (2.4)$$

dimana : ρ : Densitas fluida

U_∞ : Kecepatan aliran *free stream* fluida

L : Panjang karakteristik yang diukur pada medan aliran, dalam kasus ini adalah panjang kendaraan

μ : Viskositas dinamis fluida.

Sehingga,

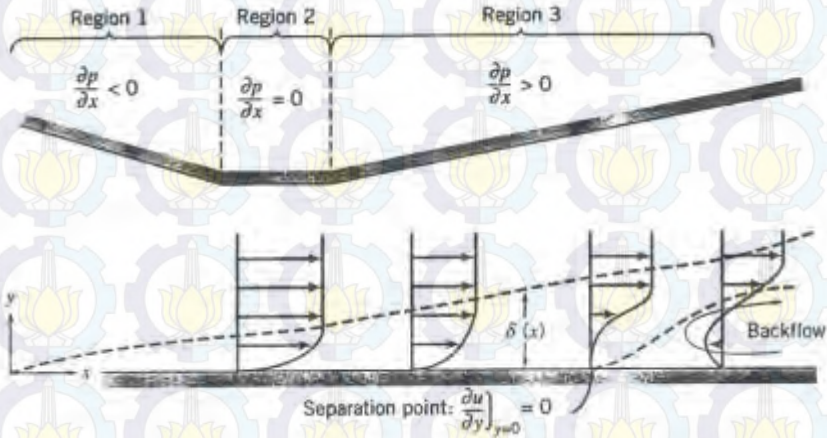
$$R_e = \frac{\rho \cdot U_\infty \cdot L}{\mu} \quad (2.5)$$

2.1.3 Separasi Pada *Boundary Layer*

Di dalam *boundary layer* ditemukan suatu fenomena yang disebut sebagai separasi. Separasi ini menimbulkan aliran yang terbalik arahnya dari aliran utama. Separasi merupakan peristiwa dimana aliran fluida terpisah dari permukaan benda. Proses separasi diawali dengan adanya aliran fluida yang terus menerus mengalami perubahan karena adanya gaya gesek. Akibat gaya gesek tersebut, momentum alirannya berkurang sampai suatu saat momentum alirannya sudah tidak bisa mengatasi hambatan sehingga aliran akan terpisah dari permukaan benda. Pada titik dimana separasi terjadi, *gradient* tekanan pada



permukaan bodi adalah nol dan aliran fluida di belakang titik separasi arahnya berlawanan dengan arah aliran utama.



Gambar 2.3 Aliran dengan pressure gradient [8]

Separasi sangat dipengaruhi oleh *gradient* tekanan sepanjang aliran, khususnya oleh *adverse pressure gradient*, yaitu tekanan yang semakin meningkat sejajar dengan arah aliran

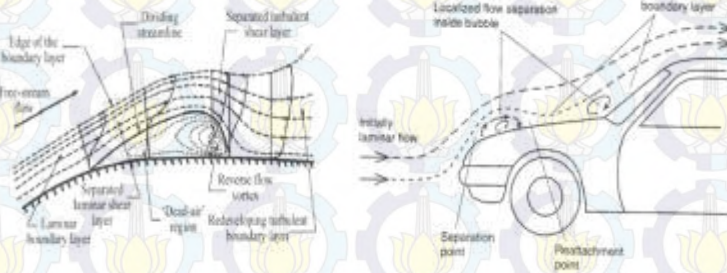
sepanjang permukaan benda kerja $\left[\frac{dp}{dx}\right] > 0$. Pada daerah *adverse pressure gradient*, aliran fluida akan mengalami hambatan selain karena adanya gesekan juga karena adanya kenaikan tekanan tekanan pada arah aliran fluida. Pada saat momentum fluida sudah tidak dapat melawan hambatan ini, aliran fluida tidak akan bisa bergerak lebih jauh sepanjang permukaan benda hingga aliran akan mengalami separasi.

2.1.4 Separasi *Bubble*

Separasi *Bubble* adalah separasi yang dilanjutkan dengan penyentuhan kembali fluida yang telah terseparasi ke *solid body*. Seperti terlihat pada gambar 2.4, separasi *bubble* dimulai dengan terpisahnya *boundary layer* laminar dari dinding. Tepi *boundary*

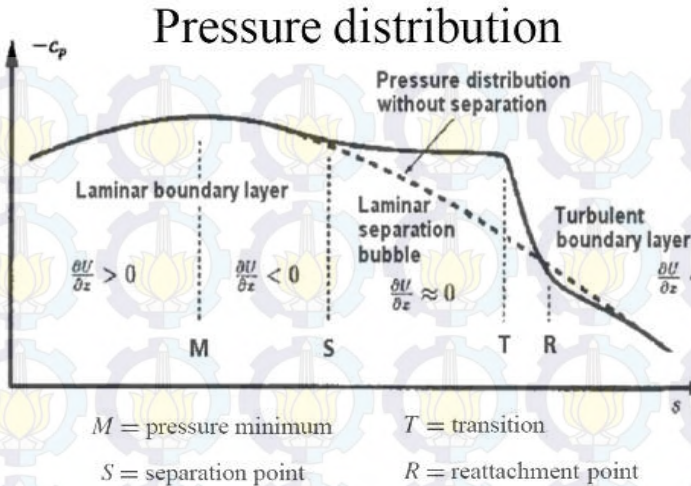


layer terangkat dan *shear layer laminar* yang terseparasi akan berinteraksi dengan *free stream*. Aliran mendapatkan dorongan energi dari *free stream* yang kemudian memaksa *shear layer* untuk *attach* kembali ke *solid body*. Setelah mencapai untuk *reattachment*, aliran diperlambat lagi karena adanya gesekan dan *adverse pressure gradient* yang lebih kuat, sehingga terjadi separasi *massive*.



Gambar 2.4 Deskripsi skematik separasi bubble dan transisi lapis batas[6]

Daerah di bawah *shear layer laminar*, yang merupakan *downstream* dari titik separasi (dimulai dari titik dimana *dividing streamline* meninggalkan dinding), adalah daerah tertutup berisi *recirculating flow* dengan kecepatan lambat. Sedangkan fluida yang di dekat dinding seolah-olah diam sehingga disebut *dead-air region*. Selain itu nilai *wall pressure* dalam daerah aliran yang terseparasi adalah konstan kecuali daerah belakang *bubble* dimana terjadi osilasi tekanan yang kuat. Hal ini dikarenakan pusat *recirculating flow* berada dekat bagian belakang *bubble*.



Gambar 2.5 Distribusi tekanan pada separasi bubble [9]

Dari distribusi tekanan pada gambar 2.5, tampak bahwa tekanan statis cenderung bernilai konstan selama *downstream* dari titik separasi. Hal ini dikarenakan kecepatan partikel fluida di daerah separated flow sangat lambat. Tekanan kembali meningkat setelah separasi bubble.

2.1.5 Persamaan Tekanan

Udara yang bergerak dari daerah yang bertekanan tinggi ke daerah bertekanan rendah atau *favourable pressure gradient* akan dipercepat alirannya oleh karena perbedaan tekanan tersebut, dan sebaliknya akan diperlambat jika dari tekanan rendah ke tekanan tinggi atau *adverse pressure gradient*.





Gambar 2.6 Terminologi untuk mendeskripsikan aplikasi perumusan Bernoulli[6]

Sejumlah aliran pada bodi kendaraan yang diilustrasikan pada gambar 2.6 diatur oleh hubungan antara kecepatan dan tekanan yang diekspresikan melalui persamaan Bernoulli sebagai berikut.

$$\frac{P}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{Konstan} \quad (2.6)$$

$$P_{\text{statik}} + P_{\text{dinamik}} = \text{konstan} = P_{\text{total}} \quad (2.7)$$

$$P_B - P_{\infty} = \rho/2 V_{\infty}^2 \quad (2.8)$$

Persamaan ini mempunyai arti bahwa aliran udara yang mengalami kenaikan tekanan, akan diimbangi dengan penurunan kecepatan aliran udara tersebut atau sebaliknya. Dengan begitu, kita dapat mengetahui besarnya tekanan pada sepanjang kontur bodi, dalam hal ini diwakilkan oleh titik B. Tetapi perlu diketahui bahwa asumsi yang digunakan untuk persamaan ini adalah perbedaan ketinggian diabaikan, tidak ada perbedaan densitas (aliran incompressibel), aliran *steady*, aliran sepanjang *streamline*, dan aliran tanpa gesekan.

Tekanan statis (P_{statik}) adalah tekanan yang diukur melalui suatu instrumen atau alat yang dimana kecepatan alat ukur tersebut sama dengan kecepatan aliran fluida. Tekanan statis bisa dikatakan pula tekanan udara pada setiap titik, sedangkan tekanan dinamik (P_{dinamik}) menunjukkan energi kinetik tiap satuan volume. Tekanan dinamik inilah yang berpengaruh langsung terhadap gaya-gaya aerodinamik yang terjadi pada kendaraan tersebut, seperti *drag* dan *lift*.

Tekanan stagnasi (tekanan total) adalah tekanan yang diukur pada suatu titik dimana aliran fluida diperlambat mendekati nol dengan proses tanpa gesekan dan arah tumbukan fluida adalah tegak lurus dengan bidang tumbukan.



Perbedaan antara tekanan lokal statik pada setiap titik dalam aliran dengan tekanan statik pada *free stream* bergantung langsung dengan tekanan dinamik pada *free stream*, dan perbandingan ini yang disebut dengan koefisien tekanan atau *pressure coefficient* (C_p). Atau :

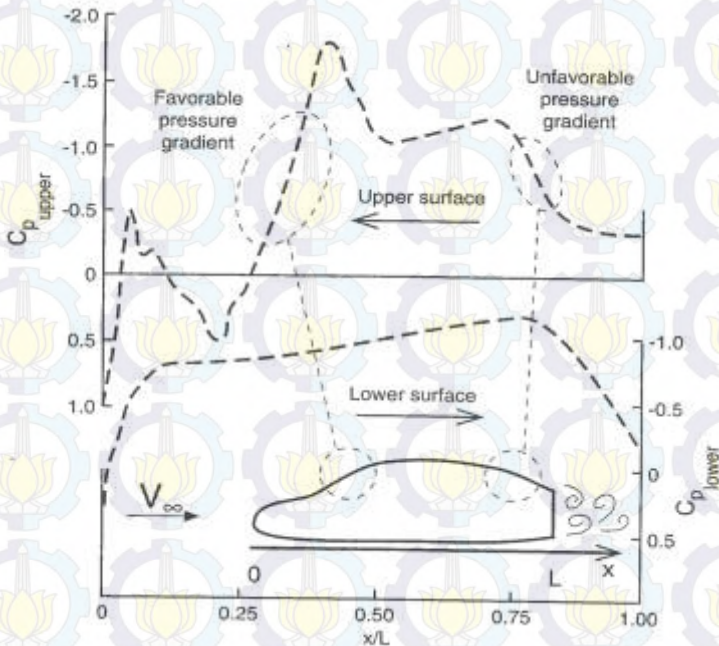
$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \quad (2.9)$$

dimana P : Tekanan statik lokal atau tekanan pada kontur

p_∞ : tekanan statik free stream

V : kecepatan lokal aliran

V_∞ : kecepatan free stream



Gambar 2.7 Distribusi C_p sepanjang 2D kontur automobile Katz [7]



Timbul atau tidaknya gaya angkat dapat dilihat secara langsung dari distribusi tekanan atau C_p pada permukaan atas dan bawah dari kontur seperti pada gambar 2.7. Jika selisih distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah bernilai positif maka *lift* yang timbul akan menyebabkan profil terangkat, sedangkan bila yang terjadi adalah sebaliknya maka gaya angkat negatif akan menyebabkan profil tertekan kebawah. Selisih distribusi tekanan, besar kecilnya gaya angkat maupun gaya hambat juga ditentukan oleh gaya gesek dalam bentuk skin *friction coefficient* (C_f).

2.1.6 Gaya Aerodinamika

Penelitian aerodinamika yang selama ini telah dilakukan awalnya terpusat pada pengurangan *drag*. Akan tetapi, saat ini gaya-gaya lain seperti gaya angkat dan gaya samping juga menyumbang peranan yang cukup signifikan terhadap stabilitas kendaraan. Efek samping yang merugikan dari bentuk kendaraan yang rendah *drag* ditemukan selama awal 1980-an yang dapat mengurangi stabilitas terutama ketika mengemudi dalam kondisi angin silang (*cross wind*). Efek angin silang saat ini rutin dipertimbangkan oleh perancang, tetapi pengertian kita tentang tingginya kompleksitas dari seringnya aliran *unsteady* yang bersatu dengan aliran udara disekitar kendaraan kini menjadi sederhana. Teknik eksperimental dan metode prediksi pada *CFD* tetap membutuhkan pengembangan yang kuat jika sebuah pengetahuan yang cukup dari aliran fisik akan dicapai.

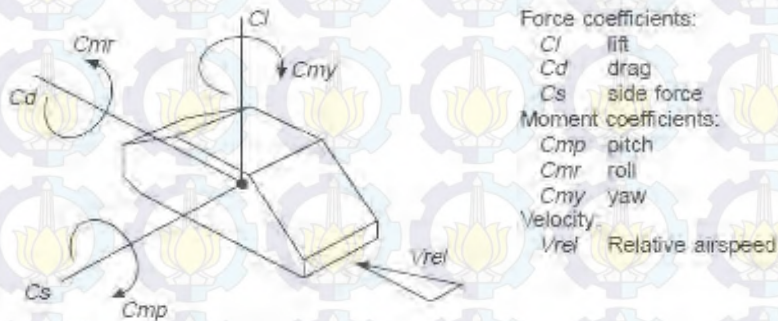
Gaya dan momen aerodinamika yang terdapat pada kendaraan diilustrasikan melalui gambar 2.8. Koefisien gaya (F) dan momen (M) didefinisikan melalui persamaan dibawah ini.

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho v^2 A} \quad (2.10)$$



$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho v^2 A l} \quad (2.11)$$

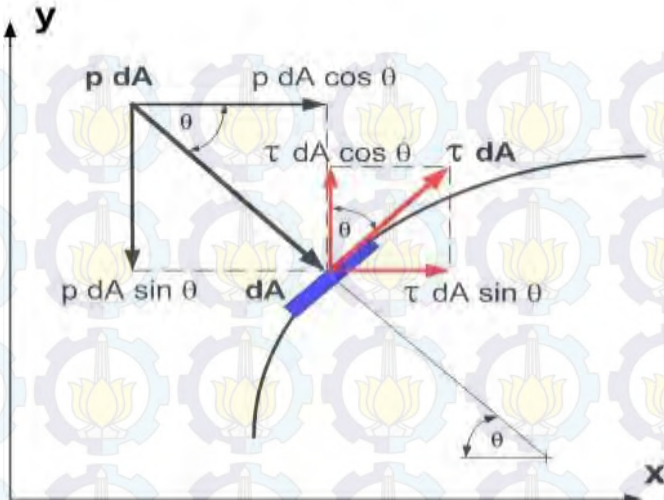
Dimana F adalah gaya (*lift*, *drag* atau *side*), M adalah momen, ρ adalah *densitas* udara, v adalah kecepatan, A adalah luasan referensi dan l adalah panjang referensi. Saat gaya aerodinamika bekerja pada kendaraan ketika diberikan kecepatan tertentu yang proporsional baik dari koefisien yang tepat dan dari luasan depan, produk dari C_{fA} biasanya digunakan untuk mengukur performansi aerodinamika khususnya *drag*.



Gambar 2.8 Gaya lift, drag, side dan momen[10]

2.1.7 Teori Terjadinya Drag

Sebuah benda yang dialiri sebuah aliran *viscous*, *incompressible* akan menghasilkan gaya-gaya aerodinamika. Gaya-gaya tersebut dihasilkan karena adanya tekanan dan gaya geser pada permukaan benda. Gaya yang sejajar horisontal dengan aliran disebut dengan gaya *drag*.



Gambar 2.9 Penguraian komponen gaya drag dan lift[11]

Penguraian gaya *drag* dapat dilihat pada gambar 2.9. Gaya *drag* yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) yaitu gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial yang timbul sebagai akibat adanya *viskositas* (tegangan geser antara fluida dan permukaan benda) dan *pressure drag* (F_{Dp}) yaitu gaya hambat yang tegak lurus terhadap permukaan benda yang timbul karena adanya tekanan fluida. Resultan antara *friction drag* dan *pressure drag* ini disebut sebagai total *drag*.

Komponen gaya searah sumbu-x adalah gaya hambat. Gaya hambat yang terbentuk dapat didefinisikan sebagai berikut :

$$F_D = F_{Dp} + F_{Df} \quad (2.12)$$

$$F_D = \int \cos \theta . (p . dA) + \int \sin \theta . (\tau . dA) \quad (2.13)$$



Selain itu dapat juga dirumuskan sebagai berikut :

$$\vec{F}_X = \vec{F}_{SX} + \vec{F}_{BX} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \vec{V} \rho dV + \int_{CS} \vec{V} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A}, \quad (2.14)$$

asumsi : 1) *Steady flow & Incompressible flow*

$$2) \vec{F}_{BX} = 0$$

3) Kecepatan aliran sisi inlet dianggap *uniform*

$$\text{Sehingga, } \vec{F}_{SX} = \int_A \vec{V} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A}$$

Dengan *control volume* seperti pada gambar 2.9, maka :

$$\vec{F}_{SX} = \int_{A_2} \vec{V}_2 \rho_2 \vec{V}_2 d\vec{A}_2 - \int_{A_1} \vec{V}_1 \rho_1 \vec{V}_1 d\vec{A}_1 \quad (2.15)$$

$$= -|V_1 \rho_1 V_1 A_1| + \int_{A_2} \vec{V}_2 \rho \vec{V}_2 d\vec{A}_2 \quad (2.17)$$

dimana: $A_1 = w \times 2h$

$$dA_2 = w \times dy_2$$

w = lebar *test section wind tunnel*

h = setengah tinggi *test section wind tunnel*.

Akhirnya didapat,

$$\vec{F}_{SX} = -\left| \rho V_1^2 w(2h) \right| + \int_{-h}^h \vec{V}_2 \rho \vec{V}_2 w dy \quad (2.18)$$

$$\vec{F}_D = -\vec{F}_{SX} = \left| \rho V_1^2 w(2h) \right| - \int_{-h}^h \vec{V}_2 \rho \vec{V}_2 w dy \quad (2.19)$$

Untuk merancang suatu kendaraan salah satu faktor aerodinamis yang paling penting adalah *drag force*. Gaya total yang menahan laju Bergeraknya suatu kendaran adalah berasal dari tahanan roda dengan jalan atau *mechanical grip* dan *aerodynamic drag*. Besarnya *drag* ini untuk setiap bentuk



kendaraan berbeda satu dengan yang lainnya, dan ini tergantung pada faktor koefisien *drag* atau C_D . Biasanya gaya hambat sering diekspresikan dalam bilangan tak berdimensi yaitu koefisien *drag* (C_D) yang didefinisikan sebagai berikut:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \quad (2.20)$$

Dimana : A = luas frontal

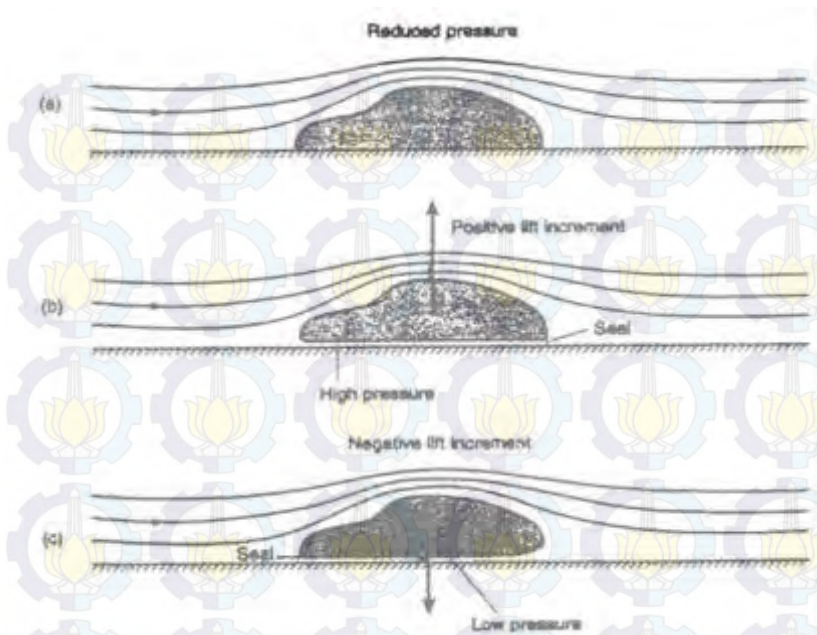
ρ = densitas udara

V = kecepatan kendaraan relatif terhadap udara

Aerodinamik *drag* selain bergantung pada koefisien *drag* dan hubungannya seperti rumusan diatas, juga dipengaruhi oleh faktor-faktor seperti sifat turbulensi aliran dan bilangan *Reynolds*. Ketergantungan pada bilangan *Reynolds* ini mempunyai arti bahwa koefisien *drag* bervariasi sesuai kecepatan.

2.1.8 Teori Terjadinya *Lift*

Lift merupakan faktor penting dalam aerodinamika kendaraan, karena *lift* mempunyai pengaruh yang besar terhadap stabilitas, kemantapan berjalan atau *road holding* dan unjuk kerja atau *performance* kendaraan itu sendiri. Menurut **Bernard [12]** faktor yang sangat berpengaruh terhadap terjadinya gaya *lift* atau *lift force* pada *road vehicle* adalah jarak dengan jalan (*ground clearance*). Dijelaskan lebih lanjut jika kendaraan dekat dengan jalan sehingga terjadi *sliding contact* dengan jalan, maka aliran udara di bagian atas dipercepat dan akan menghasilkan *lift* sementara tekanan pada permukaan atas rendah. Tetapi umumnya sebagian besar kendaraan selalu memiliki jarak atau *clearance* pada bagian bawah sehingga terjadi juga aliran dibagian bawah dan *lift* positif atau negatif sangat bergantung pada aliran dibawah bodi dan distribusi tekanan.



Gambar 2.10 Proses terjadinya lift pada kendaraan[12]

Jarak antara garis-garis *streamline* di atas kendaraan dibandingkan dengan lapisan atas kendaraan memberikan indikasi dari *lift*. Jarak antara ruang *streamline* yang semakin dekat berarti kecepatan tinggi dan konsekuensinya tekanan statik rendah. Perbedaan tekanan antara sisi atas dan sisi bawah kendaraan menghasilkan gaya resultan yang disebut *lift*. Gayalift mempunyai arah ke atas, menyebabkan kendaraan terangkat. Terangkatnya kendaraan membuat efektivitas beban roda menjadi berkurang. Di bawah kecepatan 100 km/jam *lift* dan *pitching* moment hanya mempunyai pengaruh yang kecil pada kendaraan meskipun angin silang atau crosswind. Besarnya gaya *lift* yang terjadi dapat dicari menggunakan rumusan dibawah ini :



$$F_L = \frac{\rho V^2 A C_L}{2} \quad (2.21)$$

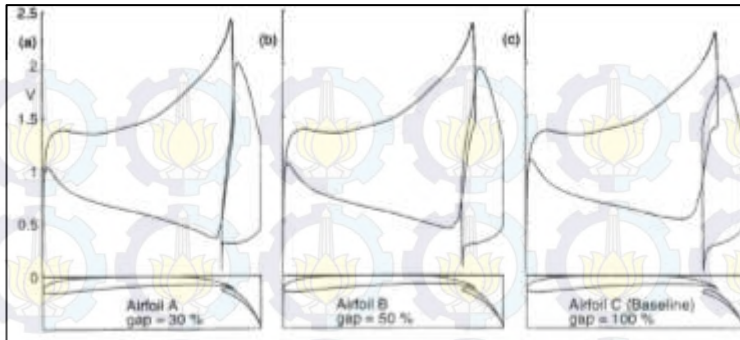
Dimana : C_L = koefisien *lift*
 A = luas frontal
 V = kecepatan kendaraan relatif terhadap udara

2.2 Penelitian yang Relevan

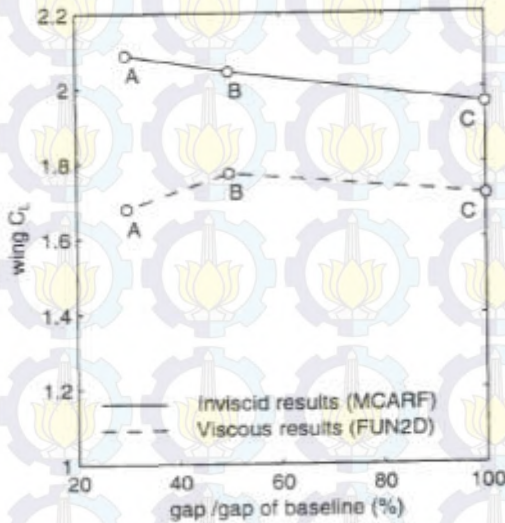
2.2.1 Penelitian Desain *High Lift Spoiler* dengan *Aspect Ratio* Rendah yang menggunakan *End Plate* oleh Gopalarathnam and Selig [13]

Penelitian ini berfokus pada studi parametrik tentang *two-element airfoil* yang menggunakan *end plate*. Dalam penelitian ini didapatkan pengaruh dari beberapa geometri *airfoil*, seperti pengaruh jarak antar *airfoil* dan ukuran *flap* terhadap koefisien *lift*. Analisa yang digunakan dalam penelitian ini yaitu dengan membandingkan antara hasil *inviscid* dengan *viscous flow*.

Variasi yang digunakan untuk mengetahui pengaruh jarak antar *airfoil* terhadap *lift* yang terjadi adalah 30%, 50%, dan 100% terhadap jarak dasar yaitu rasio *gap to total chord* 0,02.



(a)



(b)

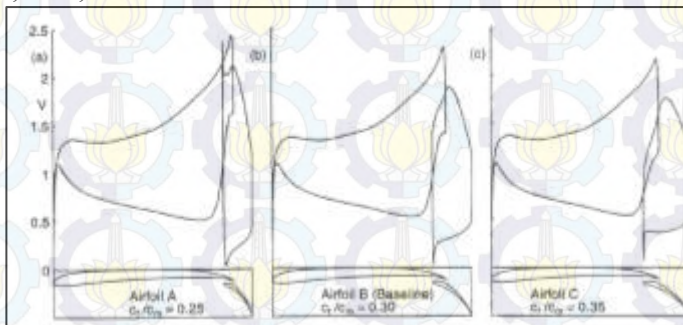
Gambar 2.11 (a) grafik distribusi kecepatan dengan variasi gap airfoil 30%, 50%, dan 100% (b) grafik pengaruh gap terhadap lift pada inviscid dan viscous flow

Dapat dilihat dari gambar 2.11 ternyata jarak antar airfoil mempengaruhi lift yang terjadi pada airfoil, dimana pada *inviscid flow*, semakin dekat jarak antar airfoil maka gaya lift

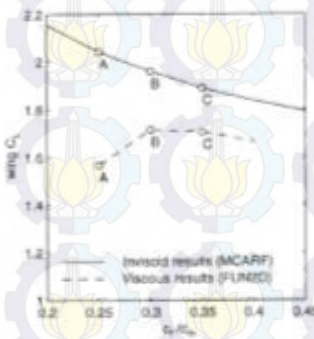


yang terjadi akan semakin besar. Akan tetapi pada *viscous flow* terdapat titik optimum penggunaan jarak antar *airfoil*. Terlihat dari hasil simulasi yaitu *lift* tertinggi terjadi pada *gap* 50% dari jarak dasar.

Selain variasi jarak antar *airfoil*, penelitian ini juga menggunakan variasi ukuran *flap* yang ditunjukkan dengan rasio ukuran *flap* terhadap *main chord*. Variasi yang digunakan adalah 0.25, 0.30, 0.35.



(a)



(b)

Gambar 2.12 (a) grafik distribusi kecepatan dengan variasi rasio ukuran flap terhadap main chord 0,25; 0,30; dan 0,35 (b) grafik pengaruh gap terhadap lift pada inviscid dan viscous flow

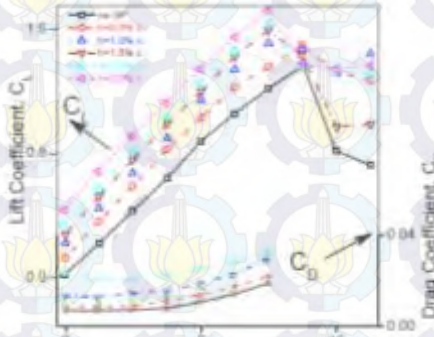


Terlihat juga dari dari gambar 2.12 bahwa ukuran *flap* mempengaruhi *lift* yang terjadi pada *airfoil*, dimana pada *inviscid flow*, semakin kecil ukuran *flap* maka gaya *lift* yang terjadi akan semakin besar. Akan tetapi pada *viscous flow* terdapat titik optimum penggunaan ukuran *flap*. Terlihat dari hasil simulasi yaitu *lift* tertinggi terjadi pada rasio *flap* terhadap *main chord* 0,30.

2.2.2 Penelitian oleh Suresh dan Shitaram [14] tentang Pengaruh *Gurney Flap* pada Aliran Aerodinamika

Penelitian ini memfokuskan *gurney flap*, yaitu tekukan kecil pada *trailing edge airfoil* yang berukuran tidak lebih dari $0,04c$. *Gurney flap* pertama kali digunakan oleh Dan Gurney pada perlombaan *Indie Car* pada era 80-an. Dimana pada saat itu Dan Gurney sangat dominan pada perlombaan tersebut. Hingga pada akhirnya diketahui *gurney flap* pada mobil Gurney cukup berpengaruh pada *downforce* kendaraannya.

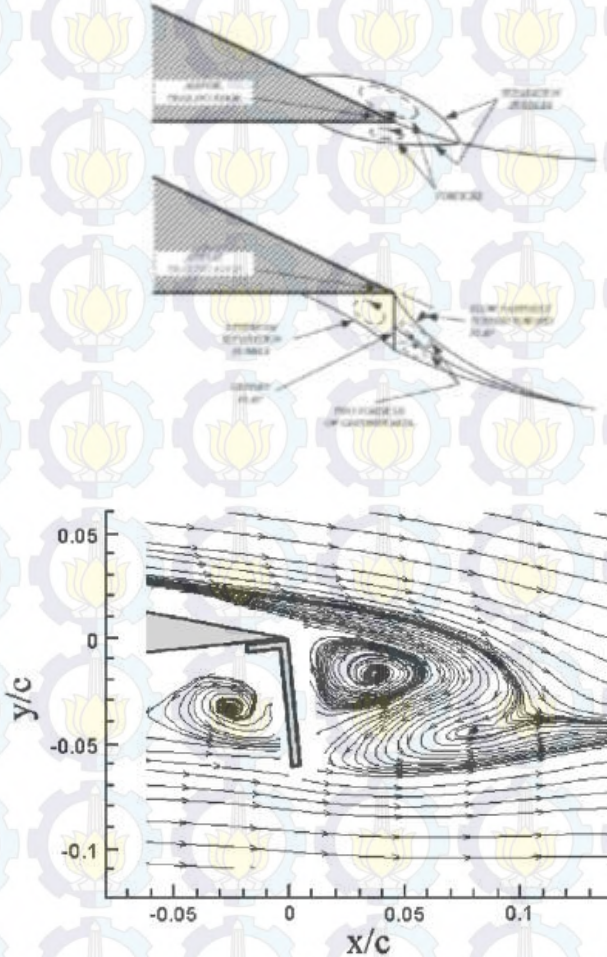
Dalam Penelitian ini, digunakan tipe *airfoil* NACA 0012 dengan memvariasikan panjang *gurney flap* 0%-3% panjang *chord*.



Gambar 2.13 Pengaruh *gurney flap* terhadap *lift* dan *drag* dengan variasi panjang *gurney flap*



Dari hasil simulasi terlihat *lift* yang terjadi akibat pengaruh *gurney flap* mencapai nilai maksimum pada panjang *gurney flap* 0,03%



Gambar 2.14 fenomena aliran yang terjadi pada *gurney flap*

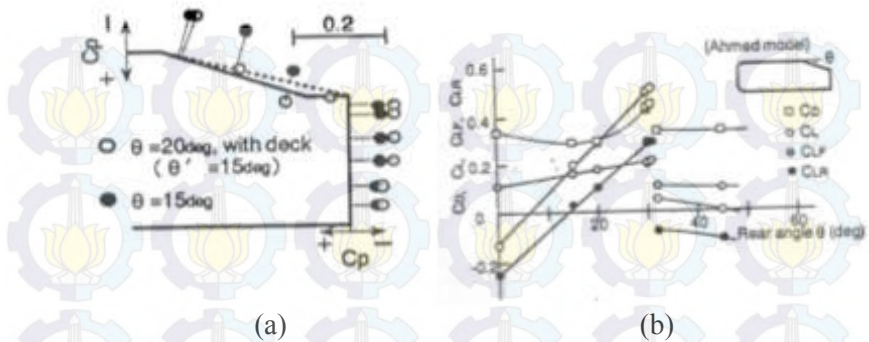


Gurney Flap dapat meningkatkan lift dapat dijelaskan dari gambar 2.14 diatas. Dimana jika tidak terdapat *gurney flap* terdapat separasi *bubble* pada bagian atas *airfoil* (*suction side*). Dengan adanya *gurney flap*, akan menyebabkan sepasang *rotating vortices* pada *downstream gurney flap*. Hal ini akan menghambat atau bahkan menghilangkan separasi aliran pada *suction surface* sekaligus mempercepat alirannya, sehingga tekanan pada bagian ini akan turun. Dilain sisi, bagian *upstream gurney flap* pada *pressure force* kecepatannya berkurang sehingga tekanan pada bagian ini akan meningkat. Dengan demikian, selisih tekanan antara *suction* dan *pressure side* akan semakin meningkat yang berarti gaya *lift* yang ditimbulkan juga akan meningkat.

2.2.3 Penelitian Detail Karakteristik Aliran disekitar Kendaraan oleh Fukuda et al [5]

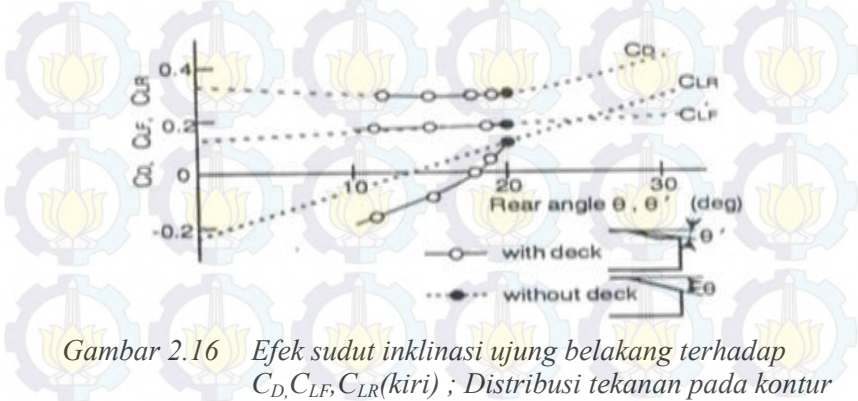
Penelitian ini menggunakan model ahmed dan model sedan ukuran sebenarnya yang terkonsentrasi pada daerah ujung belakang. Tujuan dari berbagai bentuk modifikasi ujung belakang yang dilakukan adalah untuk optimalisasi bodi terhadap detail karakteristik aliran yang melewati bodi seperti distribusi tekanan dan medan kecepatan serta efek gaya aerodinamika yang ditimbulkannya seperti koefisien *drag* (C_D), koefisien *lift* (C_L), terutama koefisien *lift* belakang (C_{LR}) pada daerah *wake*. Penelitian ini membandingkan bentuk original ujung belakang terhadap bentuk yang baru dengan metode numerik dan eksperimental pada *wind tunnel*.

Pada bentuk original (model ahmed) didapat bahwa struktur *wake* terdiri dari dua jenis *vortex* penyusun yang berbentuk cincin yang disebut *spiral vortex* (searah sumbu-x) dan yang searah sumbu-y. Didapatkan bahwa *spiral vortex* pada sumbu-x bertambah, berkurang atau hilang disebabkan perubahan sudut inklinasi ujung belakang (θ) dan hasilnya menyebabkan perubahan pada C_D , C_L , terutama C_{LR} . Fenomena fisis dan efek aerodinamikanya dapat dilihat pada gambar 2.15 dibawah ini.



Gambar 2.15 (a) Distribusi vortisitas dibelakang model ahmed dengan CFD (atas, x-komponen ; bawah, y-komponen) ; (b) Efek dari sudut inklinasi ujung belakang (θ) terhadap C_D , C_L , C_{LF} , C_{LR} [5]

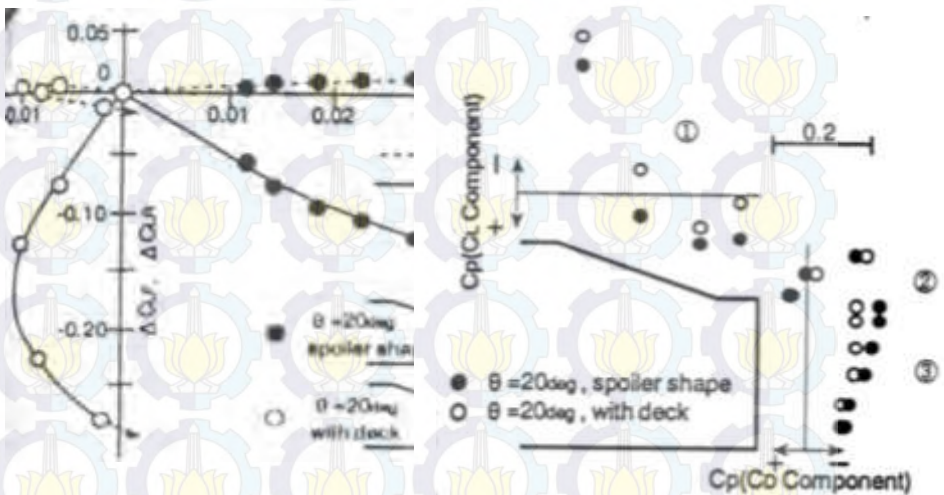
Penambahan dek belakang pada model ahmed juga mempengaruhi karakteristik dan efek aerodinamika pada model terutama pengurangan C_{LR} yang signifikan akibat kenaikan tekanan statis pada kontur inklinasi dan dek. Deskripsi perbandingannya dapat dilihat melalui gambar 2.16 dibawah ini.



Gambar 2.16 Efek sudut inklinasi ujung belakang terhadap C_D , C_{LF} , C_{LR} (kiri) ; Distribusi tekanan pada kontur belakang (kanan) [5]



Penambahan spoiler di dek pada model ahmed juga menyebabkan terjadinya pengurangan C_{LR} dan peningkatan C_D dan C_{LF} ketika ketinggian spoiler bertambah. Walaupun penambahan spoiler memperkecil downwash dari uperside dan memperkecil resultan spiral vortex sehingga C_{LR} berkurang, namun juga akan memperbesar intensitas vortex cincin pada permukaan belakang, terutama vortex pada ujung atas dari permukaan belakang sehingga C_D dan C_{LF} meningkat. Hal ini dapat dideskripsikan oleh gambar 2.17 dibawah ini.

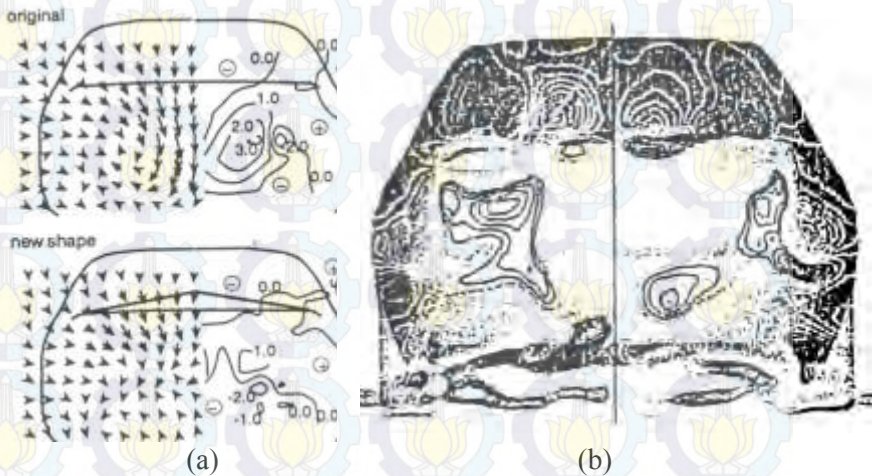


Gambar 2.17 Efek dari dek dan spoiler terhadap C_D , C_{LF} , C_{LR} (kiri) ; distribusi tekanan pada kontur belakang (kanan)[5]

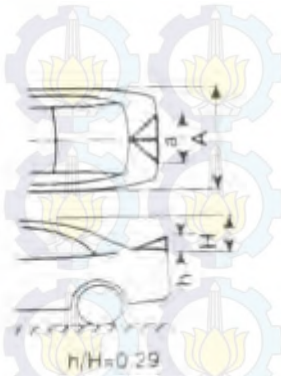
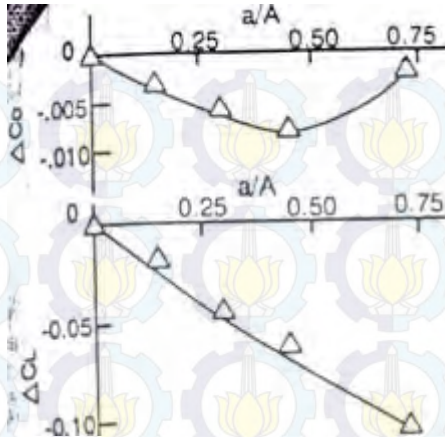
Dari percobaan dengan menggunakan model ahmed tadi, dapat diaplikasikan pada kendaraan sedan untuk menghubungkan variasi dari C_D , C_{LF} , C_{LR} pada dek belakang serta membandingkan bentuk spoiler konvensional dengan bentuk baru (trigonal pyramid). Dari gambar 2.18 dapat dilihat bahwa dengan penambahan bentuk baru spoiler (trigonal pyramid) akan



menyebabkan pengurangan vortisitas pada daerah wake sehingga kecepatan pada downwash akan mengecil. Hal ini akan berimbas pada pengurangan C_D dan peningkatan C_L yang cukup signifikan. Besar kecilnya parameter optimalisasi dari efek aerodinamika seperti C_D dan C_L dapat dikonfigurasi melalui dimensi dari bentuk spoiler itu sendiri yang dapat dilihat pada gambar 2.23.



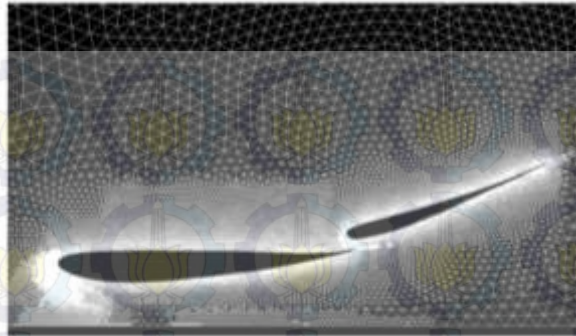
Gambar 2.18 (a) Vektor kecepatan (kiri) dan distribusi vortisitas (kanan) tipe fastback belakang ; (b) Distribusi vortisitas tipe notchback belakang (kiri original, kanan bentuk baru)[5]



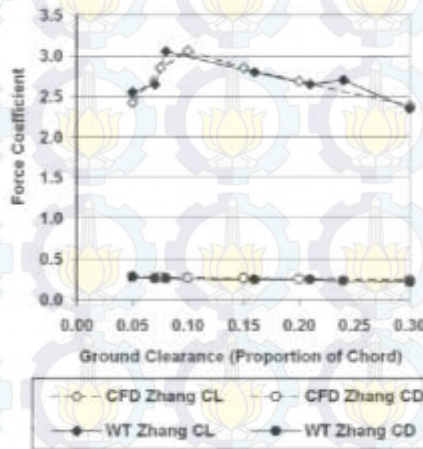
Gambar 2.1.9 Efek dari lebar spoiler bentuk baru terhadap C_D , C_{LF} , C_{LR} (fastback car) [5]

2.2.4 Penelitian tentang pengaruh penambahan wing dengan membandingkan metode komputasi dan aplikasi pada wind tunnel oleh Wordley dan Saunders[3]

Metode numerik pada penelitian ini digunakan terlebih dahulu untuk mengembangkan dan mencari bentuk dan profil *multi-element wing* yang mempunyai gaya angkat negatif yang tinggi yang masih sesuai dengan peraturan perlombaan Formula SAE. Awalnya dilakukan perbandingan dengan penelitian sebelumnya milik **Zhang dan Zerihan** tentang dua elemen *wing* terisolasi terhadap *ground effect* yang diuji menggunakan CFD dan *wind tunnel*. Dari penelitian **Zhang dan Zerihan** tersebut diketahui bahwa hasil simulasi CFD hampir sama dengan pengujian pada *wind tunnel*.



(a)



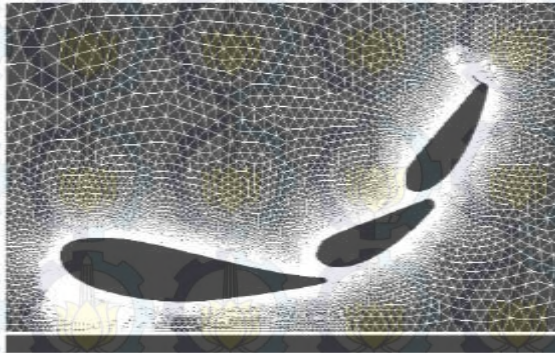
(b)

Gambar 2.20 (a) hasil meshing profil wing dalam penelitian Zhang dan Zerihan; (b) grafik perbandingan C_l dan C_d antara simulasi CFD dengan wind tunnel[3]

Dari perhitungan dan analisa terhadap *downforce* yang dibutuhkan didapatkan model airfoil pada *wing* sesuai dengan rekomendasi **McBeath**, yaitu tiga elemen *wing* dengan *gurney*

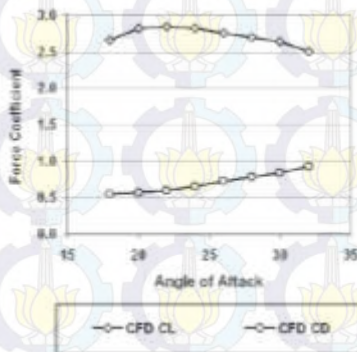


flap (3% pada sayap depan dan 4% pada sayap belakang) yang digunakan pada *flap* paling akhir.

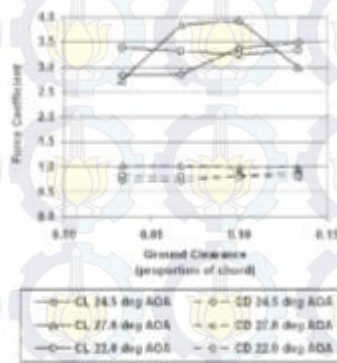


Gambar 2.21 hasil meshing profil tiga elemen wing belakang dengan gurney flap 4%[3]

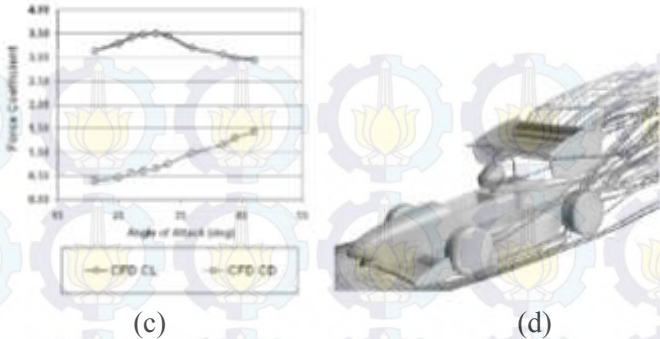
Profil *wing* yang digunakan ini selanjutnya dianalisa dengan CFD 2D. Pada Front wing menunjukkan saat *angle of attack* 22 derajat, *stall* mulai terjadi yang ditunjukkan dengan gambar 2.20(a). Sedangkan pengaruh *angle of attack* dengan *moving ground* ditunjukkan dengan gambar 2.20(b)



(a)



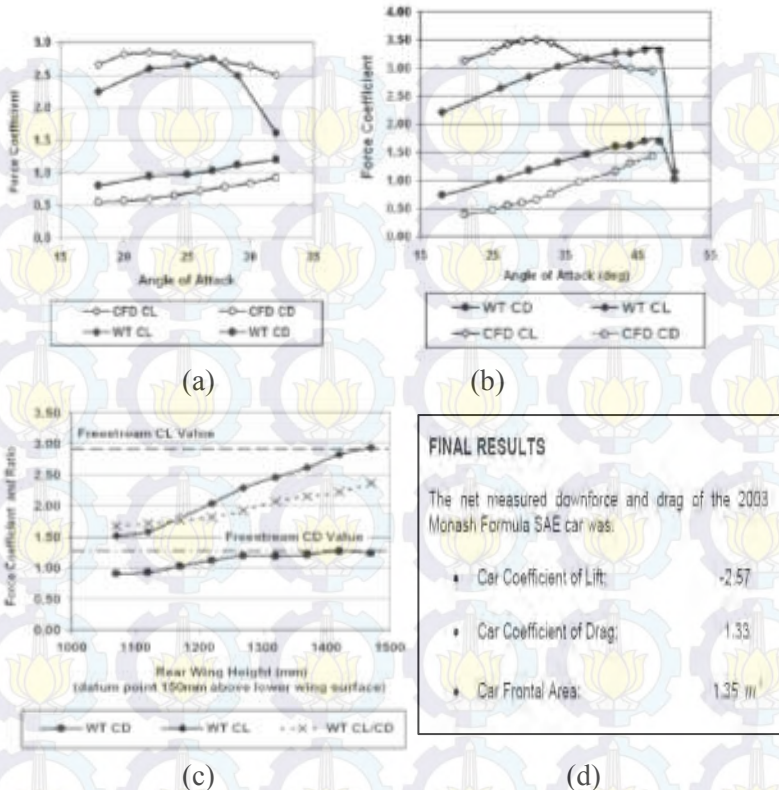
(b)



Gambar 2.22 (a) grafik hasil simulasi CFD antara Angle of attack vs koefisien gaya angkat dan gaya drag pada front wing; (b) grafik grafik hasil simulasi CFD antara ground clearance vs koefisien gaya angkat dan gaya drag pada beberapa angle of attack pada front wing; (c) grafik hasil simulasi CFD antara angle of attack vs koefisien gaya drag dan gaya angkat; (d) simulasi mobil FSAE Monash University[3]

Pada rear wing diprediksikan stall terjadi pada 31 derajat, sedangkan gaya drag terus meningkat terutama setelah stall terjadi. Hal ini dikarenakan separasi yang terjadi sudah sangat dominan.

Pada percobaan di wind tunnel, menunjukkan sedikit perbedaan, yaitu pada front wing stall terjadi pada sudut 24 derajat, sedangkan pada rear wing stall terjadi pada 48 derajat ditunjukkan dengan gambar grafik 2.22



Gambar 2.23 (a) grafik hasil percobaan front wing pada wind tunnel; (b) grafik percobaan rear wing pada wind tunnel; (c) grafik pengaruh ketinggian rear wing dengan gaya angkat; (d) hasil penelitian akhir[10]

Pada rear wing ternyata, posisi ketinggian wing juga berpengaruh pada gaya angkat yang terjadi, pada percobaan didapatkan gaya angkat tertinggi terjadi pada 1400mm di atas datum. Hasil penelitian **Wordley dan Saunders** ditunjukkan pada gambar 2.23(d) yaitu koefisien lift menjadi -2,57 (*downforce*) dan koefisien drag juga bertambah menjadi 1,33.



2.4 Blockage Effect

Blockage effect merupakan salah satu batasan yang harus dipertimbangkan dalam penggunaan *wind tunnel*. Aliran fluida akan mengalami defleksi saat terhalang oleh bodi. Efek dari gangguan bodi tersebut terjadi hingga jarak tertentu dari bodi. Jika *cross section area* dari area pengamatan (*wind tunnel*) terlalu kecil jika dibandingkan dengan *cross section area* dari bodi, maka *streamline* dari aliran akan terhalang dan membuat hasil tes yang didapat tidak akurat.

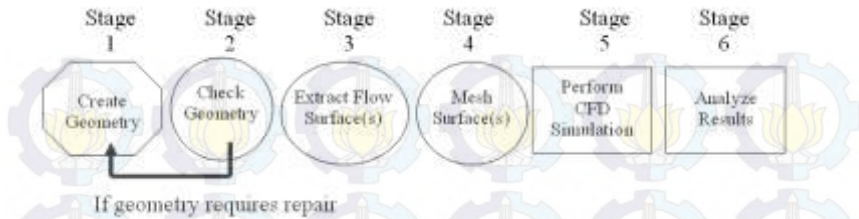
$$\text{Blockage ratio } \phi = \frac{\text{Luasan Frontal Bodi}}{\text{Luasan area wind tunnel}} \quad (2.22)$$

Blockage ratio direkomendasikan kurang dari 10% [15], namun hasil yang maksimal didapat pada hasil *blockage ratio* kurang dari 7,5%.

2.5 Numerical Modeling

2.5.1 Computational Fluid Dynamics (CFD)

Computational fluid dynamics (CFD) merupakan perangkat analisa system dengan melibatkan aliran fluida, perpindahan panas, *momentum*, perpindahan energi, dan fenomena aliran lain didasarkan simulasi berbantuan computer. CFD hakekatnya adalah perangkat *software* menggunakan *finite volume method* dengan memperlakukan fluida menjadi volume kecil-kecil dan melalui algoritma tertentu untuk menyelesaikan persamaan *Navier-Stokes*. Simulasi menggunakan CFD menghasilkan parameter-parameter penting seperti tekanan, suhu, kecepatan, dan laju alir massa (*mass flow rate*). Analisa menggunakan CFD diperlukan pemahaman dan pengetahuan dasar bidang mekanika fluida untuk interpretasi hasil-hasil simulasi. Penyederhanaan CFD terdiri dari tiga tahapan proses pengerjaan, yaitu *preprocessing* (spesifikasi geometri, pemilihan *turbulence model*, spesifikasi *parameter* dan *grid generation*) kemudian *postprocessing* (*visualization* dan *treatment data*). Prosedur CFD melalui tahapan seperti diagram pada gambar 2.35.



Gambar 2.24 Blok diagram simulasi dengan CFD

Sampai saat ini, CFD telah banyak digunakan dalam bidang aplikasi, baik untuk keperluan riset optimasi desain maupun untuk aplikasi praktis. Beragam industri dari *biomedical* dan *farmasi* sampai industri perminyakan dan *refinery* semua memanfaatkan untuk menganalisa sistem. Industri farmasi menggunakan untuk mensimulasikan enzim-enzim dalam tubuh manusia. Industri *refinery* menggunakan untuk mensimulasikan aliran ekstraksi gas-gas. Untuk optimasi desain, *aerodynamics* menggunakan untuk analisa *lift* dan *drag*. *Hydrodynamics* menggunakan untuk simulasi beban dinamis gelombang. *Power plant* memakai untuk mensimulasikan pembakaran dan perpindahan panas. *Turbomachinery* menggunakan untuk menganalisa aliran dalam *rotating passage*. *Electronic engineering* menggunakan untuk simulasi pendinginan *microcircuits*. *Chemical engineering* menggunakan untuk simulasi proses *mixing*. *Building engineering* menggunakan untuk analisa beban dinamis. *Marine engineering* menggunakan untuk simulasi beban *offshore structures*. *Environmental engineering* memakai untuk simulasi distribusi *pollutants*. *Hydrology* dan *oceanography* memanfaatkan untuk simulasi aliran sungai, pantai, dan laut. *Metrology* menggunakan untuk prediksi cuaca.

2.5.2 Deskripsi tentang RANS Turbulensi Model

- **Spalart–Allmaras:** Merupakan model turbulensi dengan satu persamaan yang menyelesaikan model persamaan *transport* untuk viskositas turbulen. Model ini didesain



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

- **Standard $k-\epsilon$:** Pemodelan yang menggunakan persamaan transport untuk penyelesaian model $k - \epsilon$. Model ini juga dapat menyelesaikan untuk *heating*, *buoyancy* dan *compressibility* yang dapat diselesaikan dalam $k-\epsilon$ model yang lainnya. Model tidak cocok untuk aliran kompleks yang meliputi *strong stream curvature* dan *separation*.
- **RNG $k-\epsilon$:** Variasi pemodelan dari *standard $k-\epsilon$ model*. Model ini sangat signifikan untuk mengubah dalam persamaan ϵ , sehingga dapat memperbaiki model yang mempunyai *highly strained flows*. Dalam model ini juga dapat digunakan untuk aliran yang mempunyai Re yang rendah dan untuk memprediksi aliran yang mempunyai efek *swirling*.
- **Realizable $k-\epsilon$:** Variasi pemodelan dari *standard $k-\epsilon$ model*. Dengan menggunakan model ini dapat dilakukan untuk menentang penggunaan *mathematical constraints* sehingga dengan pemodelan ini cukup dapat memperbaiki performansi dari model tanpa menggunakan *mathematical constrains*.
- **Standard $k-\omega$:** Pemodelan yang menggunakan dua persamaan transport model untuk memecahkan $k-\omega$. Pemodelan ini juga dapat digunakan untuk aliran yang memiliki Re yang rendah. Pemodelan ini juga dapat menampilkan transisi aliran dari aliran laminar menuju aliran turbulen. Keuntungan lainnya adalah dapat menghitung *free shear* dan aliran *compressible*.
- **SST $k-\omega$:** Variasi dari pemodelan *standard $k-\omega$* . Mengkombinasikan pemodelan asli *Wilcox model* (1988)



untuk menggunakan *near wall treatment* dan *standard k- ϵ model*.

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





BAB III

METODE PENELITIAN

Dikarenakan keterbatasan alat ukur dan tuntutan visualisasi yang detail mengenai karakteristik aliran *spoiler* Mobil Formula SAE, maka penelitian ini menggunakan metode numerik dengan *software CFD*. Pada metode numerik ini ada tiga tahapan utama yang harus dilakukan, antara lain: *preprocessing*, *solving* atau *processing* dan *postprocessing*.

3.1 *Preprocessing*

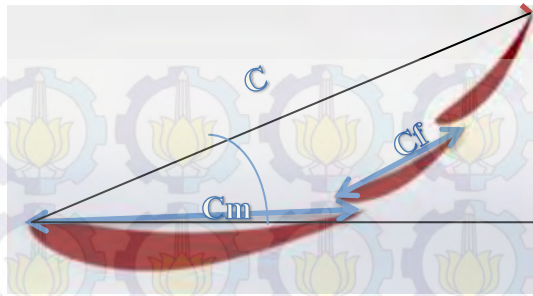
Preprocessing merupakan langkah pertama dalam membangun dan menganalisa sebuah model komputasi (*CFD*). Tahapan ini meliputi beberapa sub-tahapan antara lain: pembuatan geometri, penentuan domain, pembuatan *meshing* dan penentuan parameter-parameter yang digunakan.

3.1.1 Geometri *Spoiler*

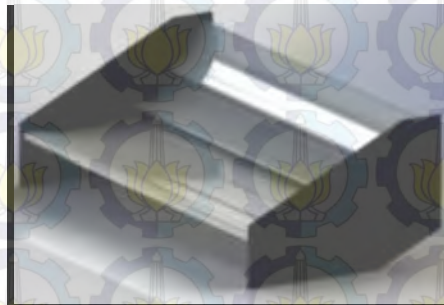
Pembuatan geometri *spoiler* ini menggunakan *software Solid Work*. Adapun geometri dari *spoiler* Mobil Formula SAE yang akan dipasang pada Mobil Sapuangin Speed dapat dilihat pada table dan gambar dibawah ini :

Tabel 3.1 Dimensi Spoiler

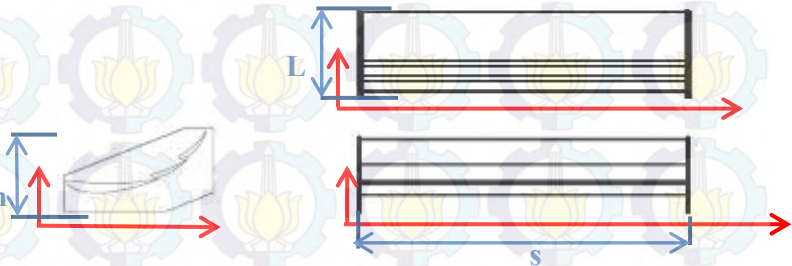
Parameter	Dimensi
<i>Chord (C)</i>	25 in
<i>Main Element Chord (Cm)</i>	400 mm
<i>Flap Element Chord (Cf)</i>	180 mm
<i>Span (s)</i>	1300 mm
<i>Gurney Flap (f)</i>	0,03 Cm
<i>gap airfoil to chord (g)</i>	0,02
<i>Aspect Ratio (AR)</i>	1,85
Tinggi <i>spoiler</i> (h)	17 in
Panjang <i>spoiler</i> (L)	25 in



Gambar 3.1 Isometri airfoil



Gambar 3.2 Isometri Spoiler

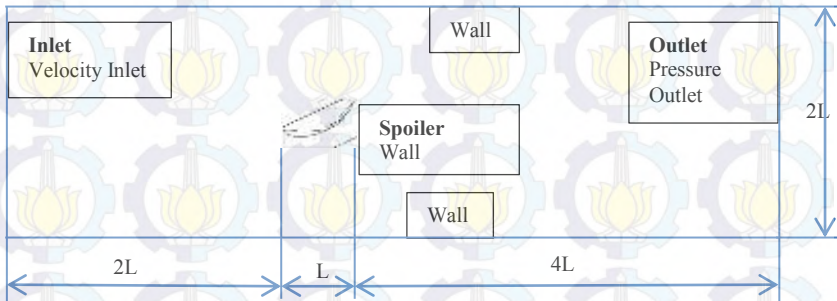


Gambar 3.3 Isometri spoiler tampak depan dan belakang

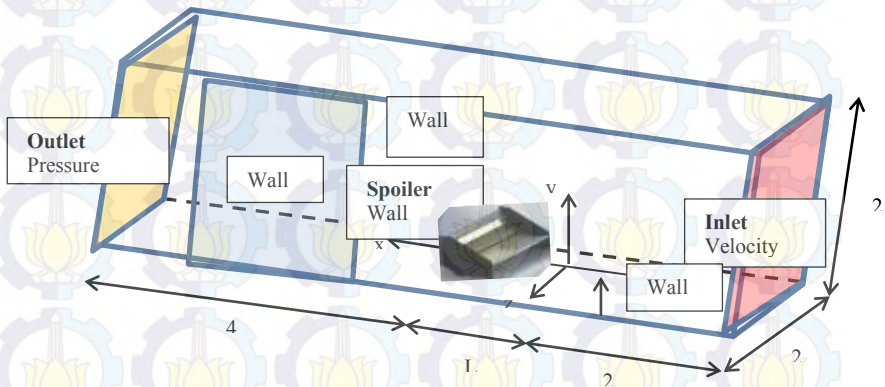


3.1.2 Domain Pemodelan

Penentuan dimensi domain merujuk pada penelitian berbasis *vehicle aerodynamics* yang dilakukan oleh **Damjanović** [21] dengan menggunakan model turbulensi *k-ε realizable*. Berikut adalah gambar domain yang digunakan untuk pemodelan :



Gambar 3.4 Domain Pemodelan bodi (2D flow)



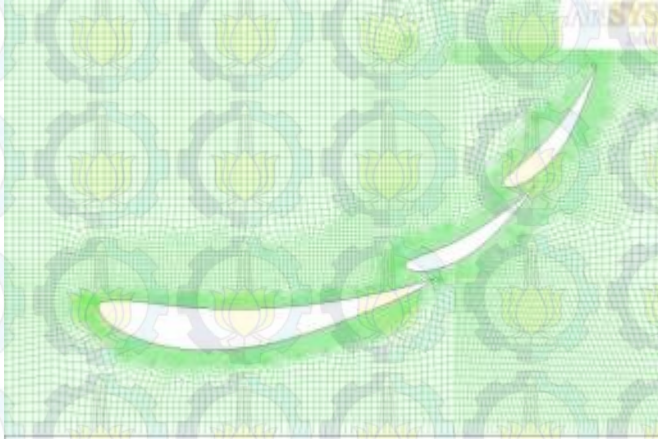
Gambar 3.5 Domain pemodelan (3D-flow)

3.1.3 Meshing

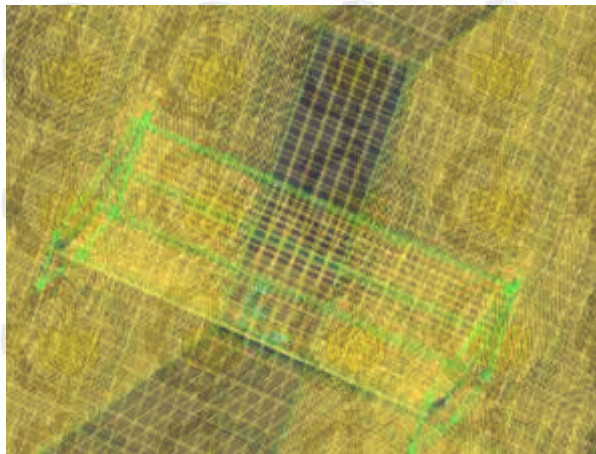
Bidang atau volume yang diisi oleh fluida dibagi menjadi sel-sel kecil (*meshing*) sehingga kondisi batas dan beberapa parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan ke dalam elemen-



elemen kecil tersebut. Pada pemodelan 3D digunakan *Choooper..*
Berikut adalah gambar *meshing* pemodelan 3D



Gambar 3.6 Meshing bodi 2D



Gambar 3.7 Meshing Bodi 3D



3.1.4 Parameter Pemodelan

3.1.4.1 Models

Model yang digunakan adalah model turbulen *k-ε realizable (RKE)*. Hal ini dilakukan untuk mendapatkan hasil yang akurat pada kontur, baik tekanan maupun kecepatan. Selain itu, *k-epsilon realizable (RKE)* cocok digunakan untuk memodelkan aliran yang mengalami efek *swirling*. Evaluasi pemilihan model turbulen ini merujuk pada penelitian **Nicholas et al [15]**.

3.1.4.2 Materials

Dalam tahap ini menetapkan jenis material yang akan digunakan serta memasukkan data-data *properties* dari material tersebut. Pada pemodelan ini dipilih udara sebagai fluida kerja dengan densitas (ρ) : 1,225 kg/m³ dan viskositas (μ) : 1,7894 x 10⁻⁵ kg/m.s.

3.1.4.3 Operating Conditions

Operating Conditions merupakan perkiraan kondisi daerah operasi yang biasanya merupakan perkiraan tekanan pada daerah operasi yaitu 1 atm atau 101325 pa.

3.1.4.4 Boundary Conditions

Boundary Conditions merupakan penentuan parameter-parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. *Boundary condition* pada *inlet* digunakan *velocity inlet* dengan kecepatan ke arah sumbu x sebesar 11.11 m/s dan temperatur sebesar 300 K ($\approx 26,85$ °C). *Boundary condition* pada *outlet* digunakan *pressure outlet*. *Boundary Condition* pada kontur bodi kendaraan, bagian atas, bawah dan samping (3D-flow) berupa *wall*. Agar daya komputasi tidak terlalu besar juga digunakan *boundary condition* berupa *symmetry* pada kasus permodelan 3D-flow.



3.1.4.5 Solution

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

3.1.4.6 Initialize

Initialize merupakan penentuan nilai awal yang dihitung dari salah satu kondisi batas agar lebih memudahkan untuk konvergen dan diinputkan dari *inlet*.

3.1.4.7 Monitor Residual

Monitor Residual adalah tahap penyelesaian masalah, berupa proses iterasi hingga mencapai harga *convergence criterion* yang diinginkan. *Convergence criterion* ditetapkan sebesar 10^{-6} , artinya proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah *residual*-nya mencapai harga di bawah 10^{-6} .

3.2 Processing atau Solving

Dengan bantuan software *CFD*, kondisi-kondisi yang telah ditetapkan pada saat *preprocessing* akan dihitung (diiterasi). Jika kriteria konvergensi tercapai dengan kriteria konvergensi 10^{-6} maka tahapan dilanjutkan pada *postprocessing* dan jika tidak tercapai tahapan akan mundur ke belakang pada tahapan pembuatan *meshing*.

3.3 Postprocessing

Postprocessing merupakan penampilan hasil serta analisa terhadap hasil yang telah diperoleh berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa distribusi koefisien tekanan, koefisien *drag* dan koefisien *lift*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan *grid display*, *pathlines*, plot kontur, plot vektor dan profil kecepatan.



3.4 Tahapan Penganalisaan

Beberapa tahapan penganalisaan yang diperlukan untuk mengetahui karakteristik aliran 3D disekitar *spoiler* Mobil FSAE adalah dengan penganalisaan aliran 3D yang disajikan dalam bentuk analisa distribusi C_p dan tampilan vektor kecepatan serta kontur tekanan. Analisa ini dimulai 3D dengan variasi *angle of attack* 10^0 , 15^0 , 20^0 , 25^0 , 30^0

3.5 Alokasi Waktu Penelitian

Penelitian ini dijadwalkan dalam waktu 5 bulan dengan rincian kegiatan seperti pada tabel di bawah ini :

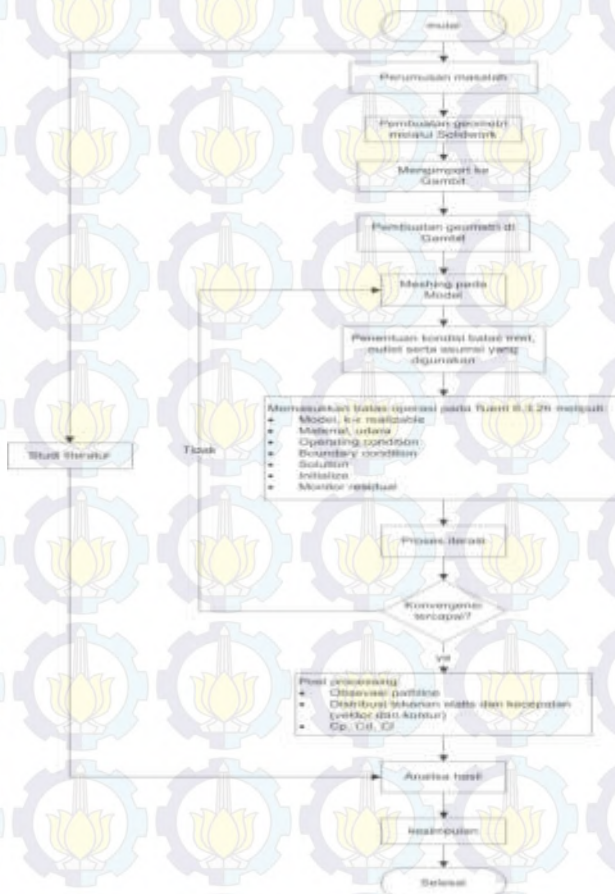
Tabel 3.2 *Alokasi Waktu Penelitian*

KEGIATAN	WAKTU																											
	I				II				III				IV				V				VI							
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4				
1 <u>Studi Pustaka</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
2 <u>Analisa 2 Dimensi</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
3 <u>Pembuatan model Solid /Terk 3D</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
4 <u>Pembuatan Meshing Gambar</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
5 <u>Iterasi Flownt</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
6 <u>Postprocessing Data</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
7 <u>Penulisan laporan Seminar Proposal</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
8 <u>Tugas Akhir Sidang Tugas Akhir</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
9 <u>Akhir</u>	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■



3.6 Flowchart Metode Penelitian

Berikut ini adalah metode penelitian yang dipakai dalam penganalisaan karakteristik aliran pada *spoiler* :



Gambar 3.8 Flowchart metodologi penelitian



(halaman ini sengaja dikosongkan)



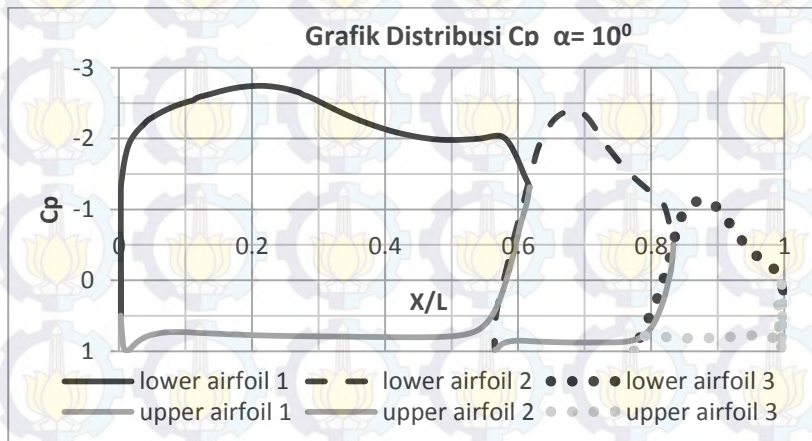
BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

4.1 Analisa Pengaruh *Angle of Attack* pada Medan Aliran 2D

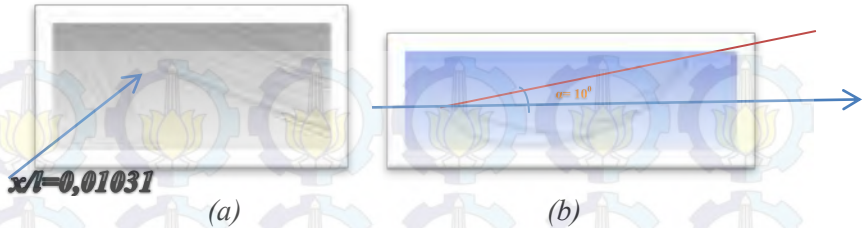
Segmentasi pemodelan 2D dilakukan untuk mengetahui detail karakteristik aliran melewati *airfoil* dengan variasi *angle of attack* 10° , 15° , 20° , 25° , dan 30° . Analisa permodelan 2D ini digunakan untuk menunjang analisa kuantitatif pengaruh *angle of attack* terhadap *lift* dan *drag*. Adapun deskripsi tentang aliran 2D adalah sebagai berikut:

4.1.1 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=10^{\circ}$

Evaluasi dari *midspan* terhadap detail karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* pada simulasi *angle of attack* 10° dapat dilihat dari hasil *post processing* kuantitatif berupa grafik distribusi C_p yang didukung dengan *post processing* kualitatif berupa visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan vektor kecepatan. Grafik distribusi C_p ditunjukkan pada gambar 4.1 berikut ini.



Gambar 4.1 Grafik distribusi C_p $\alpha=10^{\circ}$



Gambar 4.2 (a) Posisi titik stagnasi $\alpha=10^0$ (2D-flow)
(b) Perhitungan angle of attack

Udara *free stream* mengalir menuju *spoiler* dan menumbuk bagian tertentu dari *airfoil*. *Leading edge* adalah bagian yang pertama bertumbukan dengan aliran udara *free stream*. *Leading edge* dari *airfoil* ini terlihat dari gambar 4.2. Geometri bagian depan *airfoil* berbentuk *streamline* sehingga udara dapat mengalir. Sudut 10^0 diukur antara garis yang menghubungkan *leading edge airfoil* utama dan *trailing edge flap airfoil* (*airfoil* paling belakang) dengan garis *horizontal* searah *free stream*. Meskipun berbentuk *streamline*, terdapat bagian yang mendapat tekanan sangat tinggi dengan nilai $C_p=1$. Bagian tersebut disebut dengan titik stagnasi. Terdapat beberapa titik stagnasi pada *spoiler* ini. Setelah melewati titik stagnasi, aliran terbagi menjadi dua yaitu ke arah *upper side* dan ke arah *lower side*.

Bagian *upper side* berada di atas yang merupakan *pressure surface*. Geometri dari bagian depan *airfoil* memiliki bentuk *streamline* sehingga udara *free stream* dapat mengalir mengikuti kontur bodi *airfoil*. Setelah melewati titik stagnasi, aliran udara yang melalui *upper side* dipercepat. Hal ini terlihat dari nilai C_p yang menurun menjadi -2.769 sampai $x/l=0.211$. Bagian ini disebut dengan *favorable pressure gradient*. Setelah itu, dari $x/l=0.211$ sampai 0.508 , C_p perlahan naik sampai $x/l=-1.999$. Dimana daerah naiknya tekanan pada arah aliran ini dinamakan dengan *unfavorable pressure gradient* atau *adverse*



pressure gradient. Mendekati *trailing edge airfoil* utama, aliran udara kembali dipercepat yang ditunjukkan pada dengan C_p yang semakin turun. Hal ini dikarenakan aliran udara melewati celah sempit di antara dua *airfoil*.

Pada *airfoil* kedua juga terdapat titik stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p=1$. Tidak jauh berbeda dari *airfoil* pertama, setelah melalui titik stagnasi, aliran udara sedikit dipercepat sampai $x/l= 0.597$ lalu diperlambat kembali sampai $x/l= 0.678$. Mendekati *trailing edge*, kembali aliran udara dipercepat karena melalui celah sempit antara dua *airfoil*. *Airfoil* ketiga juga tidak jauh berbeda dengan *airfoil* sebelumnya, dimana setelah melalui titik stagnasi, nilai C_p turun, yang menandakan aliran udara dipercepat, lalu C_p kembali naik perlahan. Akan tetapi, terdapat perbedaan pada *airfoil* ketiga ini, yaitu pada bagian yang mendekati *trailing edge*, tekanan aliran kembali naik hingga $C_p=1$, dikarenakan pada bagian ini terdapat *gurney flap* seperti pada gambar 4.3. Aliran udara yang mengenai *gurney flap* akan tertahan yang menyebabkan tekanan kembali naik. Dengan adanya *gurney flap* menyebabkan *vortex* di belakangnya,

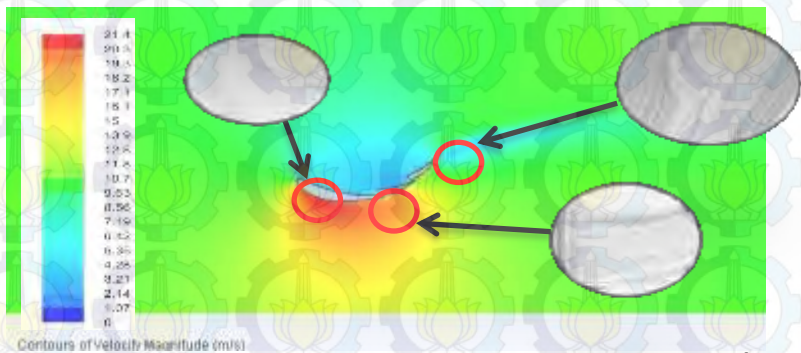
Bagian *lower side* yang merupakan *suction surface* dimulai dari *leading edge* yang merupakan titik stagnasi. Geometri *lower side* yang membentuk *camber* atau kurva melengkung menyebabkan aliran udara yang melewati *lower side* menjadi sangat cepat dibandingkan dengan bagian *upper side*. Dari grafik terlihat sampai pada $x/l= 0.211$ aliran udara terus dipercepat yang ditunjukkan dengan naiknya grafik C_p (nilai C_p turun). Bagian ini merupakan *favorable pressure gradient* dimana tekanan statis udara mengecil pada arah aliran. Setelah mencapai titik $x/l= 0.211$, kecepatan aliran terus menurun karena melawan *adverse pressure gradient*. Pada $x/l= 0.567$ terjadi separasi *bubble* yang disebabkan karena saat mendekati *trailing edge* aliran yang melawan *adverse pressure* sudah akan terseparasi. Akan tetapi karena di dekat *trailing edge* terdapat celah sempit antara dua *airfoil* yang menciptakan efek *nozzle*, aliran kembali mengikuti kontur bodi. Kecepatan tinggi yang diciptakan aliran yang



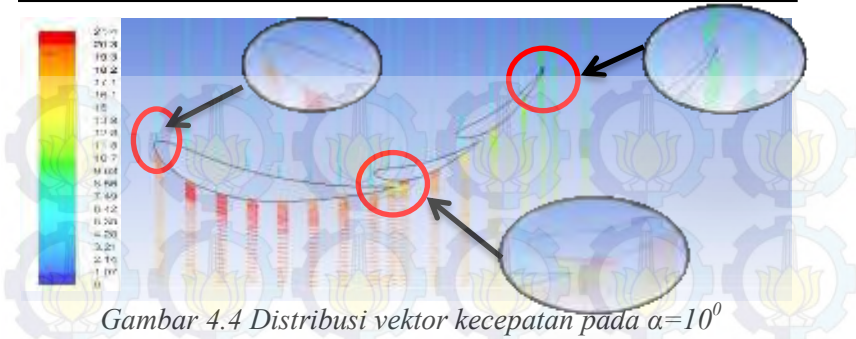
melewati celah menjadikan tekanan pada dekat dinding menjadi kecil, sehingga aliran yang tadinya akan terseparasi kembali menuju dinding akibat perbedaan tekanan.

Pada *airfoil* kedua, sesaat kecepatan aliran bertambah yang ditandai dengan turunnya nilai C_p dari $x/l= 0.565$ sampai $x/l= 0.582$, yang artinya pada bagian ini adalah *favoreable pressure gradient*. Lalu dari $x/l= 0.582$ kecepatan aliran mulai menurun dengan bertambahnya nilai C_p . Pada *airfoil* ketiga, bagian yang menarik untuk dibahas adalah pada bagian *trailing edge*. Dengan adanya *gurney flap* pada *upper side*, separasi pada aliran yang melewati *lower side (suction surface)* akan tertunda atau bahkan tidak terjadi separasi, yang artinya total *lift* dari *airfoil* akan bertambah.

Untuk mempertegas deskripsi tentang karakteristik aliran melintasi *airfoil*, diperlukan pula observasi visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan distribusi vektor kecepatan, seperti pada gambar 4.3 dan 4.4 berikut ini.



Gambar 4.3 Kontur kecepatan dan pathline simulasi $\alpha=10^\circ$



Gambar 4.4 Distribusi vektor kecepatan pada $\alpha=10^0$

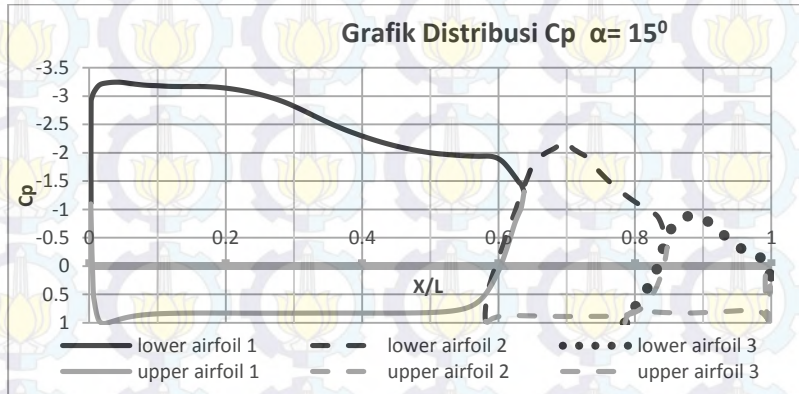
Dari gambar 4.3 dan 4.4 mengenai distribusi kecepatan terlihat adanya defleksi aliran pada bagian *leading edge* dari *airfoil*. Bagian *leading edge* yang memiliki kemiringan ke arah atas membuat aliran terdefleksi ke bagian *upper side*. Titik stagnasi terjadi pada bagian ujung *airfoil*. Geometri dari *leading edge airfoil* yang *streamline* membuat aliran akan mudah mengikuti kontur bodi *airfoil* ke bagian *upper side* maupun *lower side*. Pada bagian dekat *leading edge*, *boundary layer* yang terjadi masih berupa *laminar boundary layer*. Aliran udara yang melewati *lower side* mengalami peningkatan momentum yang sangat tajam, dimana pada bagian ini kecepatan aliran paling tinggi dan nilai C_p paling rendah. Terdapat juga separasi *bubble* yang terjadi pada *lower side* akibat pengaruh *boundary layer*. Dari visualisasi *pathline* juga terlihat pada bagian *gurney flap* terjadi defleksi aliran pada *upper surface* yang membentuk *vortex* aliran di belakang *gurney flap*. Hal inilah yang menunda separasi pada bagian *lower surface*.

4.1.2 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=15^0$

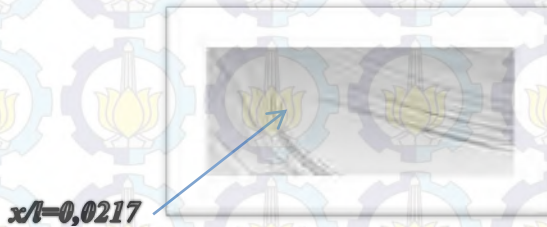
Evaluasi dari *midspan* terhadap detail karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* pada simulasi *angle of attack* 15^0 dapat dilihat dari hasil *post processing* kuantitatif berupa grafik distribusi C_p yang didukung dengan *post processing* kualitatif berupa visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*,



tampilan kontur kecepatan dan tampilan vektor kecepatan. Grafik distribusi C_p ditunjukkan pada gambar 4.6 berikut ini.



Gambar 4.6 Grafik distribusi C_p $\alpha=15^\circ$



Gambar 4.7 Posisi titik stagnasi $\alpha=15^\circ$ (2D-flow)

Udara *free stream* mengalir menuju *spoiler* dan menumbuk bagian tertentu dari *airfoil*. *Leading edge* adalah bagian yang pertama bertumbukan dengan aliran udara *free stream*. *Leading edge* dari *airfoil* ini terlihat dari gambar 4.7. Jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10° , letak *leading edge* berubah ke titik $x/l= 0.022$. Geometri bagian depan *airfoil* berbentuk *streamline* sehingga udara dapat mengalir. Meskipun berbentuk *streamline*, terdapat bagian yang mendapat tekanan sangat tinggi dengan nilai $C_p=1$. Bagian tersebut disebut dengan



titik stagnasi. Terdapat beberapa titik stagnasi pada *spoiler* ini. Setelah melewati titik stagnasi, aliran terbagi menjadi dua yaitu ke arah *upper side* dan ke arah *lower side*. Dengan berubahnya letak *leading edge* maka aliran yang terdefleksi menuju *upper* dan *lower side* juga mengalami perubahan. Aliran yang melalui *lower side* akan lebih dipercepat karena lintasan yang dilalui semakin panjang.

Bagian *upper side* berada di atas yang merupakan *pressure surface*. Geometri dari bagian depan *airfoil* memiliki bentuk *streamline* sehingga udara *free stream* dapat mengalir mengikuti kontur bodi. Setelah melewati titik stagnasi, aliran udara yang melalui *upper side* cenderung tidak bervariasi, walaupun sedikit dipercepat. Hal ini terlihat dari nilai C_p yang menurun menjadi 0.818 sampai $x/l=0.179$. Bagian ini disebut dengan *favorable pressure gradient*. Setelah itu, dari $x/l=0.179$, C_p perlahan naik sampai $x/l=0.424$. Dimana daerah naiknya tekanan pada arah aliran ini dinamakan dengan *unfavorable pressure gradient* atau *adverse pressure gradient*. Mendekati *trailing edge airfoil* utama, aliran udara kembali dipercepat yang ditunjukkan dengan C_p yang semakin turun. Hal ini dikarenakan aliran udara melewati celah sempit di antara dua *airfoil*.

Pada *airfoil* kedua juga terdapat titik stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p=1$. Tidak jauh berbeda dari *airfoil* pertama, setelah melalui titik stagnasi, aliran udara sedikit dipercepat sampai $x/l=0.627$ lalu diperlambat kembali sampai $x/l=0.710$. Mendekati *trailing edge*, kembali aliran udara dipercepat karena melalui celah sempit antara dua *airfoil*. *Airfoil* ketiga juga tidak jauh berbeda dengan *airfoil* sebelumnya, dimana setelah melalui titik stagnasi, nilai C_p turun, yang menandakan aliran udara dipercepat, lalu C_p kembali naik perlahan. Akan tetapi, terdapat perbedaan pada *airfoil* ketiga ini, yaitu pada bagian yang mendekati *trailing edge*, tekanan aliran kembali naik hingga $C_p=1$, dikarenakan pada bagian ini terdapat *gurney flap* seperti pada gambar 4.8. Aliran udara yang mengenai *gurney*



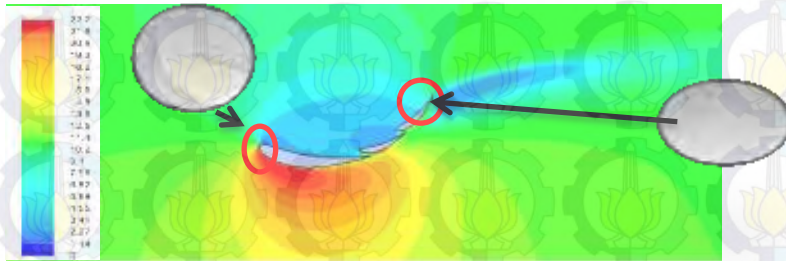
flap akan tertahan yang menyebabkan tekanan kembali naik. Dengan adanya *gurney flap* menyebabkan *vortex* di belakangnya.

Dengan berubahnya *leading edge* jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10^0 , aliran yang terdefleksi menuju *lower side* lebih cepat, sehingga menghasilkan C_p yang lebih rendah. Bagian *lower side* yang merupakan *suction surface* dimulai dari *leading edge* yang merupakan titik stagnasi. Geometri *lower side* yang membentuk *camber* atau kurva melengkung menyebabkan aliran udara yang melewati *lower side* menjadi sangat cepat dibandingkan dengan bagian *upper side*. Terlihat dari nilai C_p tercatat negatif. Dari grafik terlihat sampai pada $x/l = 0.040$ aliran udara terus dipercepat yang ditunjukkan dengan naiknya grafik C_p (nilai C_p turun). Bagian ini merupakan *favorable pressure gradient* dimana tekanan statis udara mengecil pada arah aliran. Setelah mencapai titik $x/l = 0.040$, kecepatan aliran terus menurun karena melawan *adverse pressure gradient*. Pada $x/l = 0.572$ terjadi separasi *bubble* yang disebabkan karena saat mendekati *trailing edge* aliran yang melawan *adverse pressure* sudah akan terseparasi. Akan tetapi karena di dekat *trailing edge* terdapat celah sempit antara dua *airfoil* yang menciptakan efek *nozzle*, aliran kembali mengikuti kontur bodi. Kecepatan tinggi yang diciptakan aliran yang melewati celah menjadikan tekanan pada dekat dinding menjadi kecil, sehingga aliran yang tadinya akan terseparasi kembali menuju dinding akibat perbedaan tekanan.

Pada *airfoil* kedua, sesaat kecepatan aliran bertambah yang ditandai dengan turunnya nilai C_p dari $x/l = 0.580$ sampai $x/l = 0.698$, yang artinya pada bagian ini adalah *favoreable pressure gradient*. Lalu dari $x/l = 0.698$ kecepatan aliran mulai menurun dengan bertambahnya nilai C_p . Pada *airfoil* ketiga, bagian yang menarik untuk dibahas adalah pada bagian *trailing edge*. Dengan adanya *gurney flap* pada *upper side*, separasi pada aliran yang melewati *lower side* (*suction surface*) akan tertunda atau bahkan tidak terjadi separasi, yang artinya total *lift* dari *airfoil* akan bertambah.



Untuk mempertegas deskripsi tentang karakteristik aliran melintasi *airfoil*, diperlukan pula observasi visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan distribusi vektor kecepatan, seperti pada gambar 4.3 dan 4.4 berikut ini.



Gambar 4.8 Kontur kecepatan dan *pathline* simulasi $\alpha=15^0$



Gambar 4.9 Distribusi vektor kecepatan pada pemodelan $\alpha=15^0$

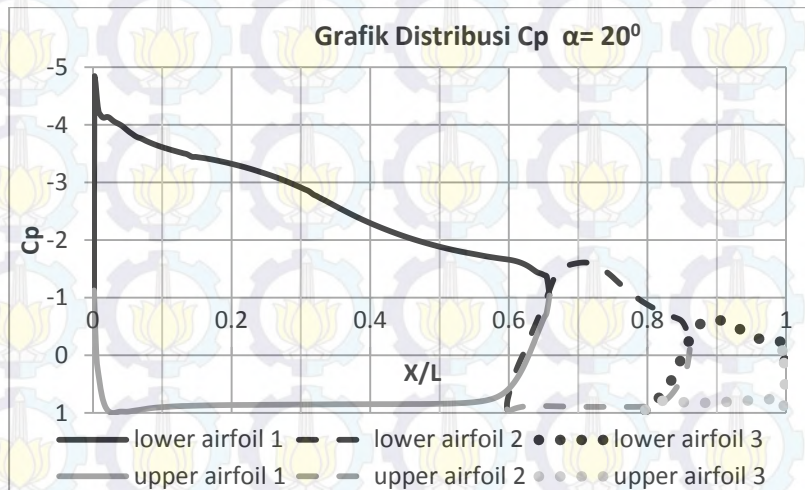
Dari gambar 4.8 dan 4.9 mengenai distribusi kecepatan terlihat adanya defleksi aliran pada bagian *leading edge* dari *airfoil*. Bagian *leading edge* yang memiliki kemiringan ke arah atas membuat aliran terdefleksi ke bagian *upper side*. Titik stagnasi terjadi pada bagian ujung *airfoil*. Geometri dari *leading edge airfoil* yang *streamline* membuat aliran akan mudah mengikuti kontur bodi *airfoil* ke bagian *upper side* maupun *lower side*. Pada bagian dekat *leading edge*, *boundary layer* yang terjadi



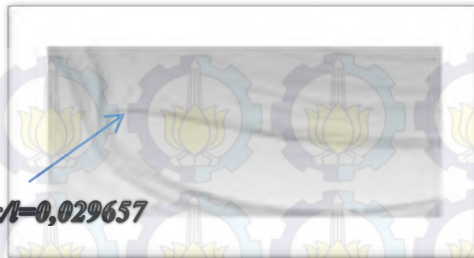
masih berupa *laminar boundary layer*. Aliran udara yang melewati *lower side* mengalami peningkatan momentum yang sangat tajam, dimana pada bagian ini kecepatan aliran paling tinggi dan nilai C_p paling rendah. Terdapat juga separasi *bubble* yang terjadi pada *lower side* akibat pengaruh *boundary layer*. Dari visualisasi *pathline* juga terlihat pada bagian *gurney flap* terjadi defleksi aliran pada *upper surface* yang membentuk *vortex* aliran di belakang *gurney flap*. Hal inilah yang menunda separasi pada bagian *lower surface*.

4.1.3 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=20^\circ$

Evaluasi dari *midspan* terhadap detail karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* pada simulasi *angle of attack* 20° dapat dilihat dari hasil *post processing* kuantitatif berupa grafik distribusi C_p yang didukung dengan *post processing* kualitatif berupa visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan vektor kecepatan. Grafik distribusi C_p ditunjukkan pada gambar 4.11 berikut ini.



Gambar 4.11 Grafik distribusi Cp $\alpha=20^\circ$



Gambar 4.12 Posisi titik stagnasi $\alpha=20^0$ (2D-flow)

Udara *free stream* mengalir menuju *spoiler* dan menumbuk bagian tertentu dari *airfoil*. *Leading edge* adalah bagian yang pertama bertumbukan dengan aliran udara *free stream*. *Leading edge* dari *airfoil* ini terlihat dari gambar 4.12. Jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10^0 dan 15^0 , letak *leading edge* berubah ke titik $x/l=0.030$. Geometri bagian depan *airfoil* berbentuk *streamline* sehingga udara dapat mengalir. Meskipun berbentuk *streamline*, terdapat bagian yang mendapat tekanan sangat tinggi dengan nilai $C_p=1$. Bagian tersebut disebut dengan titik stagnasi. Terdapat beberapa titik stagnasi pada *spoiler* ini. Setelah melewati titik stagnasi, aliran terbagi menjadi dua yaitu ke arah *upper side* dan ke arah *lower side*. Dengan berubahnya letak *leading edge* maka aliran yang terdefleksi menuju *upper* dan *lower side* juga mengalami perubahan. Aliran yang melalui *lower side* akan lebih dipercepat karena lintasan yang dilalui semakin panjang.

Bagian *upper side* berada di atas yang merupakan *pressure surface*. Geometri dari bagian depan *airfoil* memiliki bentuk *streamline* sehingga udara *free stream* dapat mengalir mengikuti kontur bodi. Setelah melewati titik stagnasi, aliran udara yang melalui *upper side* cenderung tidak bervariasi, walaupun sedikit dipercepat. Hal ini terlihat dari nilai C_p yang menurun menjadi 0.844 sampai $x/l=0.468$. Bagian ini disebut dengan *favorable pressure gradient*. Setelah itu, dari $x/l=0.468$, C_p perlahan naik. Dimana daerah naiknya tekanan pada arah



aliran ini dinamakan dengan *unfavorable pressure gradient* atau *adverse pressure gradient*. Mendekati *trailing edge airfoil* utama, aliran udara kembali dipercepat yang ditunjukkan dengan C_p yang semakin turun. Hal ini dikarenakan aliran udara melewati celah sempit di antara dua *airfoil*.

Pada *airfoil* kedua juga terdapat titik stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p=1$ pada $x/l=0.60$. Tidak jauh berbeda dari *airfoil* pertama, setelah melalui titik stagnasi, aliran udara sedikit dipercepat sampai $x/l= 0.643$ lalu diperlambat kembali. Mendekati *trailing edge*, kembali aliran udara dipercepat karena melalui celah sempit antara dua *airfoil*. *Airfoil* ketiga juga tidak jauh berbeda dengan *airfoil* sebelumnya, dimana setelah melalui titik stagnasi, nilai C_p turun, yang menandakan aliran udara dipercepat, lalu C_p kembali naik perlahan. Akan tetapi, terdapat perbedaan pada *airfoil* ketiga ini, yaitu pada bagian yang mendekati *trailing edge*, tekanan aliran kembali naik hingga $C_p=1$, dikarenakan pada bagian ini terdapat *gurney flap* seperti pada gambar 4.13. Aliran udara yang mengenai *gurney flap* akan tertahan yang menyebabkan tekanan kembali naik. Dengan adanya *gurney flap* menyebabkan *vortex* di belakangnya.

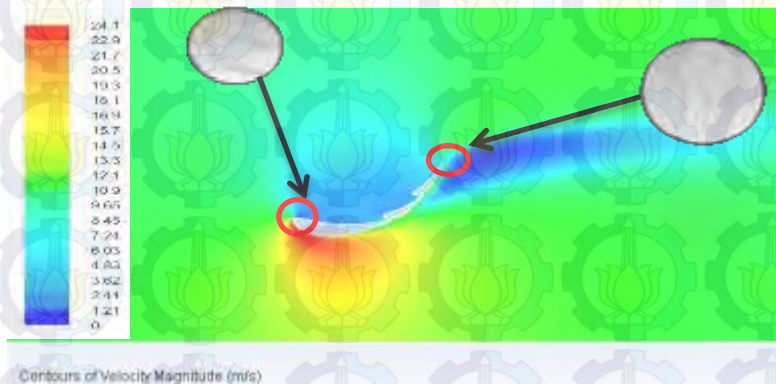
Dengan berubahnya *leading edge* jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10° dan 15° aliran yang terdefleksi menuju *lower side* lebih cepat, yang seharusnya menghasilkan C_p yang lebih rendah. Memang pada awalnya jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10° dan 15° , C_p pada bagian dekat *leading edge* jauh lebih rendah daripada keduanya, yang artinya kecepatan aliran pada bagian ini lebih cepat jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10° dan 15° . Akan tetapi, kenaikan tekanan pada arah aliran jauh lebih cepat akibat kelengkungan geometri, sehingga *adverse pressure* yang harus dilawan-pun akan semakin besar juga. Karena besarnya hambatan yang harus dilawan, kecepatan aliran akan lebih lambat daripada *angle of attack* 10° dan 15° .

Pada *airfoil* kedua, kecepatan aliran pun lebih lambat dibandingkan dengan *angle of attack* 10° dan 15° , sehingga nilai C_p nya menjadi lebih besar. Sesaat kecepatan aliran bertambah

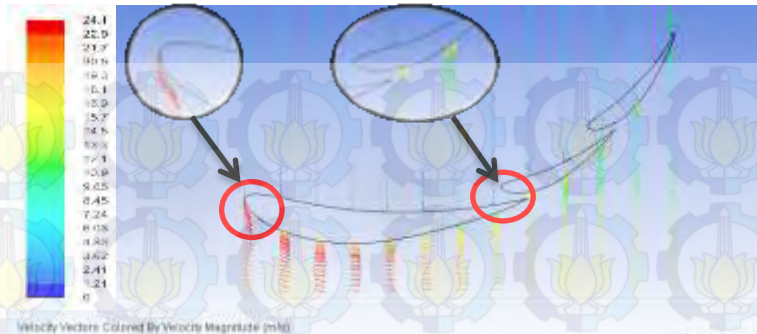


yang ditandai dengan turunnya nilai C_p dari $x/l = 0.597$ sampai $x/l = 0.707$, yang artinya pada bagian ini adalah *favoreable pressure gradient*. Terlihat nilai C_p pada *airfoil* kedua ini lebih tinggi daripada *angle of attack* 15° . Lalu dari $x/l = 0.707$ kecepatan aliran mulai menurun dengan bertambahnya nilai C_p . Pada *airfoil* ketiga, bagian yang menarik untuk dibahas adalah pada bagian *trailing edge*. Dengan adanya *gurney flap* pada *upper side*, separasi pada aliran yang melewati *lower side* (*suction surface*) akan tertunda atau bahkan tidak terjadi separasi, yang artinya total *lift* dari *airfoil* akan bertambah.

Untuk mempertegas deskripsi tentang karakteristik aliran melintasi *airfoil*, diperlukan pula observasi visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan distribusi vektor kecepatan, seperti pada gambar 4.3 dan 4.4 berikut ini.



Gambar 4.13 Kontur kecepatan dan pathline simulasi $\alpha=20^\circ$



Gambar 4.14 Distribusi vektor kecepatan pada pemodelan $\alpha=20^\circ$

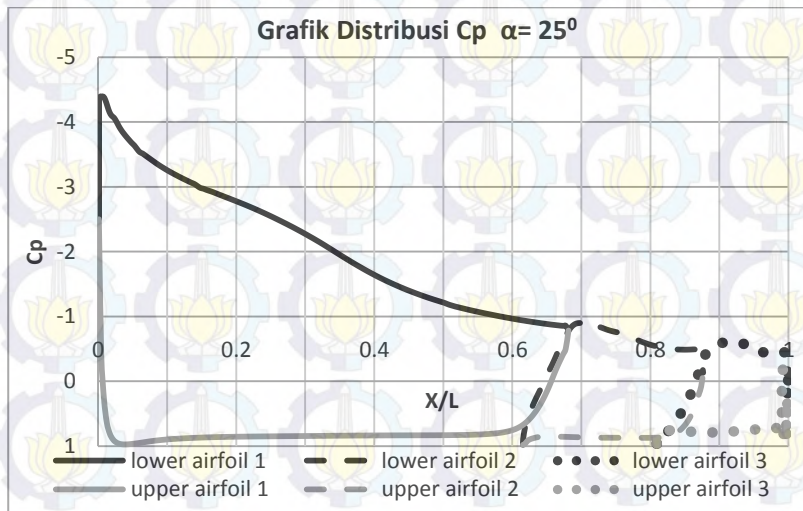
Dari gambar 4.13 dan 4.14 mengenai distribusi kecepatan terlihat adanya defleksi aliran pada bagian *leading edge* dari *airfoil*. Bagian *leading edge* yang memiliki kemiringan ke arah atas membuat aliran terdefleksi ke bagian *upper side*. Titik stagnasi terjadi pada bagian ujung *airfoil*. Geometri dari *leading edge airfoil* yang *streamline* membuat aliran akan mudah mengikuti kontur bodi *airfoil* ke bagian *upper side* maupun *lower side*. Pada bagian dekat *leading edge*, *boundary layer* yang terjadi masih berupa *laminar boundary layer*. Aliran udara yang melewati *lower side* mengalami peningkatan momentum yang sangat tajam, dimana pada bagian ini kecepatan aliran paling tinggi dan nilai C_p paling rendah. Terdapat juga separasi *bubble* yang terjadi pada *lower side* akibat pengaruh *boundary layer*. Dari visualisasi *pathline* juga terlihat pada bagian *gurney flap* terjadi defleksi aliran pada *upper surface* yang membentuk *vortex* aliran di belakang *gurney flap*. Hal inilah yang menunda separasi pada bagian *lower surface*.

4.1.4 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=25^\circ$

Evaluasi dari *midspan* terhadap detail karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* pada simulasi *angle of attack* 25° dapat dilihat dari hasil *post processing* kuantitatif berupa grafik distribusi C_p yang didukung dengan *post processing* kualitatif berupa visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*,



tampilan kontur kecepatan dan tampilan vektor kecepatan. Grafik distribusi C_p ditunjukkan pada gambar 4.16 berikut ini.



Gambar 4.16 Grafik distribusi C_p $\alpha = 25^\circ$



Gambar 4.17 Posisi titik stagnasi C_p $\alpha = 25^\circ$ (2D-flow)

Udara *free stream* mengalir menuju *spoiler* dan menumbuk bagian tertentu dari *airfoil*. *Leading edge* adalah bagian yang pertama bertumbukan dengan aliran udara *free stream*. *Leading edge* dari *airfoil* ini terlihat dari gambar 4.17.



Jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10° , 15° , dan 20° letak *leading edge* berubah ke titik $x/l = 0.038$. Geometri bagian depan *airfoil* berbentuk *streamline* sehingga udara dapat mengalir. Meskipun berbentuk *streamline*, terdapat bagian yang mendapat tekanan sangat tinggi dengan nilai $C_p = 1$. Bagian tersebut disebut dengan titik stagnasi. Terdapat beberapa titik stagnasi pada *spoiler* ini. Setelah melewati titik stagnasi, aliran terbagi menjadi dua yaitu ke arah *upper side* dan ke arah *lower side*. Dengan berubahnya letak *leading edge* maka aliran yang terdefleksi menuju *upper* dan *lower side* juga mengalami perubahan. Aliran yang melalui *lower side* akan lebih dipercepat karena lintasan yang dilalui semakin panjang.

Bagian *upper side* berada di atas yang merupakan *pressure surface*. Geometri dari bagian depan *airfoil* memiliki bentuk *streamline* sehingga udara *free stream* dapat mengalir mengikuti kontur bodi. Setelah melewati titik stagnasi, aliran udara yang melalui *upper side* cenderung tidak bervariasi, walaupun sedikit dipercepat. Hal ini terlihat dari nilai C_p yang menurun. Bagian ini disebut dengan *favorable pressure gradient*. Setelah itu, C_p perlahan naik. Dimana daerah naiknya tekanan pada arah aliran ini dinamakan dengan *unfavorable pressure gradient* atau *adverse pressure gradient*. Mendekati *trailing edge airfoil* utama, aliran udara kembali dipercepat yang ditunjukkan dengan C_p yang semakin turun. Hal ini dikarenakan aliran udara melewati celah sempit di antara dua *airfoil*.

Pada *airfoil* kedua juga terdapat titik stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p = 1$. Tidak jauh berbeda dari *airfoil* pertama, setelah melalui titik stagnasi, aliran udara sedikit dipercepat lalu diperlambat kembali. Mendekati *trailing edge*, kembali aliran udara dipercepat karena melalui celah sempit antara dua *airfoil*. *Airfoil* ketiga juga tidak jauh berbeda dengan *airfoil* sebelumnya, dimana setelah melalui titik stagnasi, nilai C_p turun, yang menandakan aliran udara dipercepat, lalu C_p kembali naik perlahan. Akan tetapi, terdapat perbedaan pada *airfoil* ketiga ini, yaitu pada bagian yang mendekati *trailing edge*, tekanan

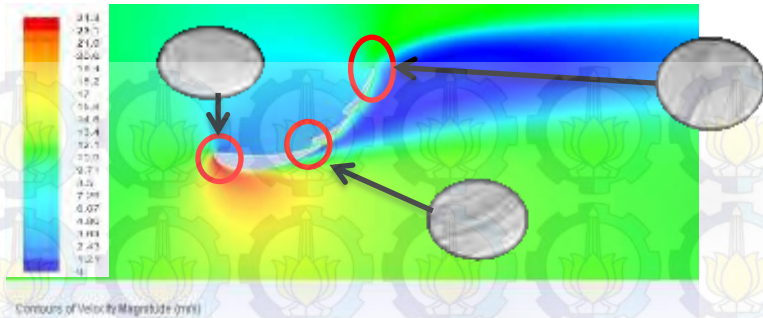


aliran kembali naik hingga $C_p=1$, dikarenakan pada bagian ini terdapat *gurney flap* seperti pada gambar 4.18. Aliran udara yang mengenai *gurney flap* akan tertahan yang menyebabkan tekanan kembali naik. Dengan adanya *gurney flap* menyebabkan *vortex* di belakangnya.

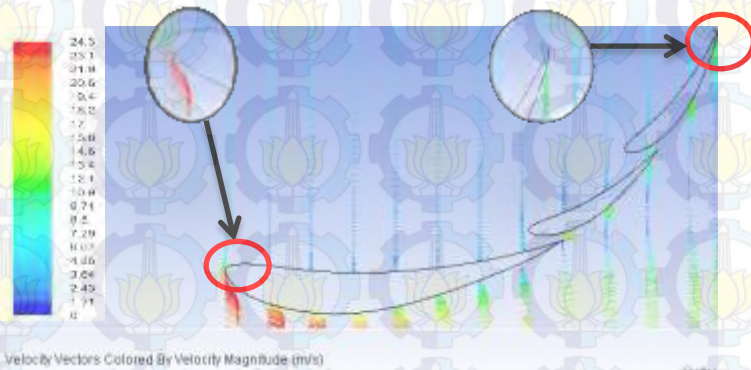
Dengan berubahnya *leading edge* jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10^0 , 15^0 , dan 20^0 aliran yang terdefleksi menuju *lower side* akan lebih cepat, yang seharusnya menghasilkan C_p yang lebih rendah. Memang pada awalnya jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10^0 , 15^0 , dan 20^0 , C_p pada bagian dekat *leading edge* jauh lebih rendah, yang artinya kecepatan aliran pada bagian ini lebih cepat jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10^0 , 15^0 , dan 20^0 . Hal ini ditunjukkan pada $x/l=0.0032$ nilai $C_p=-4.517$. Akan tetapi, kenaikan tekanan pada arah aliran jauh lebih cepat, sehingga *adverse pressure* yang harus dilawan-pun akan semakin besar juga.

Pada *airfoil* kedua, kecepatan yang terjadi sudah sangat berkurang drastis karena separasi yang terjadi. Sesaat kecepatan aliran bertambah yang ditandai dengan turunnya nilai C_p yang artinya pada bagian ini adalah *favoreable pressure gradient*. Terlihat nilai C_p pada *airfoil* kedua ini lebih tinggi daripada *angle of attack* 20^0 yang menunjukkan bahwa kecepatan aliran lebih rendah jika dibandingkan dengan *angle of attack* 20^0 . Lalu kecepatan aliran mulai menurun dengan bertambahnya nilai C_p . Pada *airfoil* ketiga, bagian yang menarik untuk dibahas adalah pada bagian *trailing edge*. Dengan adanya *gurney flap* pada *upper side*, separasi pada aliran yang melewati *lower side* (*suction surface*) akan tertunda atau bahkan tidak terjadi separasi, yang artinya total *lift* dari *airfoil* akan bertambah.

Untuk mempertegas deskripsi tentang karakteristik aliran melintasi *airfoil*, diperlukan pula observasi visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan distribusi vektor kecepatan, seperti pada gambar 4.18 dan 4.19 berikut ini.



Gambar 4.18. Kontur kecepatan dan pathline simulasi $\alpha=25^0$



Gambar 4.19. Distribusi vektor kecepatan pada pemodelan $\alpha=25^0$

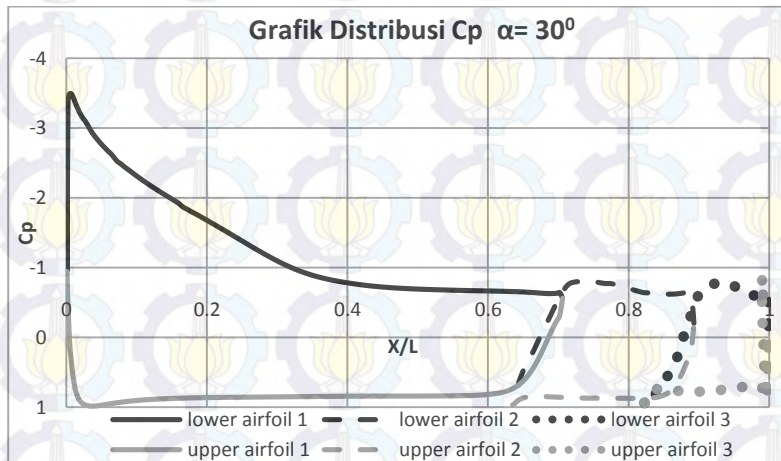
Dari gambar 4.18 dan 4.19 mengenai distribusi kecepatan terlihat adanya defleksi aliran pada bagian *leading edge* dari *airfoil*. Bagian *leading edge* yang memiliki kemiringan ke arah atas membuat aliran terdefleksi ke bagian *upper side*. Titik stagnasi terjadi pada bagian ujung *airfoil*. Geometri dari *leading edge airfoil* yang *streamline* membuat aliran akan mudah mengikuti kontur bodi *airfoil* ke bagian *upper side* maupun *lower side*. Pada bagian dekat *leading edge*, *boundary layer* yang terjadi masih berupa *laminar boundary layer*. Aliran udara yang



melewati *lower side* mengalami peningkatan momentum yang sangat tajam, dimana pada bagian ini kecepatan aliran paling tinggi dan nilai C_p paling rendah. Terdapat juga separasi *bubble* yang terjadi pada *lower side* akibat pengaruh *boundary layer*. Dari visualisasi *pathline* juga terlihat pada bagian *gurney flap* terjadi defleksi aliran pada *upper surface* yang membentuk *vortex* aliran di belakang *gurney flap*. Hal inilah yang menunda separasi pada bagian *lower surface*.

4.1.5 Medan Aliran 2 Dimensi pada $\alpha=30^\circ$

Evaluasi dari *midspan* terhadap detail karakteristik aliran yang melintasi *airfoil* pada simulasi *angle of attack* 30° dapat dilihat dari hasil *post processing* kuantitatif berupa grafik distribusi C_p yang didukung dengan *post processing* kualitatif berupa visualisasi aliran yang meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan vektor kecepatan. Grafik distribusi C_p ditunjukkan pada gambar 4.1 berikut ini.



Gambar 4.21 Grafik distribusi C_p $\alpha=30^\circ$



Gambar 4.22 Posisi titik stagnasi $\alpha=30^0$ (2D-flow)

Udara *free stream* mengalir menuju *spoiler* dan menumbuk bagian tertentu dari *airfoil*. *Leading edge* adalah bagian yang pertama bertumbukan dengan aliran udara *free stream*. *Leading edge* dari *airfoil* ini terlihat dari gambar 4.22. Jika dibandingkan dengan *angle of attack* $10^0, 15^0, 20^0$, dan 30^0 letak *leading edge* berubah ke titik $x/l=0.039$. Geometri bagian depan *airfoil* berbentuk *streamline* sehingga udara dapat mengalir. Meskipun berbentuk *streamline*, terdapat bagian yang mendapat tekanan sangat tinggi dengan nilai $C_p=1$. Bagian tersebut disebut dengan titik stagnasi. Terdapat beberapa titik stagnasi pada *spoiler* ini. Setelah melewati titik stagnasi, aliran terbagi menjadi dua yaitu ke arah *upper side* dan ke arah *lower side*. Dengan berubahnya letak *leading edge* maka aliran yang terdefleksi menuju *upper* dan *lower side* juga mengalami perubahan. Aliran yang melalui *lower side* akan lebih dipercepat karena lintasan yang dilalui semakin panjang.

Bagian *upper side* berada di atas yang merupakan *pressure surface*. Geometri dari bagian depan *airfoil* memiliki bentuk *streamline* sehingga udara *free stream* dapat mengalir mengikuti kontur bodi. Setelah melewati titik stagnasi, aliran udara yang melalui *upper side* cenderung tidak bervariasi, walaupun sedikit dipercepat. Hal ini terlihat dari nilai C_p yang menurun. Bagian ini disebut dengan *favorable pressure gradient*. Setelah itu, C_p perlahan naik. Dimana daerah naiknya tekanan



pada arah aliran ini dinamakan dengan *unfavorable pressure gradient* atau *adverse pressure gradient*. Mendekati *trailing edge airfoil* utama, aliran udara kembali dipercepat yang ditunjukkan dengan C_p yang semakin turun. Hal ini dikarenakan aliran udara melewati celah sempit di antara dua *airfoil*.

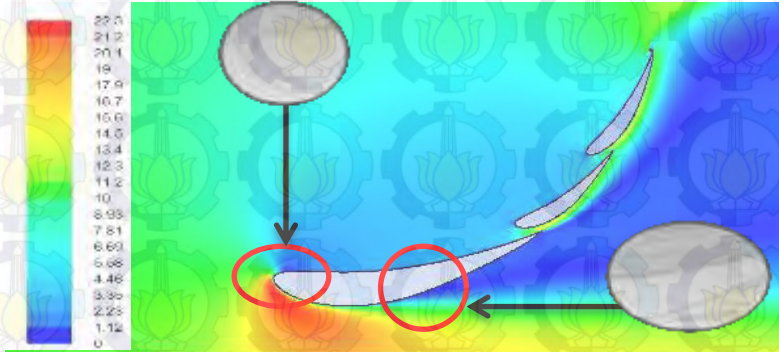
Pada *airfoil* kedua juga terdapat titik stagnasi yang ditunjukkan dengan nilai $C_p=1$. Tidak jauh berbeda dari *airfoil* pertama, setelah melalui titik stagnasi, aliran udara sedikit dipercepat lalu diperlambat kembali. Mendekati *trailing edge*, kembali aliran udara dipercepat karena melalui celah sempit antara dua *airfoil*. *Airfoil* ketiga juga tidak jauh berbeda dengan *airfoil* sebelumnya, dimana setelah melalui titik stagnasi, nilai C_p turun, yang menandakan aliran udara dipercepat, lalu C_p kembali naik perlahan. Akan tetapi, terdapat perbedaan pada *airfoil* ketiga ini, yaitu pada bagian yang mendekati *trailing edge*, tekanan aliran kembali naik hingga $C_p=1$, dikarenakan pada bagian ini terdapat *gurney flap* seperti pada gambar 4.23. Aliran udara yang mengenai *gurney flap* akan tertahan yang menyebabkan tekanan kembali naik. Dengan adanya *gurney flap* menyebabkan *vortex* di belakangnya, seperti pada gambar 4.24.

Dengan berubahnya *leading edge* jika dibandingkan dengan *angle of attack* 10^0 , 15^0 , 20^0 , dan 25^0 aliran yang terdefleksi menuju *lower side* akan lebih cepat, yang seharusnya menghasilkan C_p yang lebih rendah. Akan tetapi, justru terlihat nilai C_p jauh lebih tinggi jika dibandingkan dengan *angle of attack* 20^0 dan 25^0 . Terlihat pada $x/l= 0.007$ nilai $C_p= -3.547$. Kenaikan tekanan pada arah aliranpun jauh lebih cepat, dimana hal ini menunjukkan separasi terjadi pada daerah dekat *leading edge* atau biasa disebut dengan *leading edge separation*. Menurut Katz[6] jika terjadi *leading edge separation* maka *airfoil* akan kehilangan *lift* atau disebut dengan *stall*. Terlihat dari grafik C_p setelah aliran terseparasi pada titik $x/l= 0.356$ nilai C_p cenderung konstan.

Untuk mempertegas deskripsi tentang karakteristik aliran melintasi *airfoil*, diperlukan pula observasi visualisasi aliran yang



meliputi tampilan *pathlines*, tampilan kontur kecepatan dan tampilan distribusi vektor kecepatan, seperti pada gambar 4.23 dan 4.24 berikut ini.



Contours of Velocity Magnitude (m/s)

Gambar 4.23 Kontur kecepatan dan *pathline* simulasi $\alpha=30^0$



Gambar 4.24 Distribusi vektor kecepatan pada pemodelan $\alpha=30^0$

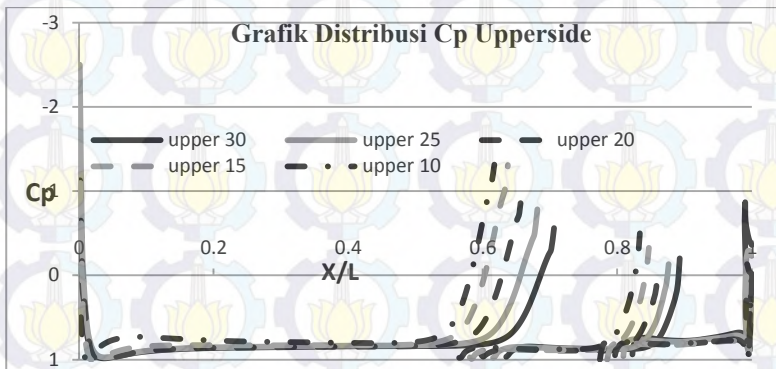
Dari gambar 4.23 dan 4.24 mengenai distribusi kecepatan terlihat adanya defleksi aliran pada bagian *leading edge* dari *airfoil*. Bagian *leading edge* yang memiliki kemiringan ke arah atas membuat aliran terdefleksi ke bagian *upper side*. Titik stagnansi terjadi pada bagian ujung *airfoil*. Geometri dari *leading edge airfoil* yang *streamline* membuat aliran akan mudah mengikuti kontur bodi *airfoil* ke bagian *upper side* maupun *lower side*. Pada bagian dekat *leading edge*, *boundary layer* yang terjadi



masih berupa *laminar boundary layer*. Aliran udara yang melewati *lower side* mengalami peningkatan momentum yang sangat tajam, dimana pada bagian ini kecepatan aliran paling tinggi dan nilai C_p paling rendah. Akan tetapi, karena kelengkungan geometri yang berlebih, maka terlihat separasi pada bagian dekat *leading edge*. Dari visualisasi *pathline* juga terlihat pada bagian *gurney flap* terjadi defleksi aliran pada *upper surface* yang membentuk *vortex* aliran di belakang *gurney flap*. Hal inilah yang menunda separasi pada bagian *lower surface*.

4.1.6 Perbandingan Aliran 2 Dimensi *Angle of Attack* 10° , 15° , 20° , 25° , dan 30°

Karakteristik aliran pada simulasi dengan *angle of attack* 10° , 15° , 20° , 25° , dan 30° dapat dibandingkan melalui analisa grafik C_p seperti pada gambar 4.26 untuk *upper side* dan gambar 4.27 untuk *lower side*. Berikut ini adalah penjelasan perbandingan grafik C_p untuk *upper side* dan *lower side* dengan *angle of attack* 10° , 15° , 20° , 25° , dan 30°

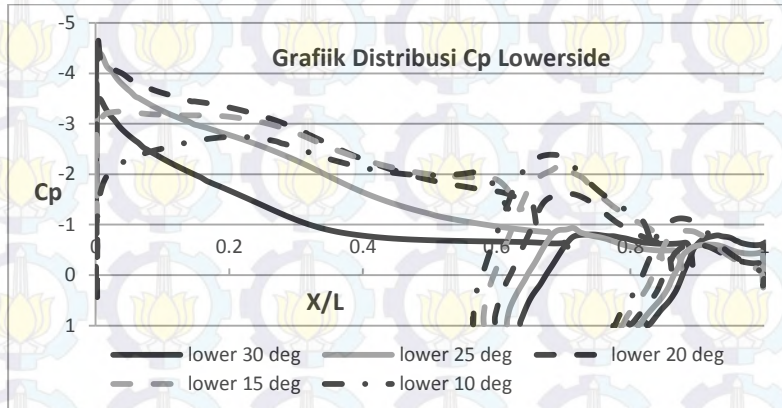


Gambar 4.26 Grafik distribusi C_p *upperside* (2D-Flow)

Pada gambar 4.11 terlihat distribusi C_p pada bagian *upperside*. Pada bagian ini tidak terlalu banyak perbedaan antar



masing variasi *angle of attack*. Yang terjadi perbedaan adalah letak titik stagnasinya seperti pada gambar 4.26



Gambar 4.27 Grafik distribusi Cp lowsided (2D-Flow)

Pada *lower side*, dari Gambar 4.27 terlihat bahwa nilai Cp minimum pada daerah dekat titik stagnasi berurutan yaitu, 20° , 25° , 30° , 15° , dan 10° . Hal ini disebabkan karena pada simulasi dengan *angle of attack* 20° memiliki kecepatan aliran yang terdefleksi ke *lower side* yang tertinggi. Sedangkan pada sudut 25° , 30° aliran yang terdefleksi ke *lower side* sudah mulai terseparasi. Pada *trailing edge*, nilai Cp minimum yang terjadi secara berurutan yaitu, 10° , 15° , 20° , 25° , dan 30° . Dapat terlihat dari kenaikan Cp yang terjadi, titik separasi paling awal terjadi pada 30° dan yang paling akhir pada 10° . Pada *airfoil* kedua nilai Cp minimum terdapat pada 10° . Lalu secara berurutan menjadi yang paling besar yaitu 15° , 20° , 25° , dan 30° . Sedangkan pada *airfoil* ke tiga secara berurutan nilai Cp minimum yaitu pada 10° , 15° , 30° , 20° , dan 25° . Dari ketiga *airfoil*, berbagai variasi urutan nilai Cp telah terlihat. *Angle of attack* 15° mempunyai nilai Cp yang paling stabil dan paling kecil.



Informasi singkat mengenai analisa medan aliran 2 dimensi untuk tiap pemodelan disajikan dalam tabel 4.2 berikut ini.

Tabel 4.1 Informasi Posisi Medan Aliran 2 Dimensi untuk Simulasi dengan Variasi Angle of Attack

Parameter	Segmen	x/l pada $\alpha=10^0$	x/l pada $\alpha=15^0$	x/l pada $\alpha=20^0$	x/l pada $\alpha=25^0$	x/l pada $\alpha=30^0$
Lokasi <i>minimum pressure</i>	<i>Lowerside</i>	0.211	0.04004	0.0020	0.0032	0.0070
Lokasi titik stagnasi	<i>Upperside</i>	0.00061	0.0217	0.0296	0.0384 6	0.0390
Lokasi titik separasi	<i>Lowerside</i>	-	-	-	-	0.3560

Dari tabel di atas dapat terlihat secara langsung perbedaan pada masing-masing variasi *angle of attack*. Lokasi minimum pressure yang terjadi pada masing-masing variasi *angle of attack* semakin lama semakin mendekati nilai nol pada sumbu x. Hal ini berarti semakin besar sudut serang, semakin besar pula kecepatan pada bagian awal *lower side* yang menyebabkan terjadinya tekanan minimum. Sedangkan lokasi titik stagnasi semakin bergeser ke arah sumbu x positif dengan bertambahnya nilai sudut serang karena kemiringan yang dihasilkan. Dari kelima variasi sudut serang di atas, separasi hanya terjadi pada sudut 30^0 .

4.2 Analisa Pengaruh *Angle of Attack* (α) pada Gaya Aerodinamika (2D)

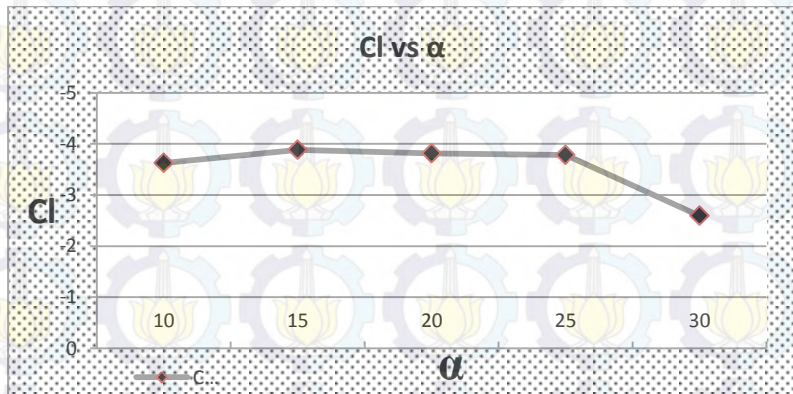
Pemodelan 2D pada *airfoil* dengan pemotongan pada *midspan* dilakukan untuk mengetahui pengaruh *angle of attack* pada gaya-gaya aerodinamika yang meliputi gaya *lift* dan gaya *drag*. Analisa mengenai data kuantitatif diperlukan untuk



mengetahui secara langsung perbedaan yang terjadi pada gaya-gaya aerodinamika dengan variasi *angle of attack*.

4.2.1 Gaya Lift

Salah satu hasil post processing dari simulasi pada ansys fluent 14 adalah gaya *lift*. Dari hasil tersebut dapat dikalkulasi untuk mendapatkan koefisien *lift* yang terjadi. Simulasi permodelan 2D dilakukan dengan variasi *angle of attack* 10° , 15° , 20° , 25° , dan 30° . Hasil ini ditunjukkan dengan nilai *Cl* dalam grafik *Cl vs angle of attack* di bawah.



Gambar 4.28 Grafik *Cl vs angle of attack* (α)

Dari grafik *Cl vs angle of attack* di atas terlihat bahwa tren grafik naik dari $\alpha=10^{\circ}$ sampai $\alpha=15^{\circ}$. Sedangkan selanjutnya dari $\alpha=15^{\circ}$ sampai $\alpha=25^{\circ}$ tren grafik terus menurun. Bahkan dari $\alpha=25^{\circ}$ *slope* penurunan grafik menjadi semakin besar. Hal ini terjadi karena semakin besar *angle of attack* lintasan yang dilalui partikel udara pada *lower side* atau *suction surface* akan semakin panjang, sehingga kecepatan udara yang melewati *suction surface* akan semakin tinggi. Dengan demikian tekanan pada bagian *suction surface* akan semakin rendah. Sebaliknya, pada bagian *pressure surface*, lintasan yang dilewati partikel udara akan semakin pendek, yang menyebabkan kecepatan udara

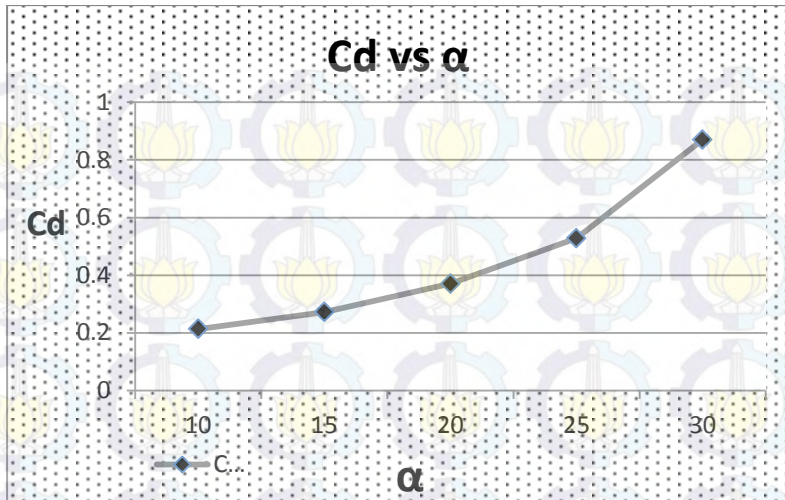


yang melewati bagian tersebut akan semakin rendah, yang berarti tekanan pada bagian *pressure surface* akan meningkat. Dengan meningkatnya tekanan pada *pressure surface* dan menurunnya tekanan *suction surface*, *lift* yang didiciptakan oleh *airfoil* menjadi semakin besar. Dalam hal ini dapat diartikan *downforce* yang ditimbulkan akan semakin besar. Akan tetapi, dengan terus meningkatnya *angle of attack*, separasi yang terjadi pada bagian *suction surface* akan semakin cepat terjadi. Sehingga *airfoil* akan kehilangan *downforce*. Hal ini dapat terlihat pada grafik, yaitu pada $\alpha > 15^0$ tren grafik semakin turun yang berarti *airfoil* mulai kehilangan *downforce*. Bahkan pada $\alpha > 25^0$ terjadi penurunan grafik yang tajam, dimana pada $\alpha > 25^0$ separasi yang terjadi pada bagian *suction surface* sudah sangat dominan dan mendekati *leading edge*. Sehingga nilai *Cl* akan turun drastis. Hal inilah yang disebut *stall*.

Nilai *Cl* tertinggi terjadi pada *angle of attack* 15^0 dengan nilai *Cl* sebesar -3,88429 yang selanjutnya akan dijadikan referensi dalam perancangan model dengan mempertimbangkan gaya *drag* yang terjadi.

4.2.2 *Gaya Drag*

Setelah didapatkan data *Cl* dengan berbagai variasi *angle of attack*, perhitungan *post processing* selanjutnya adalah perhitungan gaya *drag* yang dijadikan referensi selanjutnya untuk perancangan model. Gaya *drag* didapat dari hasil komputasi.



Gambar 4.29 Grafik C_d vs angle of attack (α)

Dari grafik C_d vs *angle of attack* di atas terlihat bahwa tren grafik terus meningkat. Hal ini terjadi karena semakin meningkatnya *angle of attack* luasan *frontal area* pada *airfoil* juga akan terus meningkat. Dengan semakin bertambahnya *frontal area* nilai C_d juga akan semakin meningkat. Selain itu, terjadinya separasi yang semakin awal dengan bertambahnya *angle of attack* juga menyebabkan C_d meningkat seiring dengan meningkatnya *angle of attack*. Semakin awal terjadi separasi, maka daerah bertekanan rendah atau *wake* di belakang *airfoil* juga semakin besar yang merepresentasikan semakin besarnya nilai C_d .

4.3 Analisa Aliran 3 Dimensi

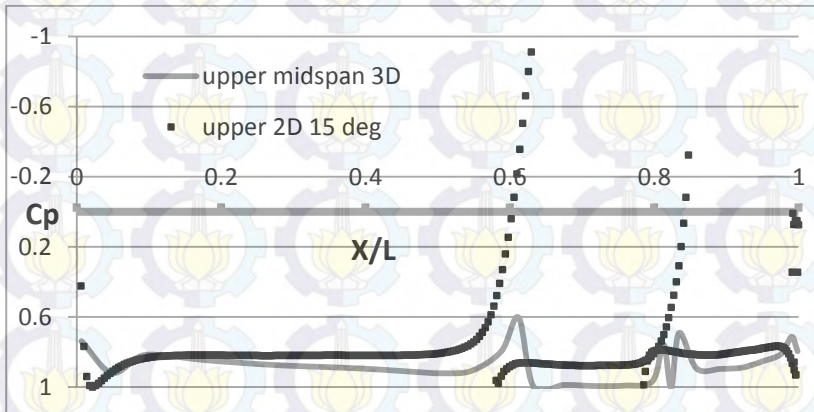
Segmentasi pada pemodelan 2D yang menunjang analisa medan aliran 3D diberikan sebagai bentuk dasar evaluasi terhadap pengaruh simulasi dengan berbagai variasi *angle of attack* terhadap karakteristik aliran 3D yang melintasi *airfoil*. Adapun deskripsi tentang karakteristik aliran diberikan melalui pemodelan



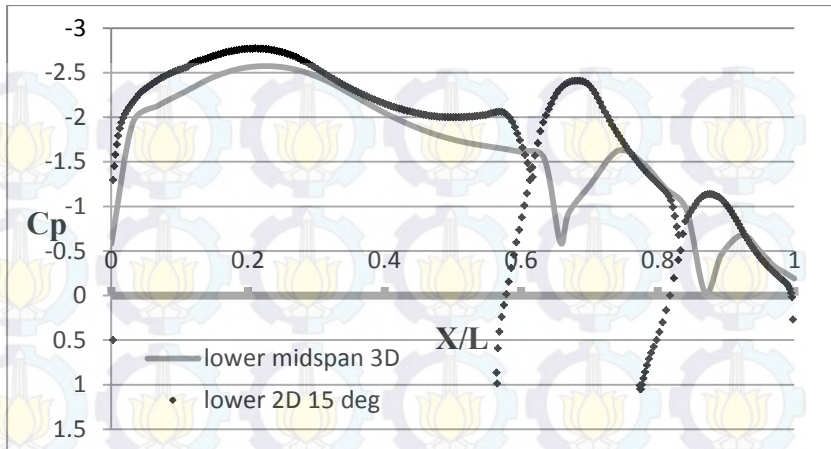
2D dan 3D pada simulasi dengan hasil *downforce* paling tinggi (pada $\alpha=15^\circ$) adalah sebagai berikut:

4.3.1 Medan Aliran 3 Dimensi Simulasi pada $\alpha=15^\circ$

Deskripsi tentang terbentuknya separasi 3D diakibatkan oleh interaksi lapis batas pada *sidebody surface* yang berkontraksi ke arah *midspan* dan mempengaruhi karakteristik aliran disekitar *midspan*. Kronologi separasi 3D pada daerah interaksi ini bermula saat lapis batas pada *sidebody surface* berlaku sebagai *disturbance* dan menyebabkan terbentuknya vortisitas sekunder yang memunculkan aliran sekunder pada daerah *sidebody surface*. Fenomena ini dapat dijelaskan melalui data kuantitatif berupa distribusi C_p sepanjang kontur *midspan* dan membandingkannya dengan pemodelan 2D. Berikut adalah perbandingan grafik C_p simulasi tanpa efek *grill* secara 2D dan 3D.



Gambar 4.30 Grafik perbandingan distribusi C_p melalui pemodelan 2D dan 3D di midspan simulasi $\alpha=15^\circ$ segmen upperside



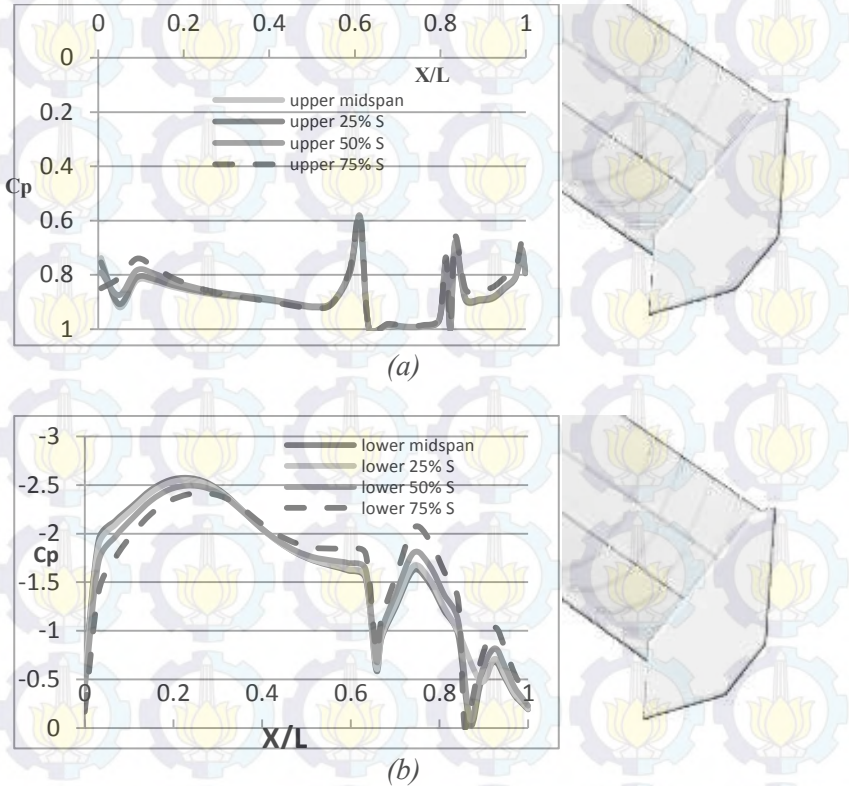
Gambar 4.31 Grafik perbandingan distribusi C_p melalui pemodelan 2D dan 3D di midspan simulasi pada $\alpha=15^\circ$ dari segmen lowerside

Dari gambar 4.13 dan 4.14 terlihat secara umum grafik distribusi C_p di *upper*side maupun di *lower*side memiliki tren yang hampir sama antara pemodelan 2D dan 3D. Namun, karena adanya distribusi aliran ke arah *sidebody* membuat nilai C_p pada pemodelan 3D sedikit berbeda dibandingkan dengan nilai C_p pada pemodelan 2D. Hal ini dikarenakan pada analisa simulasi aliran 3D terdapat efek *upwash*. Efek *upwash* ini adalah efek yang ditimbulkan akibat perbedaan tekanan di atas dan di bawah *airfoil*. Efek tambahan ini terjadi terutama pada bagian ujung-ujung *spoiler* yang mengurangi gaya *lift* atau *downforce*. Hal ini terjadi karena aliran udara bertekanan tinggi di atas *airfoil* akan mengalir menuju bagian bawah *airfoil* yang mempunyai tekanan rendah melalui ujung-ujung *airfoil*. Sehingga pada ujung *airfoil* terjadi *tip vortices* yang mengurangi *downforce*. Untuk mengurangi efek *upwash* tersebut pada ujung *spoiler* diberi perangkat tambahan yaitu *endplate*.

Untuk mendukung karakteristik aliran di sekitar *midspan* yang mendapat pengaruh dari efek *sidebody* dapat dijelaskan



melalui metode pemotongan searah sumbu z yaitu pada $z=0\%$ S, $z=25\%$ S, $z=50\%$ S, dan $z=75\%$ S berikut ini.



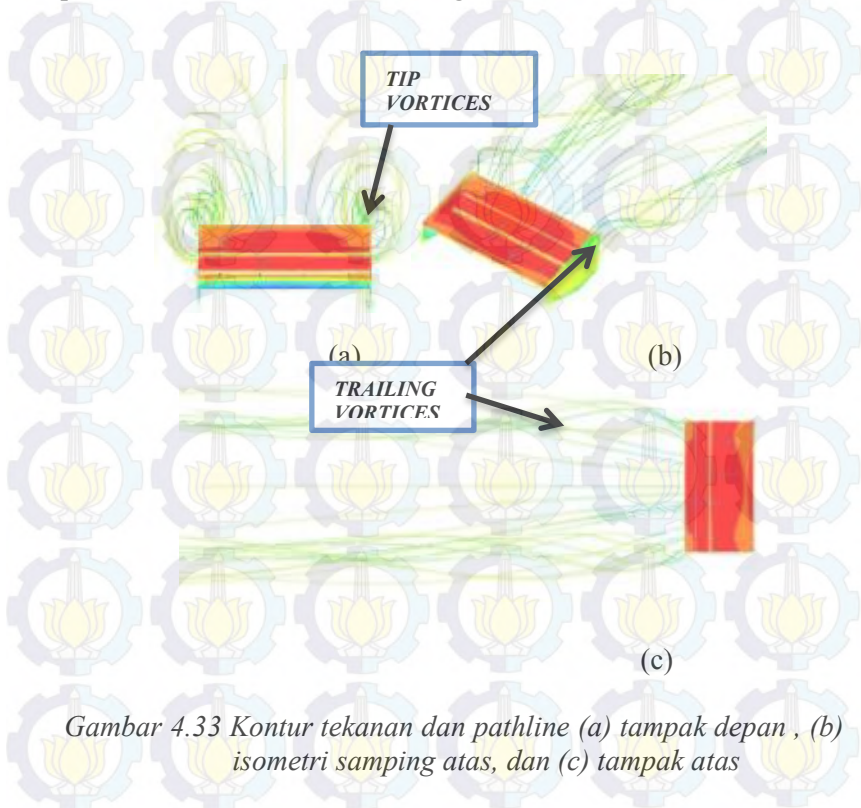
Gambar 4.32 *Distribusi C_p pada pemodelan 3D tanpa efek grill pada pemotongan $z=0\%$, $z=25\%$, $z=50\%$ dan $z=75\%$ di segmen (a) upper side (atas); (b) lower side (bawah)*

Melalui gambar 4.15 mengenai distribusi C_p pada daerah pemotongan searah sumbu- z pada *upper side* terjadi pengurangan nilai C_p , sedangkan pada *upper side* terjadi penambahan nilai C_p

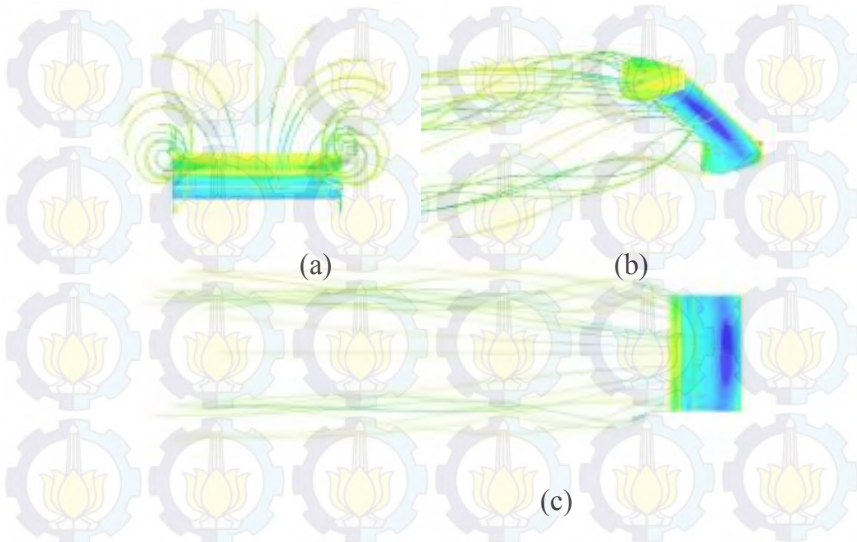


seiring dengan bertambahnya jarak z . Dengan demikian, selisih tekanan antara *upper side* dan *lower side* akan semakin berkurang yang menyebabkan gaya *lift* atau *downforce* yang ditimbulkan semakin berkurang. Hal ini diakibatkan oleh efek *tip vortices* yang semakin besar di dekat ujung *spoiler* seperti ditunjukkan pada gambar 4.33.

Untuk mendukung data kuantitatif di atas, karakteristik aliran disekitar *midspan* yang mendapat pengaruh dari efek *sidebody* juga dapat dijelaskan secara kualitatif melalui visualisasi *pathline* dan kontur tekanan sebagai berikut.



Gambar 4.33 Kontur tekanan dan pathline (a) tampak depan , (b) isometri samping atas, dan (c) tampak atas



Gambar 4.34 Kontur tekanan dan pathline (a) tampak belakang, (b) isometri samping bawah, dan (c) tampak bawah

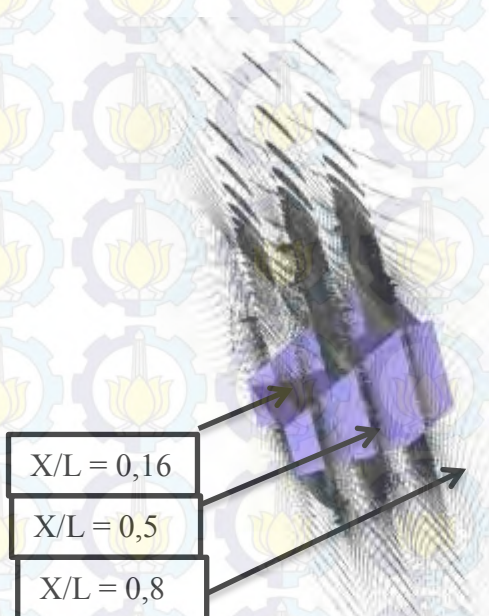
Melalui gambar 4.33 dan 4.34 diamati dari distribusi tekanan pada kontur *spoiler* di bagian *upper side* hampir secara keseluruhan berwarna merah. Hal ini menandakan tekanan di bagian tersebut sangat tinggi. Tekanan tertinggi terletak di bagian *midspan* dan terus turun searah sumbu z. Sedangkan pada *lower surface* terlihat kontur tekanan berwarna biru tua di bagian *midspan* dan terus bertambah muda searah sumbu z. Hal ini semakin memperjelas bahwa efek *tip vortices* mengurangi tekanan pada *upper surface* dan menambah tekanan pada *lower surface*.

Diamati dari *pathline*, di bagian ujung *spoiler* terdapat aliran udara dari *upper side* menuju *lower side*. Hal ini terjadi karena tekanan pada *upper side* yang mempunyai tekanan yang lebih tinggi mengalir menuju *lower side*. Terlihat juga *vortex* di

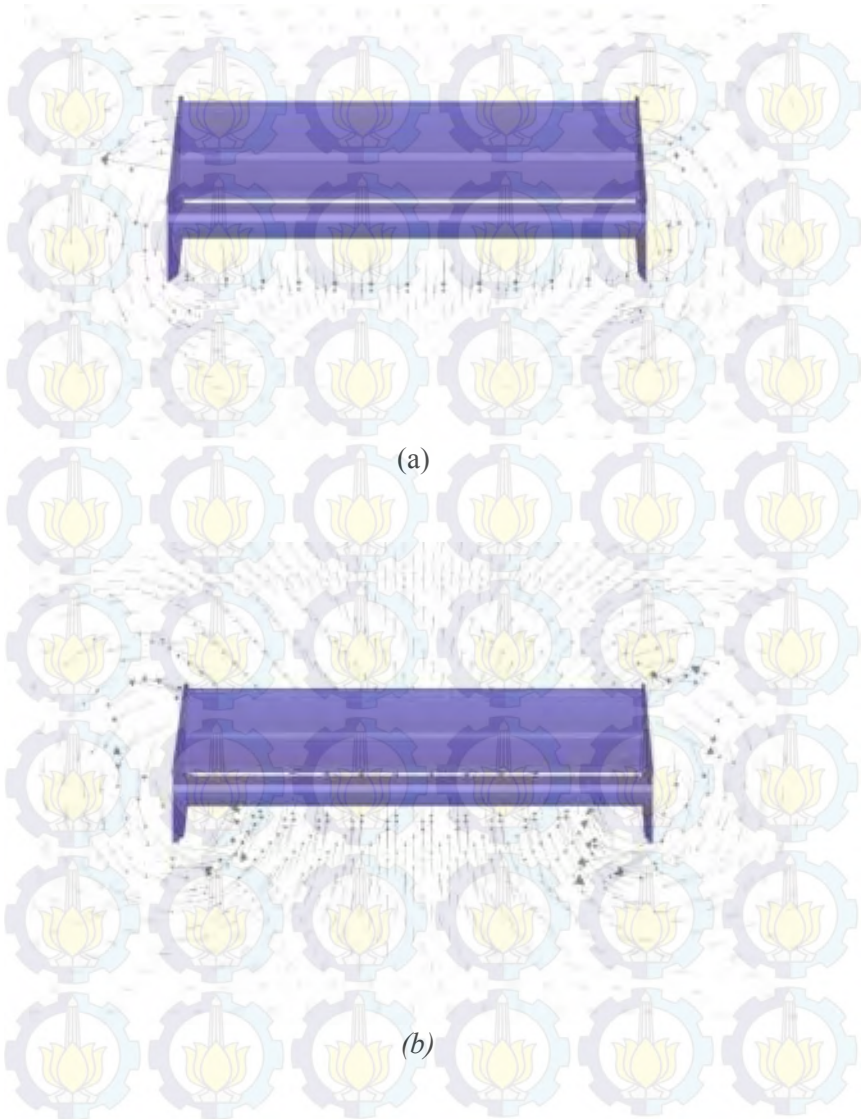


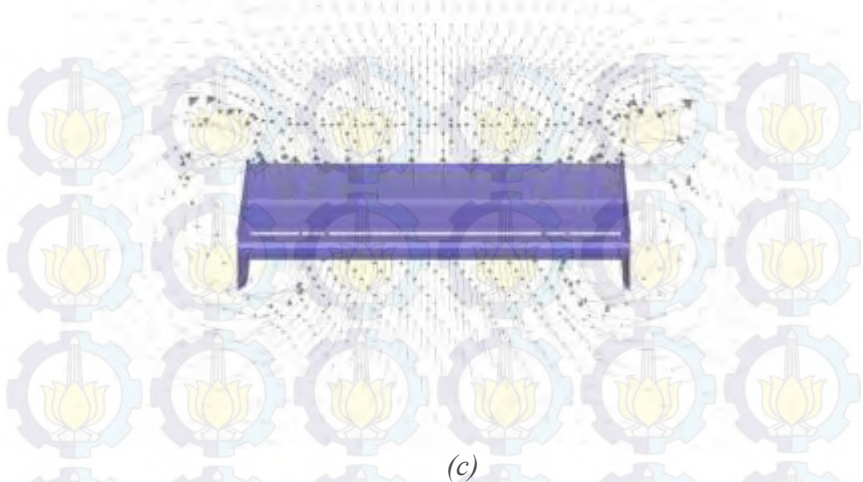
belakang *spoiler* akibat dari efek *tip vortices* dan *spoiler* yang bergerak maju. Sehingga muncul *trailing vortices* di belakang *spoiler*.

Untuk mendukung penjelasan karakteristik aliran 3D pada daerah interaksi antar lapis batas *sidebody surface* dengan lapis batas disekitar *midspan*, dapat ditegaskan melalui visualisasi vektor kecepatan dengan metode pemotongan searah axis sebagai berikut.



Gambar 4.35 Pemotongan pada arah sumbu x dengan variasi $x/l=0,16$, $x/l=0,5$, dan $x/l=0,8$





Gambar 4.36 Pemotongan pada sumbu dengan jarak (a) $x/l = 0,5$
(b) $x/l = 0,65$ dan (c) $x/l = 1$

Gambar 4.36 menunjukkan posisi pemotongan bodi mobil searah dengan sumbu x , pemotongan dilakukan $x/l = 0,16$, $x/l = 0,5$, dan $x/l = 0,8$ yang merupakan bagian paling belakang dari mobil. Dari pemotongan yang dilakukan mulai $0,16$ hingga $0,8$ didapat pola aliran pada *sidebody* mobil. Dari gambar 4.36 tampak bahwa *vortex* separasi 3D terjadi pada ketiga potongan dengan intensitas yang makin bertambah semakin menuju *trailing edge airfoil*. Gambar (a) menunjukkan bahwa *vortex* separasi 3D mulai terbentuk dengan intensitas yang paling kecil. Fenomena ini terus berlanjut pada gambar (b) dan (c) tetapi dengan intensitas yang semakin bertambah.

Untuk mendukung analisa mengenai karakteristik aliran 3D, diperlukan pula observasi pada *downstream* mengenai *wake* 3D. Visualisasi ini diamati pada bentuk potongan ke arah axis di lokasi $x/l = 1,1$, $x/l = 4,1$, dan $x/l = 6,6$, di mana menurut analisa 2D pada daerah tersebut *backflow* sudah tidak terlihat.



Gambar 4.37 Posisi pemotongan pada rear spoiler

(a)





Dari gambar 4.21 dan 4.22 terlihat pola aliran di bagian belakang dari mobil dengan pemotongan $x/l= 1,1$, $x/l= 4,1$, dan $x/l= 6,6$. Tampak *vortex* simetris terbentuk pada sisi kanan dan kiri dari bidang potong. Interaksi antara aliran dari *upper side* dengan aliran *lower side* menyebabkan terjadinya *vortex* yang posisinya berada di kanan dengan arah clockwise pada aliran di sebelah kanan dan counter clockwise pada aliran sebelah kiri. Aliran inilah yang disebut dengan *trailing vortex*. Dengan adanya *trailing vortex* ini menyebabkan *upwash* sehingga mengurangi *downforce* yang terjadi. *Trailing vortex* yang terjadi juga menyebabkan *induced drag* sehingga menambah gaya *drag* pada simulasi aliran 3D.

4.3.2 Analisa Gaya Aerodinamika pada Simulasi 3D

Telah diketahui gaya-gaya aerodinamika seperti gaya *lift* dan *drag* pada simulasi aliran 2D. Dari hasil *post processing* kuantitatif tersebut diketahui bahwa pada *angle of attack* 15^0 menghasilkan nilai *downforce* terendah ($C_l = -3,8849$) dan gaya drag yang tidak terlalu besar ($C_d = 0,272$). Oleh karena itu, akan dianalisa efek *sidebody* dengan *angle of attack* 15^0 yang berpengaruh pada nilai C_l dan C_d . Hasil dari perbandingan nilai C_l dan C_d terdapat dalam tabel berikut.

Tabel 4.2 Tabel Perbandingan Gaya-Gaya Aerodinamika pada Simulasi 2D dan Midspan 3D pada Angle Of Attack 15^0

	2D	3D
C_l	-3,8849	-3,488
C_d	0,272	0,755

Dari tabel di atas terlihat nilai C_l pada simulasi 2D lebih besar daripada C_l dengan simulasi 3D. Hal ini terjadi karena efek yang ditimbulkan oleh efek *tip vortices* yang mengurangi perbedaan tekanan antara *upper side* dan *lower side*. Meskipun



telah dipasang *endplate* pada ujung *spoiler*, efek *tip vortices* tidak dapat dihindari.

Efek dari *spoiler* yang bergerak maju dan *tip vortices* pada ujung-ujung *spoiler* menyebabkan terjadinya *trailing vortices* yaitu *vortex* di belakang *airfoil*. Dengan adanya *trailing edge vortices* ini mengakibatkan *induced drag force*. *Induced drag force* ini terjadi karena gaya *lift* efektif membentuk sudut dengan gaya *lift* normal. Proyeksi dari gaya *lift* efektif ini lah yang menyebabkan *induced drag force*.

4.3.3 Perhitungan

4.3.3.1 Perhitungan Gaya Drag pada *angle of attack* 15°

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}$$

$$F_D = (C_D) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A$$

$$= 31.3 \text{ N}$$

4.3.3.2 Perhitungan Gaya Lift

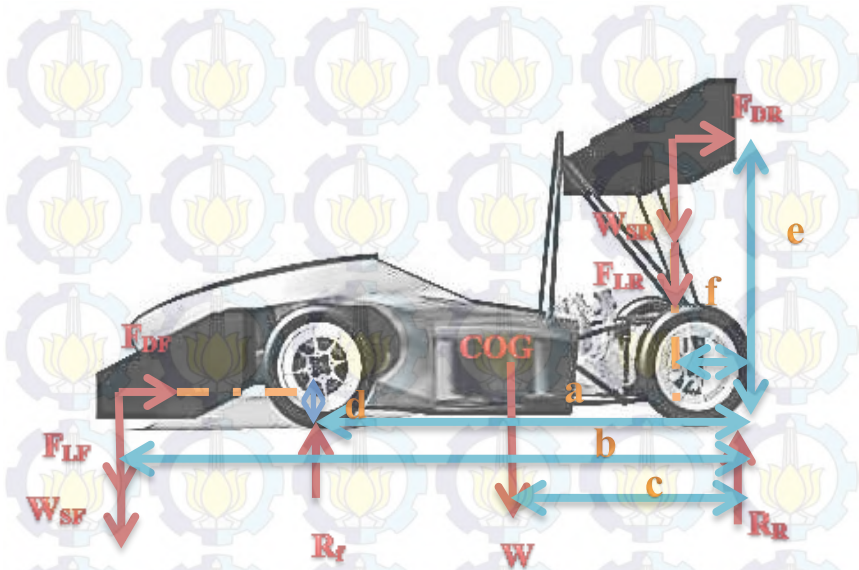
$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}$$

$$F_L = (C_L) \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A$$

$$= 164,438 \text{ N}$$



4.3.3.3 Perhitungan Momen pada Mobil



Gambar 4.39 gambar diagram gaya-gaya pada mobil FSAE

$$\Sigma M_{RW} = 0$$

$$-R_f(a) + F_{LF}(b) + W_{SF}(b) + W(c) - F_{DF}(d) - F_{DR}(e) + F_{LR}(f) + W_{SR}(f) = 0$$

- | | | |
|----------|-------------------------------|--|
| R_f | = Gaya reaksi ban depan | = 0,4 W (traksi ban depan mobil sapuangin) ; 0 (saat mobil akan terangkat) |
| F_{LF} | = Gaya lift airfoil depan | |
| W_{SF} | = Gaya berat spoiler depan | |
| W | = Gaya berat mobil + driver | = 3727,8 N |
| F_{DR} | = Gaya drag spoiler belakang | = 31,3 N |
| F_{LR} | = Gaya Lift spoiler belakang | = 164,438 N |
| W_{SR} | = Gaya berat spoiler belakang | = 117,72 N |
| a | = Wheel base | = 1,65 m |



$$b = 1,04 \text{ m}$$

(diasumsikan)

$$c = 0,4 \text{ a} = 0,416 \text{ m}$$

$$d = 0,03 \text{ m}$$

$$e = 0,7 \text{ m}$$

$$f = 0,2 \text{ m}$$

Gaya lift spoiler depan minimal saat mobil akan terangkat ($R_f = 0$)

$$(F_{LF} + W_{SF}) = -1585,286 \text{ N (gaya angkat ke atas)}$$

Gaya lift spoiler depan minimal untuk traksi ban depan sama dengan tahun sebelumnya ($R_f = 0,4W$)

$$(F_{LF} + W_{SF}) = 94,166 \text{ N}$$



(Halaman ini sengaja dikosongkan)



BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Hasil analisa yang didapat dari simulasi numerik pengaruh *multi-element airfoil* terhadap *lift* dan *drag force* pada *spoiler* belakang mobil formula sae dengan variasi *angle of attack* adalah sebagai berikut :

1. Variasi *angle of attack* sangat mempengaruhi karakteristik aliran dan distribusi C_p . Semakin besar *angle of attack* maka aliran pada *lower side* akan semakin cepat terseparasi. Terlihat dari grafik C_p , semakin besar *angle of attack* semakin tajam kurva kenaikan tekanan.
2. Variasi *angle of attack* sangat memberikan pengaruh terhadap *drag* dan *lift*. Terlihat dari grafik C_d vs *angle of attack* semakin besar *angle of attack* nilai C_d semakin meningkat pada $\alpha=10^0$ nilai $C_d=0,2$ pada $\alpha=15^0$ nilai $C_d=0,27$ pada $\alpha=20^0$ nilai $C_d=0,37$ pada $\alpha=25^0$ nilai $C_d=0,52$ pada $\alpha=30^0$ nilai $C_d=0,88$
3. Dari grafik C_l vs *angle of attack* semakin besar *angle of attack* nilai C_l semakin meningkat pada $\alpha=10^0$ nilai $C_l=-3,6$ pada $\alpha=15^0$ nilai $C_l=-3,88$ pada $\alpha=20^0$ nilai $C_l=-3,6$ pada $\alpha=25^0$ nilai $C_l=-3,5$ dan pada $\alpha=30^0$ nilai $C_l=-2,5$. Terlihat pada sudut 30^0 telah terjadi *stall*.
4. Efek *sidebody* sangat memberikan pengaruh terhadap karakteristik aliran di sekitar *midspan*. Hal ini terjadi karena adanya perbedaan tekanan pada bagian atas *airfoil* dengan bagian bawah *airfoil* sehingga menyebabkan terjadinya efek *wing tip vortex*.
5. Perbedaan nilai *coefficient of pressure* pada analisa *2D flow* dan *3D flow* disebabkan adanya efek *sidebody* sehingga menyebabkan adanya perbedaan posisi kecepatan maksimum dan letak titik stagnasi
6. *Drag force* yang ditimbulkan pada simulasi *3D flow* lebih besar dibandingkan dengan *drag force* pada simulasi *2D*



flow. Pada 3D flow dengan $\alpha=15^0$ nilai $C_d=0,7$ sedangkan pada 2D flow nilai $C_d=0,27$

7. *Lift force* yang ditimbulkan pada simulasi 3D flow lebih kecil dibandingkan dengan *lift force* pada simulasi 2D flow. Pada 3D flow dengan $\alpha=15^0$ nilai $C_l=-3,44$ sedangkan pada 2D flow nilai $C_l=-3,88$

5.2 **Saran**

Beberapa saran yang dapat diberikan setelah melakukan penelitian dan diharapkan berguna untuk penelitian selanjutnya adalah sebagai berikut :

1. Untuk mendapatkan keakuratan data kuantitatif dan kualitatif dari pemodelan 3D, sangat perlu kerapatan *mesh* yang sangat berkorelasi terhadap *hardware* komputer. Sehingga diperlukan komputer berkualitas baik yang dapat mengakomodasi kepentingan penelitian selanjutnya.
2. Pembuatan model uji harus dibuat sangat presisi dengan sebenarnya agar hasil *post processing*nya sangat akurat.
3. Untuk mendapatkan keakuratan data kuantitatif dan kualitatif maka perlu mempertimbangkan adanya mobil dalam permodelan.
4. Penelitian ini dapat dijadikan acuan untuk perancangan mobil *Sapuangan Speed* yang akan mengikuti kejuaraan pada tahun-tahun selanjutnya dan juga penelitian lanjutan dengan metode eksperimental di *wind tunnel*.





DAFTAR PUSTAKA

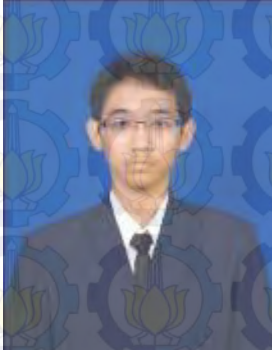
- [1] Case, D. *Formula SAE: Competition History 1981-2004*. 2005. USA.
- [2] US Comp Edition Society of Automotive Engineers. *2005 Formula SAE Rules*. 2004. USA.
- [3] Dyke, van. *An Album of Fluid Motion*, 4th edition. 1988. California
- [4] Barnard, R.H. *Road Vehicle Aerodynamic Design: An Introduction*. 1996. UK.
- [5] S., McBeath, *Competition Car Aerodynamics: A Practical Handbook*, 2nd ed. 2011. Australia
- [6] Katz, Joseph. *Rece Car Aerodynamics : Designing For Speed*. 1995. Massachusetts.
- [7] Hucho, W.H., Janssen, L.J., and Emmelmann, H.J. *The Optimization of Body Details-A method for Reducing the Aerodynamic Drag of Road Vehicle*, SAE Journal, 760185. 1975. Germany.
- [8] Fukuda, Hitoshi, Yanagimoto, Kazuo, China, Hiroshi, and Nakagawa, Kunio. *Improvement of Vehicle Aerodynamics by Wake Control*, JSAE Review 1, p.p. 151-155. 1994. Japan.
- [9] Grummy. *Studi Karakteristik Aliran Pada Kendaraan Jenis Van yang Menggunakan Side Airdams*, Tesis Teknik Mesin ITS. 2005. Indonesia.
- [10] Wordley, Scott and Saunders, Jeff. *Aerodynamics for Formula SAE: A Numerical, Wind Tunnel and On-Track Study*. 2006. Monash, Australia.
- [11] Fox, Robert W, McDonald and Alan T. *Introduction to Fluid Mechanics 6th edition*. 2003. USA.
- [12] Bao, F. and Dallmann, U.Ch. *Some phisycal aspects of separation bubble on a rounded backward facing step*, Science Direct. 2003.



- [13] Miliken, W. K. and Miliken, D. L. *Forces on Bodies in The Presence of The Ground*. 1995.
- [14] Choi & Lee. *Ground Effect of Flow Around An Elliptic Cylinder In A Turbulent Boundary Layer*, Journal of Fluid and Structures 14, 697-709. 2000. Korea.
- [15] Buchheim, R, Deutenbach, K.R., Luckoff, H.J., and Leile, B. *The Control of Aerodynamic Parameters Influencing Vehicle Dynamics*, SAE Journal, 850279.1986. Germany.
- [16] Miliken, W. K. and Miliken, D. L. *Forces on Bodies in The Presence of The Ground*. 1995.
- [17] Choi & Lee. *Ground Effect of Flow Around An Elliptic Cylinder In A Turbulent Boundary Layer*, Journal of Fluid and Structures 14, 697-709. 2000. Korea.
- [18] Buchheim, R, Deutenbach, K.R., Luckoff, H.J., and Leile, B. *The Control of Aerodynamic Parameters Influencing Vehicle Dynamics*, SAE Journal, 850279.1986. Germany.
- [19] Nashruddin, Ahmad Haidar. *Studi Numerik Karakteristik Aliran 3 Dimensi Di Sekitar Bodi Modifikasi Sapuwingin Urban Concept Dengan Rasio Ground Clearance Terhadap Panjang Model (C/L) 0.048*. 2012. ITS Surabaya, Indonesia.
- [20] Vazquez, Juan Luis. *The Porous Medium Equation: Mathematical Theory*. Spanyol
- [21] Fluent Inc. *Fluent Help*. 2006. Lebanon.
- [22] Damjanović, Darko, Kozak, Dražan, Ivandić, Željko, and Kokanović, Mato. *Car Design As A New Conceptual And CFD Analysis In Purpose Of Improving Aerodynamics*. 2010. Croatia.
- [23] Nicholas J, Mulvany, Chen, Li, Tu, Jiyuan, and Anderson, Brendon. *Steady State Evaluation of 'Two-Equation' RANS Turbulence Models Simulation for High-Reynolds Number Hydrodynamic Flow*. 2004. DSTO Platform Division, Australia.



Tentang Penulis



Arif Aulia Rahhman dilahirkan di Kabupaten Purworejo, Jawa Tengah pada 3 Januari 1992 yang merupakan anak pertama dari tiga bersaudara.

Penulis telah menempuh pendidikan Sekolah Dasar di SDN Kliwonan Purworejo (1998-2004), Sekolah Lanjutan Tingkat Pertama di SMPN 2 Purworejo (2004-2007), Sekolah Menengah Atas di SMAN 1 Purworejo (2007-2009). Setelah lulus dari bangku SMA, penulis melanjutkan pendidikannya di Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya, sebagai mahasiswa S1 (2009-2014).

Selama menempuh pendidikan di bangku kuliah, penulis banyak mengikuti kegiatan organisasi di dalam kampus. Penulis pernah menjabat sebagai ketua divisi Roda Dua di Lembaga Bengkel Mahasiswa Mesin dan sebagai *general manager* di ITS Tim Sapuaning 2013. Penulis pernah mengikuti kepesertaan sebagai panitia pada acara yang diadakan oleh LBMM maupun Himpunan Mahasiswa Mesin. Selama menempuh pendidikan di Jurusan Teknik Mesin, penulis juga terdaftar sebagai asisten praktikum Mekanika Fluida II.