

TUGAS AKHIR - TM 141585

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH
SLAT CLEARANCE SERTA *SLAT ANGLE* UNTUK
MENGELIMINASI *STALL* PADA *AIRFOIL***

ARWANDA WAHYU EKO SADEWO
NRP 2112 100 168

Dosen Pembimbing
Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

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



TUGAS AKHIR - TM 141585

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH
SLAT CLEARANCE SERTA *SLAT ANGLE* UNTUK
MENGELIMINASI *STALL* PADA *AIRFOIL***

ARWANDA WAHYU EKO SADEWO
NRP 2112 100 168

Dosen Pembimbing
Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

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



FINAL PROJECT - TM 141585

***EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY ON
THE EFFECT OF SLAT CLEARANCE AND SLAT
ANGLE TO ELIMINATE STALL IN AIRFOIL***

ARWANDA WAHYU EKO SADEWO
NRP 2112 100 168

Adviser
Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
Faculty Of Industrial Technology
Sepuluh Nopember Institute Of Technology
Surabaya 2016

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH
SLAT CLEARANCE SERTA SLAT ANGLE UNTUK
MENGELIMINASI STALL PADA AIRFOIL**

TUGAS AKHIR

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

Oleh :

ARWANDA WAHYU EKO SADEWO
NRP. 2112 100 168

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Prof. Dr. Ing. HERMAN SASONGKO
(NIP. 196010041986011001)


(Pembimbing)

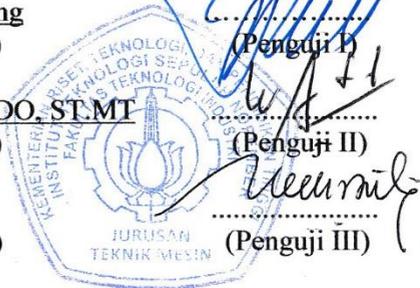
2. Prof. Dr. Ir. SUTARDI, M.Eng
(NIP. 196412281990031002)


(Penguji I)

3. Dr. WAWAN ARIES WIDODO, ST.MT
(NIP. 197104051997021001)


(Penguji II)

4. Dr. Ir. HERU MIRMANTO
(NIP. 196202161995121001)



SURABAYA
NOVEMBER, 2016

**STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH *SLAT*
CLEARANCE SERTA *SLAT ANGLE* UNTUK
MENGELIMINASI *STALL* PADA *AIRFOIL***

Nama Mahasiswa : Arwanda Wahyu Eko Sadewo
NRP : 2112 100 168
Jurusan : Teknik Mesin FTI-ITS
Dosen Pembimbing : Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

ABSTRAK

Fase *take off* dan *landing* merupakan fase yang paling kritis diantara fase – fase dalam operasi penerbangan. Pada saat *take off* sayap pesawat diposisikan pada *angle of attack* yang cukup besar, sehingga aliran udara pada sayap yang melewati *upper side* akan dipaksa bergerak dengan kecepatan yang lebih tinggi lagi dibandingkan dengan udara yang bergerak pada bagian *lower side*. Jika terjadi separasi permanen sesaat setelah aliran melintasi *leading edge* di sektor *upper side* maka bisa mengakibatkan terjadinya *stall* pada pesawat. Untuk mencegah hal tersebut terjadi, dibutuhkan *slat* pada bagian depan sayap sebagai penuntun aliran pada *leading edge* untuk memasuki daerah *upper side* secara halus dengan akselerasi yang kuat.

Penelitian ini dilakukan dengan eksperimen dan numerik. Benda uji yang digunakan adalah *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. Variasi *slat clearance* dan *slat angle* yaitu S/c : 0,05; 0,07; 0,09; (β): $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$. Penelitian dilakukan pada *angle of attack* tetap 8° dan 16° . Bilangan Reynold yang digunakan adalah $Re_c = 12,58 \times 10^4$. Eksperimen dilakukan pada wind tunnel dengan panjang *span* (L) 70cm dan panjang *chord* 17cm. Pengukuran

distribusi dan visualisasi aliran dilakukan di *midspan*. Pengukuran tekanan statis kontur dilakukan pada permukaan *airfoil* dengan menggunakan *wall pressure tap*. Pemodelan secara numerik menggunakan Software Gambit dan Fluent dengan model *2ddp steady viscous standard k- ϵ (epsilon)*

Hasil yang didapatkan dalam penelitian ini adalah pada *angle of attack* tertentu, *slat angle* (β) dan *slat clearance* (S/c) juga memiliki konfigurasi optimum yang tertentu pula. Konfigurasi optimum pada *angle of attack* (α) 8° adalah konfigurasi B dengan *slat angle* (β) 0° dan *slat clearance* (S/c) 5%. Sedangkan konfigurasi optimum pada *angle of attack* (α) 16° adalah konfigurasi H dengan *slat angle* (β) 0° dan *slat clearance* (S/c) 9%.

Kata kunci : *airfoil* NACA 2412, *slat*, *slat clearance*, *slat angle*

**EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY ON THE
EFFECT OF SLAT CLEARANCE AND SLAT ANGLE TO
ELIMINATE STALL IN AIRFOIL**

Name : Arwanda Wahyu Eko Sadewo
NRP : 2112 100 168
Major : Teknik Mesin FTI-ITS
Supervisor : Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko

ABSTRACT

Take off and landing phase is the most critical phase between phases of flight operations. At the time of take off airplane wing positioned at the angle of attack is quite large, so that the air flow passing through the upper wing side will forced to move at a speed higher than the moving air on the lower side. In case of permanent separation shortly after crossing the stream leading edge in the upper side, the sector could result in a stall in the air. To prevent that happening, it takes the slat on the front of the wing to guide the flow at the leading edge to enter the area of the upper side is smooth with strong acceleration.

This research was conducted with experimental and numerical. Test object used is NACA 2412 airfoil with and without slat. Variations clearance slat and slat angle is S/c : 0,05; 0,07; 0,09; (β) : $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$. The study was conducted at the angle of attack remains 8° and 16° . Reynolds number is used $Re_c = 12,58 \times 10^4$. Experiments conducted in wind tunnel with a span length (L) 70cm and 17cm long chord. Distribution measurements and flow visualization done at midspan. Static pressure measurement performed on the surface of the airfoil contour by using wall pressure tap. Numerical modeling in Gambit and Fluent software was used to model 2ddp with steady viscous $k-\varepsilon$ (epsilon) standard.

The results obtained in this study is at a certain angle of attack, slat angle (β) and slat clearance (S/c) also has a certain optimum configuration anyway. The optimum configuration angle of attack (α) 8° is a configuration B with slat angle (β) 0° and slat clearance (S/c) 5%. The optimum configuration angle of attack (α) 16° is H configuration with slat angle (β) 0° and slat clearance (S/c) 9%.

Keywords : *airfoil NACA 2412, slat, slat clearance, slat angle*

KATA PENGANTAR

Segala puja dan puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT. yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis mampu menyelesaikan tugas akhir yang berjudul **STUDI EKSPERIMEN DAN NUMERIK PENGARUH *SLAT CLEARANCE* SERTA *SLAT ANGLE* UNTUK MENGELIMINASI *STALL* PADA *AIRFOIL*** dengan baik. Penulis menyadari dalam penyelesaian tugas akhir ini, penulis tidak terlepas dari dukungan dan bantuan yang diberikan oleh banyak pihak. Pada kesempatan ini, penulis ingin menyampaikan ucapan terimakasih yang sebesar – besarnya kepada :

1. Allah SWT. dan Nabi Muhammad SAW. yang telah menuntun umat manusia dari zaman gelap gulita menuju jalan yang terang.
2. Bapak Sunarwan dan Ibu Nanik Wahyuningsih selaku orang tua penulis dan Kriswanto Wahyu Dwi Cahyo selaku adik dari penulis serta seluruh keluarga besar yang tidak mungkin disebutkan satu – persatu yang selalu memberikan dukungan, doa dan menjadi inspirasi penulis.
3. Prof. Dr. Ing. Herman Sasongko selaku pembimbing tugas akhir penulis, yang memberikan ilmu mengenai aerodinamika yang sangat menarik serta selalu setia memberikan hari selasanya untuk membimbing, memotivasi dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
4. Keluarga tugas akhir bapak Herman, saudara Ulul Azmi yang selalu menjadi teman dalam menyelesaikan tugas akhir penulis, mendengarkan segala keluh kesah penulis, dan tidak segan – segan mengumparnya kepada khalayak umum. Saudara AUFAR NUGRAHA yang telah mengangkat

penulis menjadi teknik mesin angkatan M55, dan selalu dengan senang hati menjadi teman diskusi dengan ide – ide yang luar biasa dalam menyelesaikan tugas akhir ini.

5. Nicky Pratiwi Yuliyuari selaku pasangan penulis dan tim huru - hara yang selalu menemani, memberikan semangat serta mengingatkan penulis jika melakukan banyak kesalahan baik disengaja maupun tidak disengaja, serta marah ketika laptopnya rusak dan menyalahkan penulis.
6. Seluruh punggawa Lembaga Bengkel Mahasiswa Mesin (LBMM) FTI ITS yang telah memberikan ilmu, pengalaman hidup, kekeluargaan baik dalam suka maupun duka.
7. Seluruh keluarga divisi Tempur LBMM yang telah memberikan kasih sayang yang hangat, perhatian yang mendalam dan tidak akan dilupakan oleh penulis.
8. Seluruh keluarga Doraemon yang tercinta (Gani Maustofah, Betari Saraswati, Rahmat Basya S., Ielman Wahid N.) yang telah memberikan arti dari pentingnya keluarga dan pengalaman yang tak terlupakan.
9. Seluruh keluarga Bengkeler'z 2012 yang memberikan semangat, pengalaman tak terlupakan serta selalu bersama dalam suka maupun duka.
10. Pak nur dan pak tris teknisi Laboratorium Mekanika dan Mesin – mesin Fluida. Terimakasih atas bantuan dalam mengerjakan tugas akhir ini dan sharing pengalaman, motivasi yang diberikan pada penulis.
11. Segenap teman – teman angkatan 2012 teknik mesin ITS (**M 55**) yang selalu membantu, memberikan semangat kepada penulis.
12. Seluruh pihak yang belum disebutkan di atas yang memberikan doa, bantuan, dan dukungan bagi penulis hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik.

Penulis menyadari bahwa dalam tugas akhir ini masih banyak kekurangan, baik dalam penulisan maupun analisis yang dilakukan. Oleh sebab itu, diharapkan bila ada mahasiswa yang melakukan penelitian dibidang *high lift devices* dapat menyempurnakan tugas akhir ini. Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi para pembaca.

Surabaya, November 2016

Penulis

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR ISI

ABSTRAK	i
ABSTRACT.....	iii
KATA PENGANTAR.....	v
DAFTAR ISI.....	ix
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL.....	xvii
NOMENKLATUR.....	xix
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Tujuan Penelitian.....	4
1.4 Batasan Masalah.....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	7
2.1 Penelitian Terdahulu.....	7
2.1.1 Penelitian Souza et al	7
2.1.2 Penelitian Ge et al.....	9
2.1.3 Penelitian Chee Tung et al.....	12
2.1.4 Penelitian Savory et al.....	15
2.2 Perhitungan Koefisien <i>Drag</i> dan <i>Lift</i>	20
2.3 NACA 2412	23
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	27
3.1 Metode Eksperimen.....	27
3.1.1 Model Dan Konfigurasi Uji	27
3.1.2 Peralatan Eksperimen	30
3.1.3 Pengambilan Data Eksperimen.....	31
3.1.3.1 Pengukuran Tekanan Statis	31
3.1.3.2 Visualisasi Aliran	33
3.2 Metode Numerik	34
3.2.1 Langkah – Langkah Penelitian	34
3.2.1.1 <i>Pre-processing</i>	34
3.2.1.2 <i>Processing</i>	37
3.2.1.3 <i>Post-processing</i>	39
3.3 <i>Flowchart</i> Penelitian	39

3.4 Alokasi Waktu Penelitian	41
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	43
4.1 Validasi	43
4.2 Analisa Grid Independency	50
4.3 Analisa Karakteristik Aliran	51
4.3.1 Karakteristik Aliran Pada <i>Slat Clearance</i> 5%	51
4.3.2 Karakteristik Aliran Pada <i>Slat Clearance</i> 7%	70
4.3.3 Karakteristik Aliran Pada <i>Slat Clearance</i> 9%	89
4.4 Hasil koefisien <i>Lift</i> dan koefisien <i>Drag</i> numerik	107
4.4.1 Koefisien <i>Lift</i> Konfigurasi 8° (C_L)	107
4.4.2 Koefisien <i>Drag</i> Konfigurasi 8° (C_D)	107
4.4.3 Koefisien <i>Lift</i> Konfigurasi 16° (C_L)	109
4.4.4 Koefisien <i>Drag</i> Konfigurasi 16° (C_D)	110
4.5 Diskusi	112
BAB V PENUTUP	121
5.1 Kesimpulan	121
5.2 Saran	122
DAFTAR PUSTAKA	123
BIOGRAFI PENULIS	124

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Skema uji daerah <i>slat</i> MD30P30N.....	7
Gambar 2.2	<i>Streamline</i> pada daerah <i>cove</i> tanpa <i>seal</i> (a) dan dengan <i>seal</i> (b).....	8
Gambar 2.3	Turbulensi energi kinetik pada <i>slat cove</i> tanpa <i>seal</i> (a) dan dengan <i>seal</i> (b).....	9
Gambar 2.4	Isometrik struktur vorteks pada <i>cove</i> tanpa <i>seal</i> (a) dan dengan <i>seal</i> (b).....	9
Gambar 2.5	Model uji bionik <i>airfoil</i> dengan <i>slat</i>	10
Gambar 2.6	Distribusi <i>coefficient lift</i> pada <i>angle of attack</i> yang berbeda dengan $Re = 4 \times 10^4$ (a) dan $Re = 6 \times 10^4$ (b).....	11
Gambar 2.7	Model boeing VR-7 <i>airfoil</i> tanpa <i>slat</i> (a) dan dengan <i>slat</i> (b).....	13
Gambar 2.8	Hasil pengukuran <i>lift</i> , <i>drag</i> , dan koefisien momen pada <i>airfoil</i> VR-7 tanpa <i>slat</i> dan <i>airfoil</i> VR-7 dengan <i>slat</i>	14
Gambar 2.9	Hasil perhitungan <i>lift</i> , <i>drag</i> , dan koefisien momen pada <i>airfoil</i> VR-7 tanpa <i>slat</i> dan <i>airfoil</i> VR-7 dengan <i>slat</i>	15
Gambar 2.10	Model <i>airfoil</i> A-300 dengan <i>slat</i>	16
Gambar 2.11	Kurva <i>lift</i> dan <i>drag</i> pada <i>airfoil</i> dengan <i>slat</i> terbuka dan tertutup.....	17
Gambar 2.12	Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan <i>high lift device</i> tertutup pada <i>angle of attack</i> (a) 0° , (b) 10° , (c) 20°	18
Gambar 2.13	Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan <i>high lift device</i> terbuka pada <i>angle of attack</i> (a) 0° , (b) 10° , (c) 20°	19
Gambar 2.14	Perbedaan gaya <i>Drag</i> , <i>Lift</i> , Normal, dan Aksial.....	20
Gambar 2.15	Elemen gaya <i>drag</i> pada <i>airfoil</i>	21
Gambar 2.16	Elemen gaya <i>lift</i> pada <i>airfoil</i>	22
Gambar 2.17	Parameter geometris <i>airfoil</i> dari seri NACA.....	24

Gambar 2.18	Variasi koefisien aerodinamika pada NACA 2412.....	25
Gambar 3.1	Konfigurasi model uji	
	(i) NACA 2412.....	28
	(ii) Penambahan <i>slat</i> dengan jarak 5% c	28
	(iii) Penambahan <i>slat</i> dengan jarak 7% c	28
	(iv) Penambahan <i>slat</i> dengan jarak 9% c	28
Gambar 3.2	Tampak atas <i>airfoil</i> NACA 2412 tanpa <i>slat</i> (a) dan dengan <i>slat</i> (b).....	29
Gambar 3.3	Skema <i>wind tunnel</i> yang digunakan pada eksperimen.....	30
Gambar 3.4	Pemasangan <i>pressure tap</i> pada <i>airfoil</i> NACA 2412 tanpa <i>slat</i> (a) dan dengan <i>slat</i> (b).....	32
Gambar 3.5	Skema pemolesan campuran pada <i>airfoil</i> NACA 2412.....	34
Gambar 3.6	Domain simulasi NACA 2412.....	35
Gambar 3.7	Model <i>meshing airfoil</i> (a), <i>meshing</i> disekitar <i>slat</i> (b), dan <i>meshing</i> di <i>trailing edge</i> (c).....	36
Gambar 3.8	<i>Flowchart</i> penelitian.....	40
Gambar 4.1	Grafik C_p fungsi X/c perbandingan hasil eksperimen dan numerik pada <i>airfoil</i> NACA 2412.....	43
Gambar 4.2	Grafik C_p fungsi X/c hasil simulasi numerik pada <i>airfoil</i> NACA 2412 pada <i>angle of attack</i> (α) 16°	44
Gambar 4.3	(i) Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen dan (ii) <i>oil flow upper side airfoil</i> NACA 2412 pada <i>airfoil</i> NACA 2412 dengan <i>angle of attack</i> (α) 16°	45
Gambar 4.4	(i) Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen dan (ii) <i>oil flow upper side airfoil</i> pada <i>airfoil</i> NACA 2412 pada <i>angle of attack</i> (α) 12°	47
Gambar 4.5	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ (i) zona sekitar <i>airfoil</i> ; (ii) zona <i>leading edge</i> ; (iii) zona <i>trailing edge</i>	49

Gambar 4.6	Grafik Cp fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ dengan konfigurasi A, B, C, dan D.....	53
Gambar 4.7	Grafik Cp fungsi X/c hasil eksperimen pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ <i>slat clearance</i> 5% dengan <i>slat angle</i> $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa <i>slat</i>	55
Gambar 4.8	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 8^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, C, dan D.....	57
Gambar 4.9	Grafik Cp fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 16^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ <i>slat clearance</i> 5% dengan <i>slat angle</i> $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa <i>slat</i>	60
Gambar 4.10	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi..	63
Gambar 4.11	Visualisasi aliran di sekitar <i>leading edge</i> pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, C, dan D.....	67
Gambar 4.12	Visualisasi aliran di sekitar <i>trailing edge</i> pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, C, dan D.....	69
Gambar 4.13	Grafik Cp fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ dengan konfigurasi A, E, F, dan G.....	72
Gambar 4.14	Grafik Cp fungsi X/c hasil eksperimen pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ <i>slat clearance</i> 7% dengan <i>slat angle</i> $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa <i>slat</i>	74
Gambar 4.15	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 8^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, E, F, dan G.....	76
Gambar 4.16	Grafik Cp fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 16^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ <i>slat clearance</i> 7% dengan <i>slat angle</i> $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa <i>slat</i>	79

Gambar 4.17	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, E, F dan G.....	82
Gambar 4.18	Visualisasi aliran di sekitar <i>leading edge</i> pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, E, F, dan G.....	86
Gambar 4.19	Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I, dan J.....	90
Gambar 4.20	Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ <i>slat clearance</i> 9% dengan <i>slat angle</i> $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa <i>slat</i>	92
Gambar 4.21	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 8^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I, dan J.....	94
Gambar 4.22	Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 16^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ <i>slat clearance</i> 9% dengan <i>slat angle</i> $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa <i>slat</i>	97
Gambar 4.23	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I dan J.....	100
Gambar 4.24	Visualisasi aliran di sekitar <i>leading edge</i> pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I, dan J.....	104
Gambar 4.25	Visualisasi aliran di sekitar <i>trailing edge</i> pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I dan J.....	106
Gambar 4.26	Grafik Hasil koefisien <i>lift</i> (C_l) dan koefisien <i>drag</i> (C_d) Numerik pada <i>angle of attack</i> 8°	109
Gambar 4.27	Grafik Hasil koefisien <i>lift</i> (C_l) dan koefisien <i>drag</i> (C_d) N.....	112

Gambar 4.28	Visualisasi aliran pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, D dan H.....	115
Gambar 4.29	Visualisasi aliran di sekitar leading edge pemodelan <i>airfoil</i> NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, D dan H.....	117
Gambar 4.30	(i) Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen dan (ii) Oil flow <i>upper side airfoil</i> pada <i>airfoil</i> NACA 2412 pada <i>angle of attack</i> (α) 16°	119

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Parameter geometri MD 30P30N.....	7
Tabel 3.1	Tampak atas airfoil NACA 2412 tanpa <i>slat</i> (a) dan dengan <i>slat</i> (b).....	29
Tabel 3.2	Alokasi waktu penelitian.....	41
Tabel 4.1	Analisa <i>grid independency</i>	51
Tabel 4.2	Hasil koefisien <i>lift</i> (Cl) dan koefisien <i>drag</i> (Cd) Numerik pada <i>angle of attack</i> 8°	108
Tabel 4.3	Hasil koefisien <i>lift</i> (Cl) dan koefisien <i>drag</i> (Cd) Numerik pada <i>angle of attack</i> 16°	111
Tabel 4.4	Hasil koefisien <i>lift</i> (Cl) dan koefisien <i>drag</i> (Cd) Numerik A, B, D, dan H pada <i>angle of attack</i> 16°	113

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

NOMENKLATUR

Simbol

a	Jarak <i>pitot static tube</i> di depan model uji, cm
b	Jarak <i>pitot static tube</i> di belakang model uji, cm
c	<i>Chord length</i> , cm
C_d	<i>Drag coefficient</i>
C_l	<i>Lift coefficient</i>
C_p	<i>Pressure coefficient</i>
L	<i>Airfoil span</i> , cm
Re	<i>Reynold number</i>
S	<i>Slat clearance</i> , cm
SG	<i>Specific gravity</i>
U_∞	<i>Freestream velocity</i> , m/s

Simbol Yunani

α	<i>Angle of attack</i> , °
β	<i>Slat angle</i> , °
μ	Viscositas dinamik, Ns/m ²
ρ	Kerapatan udara, kg/m ³

Singkatan

CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
OFV	<i>Oil Flow Visualization</i>

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia sebagai Negara dengan ekonomi terbesar di kawasan Asia Tenggara, memiliki peningkatan permintaan layanan transportasi udara, baik tujuan domestik maupun internasional. Meningkatnya permintaan ini sejalan dengan pemerataan pembangunan serta bentuk Negara Indonesia yang terdiri atas banyak pulau. Namun seiring dengan meningkatnya permintaan layanan transportasi udara, kecelakaan pada alat transportasi udara juga ikut meningkat.

Fase *take off* dan *landing* merupakan fase yang paling kritis diantara fase – fase dalam operasi penerbangan. Pada saat *take off* sayap pesawat diposisikan pada *angle of attack* yang cukup besar, sehingga aliran udara pada sayap yang melewati *upper side* akan dipaksa bergerak dengan kecepatan yang lebih tinggi lagi dibandingkan dengan udara yang bergerak pada bagian *lower side*. Kejadian ini dapat menimbulkan separasi permanen lapis batas pada *leading edge airfoil*. Saat pesawat dalam posisi *take off* akan menyebabkan pergeseran titik stagnasi ke daerah *lower side* dari *leading edge airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini akan memaksa aliran udara masuk ke daerah *upper side* dengan percepatan yang sangat kuat (*strong accelerated flow*) dengan lintasan berbentuk S. Setelah melawati *leading edge* dengan percepatan kuat segera disusul terbentuknya divergensi *stream tube* yang mengakibatkan perlambatan secara tiba – tiba dengan tekanan yang naik mendadak. Terbentuknya divergensi *stream tube* yang kuat pada *leading edge* mengakibatkan adanya *adverse pressure gradient* yang besar dan terbentuknya *vortex separation*. Jika separasi permanen tersebut sudah terjadi sesaat setelah aliran melintasi *leading edge* di sektor *upper side* maka bisa mengakibatkan terjadinya *stall* pada pesawat. Untuk mencegah hal tersebut terjadi, dibutuhkan *slat* pada bagian depan sayap sebagai penuntun aliran

pada *leading edge* untuk memasuki daerah *upper side* secara halus dengan akselerasi yang kuat.

Studi terdahulu mengenai *slat* telah diteliti oleh **Souza et al [1]** yang membahas efek aliran pada *slat* dan *airfoil*. Penelitian ini meneliti dampak aliran antara *slat* dan *airfoil* dengan memvariasikan bentuk *slat* dengan seal dan tanpa seal. Penelitian ini menggunakan model *airfoil* MD30P30N dengan variasi bentuk *slat* berdasarkan simulasi dua dimensi dan tiga dimensi. Hasil yang didapatkan dalam percobaan ini adalah dengan penambahan *seal* pada *slat* akan meminimalkan separasi aliran pada *leading edge airfoil*. Studi lainnya tentang *slat* juga pernah diteliti oleh **Ge et al [2]**. Ge meneliti bentuk *slat* serta *airfoil*nya mengadaptasi dari bentuk sayap burung hantu. Penelitian ini dilakukan dengan memvariasikan besarnya *angle of attack*, dan bentuk dari *airfoil* dengan simulasi dua dimensi. Dalam penelitiannya, Ge menyatakan bahwa penambahan *slat* pada *airfoil* dapat menambah maksimal koefisien *lift*, dan *stall angle*. Penelitian mengenai *slat* pernah dilakukan oleh **Tung et al[3]**. Tung meneliti tentang pengaruh *stall angle* pada *airfoil* dengan *slat* dan tanpa *slat*. Dalam penelitian ini Tung menggunakan *airfoil* VR-7 dan variasi *angle of attack* dengan eksperimen menggunakan *water tunnel*. Dari penelitian ini didapatkan bahwa penambahan *slat* pada *airfoil* dapat menunda *stall angle*. Studi lainnya juga pernah dilakukan oleh **Savory et al [4]** mengenai *Slat*. Savory meneliti aliran pada daerah *cove* diantara *slat* dan sayap serta daerah *cove* diantara sayap dan *flap* pada multielemen *airfoil*. Percobaan ini akan menginvestigasi medan aliran pada daerah *cove* menggunakan model *airfoil* seri A-300, dengan variasi geometri *slat* dan *flap*. Dari percobaan ini didapatkan pada *flap* memiliki pengaruh yang sedikit dalam menunda terjadinya separasi dibandingkan dengan *slat*.

Rekayasa aerodinamik pada *airfoil* dengan *slat* diperlukan untuk mengoptimasi karakteristik aliran celah serta mengetahui penggabungan yang tepat dari aliran celah terhadap aliran depan yang melintasi *slat suction side*. Akibat penggabungan *jet flow* dari

celah *slat* dan aliran yang melintasi *suction side slat* yang tidak sempurna akan mengakibatkan *vortex separation*. *Vortex separation* tersebut dapat mengakibatkan *blockage* sehingga pesawat mengalami *stall*. Oleh karena itu, pada penelitian ini dipilih variasi jarak *slat* dan *slat angle* untuk menghindari terjadinya *blockage* pada *suction side airfoil* utama. Rekayasa pertama dipilih variasi jarak *slat* terhadap *airfoil* utama pada *angle of attack* tertentu untuk mendapatkan kekuatan momentum yang besar pada *suction side airfoil*. Rekayasa kedua adalah dengan memvariasikan *slat angle* untuk mensinergikan vektor kecepatan *outlet slat clearance* dan vektor kecepatan *outlet suction side slat*. Pemilihan variasi jarak dan variasi *slat angle* ini diharapkan dapat mengarahkan semburan aliran celah untuk meniadakan terjadinya separasi aliran pada di zona *leading edge* serta menunda separasi aliran zona buritan *suction side* dari *airfoil* utama.

1.2 Rumusan Masalah

Rekayasa aerodinamik pada *airfoil* dengan *slat* bertujuan untuk mengoptimasi karakteristik aliran celah dan mengetahui penggabungan yang tepat dari aliran celah terhadap aliran depan yang melintasi *slat suction side*. Penggabungan aliran celah dengan aliran depan yang tidak tepat akan menimbulkan *vortex separation* pada *airfoil* utama. *Vortex separation* tersebut dapat mengakibatkan *blockage* sehingga pesawat mengalami *stall*. Semakin besar *angle of attack* sayap utama akan memperbesar *vortex separation* yang terjadi. Oleh karena itu penambahan *slat* dengan jarak tertentu terhadap *airfoil* utama perlu dilakukan untuk mendapatkan kekuatan momentum yang besar pada *suction side airfoil*. Selanjutnya perubahan *slat clearance* dengan tujuan mendapatkan momentum yang besar dari *jet flow* tersebut perlu diikuti dengan perubahan *slat angle* untuk mendapatkan sinergi yang tepat dari *jet flow* terhadap aliran *suction side slat* dengan *blockage effect* yang sekecil mungkin.

Berdasarkan fenomena aliran diatas, penelitian ini mencoba menganalisa karakteristik aliran celah pada *airfoil* utama

di daerah *leading edge suction side*. Dikarenakan kompleksnya karakteristik aliran 3D yang terjadi pada domain yang diteliti, maka penelitian ini akan mengobservasi aliran 2D di midspan dan simulasi numerik (CFD) pada aliran 2D. Penelitian secara eksperimental ditujukan untuk mengobservasi *lift* melalui pengukuran tekanan statis, pengukuran profil kecepatan pada *inlet* dan *outlet* serta visualisasi aliran pada *airfoil* utama. Observasi dengan simulasi numerik dilakukan untuk mengetahui detail medan kecepatan dan medan tekanan disekeliling *airfoil*.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah :

1. Untuk mengetahui koefisien tekanan (C_p) dan aliran di sekitar *airfoil* yang diteliti dengan dan tanpa *slat* dengan cara mengobservasi detail medan aliran 2 dimensi di sekeliling *airfoil*.
2. Untuk mengetahui pengaruh konfigurasi *slat angle* dan *slat clearance* terhadap kontribusi nilai *drag* dan *lift* pada *airfoil*.

1.4 Batasan Masalah

Agar permasalahan yang dibahas dalam penelitian ini lebih spesifik, maka permasalahan dalam penelitian ini dibatasi hanya pada hal – hal berikut :

- *Airfoil* yang digunakan adalah model NACA 2412
- Evaluasi *lift* dan *drag* dilakukan secara 2D melalui pengukuran di *midspan*
- Aliran *uniform steady* dan *viscous incompressible* pada sisi inlet
- Konfigurasi uji yang digunakan adalah S/c : 0,05; 0,07; 0,09
- Bentuk *slat* dan *airfoil* yang diteliti sebagaimana ditunjukkan secara detail dalam metodologi penelitian serta konfigurasi divariasikan dengan *slat angle* (β): 0° , 3° , 5°

- *Airfoil* utama diposisikan pada *angle of attack* 8° dan 16°
- Kemungkinan terjadinya perpindahan panas dapat diabaikan

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

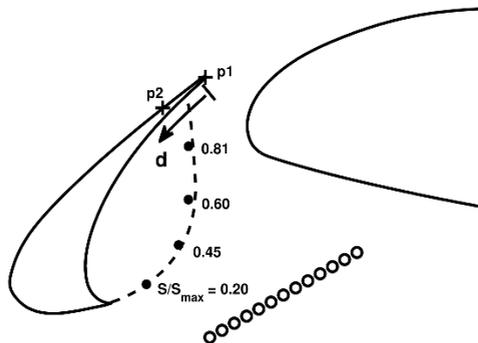
2.1 Penelitian Terdahulu

2.1.1 Penelitian Souza et al

Penelitian yang dilakukan **Souza et al** [1] meneliti dampak aliran antara *slat* dan *airfoil* dengan memvariasikan bentuk *slat* dengan *seal* dan tanpa *seal*. Penelitian ini menggunakan model *airfoil* MD30P30N dengan variasi bentuk *slat* berdasarkan simulasi dua dimensi dan tiga dimensi. Panjang chord *slat* dan *flap* berturut – turut 15% dan 30 % dari *airfoil stowed chord* ($C_{stowed} = 0,457$). Tabel 2.1 menjelaskan geometri yang digunakan pada penelitian *airfoil* MD30P30N dengan sudut *slat* dan *flap* yang digunakan sebesar 30° .

Tabel 2.1 Parameter geometri MD 30P30N

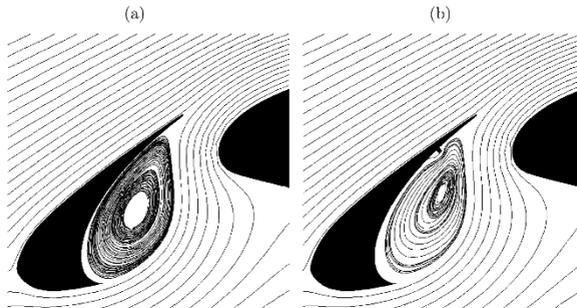
	Deflection ($^\circ$)	Gap (%)	Overhang (%)
Slat	30	2.95	-2.50
Flap	30	1.27	0.25



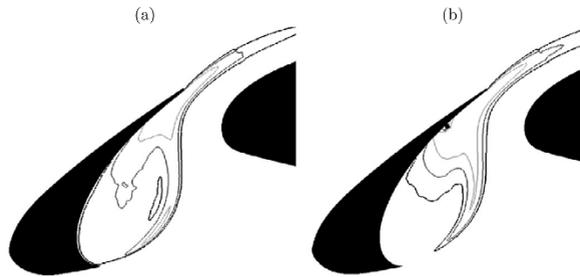
Gambar 2.1 Skema uji daerah *slat* MD30P30N

Gambar 2.1 menggambarkan skema pengujian *slat* MD30P30N dengan Koordinat d merepresentasikan posisi peletakan *seal*, Titik p_1 dan p_2 menggambarkan tempat yang diteliti yaitu pada *trailing edge* dan *suction side slat*. Empat titik yang terletak didekat garis lengkung mendefinisikan tempat terjadinya *mixing layer* (digambarkan dengan garis putus – putus). S mempresentasikan jarak dari ujung puncak garis putus – putus ke titik tertentu dan S_{max} mempresentasikan panjang total penambahan jarak

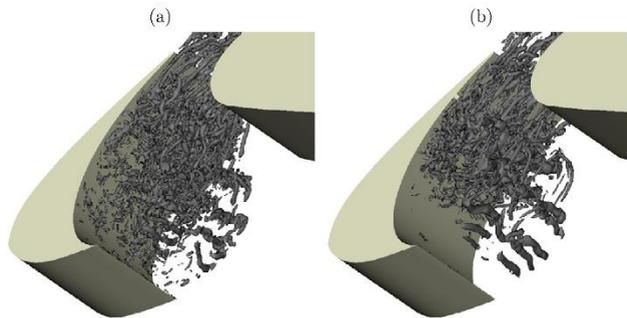
Dari penelitian yang sudah dilakukan didapatkan hasil pada Gambar 2.2, Gambar 2.3, Gambar 2.4 pengaruh penambahan *seal* pada distribusi tekanan statis rata – rata hanya berpengaruh di wilayah dekat *seal*. Penambahan *seal* tidak menyebabkan perubahan yang signifikan dalam distribusi tekanan keseluruhan *slat* karena adanya *slat circulation*.



Gambar 2.2 *Streamline* pada daerah *cove* tanpa *seal* (a) dan dengan *seal* (b)



Gambar 2.3 Turbulensi energi kinetik pada *slat cove* tanpa *seal* (a) dan dengan *seal* (b)



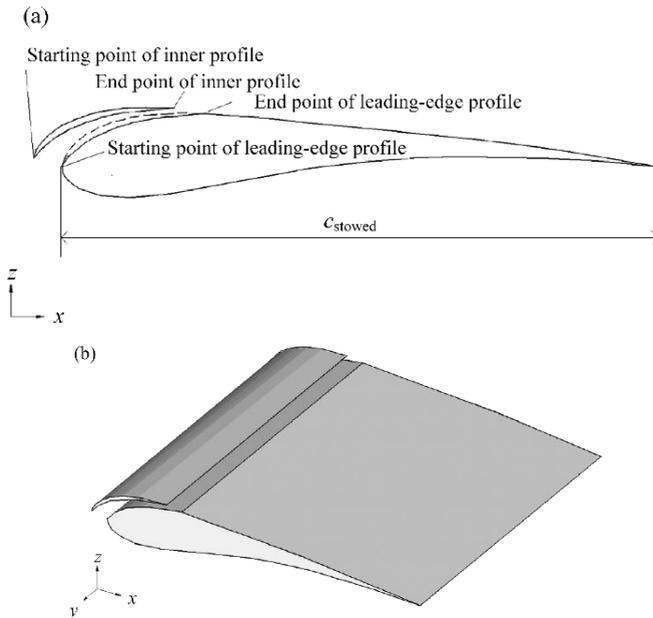
Gambar 2.4 Isometrik struktur vorteks pada *cove* tanpa *seal* (a) dan dengan *seal* (b)

Dengan adanya penambahan *seal* pada *slat* dapat meminimalkan separasi aliran yang terjadi pada *leading edge airfoil*.

2.1.2 Penelitian Ge et al

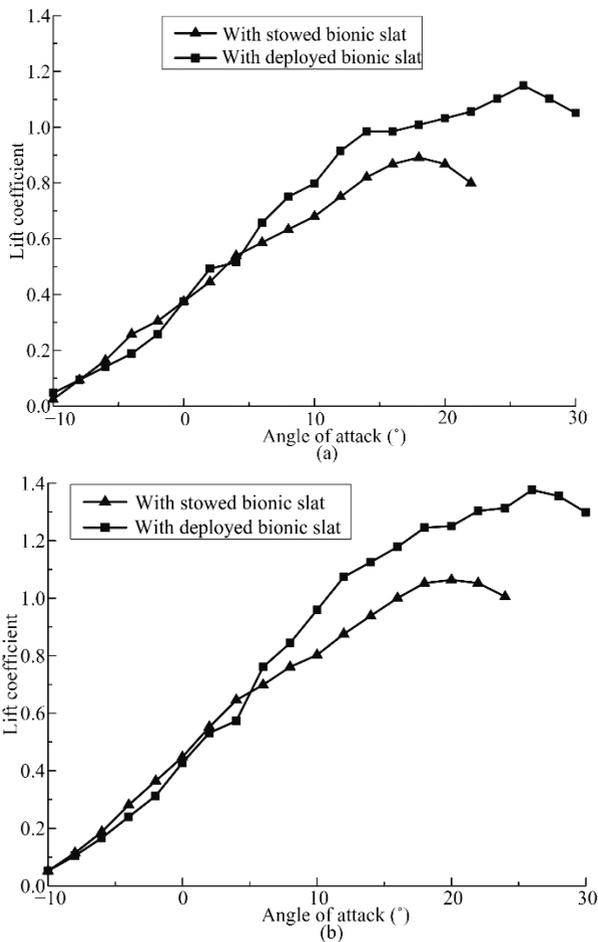
Penelitian *airfoil* dengan *slat* yang telah dilaksanakan oleh Ge et al [2], yaitu dengan melakukan modifikasi bentuk *slat* serta *airfoil*nya mengadaptasi dari bentuk sayap burung hantu. Pada penelitian ini mula – mula *airfoil* dibuat dengan 3D *scanning* model sayap burung hantu, dilanjutkan dengan pembuatan *airfoil* dengan bionik *slat* yang didapatkan dari potongan bionik *airfoil*.

Panjang *chord airfoil* yang digunakan dalam penelitian ini sebesar 0,15 m dengan luasan sayap sebesar 0,00225 m². Panjang *slat* memiliki rasio 25% dari panjang *airfoil* utama yang ditunjukkan pada gambar 2.5. Penelitian ini menggunakan *low speed wind tunnel* dengan luasan daerah pengujian 150x150 mm² dan panjang 800 mm.



Gambar 2.5 Model uji bionik *airfoil* dengan *slat*

Dari eksperimen dengan variasi *angle of attack* dan nilai Re didapatkan hasil seperti pada gambar 2.6 sebagai berikut



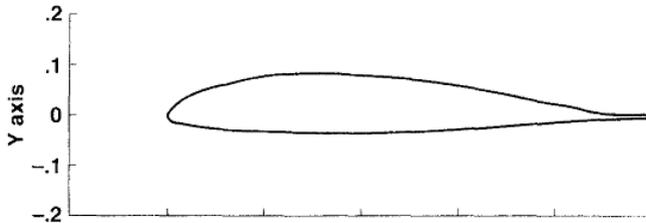
Gambar 2.6 Distribusi coefficient lift pada angle of attack yang berbeda dengan $Re = 4 \times 10^4$ (a) dan $Re = 6 \times 10^4$ (b)

Dari gambar 2.6 menunjukkan distribusi *coefficient lift* C_L dengan *angle of attack*. Gambar menunjukkan bahwa semakin besar Re maka semakin besar pula *coefficient lift* maksimum yang didapatkan. Penambahan *coefficient lift* pada *angle attack* $\alpha \leq 40$

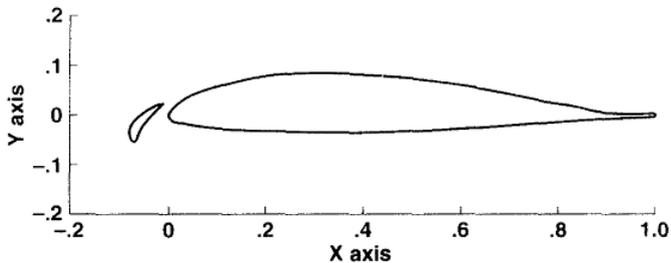
untuk *bionic airfoil* tanpa *slat* lebih tinggi dibandingkan dengan *bionic airfoil* dengan *slat*. Pada nyatanya sayap burung hantu dapat bergerak secara dinamik untuk mengontrol aerodinamika selama *take off* dan *landing*. Namun dalam model penelitian ini menggunakan eksperimen dengan bentuk tetap sehingga pada *slat* akan bertindak sebagai pengganggu pada *angle of attack* yang rendah. *Slat* akan menghasilkan *coefficient lift* lebih besar pada $\alpha > 4$. Hal ini membuktikan bahwa boinik *slat* berfungsi pada *angle of attack* yang besar seperti *slat* konvensional pada umumnya. Gradien *coefficient lift airfoil* dengan *slat* turun pada *angle of attack* 4° . Hal ini mengisaratkan bahwa *boundary layer* pada *leading edge* terpisah dan membentuk *adverse pressure gradient* dari ujung daerah *suction side*.

2.1.3 Penelitian Chee Tung et al

Penelitian **Tung et al [3]** adalah mengenai pengaruh *stall angle* pada *airfoil* dengan *slat* dan tanpa *slat*. Dalam penelitian ini **Tung et al [3]** menggunakan *airfoil* VR-7 dengan eksperimen menggunakan *water tunnel*. Pada penelitian ini menggunakan *closed-circuit water tunnel* dengan 4000 liter air. *Airfoil* yang digunakan adalah VR-7 dengan bentuk 2D yang memiliki *chord* dan *span* dengan panjang 10 cm x 21 cm serta VR-7 dengan *slat*.



(a)

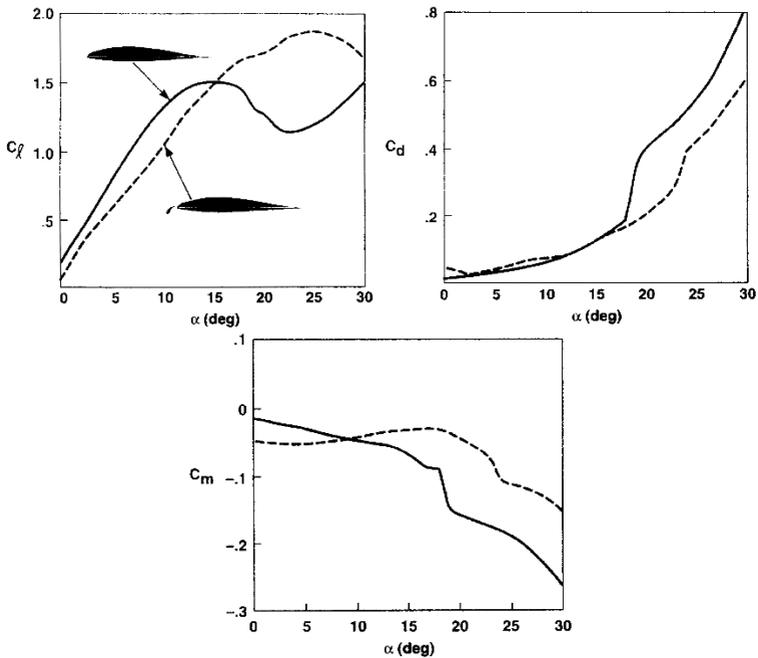


(b)

Gambar 2.7 Model boeing VR-7 *airfoil* tanpa *slat* (a) dan dengan *slat* (b)

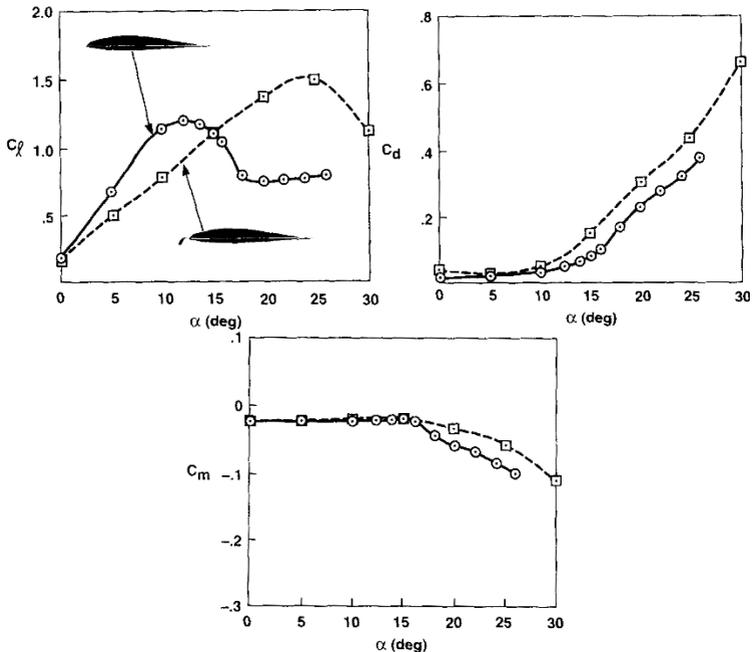
Gambar 2.7 menunjukkan model dengan dan tanpa *slat* dari *airfoil* boeing VR-7. *Airfoil* diposisikan membentang dengan lebar bagian dalam 0,015 cm. bagian utama *airfoil* terbuat dari *urethane* dan *spar* yang terbuat dari *stainless steel*. Penelitian yang dilakukan tung dioperasikan pada *tunnel* dengan rata – rata tekanan dinamik sebesar 0,019 kg/cm², ambient *temperature* sebesar 21°C serta bilangan Reynold sebesar 200.000. Pengukuran *lift* dan *drag* di ukur pada $\alpha = 0^\circ$ hingga $\alpha = 30^\circ$.

Gambar 2.8 merupakan Hasil yang diperoleh dari pengukuran *static lift*, *drag* dan *pitching moment* didapatkan kurva *lift coefficient* pada VR-7 *airfoil* bergerak lurus hingga $\alpha = 13^\circ$ lalu mulai *stall* pada $\alpha \approx 15^\circ$. Hasil kurva *lift coefficient* yang didapatkan pada *airfoil* VR-7 dengan *slat* tidak linear hingga $\alpha \leq 15^\circ$ dan mulai *stall* pada $\alpha \approx 23^\circ$. Aliran yang melewati *airfoil* menjadi *unsteady* ketika *airfoil stall*. Pergerakan *unsteady* ini disebabkan oleh *shedding vortex* pada *airfoil*.



Gambar 2.8 Hasil pengukuran *lift*, *drag*, dan koefisien momen pada *airfoil* VR-7 tanpa *slat* dan *airfoil* VR-7 dengan *slat*

Gambar 2.8 dan gambar 2.9 merupakan hasil perhitungan *lift*, *drag* dan *moment coefficient* untuk *airfoil* VR-7 dengan *slat* dan tanpa *slat* didapatkan kurva *lift coefficient* memiliki garis kurva yang sama terhadap kurva pengukuran. Perbedaan yang timbul muncul karena gangguan dinding pada percobaan tidak dimasukkan dalam perhitungan permodelan. Gangguan dinding menimbulkan perbedaan sebesar 4% terhadap daerah linear. Permodelan turbulensi hanya berpengaruh pada daerah yang terseparasi.



Gambar 2.9 Hasil perhitungan *lift*, *drag*, dan koefisien momen pada *airfoil* VR-7 tanpa *slat* dan *airfoil* VR-7 dengan *slat*

kesimpulan yang didapat dari penelitian **Tung et al [3]** ini adalah dengan adanya *slat* pada *leading edge* *airfoil* VR-7 dapat menunda *static stall angle* dari 15° menjadi 23°

2.1.4 Penelitian Savory et al

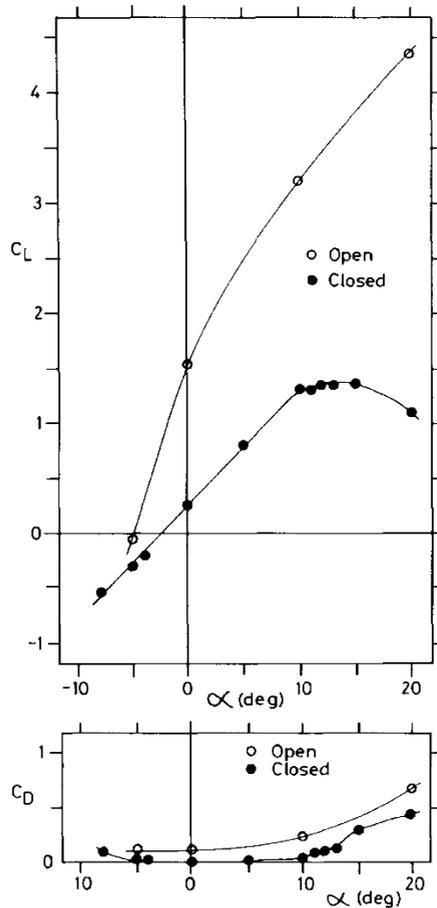
Penelitian **Savory et al [4]** meneliti aliran pada daerah *cove* diantara *slat* dan sayap serta daerah *cove* diantara sayap dan *flap* pada multielemen *airfoil*. Percobaan ini akan menginvestigasi medan aliran pada daerah *cove* menggunakan model *airfoil* seri A-300, dengan variasi *angle of attack* dari *airfoil* utama. Konfigurasi *angle of attack* *airfoil* utama menggunakan sudut 0° ; 10° ; dan 20° dengan *slat angle* 25° dan *flap angle* 20° dari sayap utama. Pada penelitian ini digunakan model *airfoil* yang ditunjukkan oleh

gambar 8 yang memiliki panjang chord 0,9 m dengan lebar 1,37 m. Pada *airfoil* utama, *slat*, dan *flap* diberikan total 270 tapping untuk mengukur distribusi tekanan dan perhitungan total *lift* dan *drag* di midspan. Eksperimen menggunakan *blow down wind tunnel* dengan dimensi panjang, lebar, dan tingginya adalah 9 m x 1,37 m x 1,68 m. Aliran dekat *cove* divisualisasikan menggunakan teknik *tymol blue* pada Re rendah yaitu 5×10^3 . Gambar 2.10 menunjukkan model uji *airfoil* seri A-300 dengan *slat* dan *flap* yang akan digunakan



Gambar 2.10 Model *airfoil* A-300 dengan *slat*

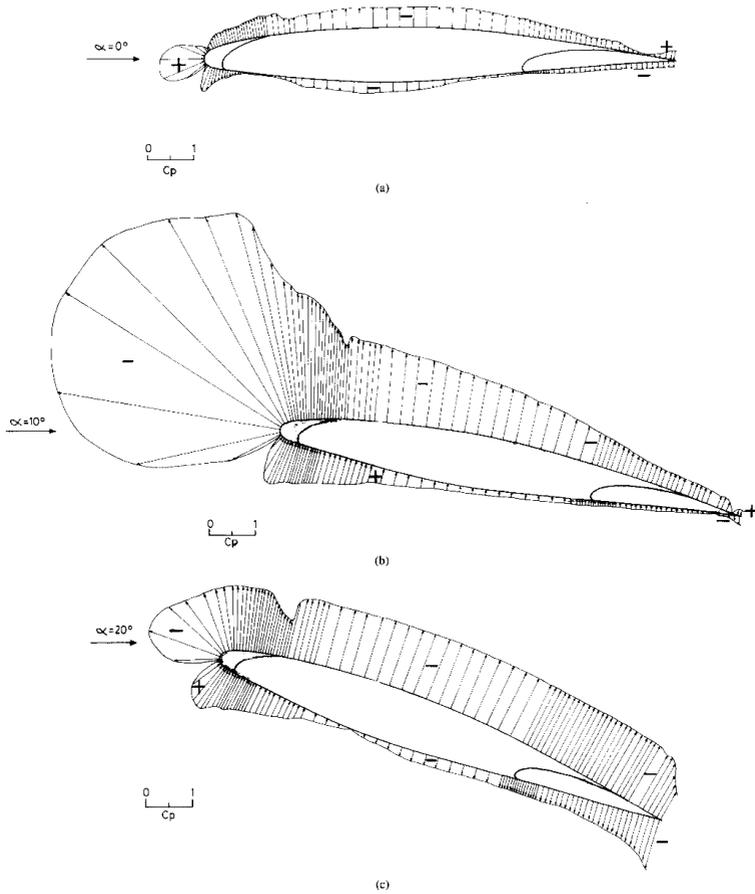
Dari eksperimen yang sudah dilakukan didapatkan kurva *coefficient lift* dan *drag* dengan dua konfigurasi.



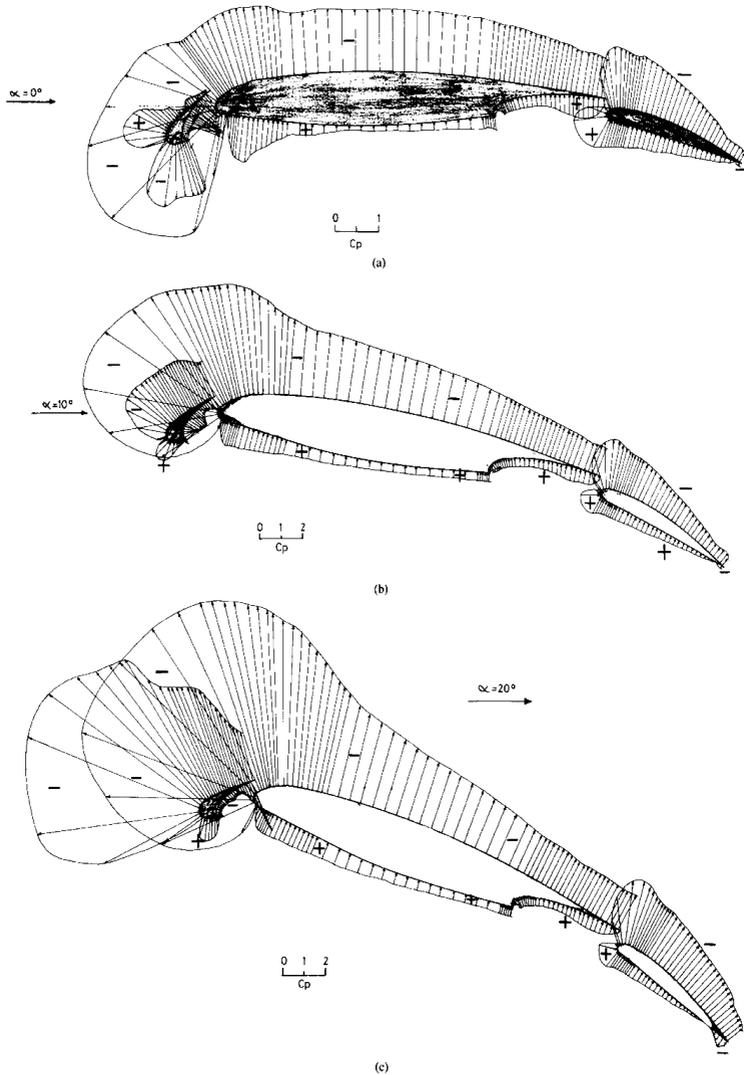
Gambar 2.11 Kurva *lift* dan *drag* pada *airfoil* dengan *slat* terbuka dan tertutup

Pada gambar 2.11 terlihat bahwa meskipun pada angle of attack 0° aliran yang melewati *slat cove* menghasilkan *lift* pada sayap utama. Saat *slat* dalam posisi tertutup, *airfoil* mulai stall pada angle of attack 14° , hal itu terlihat pada gambar 10 c dengan aliran

yang terpecah penuh pada upper surface dan distribusi tekanan yang konstan.



Gambar 2.12 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan *high lift device* tertutup pada *angle of attack* (a) 0° , (b) 10° , (c) 20°

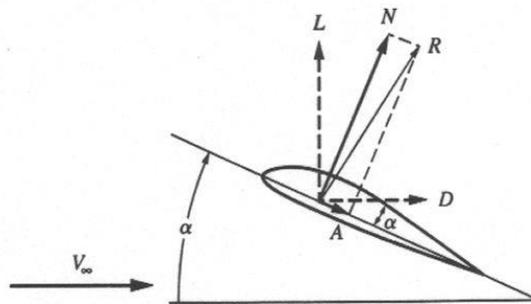


Gambar 2.13 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan *high lift device* terbuka pada angle of attack (a) 0° , (b) 10° , (c) 20°

Gambar 2.12 dan Gambar 2.13 menunjukkan distribusi tekanan disekitar *airfoil* uji. Pada *angle of attack* yang paling rendah, aliran yang melalui *slat cove* sangat sedikit dengan aliran yang terseparasi dari ujung *slat*. Untuk penambahan *angle of attack* aliran yang terseparasi diarahkan langsung ke daerah *slat cove* dengan penambahan percepatan potensial dan menambah kecepatan 50% lebih baik dibandingkan dengan gap yang paling kecil. Kesimpulan yang didapatkan adalah daerah *flap* kurang sensitif dalam menambah sudut *stall* dibandingkan dengan daerah *slat*.

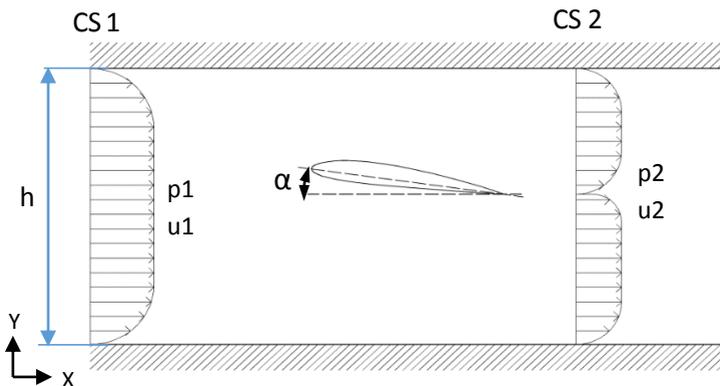
2.2 Perhitungan Koefisien *Drag* dan *Lift*

Pada penampang 2D *airfoil* yang dikenai *angle of attack*, gaya-gaya yang bekerja antara lain gaya *drag*, *lift*, normal, dan aksial. Gambar 2.14 menunjukkan perbedaan antara gaya *drag*, *lift*, normal, dan aksial. Gaya normal dan aksial diproyeksikan terhadap geometri *airfoil*. Gaya *drag* merupakan gaya yang searah dengan arah aliran. Gaya *drag* dikontribusikan oleh *pressure drag* dan *skin friction drag*. Pada kasus *bluff body*, *pressure drag* lebih dominan dibandingkan dengan *skin friction drag*. Namun pada permukaan yang *streamline*, *skin friction drag* lebih memberikan kontribusi dibandingkan dengan *pressure drag*.



Gambar 2.14 Perbedaan Gaya *Drag*, *Lift*, Normal, dan Aksial [5]

Gaya *drag* dapat dicari melalui persamaan momentum. Adapun persamaan momentum umum dapat ditunjukkan pada persamaan 2.1. Karena pada kasus ini diasumsikan *steady flow* dan tidak ada gaya pada *body*, maka persamaan 2.1 dapat diubah menjadi persamaan 2.2. Selanjutnya persamaan 2.2 disederhanakan menjadi persamaan 2.3 dan 2.4.



Gambar 2.15 Elemen gaya *drag* pada *airfoil*

$$F_{Sx} + F_{Bx} = \int_{CS} u\rho v \, dA + \frac{\partial}{\partial t} \int u\rho \, dV \quad 2.1$$

$$F_{Sx} = \int_{CS} u\rho v \, dA \quad 2.2$$

$$(p_1 - p_2)A + F_x = \int_0^h u\rho u_2 \, dA - \int_0^h u\rho u_1 \, dA \quad 2.3$$

$$-F_x = (p_1 - p_2)A + \int_0^h u\rho u_1 \, dA - \int_0^h u\rho u_2 \, dA \quad 2.4$$

Dimana

$$F_D = -F_x \quad 2.5$$

Sehingga,

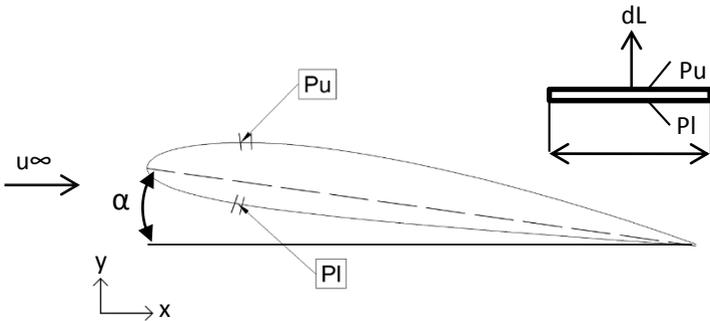
$$F_D = (p_1 - p_2)A + \int_0^h \rho u_1 u_1 dA - \int_0^h \rho u_2 u_2 dA \tag{2.6}$$

Pada umumnya gaya *drag* ditulis tidak berdimensi dalam koefisien *drag* (C_D). Koefisien *drag* dapat dicari menggunakan persamaan 2.7. Pada penelitian ini, nilai koefisien *drag* didapat dari integrasi data simulasi numerik.

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho u_\infty^2 A} \tag{2.7}$$

$$C_D = \frac{(p_1 - p_2)A + \int_0^h \rho u_1 u_1 dA - \int_0^h \rho u_2 u_2 dA}{\frac{1}{2}\rho u_\infty^2 A} \tag{2.8}$$

Gaya *lift* merupakan gaya yang tegak lurus terhadap arah aliran. Besarnya gaya *lift* dapat diekspresikan dalam persamaan berikut.



Gambar 2.16 Elemen gaya lift pada airfoil

$$dF_N = (p_L - p_U)dx(1) \dots\dots\dots 2.9$$

$$F_N = \int_0^c (p_L - p_U) dx(1) \dots\dots\dots 2.10$$

Secara umum gaya *lift* dapat diekspresikan sebagai bilangan tidak berdimensi sebagai koefisien *lift*.

$$C_N = \frac{F_N}{\rho_{\infty} u_{\infty}^2 A} \dots\dots\dots 2.11$$

$$C_N = \frac{\int_0^c (p_L - p_U) dx}{\rho_{\infty} u_{\infty}^2 A} \dots\dots\dots 2.12$$

$$C_N = \frac{1}{c} \int_0^c (Cp_l - Cp_u) dx \dots\dots\dots 2.13$$

Pada *airfoil* tanpa *angle of attack*, besarnya gaya *lift* sama dengan gaya normal *airfoil* ($L = N$). Sehingga koefisien *lift* sama besarnya dengan koefisien normal ($C_L = C_N$). Ketika *airfoil* dikenai *angle of attack* ($\alpha > 0$), maka besarnya koefisien *lift* dapat dirumuskan melalui persamaan berikut.

$$C_N = C_L \cos \alpha \dots\dots\dots 2.14$$

$$C_L = \frac{C_N}{\cos \alpha} \dots\dots\dots 2.15$$

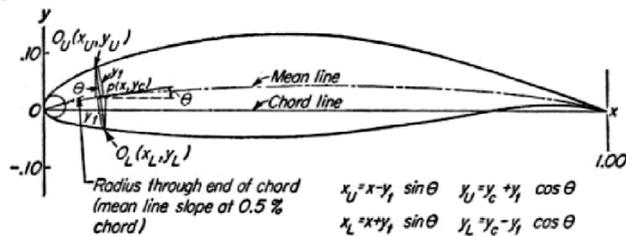
$$C_L = \frac{\frac{1}{c} \int_0^c (Cp_l - Cp_u) dx}{\cos \alpha} \dots\dots\dots 2.16$$

2.3 NACA 2412

NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) *airfoil* adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika yang berguna untuk memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil*. Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa C_L , dan kemudian akan terkait dengan gaya angkat yang dihasilkan.

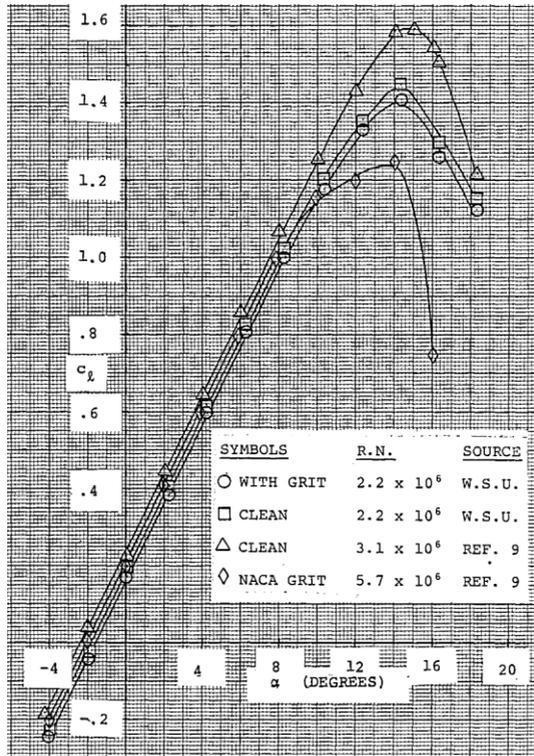
NACA merupakan salah satu referensi untuk pemilihan *airfoil* yang populer saat ini. Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan

distribusi ketebalan atau thickness serta pengujiannya dilakukan pada berbagai nilai bilangan Reynold. Airfoil NACA mempunyai parameter – parameter dalam bentuknya. Gambar dibawah menunjukkan beberapa parameter yang terdapat pada airfoil NACA.



Gambar 2.17 Parameter geometris *airfoil* dari seri *airfoil* NACA.

Pada penelitian ini menggunakan model airfoil NACA seri 4 digit yaitu NACA 2412. Airfoil ini memiliki maximum thickness sebesar 14% dengan panjang chamber 2% yang terletak 40% dari leading edge airfoil (0,4c). Gambar 2.18 merupakan hasil eksperimen NACA 2412 **Seetharam et al** dari NASA Langley Research Center. *Stall angle* yang didapatkan dari airfoil NACA 2412 dengan bilangan Reynolds $2,2 \times 10^6$ adalah 15° .



Gambar 2.18 Variasi koefisien aerodinamika pada NACA 2412
[6]

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

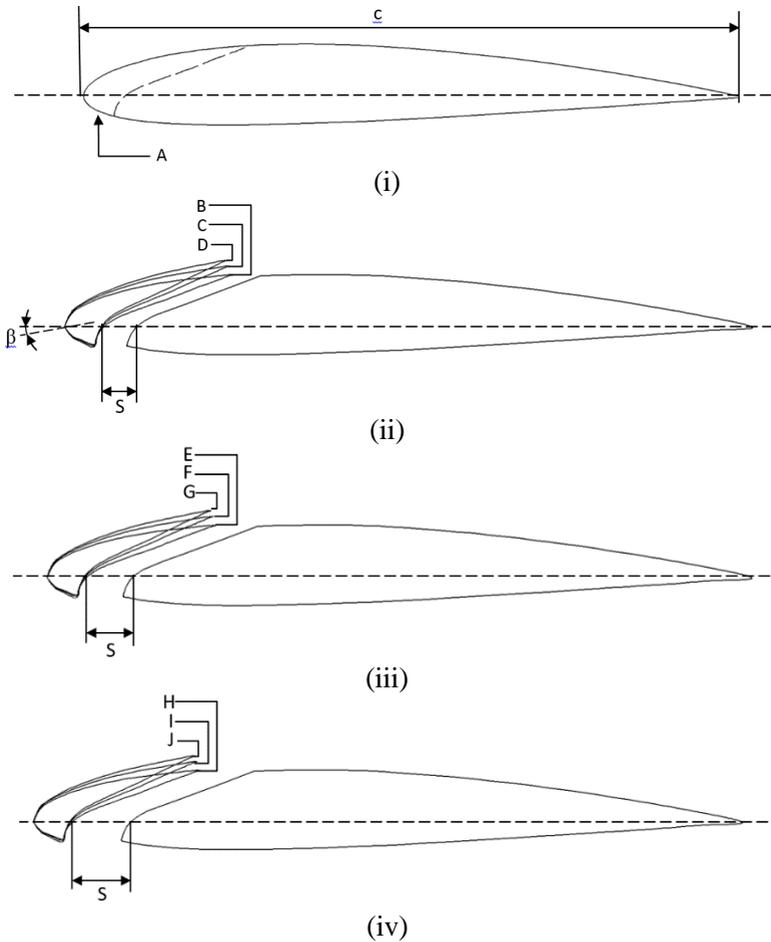
Penelitian ini akan mengangkat pengamatan karakteristik struktur aliran dua dimensi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. *Slat* dan *airfoil* utama akan dikonfigurasi dengan cara penambahan *slat clearance* dan *slat angle*. Penelitian akan dilaksanakan pada *wind tunnel* dan dibandingkan melalui permodelan numerik (CFD).

3.1 Metode Eksperimen

Eksperimen dilakukan agar diperoleh informasi mengenai karakteristik aliran *airfoil* dengan *slat* dan tanpa *slat*. Oleh karena itu eksperimen dilaksanakan secara bertahap dengan variasi *slat angle* dan *slat clearance*. Data yang didapat dari metode eksperimen ini adalah grafik C_p pada *airfoil*. Dengan metode eksperimen ini juga dapat menunjukkan distribusi *shear stress line* berupa jejak aliran minyak *oil flow visualization* (OFV) pada *mid span*.

3.1.1 Model Dan Konfigurasi Uji

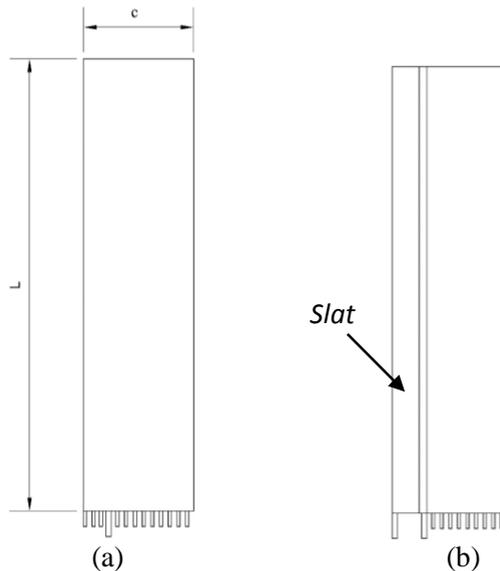
Penelitian ini menggunakan NACA 2412 dengan konfigurasi *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* tetap yaitu 8° serta tambahan sudut khusus yaitu 12° , 16° . Penggunaan *slat* dilakukan dengan tiga konfigurasi *slat angle* yang berbeda yaitu (β): 0° , 3° , 5° dan tiga konfigurasi *slat clearance* yang berbeda yaitu pada S/c : 0,05; 0,07; 0,09. Konfigurasi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* diterangkan pada gambar 3.1 dengan panjang $L = 70$ cm dan $c = 17$ cm



Gambar 3.1 (i) NACA 2412
(ii) Penambahan *slat* dengan jarak 5% c
(iii) Penambahan *slat* dengan jarak 7% c
(iv) Penambahan *slat* dengan jarak 9% c

Tabel 3.1 Keterangan konfigurasi *slat*

Posisi <i>slat</i>	$\frac{S}{c}$	β
A	0	0°
B	0.05	0°
C	0.05	3°
D	0.05	5°
E	0.07	0°
F	0.07	3°
G	0.07	5°
H	0.09	0°
I	0.09	3°
J	0.09	5°

Gambar 3.2 Tampak atas *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* (a) dan dengan *slat* (b)

3.1.2 Peralatan Eksperimen

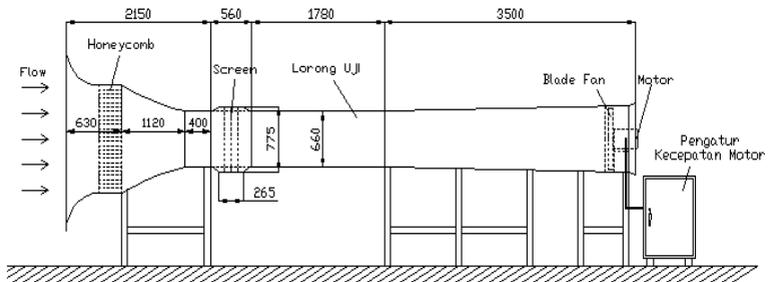
Peralatan yang digunakan dalam eksperimen ini adalah sebagai berikut :

a) *Wind Tunnel*

Wind tunnel merupakan tempat pengujian model uji dengan tes *section* berbentuk balok. Jenis *wind tunnel* yang digunakan dalam percobaan ini adalah *open circuit wind tunnel* yang aliran udara dari dalam *wind tunnel* langsung dilepas bebas ke udara. *Wind tunnel* ini digolongkan dalam *subsonic wind tunnel* karena hanya memiliki kecepatan maksimal sebesar 19 m/s dengan *mach number* kurang dari 0,9.

Spesifikasi *Wind Tunnel*

- Jenis *wind tunnel* : *Subsonic, open circuit wind tunnel*
- Bentuk area uji : balok
 - Panjang : 1780 mm
 - Tinggi : 660 mm
 - Lebar : 660 mm



Gambar 3.3 Skema *wind tunnel* yang digunakan pada eksperimen

b) *Pitot static tube*

Pitot static tube digunakan untuk mengukur tekanan statis dan tekanan stagnasi. Hasil perhitungan tekanan statis dan

stagnasi nantinya akan digunakan menentukan kecepatan aliran utama yang memasuki daerah pengujian *wind tunnel*

c) Manometer

Manometer berfungsi untuk menyatakan besar tekanan yang diukur oleh *pitot static tube*. Manometer menggunakan fluida kerja *red oil* ($SG_{red\ oil} = 0,804$) dengan sudut kemiringan sebesar 15° untuk mempermudah pembacaan Δh yang terukur.

d) Data logger dan *pressure transducer*

Data logger berfungsi untuk membaca dari *pressure transducer* dan mengolah nilai rata-rata dari data 50 kali pengambilan pada satu titik pengukuran dan memvisualisasikan hasilnya dalam tampilan digital dengan satuan miliampere.

e) Thermometer

Thermometer digunakan untuk mengukur temperature fluida.

3.1.3 Pengambilan Data Eksperimen

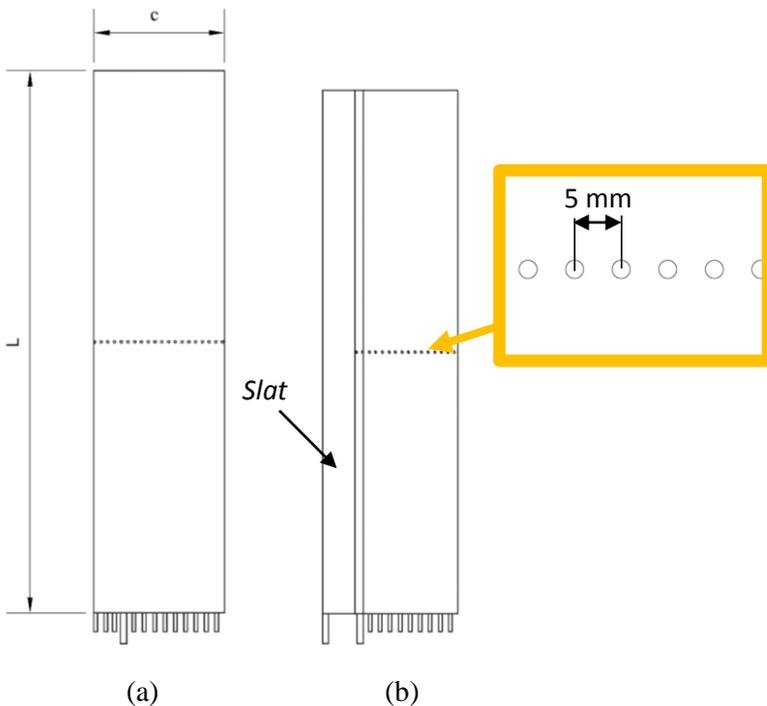
Data yang diambil dalam penelitian ini adalah tekanan statis, tekanan stagnasi, dan visualisasi aliran pada benda uji.

3.1.3.1 Pengukuran Tekanan Statis

Pengukuran tekanan statis diperlukan untuk mengetahui kontur tekanan permukaan pada *airfoil* utama. Pengukuran tekanan statis dilakukan di *mid span* menggunakan *pressure tap* pada *upper side* dan *lower side*. Langkah – langkah yang dilakukan dalam pengukuran tekanan statis adalah sebagai berikut :

- a) Memasang *airfoil* pada konfigurasi yang telah ditentukan
- b) Memastikan *pressure tap* telah terpasang pada *airfoil* utama.
- c) Mencatat pembacaan awal pada *pressure transducer*
- d) Menghidupkan *blower* dan mengatur putaran hingga kecepatan yang diinginkan

- e) Menghubungkan selang kapiler *pressure tap airfoil* dengan selang kapiler *pressure transducer*
- f) Mencatat perubahan arus yang terjadi (mA) pada data *logger* yang menunjukkan hasil pengukuran *pressure tap*
- g) Melepas selang kapiler *pressure transducer* dari *pressure tap* yang pertama, dilanjutkan dengan selang kapiler yang selanjutnya.

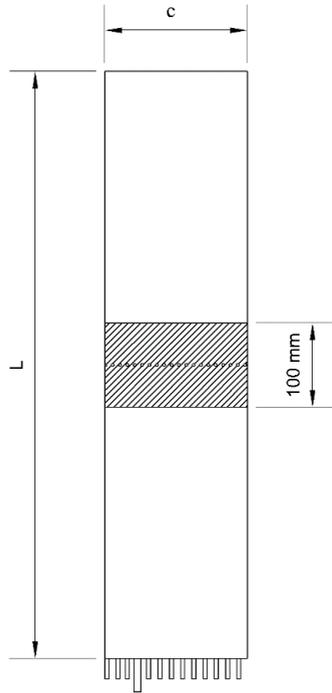


Gambar 3.4 Pemasangan *pressure tap* pada *Airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* (a) dan dengan *slat* (b)

3.1.3.2 Visualisasi Aliran

Visualisasi aliran diperlukan untuk mengetahui fenomena *skin friction line* dari aliran fluida pada kontur permukaan secara kualitatif. Visualisasi aliran dilakukan di *mid span* pada *airfoil* 12° , 16° dan konfigurasi terbaik dari *slat angle* dan *slat clearance*. Pengambilan visualisasi aliran dilakukan dengan langkah sebagai berikut :

- a) Memasang benda uji pada *wind tunnel*.
- b) Membuat campuran *Palm Oil* dan Titanium Oksida (TiO_2) *powder* serta ditambahkan tiner B secukupnya.
- c) Memoleskan campuran pada permukaan *mid span airfoil* utama hingga merata.
- d) Menyalakan kipas pada *wind tunnel* hingga mencapai kecepatan yang diinginkan.
- e) Menghentikan kipas *wind tunnel* setelah terlihat jejak aliran minyak pada *airfoil*.
- f) Melakukan pemotretan pada jejak aliran minyak.
- g) Mengulang proses dari awal hingga akhir pada konfigurasi yang berbeda.



Gambar 3.5 Skema pemolesan campuran pada *airfoil* NACA 2412

3.2 Metode Numerik

Penelitian secara numerik dilakukan untuk mempertegas hasil yang didapat dari eksperimen. Pembuatan model numerik dilaksanakan sesuai dengan permodelan pada eksperimen yaitu peninjauan secara dua dimensi.

3.2.1 Langkah – Langkah Penelitian

3.2.1.1 *Pre-processing*

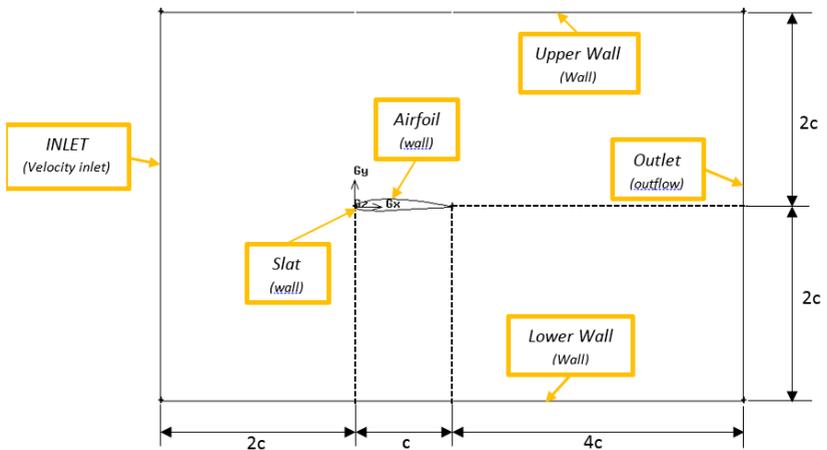
Langkah – langkah yang dilakukan pada tahap *pre-processing* adalah : Pembuatan model uji, pembuatan meshing pada domain, penentuan kondisi batas, dan penentuan parameter model.

A. Model Uji

Model uji berupa *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. Model uji digambar menggunakan *software* GAMBIT 2.4 dengan konfigurasi pada tabel 3.1 pada *angle of attack* 8° , dan 16° .

B. Domain Simulasi

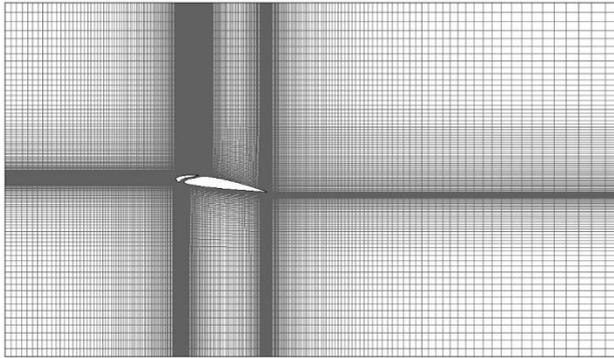
Domain simulasi yang digunakan pada penelitian ditunjukkan pada gambar 3.6



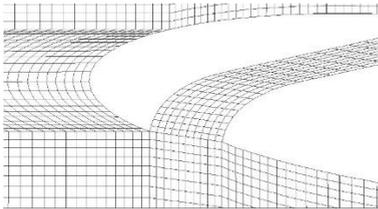
Gambar 3.6 Domain simulasi NACA 2412

C. Meshing

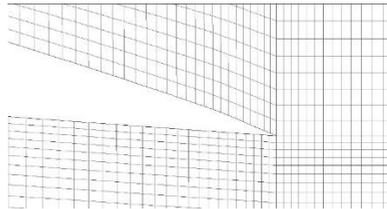
Membuat mesh merupakan pembagian domain uji menjadi elemen – elemen kecil sehingga kondisi batas dan parameter yang diperlukan dapat diterapkan kedalam elemen – elemen kecil tersebut. Bentuk mesh yang digunakan adalah *quadrilateral* atau *quad* pada bagian daerah uji model.



(a)



(b)



(c)

Gambar 3.7 Model *meshing airfoil* (a), *meshing* disekitar *slat* (b), dan *meshing* di *trailing edge* (c)

D. Menentukan Kondisi Batas

Kondisi batas merupakan parameter dan batasan yang terjadi pada aliran, yaitu dengan pemberian beban kecepatan, kondisi turbulen pada *inlet* dan *outlet*, serta penentuan tekanan. Kondisi batas sangat berpengaruh terhadap hasil simulasi sehingga kondisi batas harus disesuaikan dengan keadaan sebenarnya dari model uji.

3.2.1.2 Processing

Hasil meshing dari domain simulasi dimasukkan ke *software* Fluent 6.3.26 untuk dilakukan *processing*. Langkah langkah dalam *processing* adalah sebagai berikut :

A. Models

Models merupakan pemilihan model aliran (karakteristik aliran), Pemilihan jenis formula penyelesaian (*solver*), pemilihan *turbulence model* yang digunakan, dan pemilihan konstanta yang digunakan. *Turbulence model* yang digunakan pada penelitian ini adalah *k – ε standard*

B. Materials

Materials merupakan pemilihan jenis material yang akan digunakan dan memasukkan data – data *properties material*. Pemodelan ini menggunakan udara sebagai fluida kerja dengan densitas (ρ) = 1,17 kg/m³, viskositas (μ) = 1,86 x 10⁻⁵ N.s/m²

C. Operating Condition

Operating condition merupakan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. Pada penelitian kali ini tekanan pada daerah operasi digunakan *standard* dan *pressure* yaitu 1 atm atau 101325 Pascal

D. Boundary Condition

Boundary condition merupakan penentuan parameter serta batasan pada aliran yang melewati benda uji pada inlet maupun outlet. Pada daerah inlet menggunakan *boundary condition velocity inlet* dengan nilai kecepatan ditentukan dari penelitian eksperimen untuk kondisi bilangan *Reynolds* pada *inlet wind tunnel* $Re = 1,6 \times 10^5$ dan kecepatan *free stream* sebesar 15m/s. *Boundary condition* pada sisi *outlet* menggunakan *out flow*, bagian dinding dan *airfoil* didefinisikan sebagai *wall*.

E. *Solution*

Penelitian ini akan menggunakan deskritisasi *second order* untuk *pressure*, *second order upwind* untuk momentum, *turbulence kinetic energy* dan *turbulence dissipation rate*.

F. *Initialize*

Tahap ini berfungsi untuk menentukan perhitungan awal serta memudahkan mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *inlet*.

G. Monitor Residual

Pada tahap ini berfungsi sebagai penyelesaian dari masalah yang merupakan proses iterasi hingga mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Kriteria konvergensi yang digunakan dalam penelitian ini sebesar 10^{-5} , artinya proses iterasi dinyatakan konvergen setelah nilai residualnya kurang dari atau sama dengan 10^{-5} .

H. *Iterate*

Pada langkah ini merupakan perhitungan dari Fluent. Perhitungan dinyatakan konvergen bila kurang atau sama dengan 10^{-5}

I. *Grid Independency*

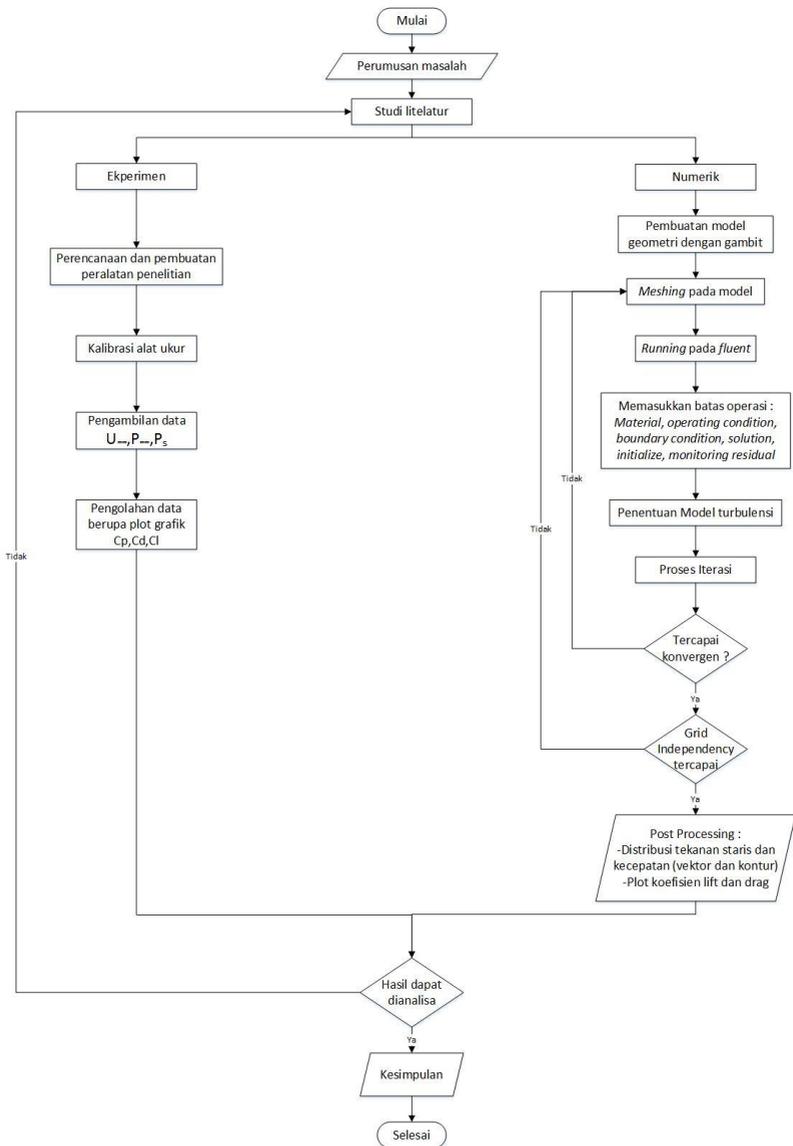
Grid independency dilakukan untuk mendapat hasil data yang tidak dipengaruhi oleh jumlah *grid*, sehingga data yang diperoleh lebih akurat. Dari langkah ini akan didapatkan jumlah *grid* yang relatif lebih baik sehingga data numerik dapat dibandingkan dengan data eksperimen.

3.2.1.3 Post-processing

Setelah melakukan *running* langkah selanjutnya adalah *post processing* atau penampilan hasil data kualitatif dan kuantitatif. Data kuantitatif yang diperoleh berupa distribusi koefisien tekanan, koefisien *drag*, dan koefisien *lift*. Sedangkan data kualitatif yang diperoleh berupa visualisasi aliran yaitu menampilkan *grid display*, *pathlines*, *contur plot*, dan *velocity profile* dari *airfoil* dengan *slat* dan tanpa *slat*

3.3 Flowchart Penelitian

Runtutan proses yang digunakan pada penelitian ini dapat digambarkan dalam bentuk diagram alir pada gambar 3.10 sebagai berikut :



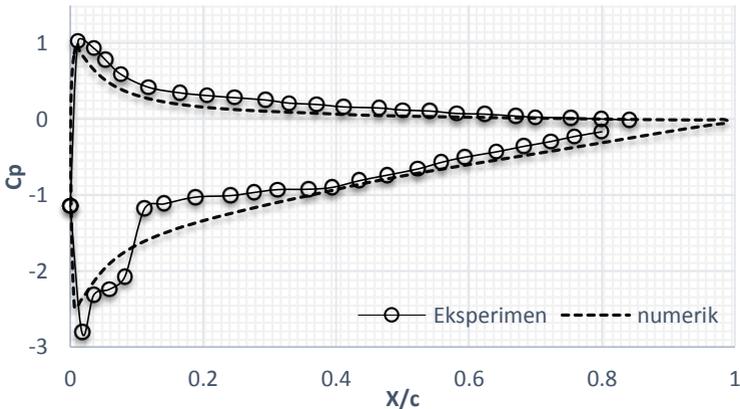
Gambar 3.8 *Flowchart* penelitian

No	Kegiatan	Bulan															
		Agustus				September				Oktober				November			
		1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
1	Studi Pustaka																
2	Persiapan bahan dan Pembuatan benda uji																
3	Pembuatan model																
4	pembuatan mehsing																
5	Seminar proposal																
6	Running fluent																
7	post processing																
8	Pelaksanaan eksperimen																
9	Penulisan laporan																
10	Sidang																

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Validasi

Model numerik dan eksperimen divalidasi dengan membandingkan data koefisien tekanan (C_p) pada kasus tanpa *slat* dan salah satu konfigurasi. Hal ini dilakukan untuk mengetahui ketepatan dari model numerik *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* maupun tanpa *slat* dibandingkan dengan hasil eksperimen. Gambar 4.1 menunjukkan grafik C_p antara eksperimen dan numerik yang dibuat menghasilkan *trend line* yang hampir sama.

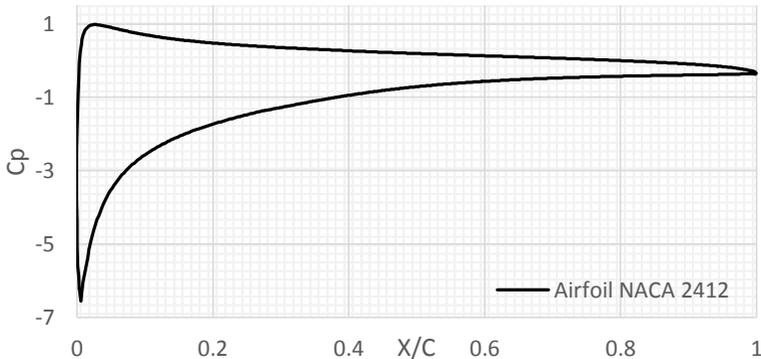


Gambar 4.1 Grafik C_p fungsi X/c perbandingan hasil eksperimen dan numerik pada *airfoil* NACA 2412

Dari gambar 4.1 terlihat bahwa hasil C_p pada numerik dan eksperimen memiliki *trend line* garis yang sama. Pada hasil eksperimen dan numerik memiliki nilai maksimum C_p yang sama - sama mendekati 1. Sedangkan nilai minimum C_p numerik sebesar -2,48 dan nilai minimum C_p eksperimen yang didapatkan sebesar -2,80. Dari perbandingan dua grafik diatas dapat disimpulkan trend garis antara studi numerik dan eksperimen hampir sama, perbedaan

terjadi akibat faktor – faktor eksternal yang tidak di sertakan pada studi numerik seperti *turbulent intensity*, perubahan suhu dan lain-lain. Nilai C_p eksperimen tidak mencapai $X/c = 1$ karena pemasangan alat ukur yang tidak mampu dipasang pada model *airfoil* NACA 2412 akibat celah model yang sempit.

Untuk meyakinkan dampak penundaan separasi akibat penambahan *slat* pada *airfoil* NACA 2412, akan dilakukan penambahan data numerik pada posisi *airfoil stall. angle of attack* yang digunakan adalah 16° seperti yang ditunjukkan oleh gambar 4.2 dibawah ini.

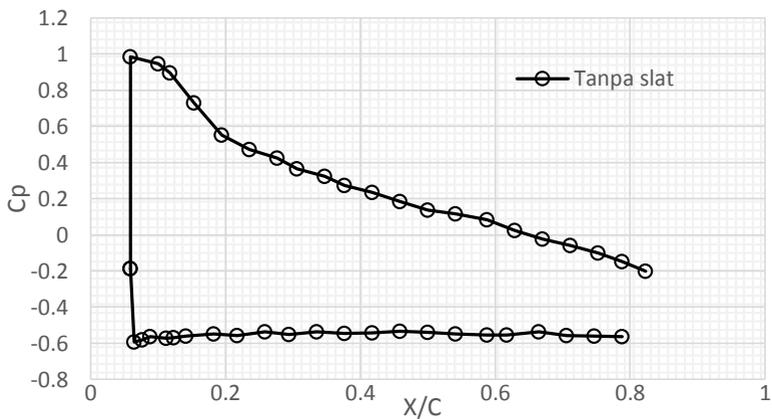


Gambar 4.2 Grafik C_p fungsi X/c hasil simulasi numerik pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* (α) 16°

Dari gambar 4.2 dapat terlihat hasil simulasi numerik pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* 16° . Garis C_p fungsi X/c memiliki *trend line* garis yang tajam pada bagian *upper side*. Hal tersebut dapat terlihat dari nilai C_p minimum sebesar -6,212. Penurunan nilai C_p yang cukup besar menunjukkan terjadinya percepatan pada bagian *upper side* akibat aliran masuk yang membentuk lintasan berbentuk S yang sangat tajam sehingga dapat menambah kecepatan aliran. Grafik C_p pada bagian belakang *airfoil* menunjukkan nilai C_p yang cenderung konstan dari 70% c.

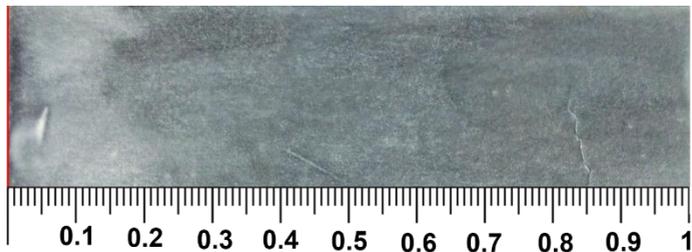
Hal ini dapat menjadi dugaan bahwa *airfoil* tersebut mengalami *blockage* aliran pada bagian belakang *airfoil* dan mengalami *stall*.

Untuk menunjukkan kondisi *stall* juga terjadi pada kondisi sebenarnya, maka dilakukan pengujian eksperimen pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* 16° dan 12° . Hasil pengujian eksperimen ditunjukkan oleh gambar 4.3 dibawah ini.



SP

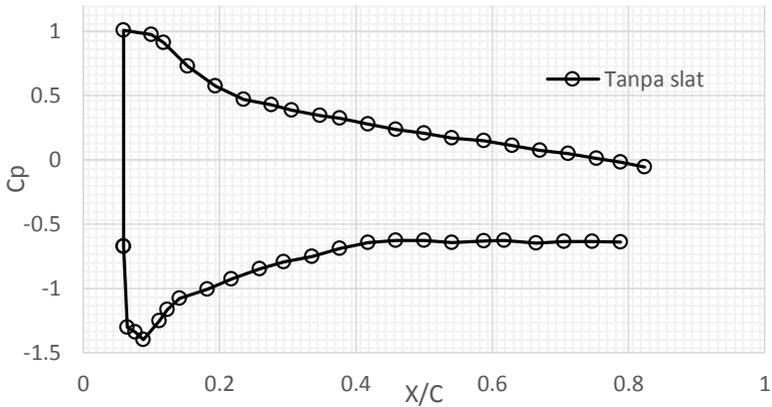
(i)



(ii)

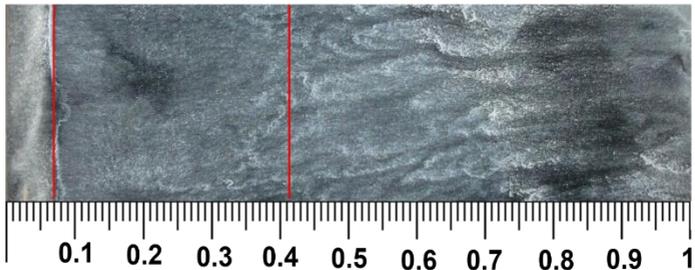
Gambar 4.3 (i) Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen dan (ii) *oil flow upper side airfoil* NACA 2412 pada *airfoil* NACA 2412 dengan *angle of attack* (α) 16°

Gambar 4.3 menunjukkan grafik C_p fungsi X/c dan *oil flow* hasil pengujian eksperimen pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* (α) 16° . Grafik hasil eksperimen pada 16° menunjukkan *trend line* yang konstan pada bagian *upper side*. Hal ini menunjukkan *blockcage* aliran terjadi pada bagian *upper side* yang terjadi akibat aliran yang memasuki daerah *upper side* mengalami percepatan secara tiba-tiba akibat konvergen *stream tube* dan perlambatan secara tiba-tiba akibat divergen *stream tube*. Perubahan kecepatan secara tiba-tiba ini menyebabkan aliran yang memasuki bagian *upper side* gagal menyatu kembali pada bagian permukaan *airfoil* dan menimbulkan *blockcage* dan mengindikasikan *airfoil* telah mengalami *stall*. Berdasarkan data grafik C_p dan hasil *oil flow visualization* eksperimen, separasi aliran sudah terjadi dari *leading edge airfoil*. Hal tersebut ditandai dengan konstannya grafik C_p *upper side airfoil* dan cairan *oil flow* yang tidak mampu tersapu oleh aliran udara. Pada grafik 16° nilai C_p cenderung konstan pada nilai -0,55. Nilai C_p eksperimen tidak mencapai $X/c = 1$ karena pemasangan alat ukur yang tidak mampu dipasang pada model *airfoil* NACA 2412 akibat celah model yang sempit.



(i)

SP



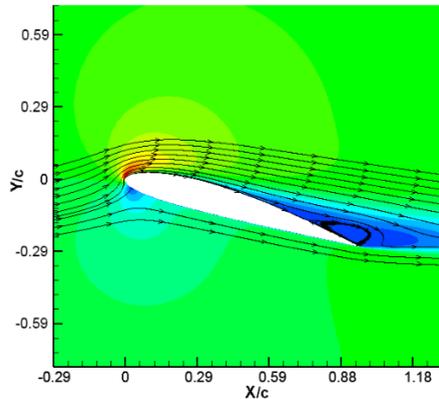
(ii)

Gambar 4.4 (i) Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen dan (ii) *oil flow upper side airfoil* pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* (α) 12°

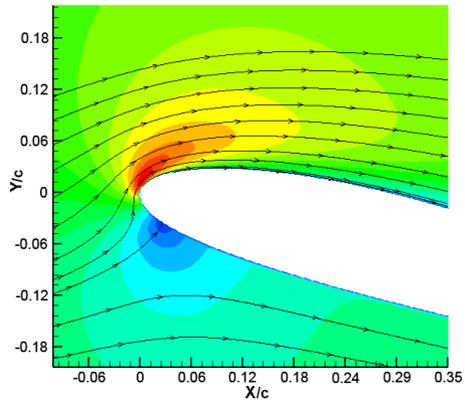
Gambar 4.4 menunjukkan grafik C_p fungsi X/c dan *oil flow* hasil pengujian eksperimen pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* (α) 12° . Grafik hasil eksperimen pada 12° menunjukkan *trend line* garis mengalami penurunan dan berangsur – angsur naik kembali dan konstan di daerah burtan *trailing edge*. Penurunan ini dapat terjadi akibat aliran yang memasuki bagian

upper side airfoil masuk dengan lintasan berbentuk S. lintasan tersebut membentuk konvergen *stream tube* yang meningkatkan kecepatan aliran yang memasuki daerah *upper side*. Sedangkan pada grafik 12° nilai C_p minimum sebesar -1.488 . Nilai C_p eksperimen tidak mencapai $X/c = 1$ karena pemasangan alat ukur yang tidak mampu dipasang pada model *airfoil* NACA 2412 akibat celah model yang sempit.

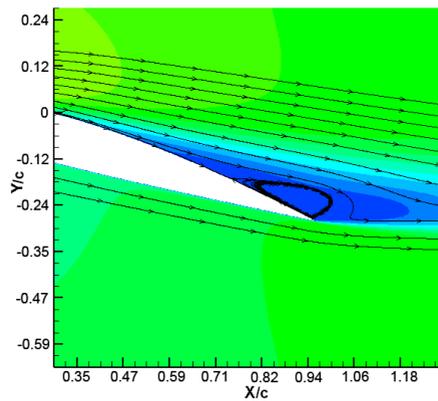
Untuk menjelaskan fenomena aliran yang terjadi disekitar *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* 16° , dapat dideskripsikan dengan visualisasi aliran dari data numerik seperti gambar 4.5 dibawah ini.



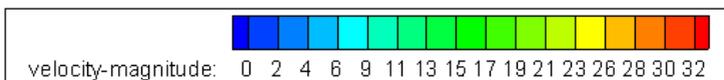
(i)



(ii)



(iii)



Gambar 4.5 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ (i) zona sekitar *airfoil*; (ii) zona *leading edge*; (iii) zona *trailing edge*

Gambar 4.5 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* 16° . Tampak dari visualisasi aliran *airfoil* NACA 2412, *airfoil* sudah mengalami *stall* yang ditandai dengan timbulnya *vortex* aliran yang cukup besar pada zona *trailing edge*. *Vortex* aliran ini menyebabkan aliran utama yang memasuki daerah *upper side* terseparasi dan menyebabkan berkurangnya luasan penghasil *lift*. Perubahan *angle of attack* pada *airfoil* menyebabkan terjadinya pergeseran titik stagnasi kebagian *lower side* zona *leading edge*. Titik stagnasi yang bergeser kebagian *lower side* ini menyebabkan aliran utama yang memasuki daerah *upper side* dipercepat dengan aliran berbentuk S. Aliran yang memasuki aliran utama ini dipercepat dan diperlambat secara tiba – tiba menimbulkan *adverse pressure gradient* sehingga mengurangi momentum aliran yang memasuki daerah *upper side*. Separasi pada *airfoil* NACA 2412 mulai terjadi pada $X/c = 0,35$ dengan *vortex* yang mulai muncul pada $X/c = 0,78$

4.2 Analisa Grid Independency

Grid Independency merupakan langkah untuk menentukan jumlah grid yang terbaik agar pemodelan numerik dapat mendekati hasil eksperimen. Pada studi ini, *Grid independency* diperlukan untuk keakuratan data baik pada langkah *post processing* maupun *pre-processing*.

Tabel 4.1 menunjukkan jumlah meshing yang berbeda pada *airfoil* 2D NACA 2412 tanpa *slat*. Konfigurasi *airfoil* yang digunakan menggunakan *angle of attack* 8° dengan bilangan Reynolds 1.6×10^5 . Meshing A merupakan meshing yang paling renggang dengan jumlah *cells* 83.000, Sedangkan meshing E adalah meshing paling renggang dengan jumlah *cells* 480.000. Perbedaan antara *mesh* satu dengan yang lain tidak lebih dari dua kali jumlah *mesh* sebelumnya, hal ini dilakukan agar tidak terjadi perubahan *error* yang besar secara tiba-tiba. Dari lima tipe *mesh* akan dibandingkan nilai CL dan dicari *error* yang paling kecil. Berdasarkan tabel 4.1 dapat dilihat *mesh* A memiliki *error* paling besar yaitu sebesar 2.78%, sedangkan *mesh* D memiliki *error*

terkecil yaitu 0.27%, sehingga Mesh D adalah *meshing* yang akan digunakan pada penelitian numerik.

Tabel 4.1 Analisa *grid independency*

Nama mesh	JUMLAH MESH	CL	Error
A	83000	34.852694	2.78%
B	119640	35.821559	0.57%
C	189000	36.024954	2.61%
D	290190	36.965497	0.27%
E	480000	37.064157	-

4.3 Analisa Karakteristik Aliran

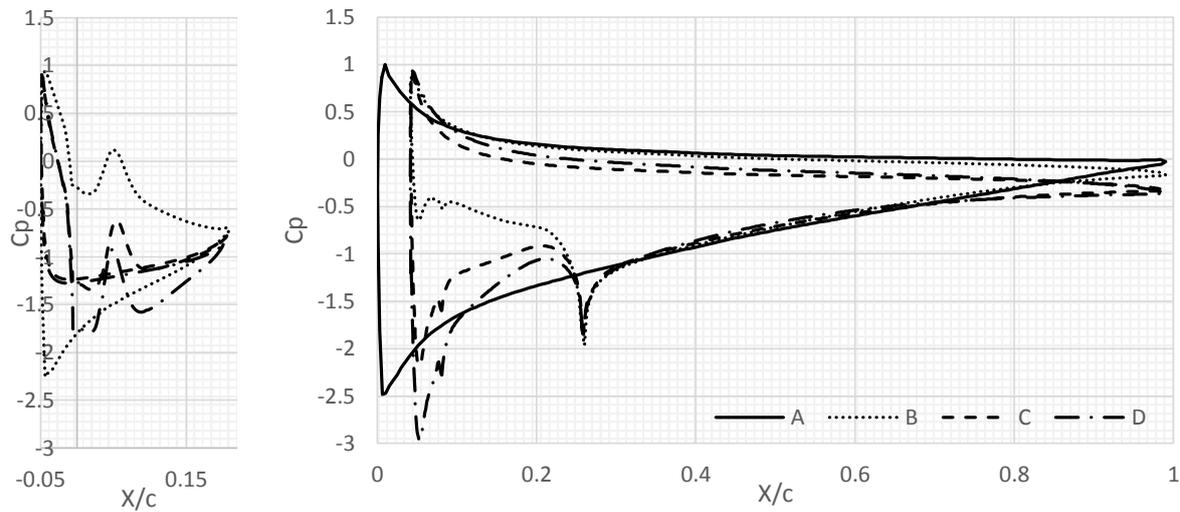
Penambahan *slat clearance* dan *slat angle* dilakukan untuk mendapatkan momentum aliran yang besar pada daerah *suction side airfoil* serta aliran *jet flow*. Dikarenakan kompleksnya karakteristik aliran 3D pada domain yang diteliti, maka penelitian ini akan mengobservasi aliran 2D di *midspan* dengan studi secara eksperimen dan numerik. Untuk membuktikan hipotesa di atas, maka analisa karakteristik aliran celah dilakukan secara eksperimen dan numerik dengan cara membandingkan grafik C_p fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* maupun tanpa *slat*. Selain hal tersebut observasi juga akan menampilkan visualisasi bentuk aliran disekitar *airfoil*.

4.3.1 Karakteristik Aliran Pada *Slat Clearance* 5%

Kofisien tekanan merupakan bilangan tak berdimensi yang menunjukkan perbandingan tekanan statis dengan tekanan aliran *free stream*. Koefisien tekanan di sepanjang *airfoil* dapat menunjukkan karakteristik aliran fluida yang terjadi. Evaluasi dari *midspan* pengaruh *slat clearance* ($S/c=5\%$) dilihat dari data kuantitatif berupa grafik koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c . Data

yang ditampilkan yaitu *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* dan dengan *slat*. *Airfoil* NACA dengan *slat* dilakukan dengan tiga konfigurasi *slat angle* berbeda yaitu (β): 0^0 , 3^0 , 5^0 pada *slat clearance* $S/c : 0,05$. Nilai bilangan *Reynolds* yang digunakan adalah $1,6 \times 10^5$ dengan *angle of attack* (α) 8^0 dan 16^0 .

Gambar 4.6 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 5%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan pada *airfoil* utama dengan *angle of attack* 8^0 . Oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Slope pada *airfoil* tanpa *slat* memiliki *trend line* yang lebih dalam dibandingkan pada grafik konfigurasi lainnya. Besar nilai C_p pada *slat angle* 5^0 memiliki nilai C_p *upper* yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara bertambah cepat sehingga meningkatkan momentum aliran untuk menunda separasi dibagian buritan *airfoil*. Grafik C_p pada *slat angle* 0^0 memiliki nilai C_p *upper* yang tinggi dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat terjadi karena aliran udara yang melewati konfigurasi cenderung melewati atas *slat* dibandingkan melewati celah *slat*, sehingga aliran yang melewati celah *slat* pada *slat angle* 0^0 lebih lambat dibandingkan dengan yang lainnya. Koefisien tekanan (C_p) terkecil terjadi pada konfigurasi *slat angle* 5^0 sebesar $-2,97$.

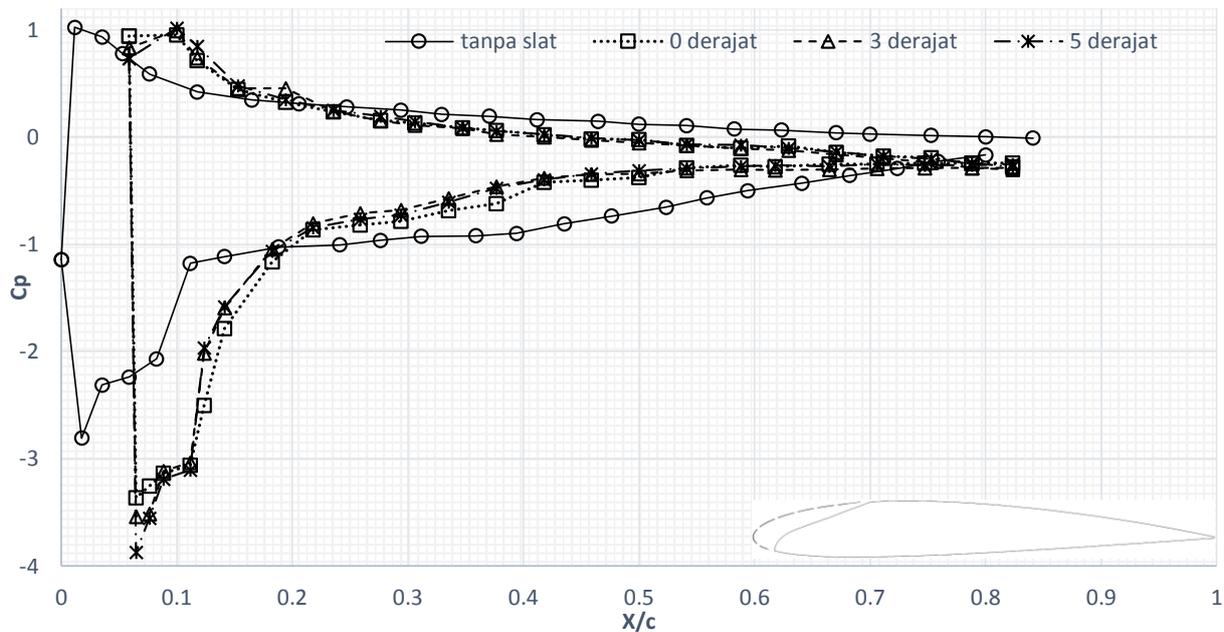


Gambar 4.6 Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ dengan konfigurasi A, B, C, dan D

Pada grafik *slat*, slope *upper side* pada konfigurasi *slat angle* 0° sangat tajam dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa pada konfigurasi tersebut aliran udara yang melewati bagian *upper side slat* bergerak sangat cepat. Pada bagian *lower side slat* terlihat ketiga grafik terjadi fluktuasi grafik koefisien tekanan (C_p) dimulai dari 2% c panjang *slat* dibagian *lower side airfoil*, hal ini dapat menjadi indikasi terjadinya *Bubble separation* pada bagian *lower side airfoil*. Pada grafik *slat* 0° bagian *upper side* terjadi penurunan koefisien tekanan (C_p) yang cukup besar yang menandakan aliran *upper side* dibagian *upper side* pada konfigurasi 0° semakin cepat dan menghasilkan aliran yang kuat.

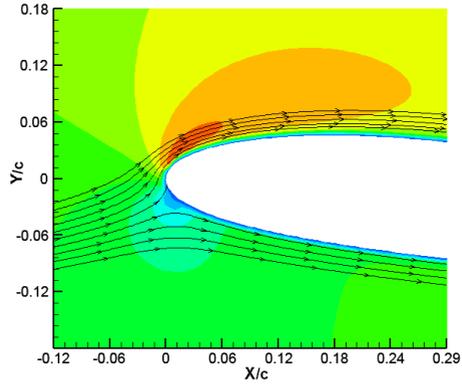
Untuk mendukung data kuantitatif numerik terhadap karakteristik aliran 2D yang melintasi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*, maka perlu disajikan data kuantitatif tentang pengujian eksperimen distribusi tekanan pada midspan dengan *slat* maupun tanpa *slat*. Hasil karakteristik aliran didefinisikan melalui grafik distribusi C_p fungsi X/c seperti pada gambar 4.7 dibawah ini.

Gambar 4.7 menunjukkan hasil eksperimen distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* (S/c) 5%. Pengukuran koefisien tekanan secara eksperimen hanya dilakukan pada *airfoil* utama. Oleh karena itu panjang *airfoil* tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Dengan penambahan *slat clearance* sebesar 5% mampu menambah besar nilai C_p minimum yang diperoleh. Hal ini bisa terjadi akibat aliran celah yang bertambah cepat dengan terbentuknya laluan konvergen pada *slat clearance* sebesar 5%. Pada *airfoil* tanpa *slat* terlihat koefisien minimum sebesar -2,80. Sedangkan konfigurasi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat*, koefisien minimum terbesar terjadi pada konfigurasi D dengan *slat angle* 5° sebesar -3,87. Pada hasil eksperimen, grafik C_p pada *slat* tidak dapat ditampilkan karena keterbatasan ruang pemasangan *pressure tap*.

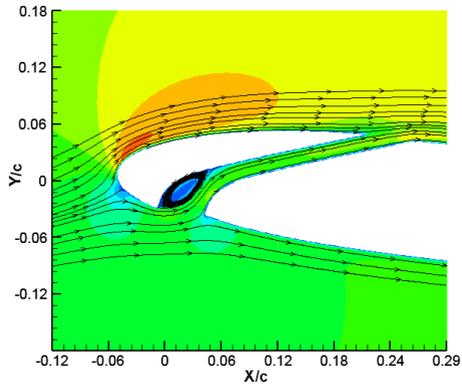


Gambar 4.7 Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ slat clearance 5% dengan slat angle $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa slat

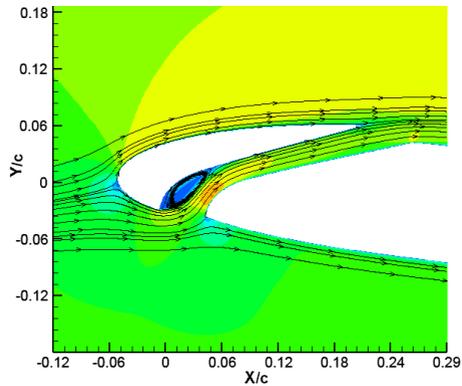
Untuk menjelaskan fenomena aliran yang terjadi disekitar *slat* dapat di deskripsikan dengan visualisasi aliran dari data numerik seperti gambar 4.8 dibawah ini.



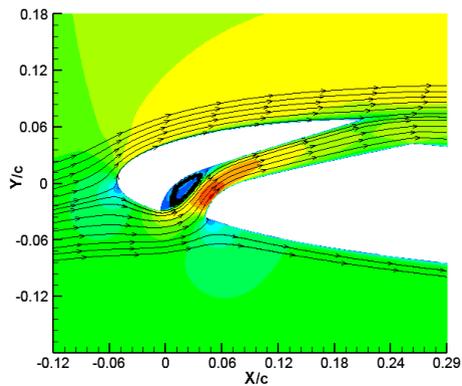
Konfigurasi A



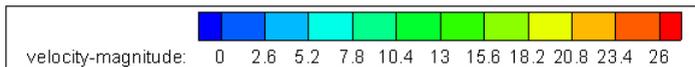
Konfigurasi B



Konfigurasi C



Konfigurasi D



Gambar 4.8 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 8^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ Konfigurasi A, B, C, dan D

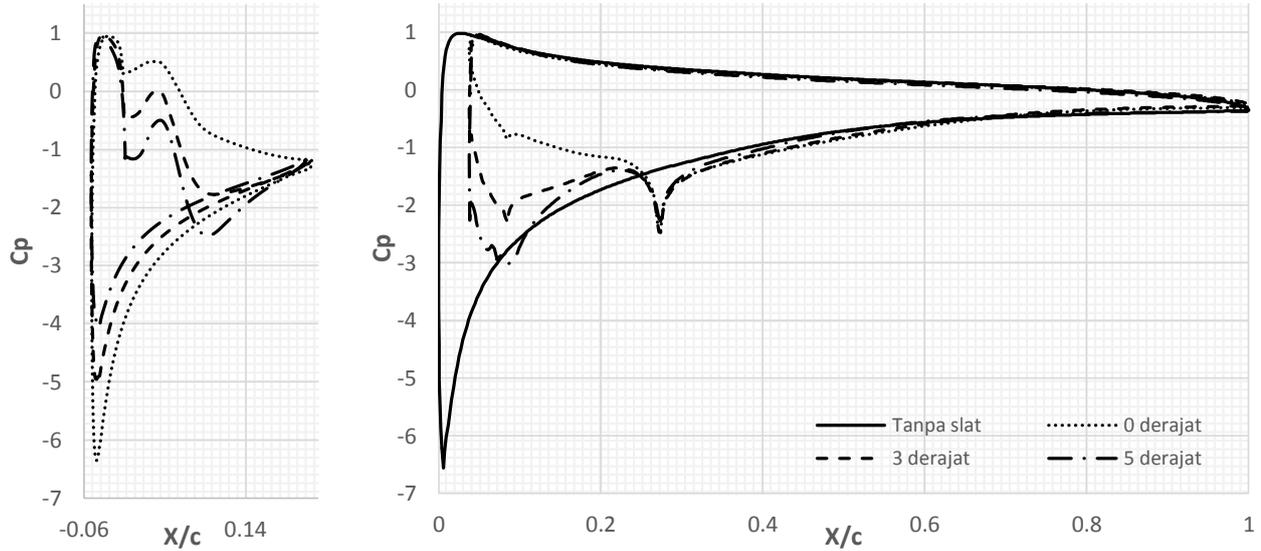
Gambar 4.8 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada posisi tertentu

momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *Bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 4.8 konfigurasi B, C, dan D. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan *blockage* aliran.

Gambar 4.8 Konfigurasi A menunjukkan gambar *airfoil* NACA 2412 terlihat terjadi pegeseran titik stagnasi ke bagian *lower side airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini meningkatkan kecepatan aliran udara yang melalui *upper side airfoil* terutama pada bagian *leading edge* zona *upper side*. Gambar 4.8 Konfigurasi B menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 5% dan *slat angle* (β) 0° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* yang paling besar dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan hambatan pada celah *slat* semakin besar. Aliran *free stream* cenderung melalui bagian atas *slat* dibandingkan melalui celah *slat*. Hal ini akan menyebabkan aliran yang melitasi *upper side slat* bergerak semakin cepat namun aliran yang melalui celah *slat* akan melambat. Gambar 4.8 Konfigurasi C menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 5% dan *slat angle* (β) 3° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan ukuran yang lebih kecil dari konfigurasi sebelumnya. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat* momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan menambah kecepatan aliran dari koordinat 0,004 hingga 0,019. Gambar 4.8 konfigurasi D menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 5% dan

slat angle (β) 5° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan ukuran yang lebih kecil dari konfigurasi B dan C. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat* momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan menambah kecepatan aliran dari koordinat 0,003 hingga 0,025

Untuk memperlihatkan fungsi *slat* yang bekerja pada posisi *angle of attack* yang besar, maka dilakukan studi numerik lanjutan pada *airfoil* dengan *angle of attack* 16° . Grafik C_p yang dihasilkan ditunjukkan seperti pada gambar 4.9 dibawah ini.



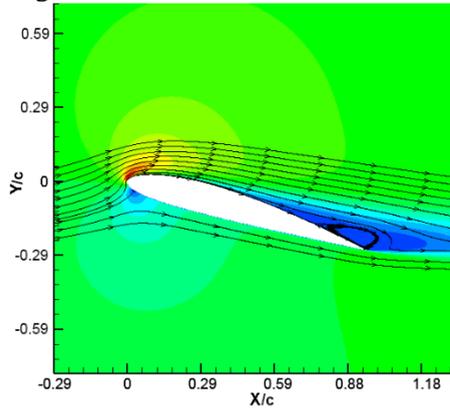
Gambar 4.9 Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 16^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ slat clearance 5% dengan slat angle $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa slat

Gambar 4.9 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 *angle of attack* (α) = 16° dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 5%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan pada *airfoil* utama. Oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Slope pada *airfoil* tanpa *slat* memiliki trend line yang lebih dalam dibandingkan pada grafik konfigurasi tanpa *slat*. Besar nilai C_p pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* juga memiliki nilai C_p *upper side* yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara cenderung melambat pada bagian celah *slat*. Pada grafik konfigurasi 0° C_p *upper side* berangsur – angsur mengecil hal ini dapat menbulkan dugaan bahwa pada konfigurasi ini aliran bertambah cepat saat berada pada celah *slat*. Pada grafik konfigurasi 3° besarnya nilai C_p *upper side* cenderung konstan pada 30% X, hal ini dapat menimbulkan dugaan aliran yang melewati celah *slat* cenderung konstan dengan sedikit perlambatan setelah 10% X, Pada grafik konfigurasi 5° besarnya nilai C_p *upper side* berangsur – angsur membesar hal ini dapat menimbulkan dugaan aliran yang melewati celah *slat* mengalami percepatan di *leading edge* dan kecepatan terus berkurang. Penambahan *slat* pada *airfoil* mampu menunda separasi yang terjadi pada *airfoil* NACA 2412 yang semula separasi berada pada 60% X dengan penambahan *slat* separasi berkurang hingga berada pada 80% X. koefisien tekanan (C_p) terendah terjadi pada konfigurasi tanpa *slat* dengan nilai C_p sebesar -6,56 sedangkan pada konfigurasi *slat* koefisien tekanan (C_p) terendah terjadi pada konfigurasi 5° dengan nilai C_p sebesar -3,01.

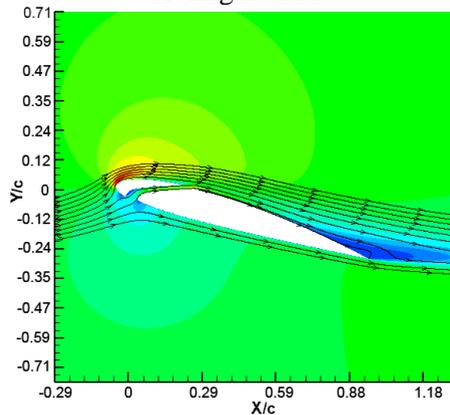
Pada grafik *slat*, slope *upper side* pada konfigurasi *slat angle* 0° sangat tajam dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa pada konfigurasi tersebut aliran udara yang melewati bagian *upper side slat* bergerak sangat cepat. Pada bagian *lower side slat* terlihat ketiga grafik terjadi fluktuasi grafik koefisien tekanan (C_p) dimulai dari 2% c panjang

slat dibagian *lower side airfoil*, hal ini dapat menjadi indikasi terjadinya *Bubble separation* pada bagian *lower side airfoil*. Pada grafik *slat* 0° bagian *upper side* terjadi penurunan koefisien tekanan (C_p) yang cukup besar yang menandakan aliran *upper side* di bagian *upper side* pada konfigurasi 0° semakin cepat dan menghasilkan aliran udara yang kuat.

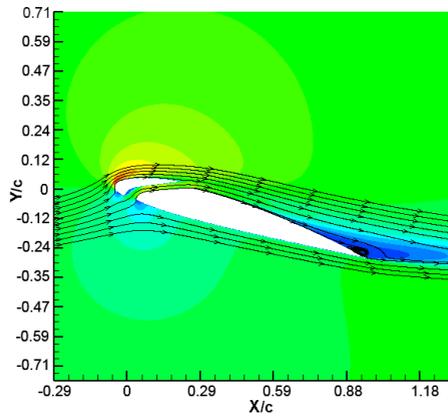
Untuk menjelaskan fenomena aliran yang terjadi disekitar *slat* dapat di deskripsikan dengan visualisasi aliran dari data numerik seperti gambar 4.10 dibawah ini.



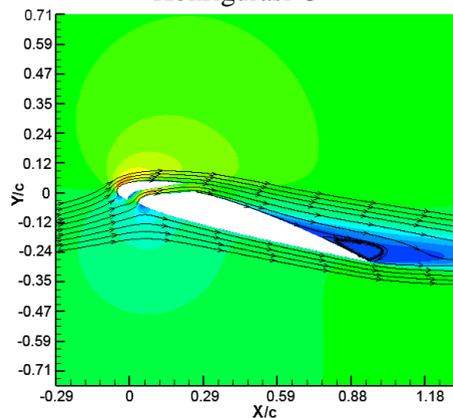
Konfigurasi A



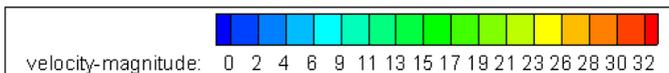
Konfigurasi B



Konfigurasi C



Konfigurasi D



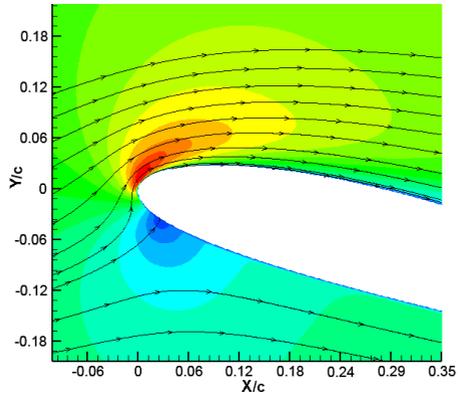
Gambar 4.10 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, C, dan D

Gambar 4.10 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack*

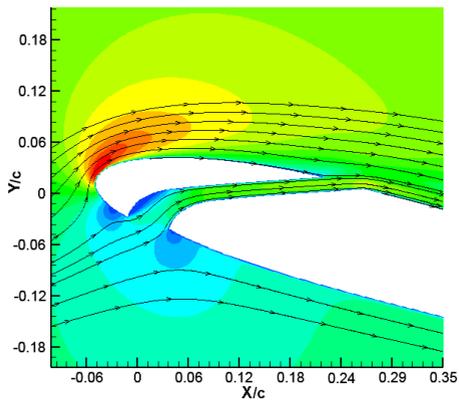
16°. Penambahan *slat* pada *airfoil* terbukti mampu menunda separasi dan memperkecil *vortex* aliran yang terjadi pada bagian buritan *airfoil*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada gambar 4.10 ii dan iii momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *Bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 4.10 ii, iii, dan iv. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan *blockage* aliran.

Gambar 4.10 Konfigurasi A menunjukkan gambar *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* 16°. Terlihat pada gambar terjadi pegeseran titik stagnasi ke bagian *lower side airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini meningkatkan kecepatan aliran udara yang melalui *upper side airfoil* terutama pada bagian *leading edge* zona *upper side* sehingga timbul *adverse pressure gradient* yang besar menyebabkan aliran terseparasi. Separasi pada bagian buritan *airfoil* sudah terjadi pada $X/c = 0,35$ dan terjadi *vortex* aliran yang cukup besar pada bagian *trailing edge*. Gambar 4.10 Konfigurasi B menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 5% dan *slat angle* (β) 0°. Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8°. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan hambatan pada celah *slat* semakin besar. Aliran *free stream* cenderung melalui bagian atas *slat* dibandingkan melalui celah *slat*. Hal ini akan menyebabkan aliran yang melitasi *upper side slat* bergerak semakin cepat namun aliran yang melalui celah *slat* cenderung melambat. Aliran yang melalui celah *slat* perlahan – lahan bertambah cepat hingga keluar dari celah *slat*. Hal ini membuktikan aliran yang melewati celah *slat* bersinergi dengan aliran *upper side slat* dan menghasilkan tambahan momentum aliran di *upper side airfoil*. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,7$ dengan *vortex* aliran yang mengecil pada

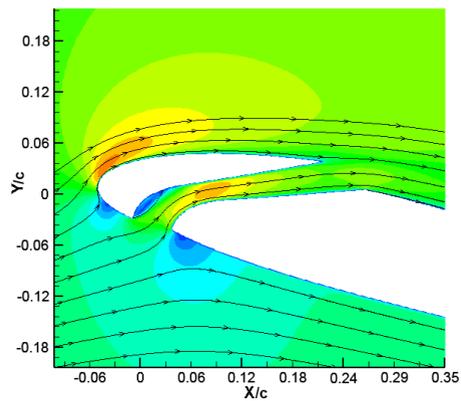
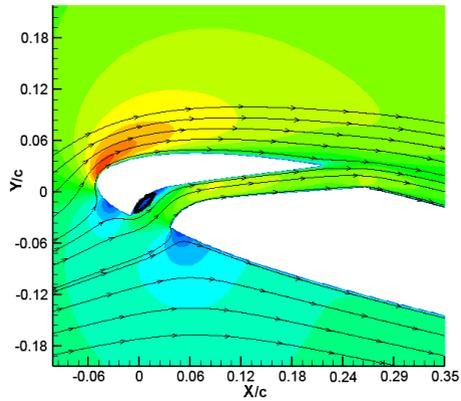
bagian *trailing edge*. Gambar 4.10 Konfigurasi C menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 5% dan *slat angle* (β) 3° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat*, momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan berkurang karena bentuk keluaran celah yang membentuk celah divergen. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,59$ dengan vortex aliran yang lebih kecil dibandingkan *airfoil* tanpa *slat* di bagian *trailing edge*. Gambar 4.10 Konfigurasi D menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 5% dan *slat angle* (β) 5° . Visualisasi disekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat*, momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan berkurang karena bentuk keluaran celah yang membentuk celah divergen. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,47$ dengan vortex aliran yang lebih kecil dibandingkan *airfoil* tanpa *slat* di bagian *trailing edge*.



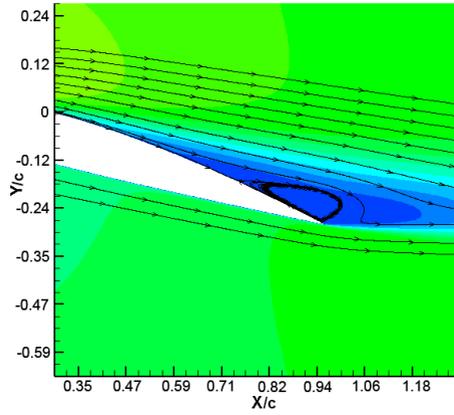
Konfigurasi A



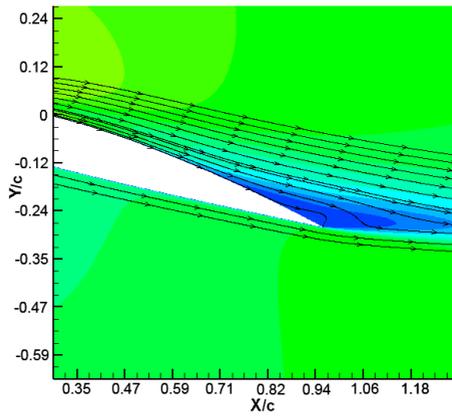
Konfigurasi B



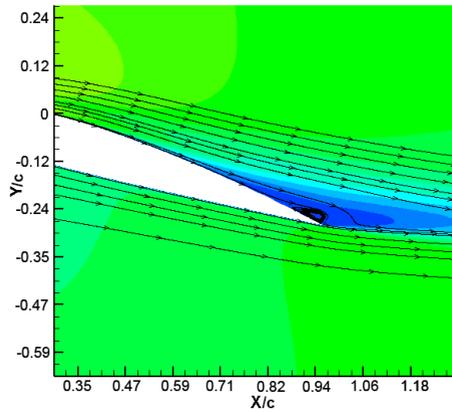
Gambar 4.11 Visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ konfigurasi A, B, C, dan D



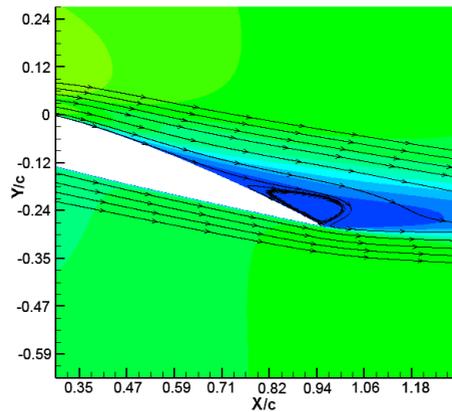
Konfigurasi A



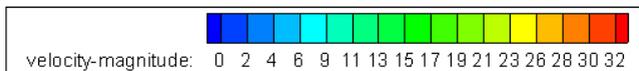
Konfigurasi B



Konfigurasi C



Konfigurasi D



Gambar 4.12 Visualisasi aliran di sekitar *trailing edge* pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, C dan D

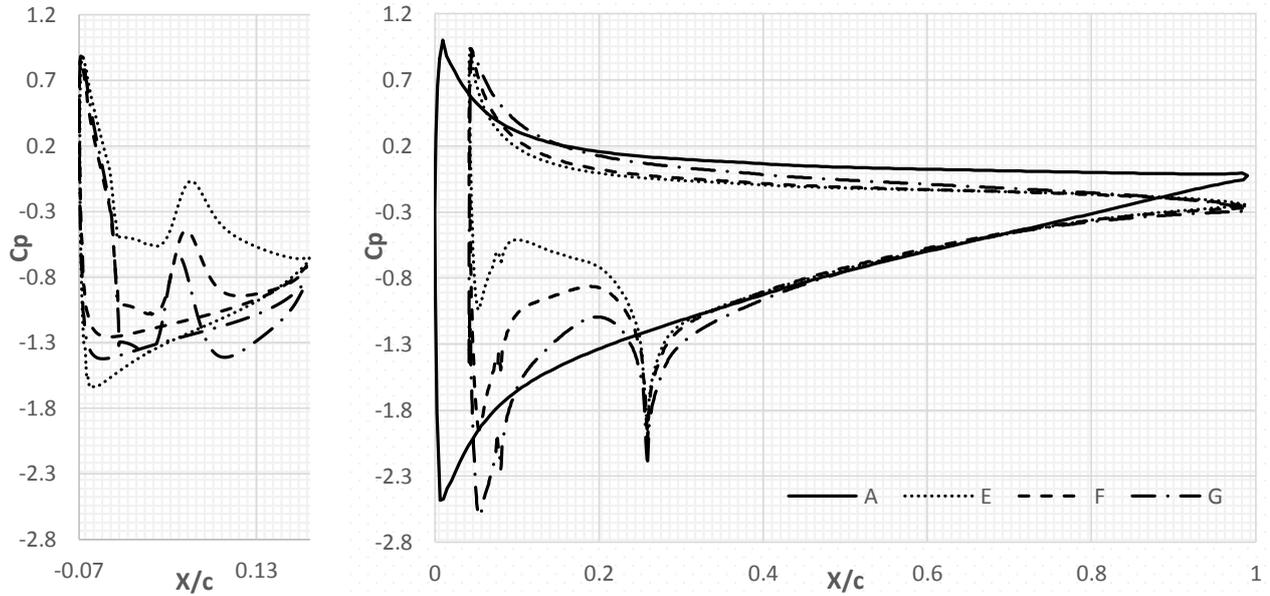
4.3.2 Karakteristik Aliran Pada *Slat Clearance* 7%

Evaluasi dari *midspan* pengaruh *slat clearance* ($S/c=7\%$) dilihat dari data kuantitatif berupa grafik koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c . Data yang ditampilkan yaitu *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* dan dengan *slat*. *Airfoil* NACA dengan *slat* dilakukan dengan tiga konfigurasi *slat angle* berbeda yaitu (β): 0° , 3° , 5° pada *slat clearance* S/c : 0,07. Nilai bilangan *Reynolds* yang digunakan adalah $1,6 \times 10^5$ dengan *angle of attack* (α) 8° dan 16° .

Gambar 4.13 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 7%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan pada *airfoil* utama dengan *angle of attack* 8° . Oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Grafik C_p pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* memiliki nilai C_p *upper side* yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara tidak optimal sehingga sedikit menambah momentum aliran untuk menunda separasi dibagian buritan *airfoil*. Grafik C_p pada *slat angle* 0° memiliki nilai C_p *upper* yang tinggi dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat terjadi karena aliran udara yang melewati konfigurasi cenderung melewati atas *slat* dibandingkan melewati celah *slat*, sehingga aliran yang melewati celah *slat* pada *slat angle* 0° lebih lambat dibandingkan dengan yang lainnya. Koefisien tekanan (C_p) terkecil terjadi pada konfigurasi *slat angle* 5° sebesar -2,60. Pada grafik *slat* terlihat ketiganya terjadi fluktuasi grafik koefisien tekanan (C_p) pada bagian *lower side airfoil*, hal ini dapat diduga terjadi *Bubble separation* pada bagian *lower side airfoil*.

Pada grafik *slat*, slope *upper side* pada konfigurasi *slat angle* 0° lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa pada konfigurasi tersebut aliran udara yang melewati bagian *upper side slat* bergerak lebih cepat dibandingkan pada konfigurasi lainnya. Pada bagian *lower side slat* terlihat ketiga grafik terjadi fluktuasi grafik koefisien

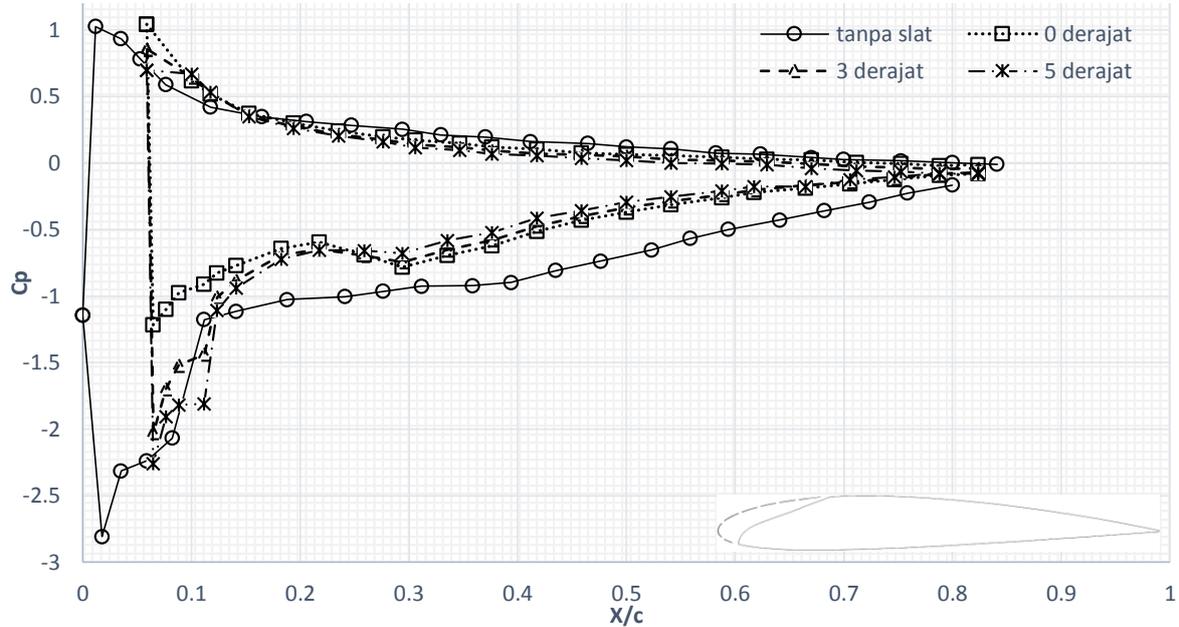
tekanan (C_p) dimulai dari 2% c panjang *slat* dibagian *lower side airfoil*, hal ini dapat menjadi indikasi terjadinya *Bubble separation* pada bagian *lower side airfoil*.



Gambar 4.13 Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ dengan konfigurasi A, E, F, dan G

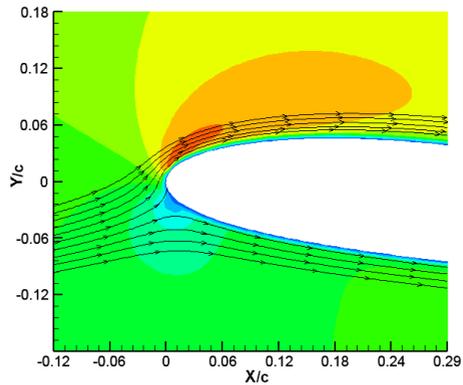
Untuk mendukung data kuantitatif numerik terhadap karakteristik aliran 2D yang melintasi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*, maka perlu disajikan data kuantitatif tentang pengujian eksperimen distribusi tekanan pada midspan dengan *slat* maupun tanpa *slat*. Hasil karakteristik aliran didefinisikan melalui grafik distribusi C_p fungsi X/c seperti pada gambar 4.14 dibawah ini.

Gambar 4.14 menunjukkan hasil eksperimen distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* (S/c) 7%. Pengukuran koefisien tekanan secara eksperimen hanya dilakukan pada *airfoil* utama. oleh karena itu panjang *airfoil* tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Dengan penambahan *slat clearance* sebesar 7% tidak mampu menambah besar nilai C_p minimum yang diperoleh. Hal ini bisa terjadi karena aliran celah yang diperlambat akibat jarak celah yang cukup jauh yaitu dengan *slat clearance* (S/c) 7%. Pada *airfoil* tanpa *slat* terlihat koefisien minimum sebesar -2,80. Sedangkan konfigurasi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat*, koefisien minimum terbesar terjadi pada konfigurasi G *slat angle* 5° sebesar -2,26. Pada hasil eksperimen, grafik C_p pada *slat* tidak dapat ditampilkan karena keterbatasan ruang pemasangan *pressure tap*.

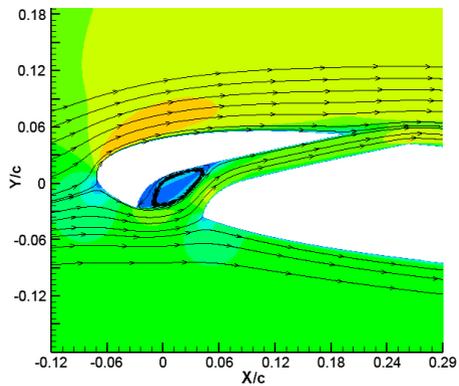


Gambar 4.14 Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ slat clearance 7% dengan slat angle $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa slat

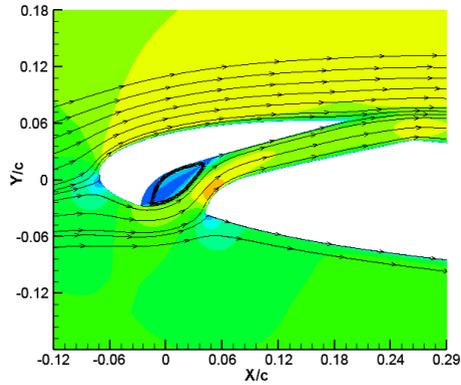
Untuk menjelaskan fenomena aliran yang terjadi disekitar *slat* dapat dideskripsikan dengan visualisasi aliran dari data numerik seperti gambar dibawah ini.



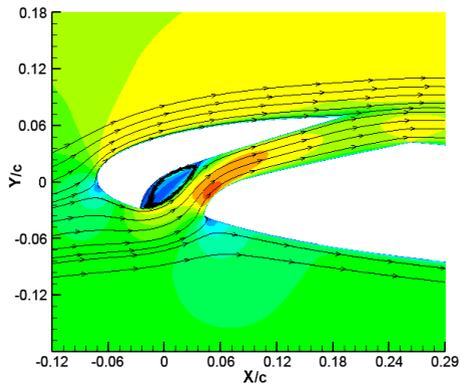
Konfigurasi A



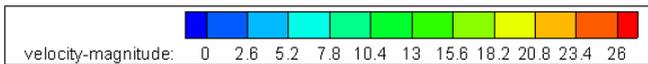
Konfigurasi E



Konfigurasi F



Konfigurasi G



Gambar 4.15 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 8^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, E, F, dan G

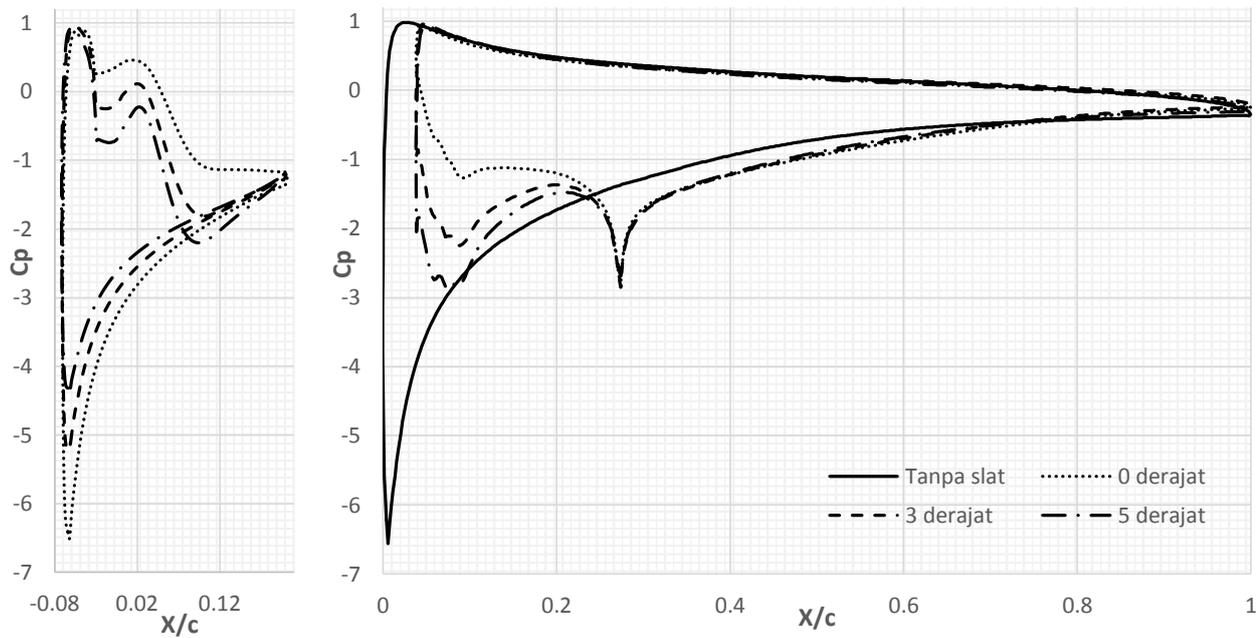
Gambar 4.15 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada posisi tertentu momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar

akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *Bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 4.15 konfigurasi E, F, dan G. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan *blockage* aliran.

Gambar 4.15 konfigurasi A menunjukkan gambar *airfoil* NACA 2412 terlihat terjadi pegeseran titik stagnasi ke bagian *lower side airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini meningkatkan kecepatan aliran udara yang melalui *upper side airfoil* terutama pada bagian *leading edge* zona *upper side*. Gambar 4.15 konfigurasi E menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 7% dan *slat angle* (β) 0° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* yang paling besar dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan hambatan pada celah *slat* semakin besar. Aliran *free stream* cenderung melalui bagian atas *slat* dibandingkan melalui celah *slat*. Hal ini akan menyebabkan aliran yang melitasi *upper side slat* bergerak semakin cepat namun aliran yang melalui celah *slat* akan melambat. Gambar 4.15 konfigurasi F menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 7% dan *slat angle* (β) 3° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan ukuran yang lebih kecil dari konfigurasi sebelumnya. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat* momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan menambah kecepatan aliran dari koordinat 0,004 hingga 0,019. Gambar 4.15 konfigurasi G menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 7% dan *slat angle* (β) 5° . Visualisasi di sekitar *slat*

menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan ukuran yang lebih kecil dari konfigurasi E dan F. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat* momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan menambah kecepatan aliran dari koordinat 0,002 hingga 0,028

Untuk memperlihatkan fungsi *slat* yang bekerja pada posisi *angle of attack* yang besar, maka dilakukan studi numerik lanjutan pada *airfoil* dengan *angle of attack* 16° . Grafik C_p yang dihasilkan ditunjukkan seperti pada gambar 4.16 dibawah ini.

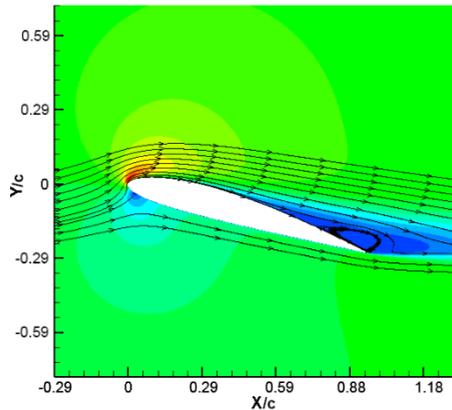


Gambar 4.16 Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 16^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ slat clearance 7% dengan slat angle $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa slat

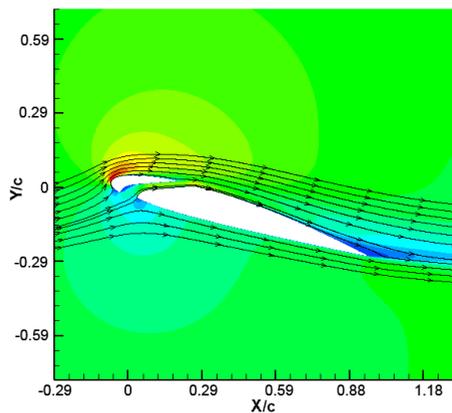
Gambar 4.16 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 *angle of attack* (α) = 16° dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 5%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan pada *airfoil* utama. Oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Slope pada *airfoil* tanpa *slat* memiliki *trend line* yang lebih dalam dibandingkan pada grafik konfigurasi tanpa *slat*. Besar nilai C_p pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* juga memiliki nilai C_p upper yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara cenderung melambat pada bagian celah *slat*. Pada grafik konfigurasi 0° C_p *upper side* berangsur – angsur mengecil hal ini dapat memunculkan dugaan bahwa pada konfigurasi ini aliran bertambah cepat saat berada pada celah *slat*. Pada grafik konfigurasi 3° besarnya nilai C_p *upper side* cenderung konstan hingga 30% X, hal ini dapat menimbulkan dugaan aliran yang melewati celah *slat* cenderung konstan dengan sedikit perlambatan setelah 10% X, Pada grafik konfigurasi 5° besarnya nilai C_p *upper side* berangsur – angsur membesar hal ini dapat menimbulkan dugaan aliran yang melewati celah *slat* mengalami percepatan di *leading edge* dan setelah itu kecepatan terus berkurang. Penambahan *slat* pada *airfoil* mampu menunda separasi yang terjadi pada *airfoil* NACA 2412 yang semula separasi berada pada 60% X dengan penambahan *slat* separasi berkurang hingga berada pada 80% X. koefisien tekanan (C_p) terendah terjadi pada konfigurasi tanpa *slat* dengan nilai C_p sebesar -6,56 sedangkan pada konfigurasi *slat* koefisien tekanan (C_p) terendah terjadi pada konfigurasi 5° dengan nilai C_p sebesar -3,01.

Pada grafik *slat*, slope *upper side* pada konfigurasi *slat angle* 0° sangat tajam dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa pada konfigurasi tersebut aliran udara yang melewati bagian *upper side slat* bergerak sangat cepat. Pada bagian *lower side slat* terlihat ketiga grafik terjadi fluktuasi grafik koefisien tekanan (C_p) dimulai dari 2% c panjang

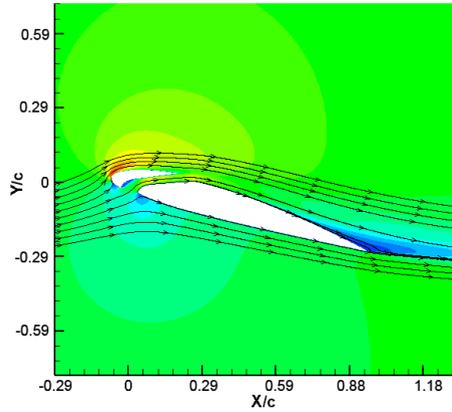
slat dibagian *lower side airfoil*, hal ini dapat menjadi indikasi terjadinya *bubble separation* pada bagian *lower side airfoil*. Pada grafik *slat* 0° bagian *upper side* terjadi penurunan koefisien tekanan (C_p) yang cukup besar yang menandakan aliran *upper side* di bagian *upper side* pada konfigurasi 0° semakin cepat dan menghasilkan aliran udara yang kuat.



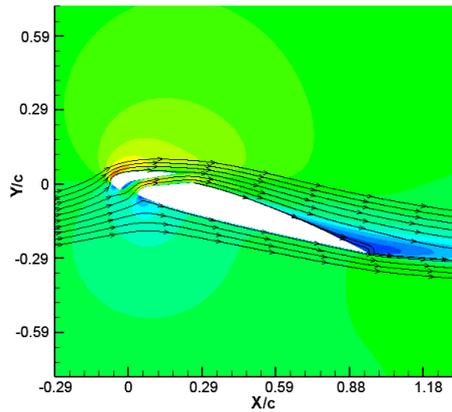
Konfigurasi A



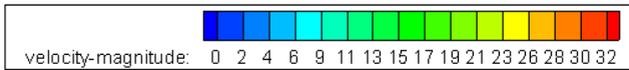
Konfigurasi E



Konfigurasi F



Konfigurasi G



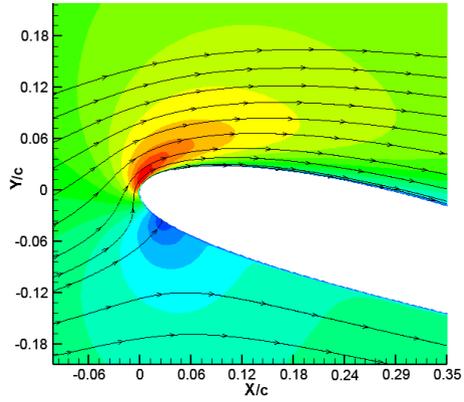
Gambar 4.17 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, E, F, dan G

Gambar 4.17 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16° . Penambahan *slat* pada *airfoil* terbukti mampu menunda

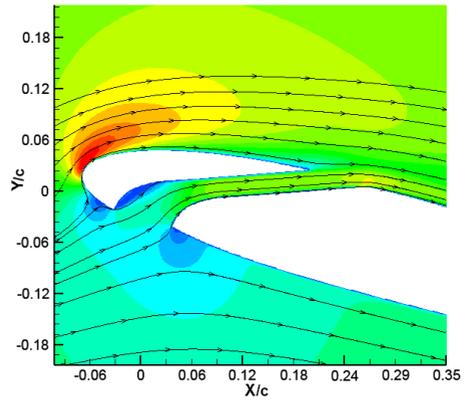
separasi dan memperkecil vortex aliran yang terjadi pada bagian buritan *airfoil*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada gambar 4.17 E dan F momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 4.17 E, F, dan G. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran S curve bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan blockage aliran.

Gambar 4.17 A menunjukkan gambar *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* 16° . Terlihat pada gambar terjadi pegeseran titik stagnasi ke bagian *lower side airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini meningkatkan kecepatan aliran udara yang melalui *upper side airfoil* terutama pada bagian *leading edge* zona *upper side* sehingga timbul *adverse pressure gradient* yang besar menyebabkan aliran terseparasi. Separasi pada bagian buritan *airfoil* sudah terjadi pada $X/c = 0,35$ dan terjadi *vortex* aliran yang cukup besar pada bagian *trailing edge*. Gambar 4.17 E menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 7% dan *slat angle* (β) 0° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan hambatan pada celah *slat* semakin besar. Aliran *free stream* cenderung melalui bagian atas *slat* dibandingkan melalui celah *slat*. Hal ini akan menyebabkan aliran yang melitasi *upper side slat* bergerak semakin cepat namun aliran yang melalui celah *slat* cenderung melambat. Aliran yang melalui celah *slat* perlahan – lahan bertambah cepat hingga keluar dari celah *slat*. Hal ini membuktikan aliran yang melewati celah *slat* bersinergi dengan aliran *upper side slat* dan menghasilkan tambahan momentum aliran di *upper side airfoil*. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,7$ dengan *vortex* aliran yang lebih kecil dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *slat* pada bagian *trailing edge*. Gambar 4.17 F menunjukkan gambar *airfoil*

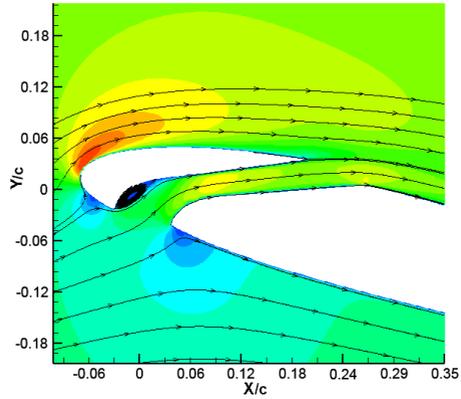
dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 7% dan *slat angle* (β) 3° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen pada masukan celah *slat*. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat*, momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan berkurang karena bentuk keluaran celah yang membentuk celah divergen. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,59$ dengan *vortex* aliran yang lebih kecil dibandingkan *airfoil* tanpa *slat* pada bagian *trailing edge*. Gambar 4.17 G menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 7% dan *slat angle* (β) 5° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen pada masukan celah *slat*. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat*, momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan berkurang karena bentuk keluaran celah yang membentuk celah divergen. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,58$ dengan *vortex* aliran yang mengecil besar pada bagian *trailing edge*.



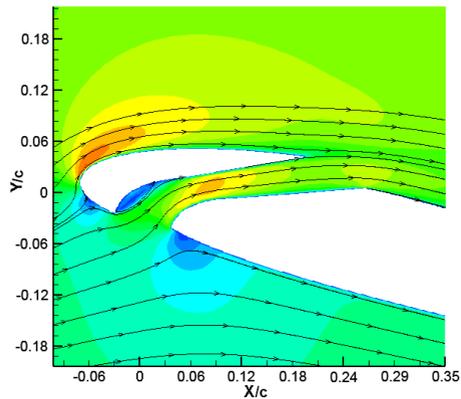
Konfigurasi A



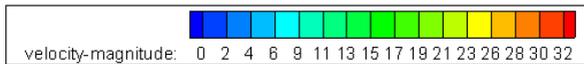
Konfigurasi E



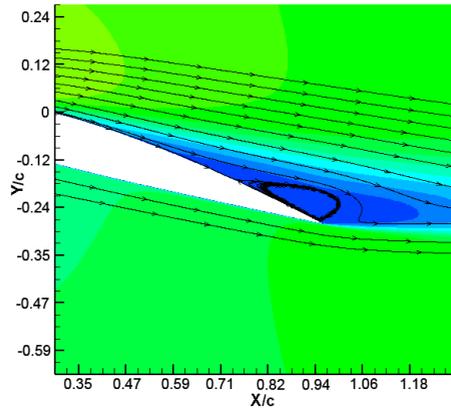
Konfigurasi F



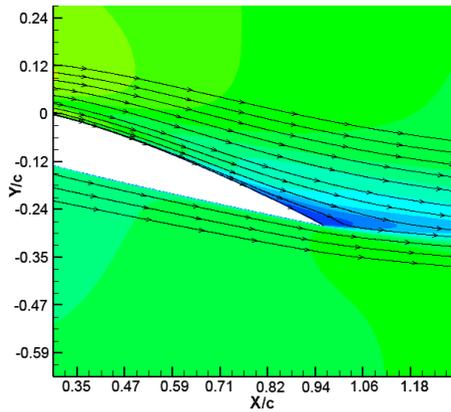
Konfigurasi G



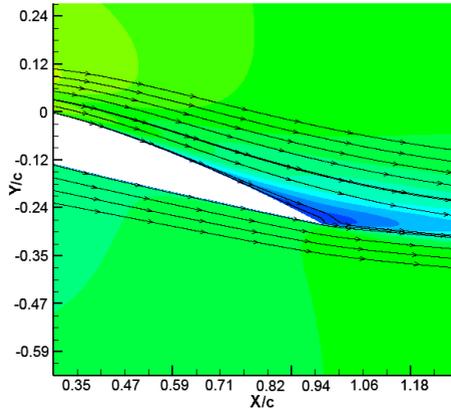
Gambar 4.18 Visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, E, F, dan G



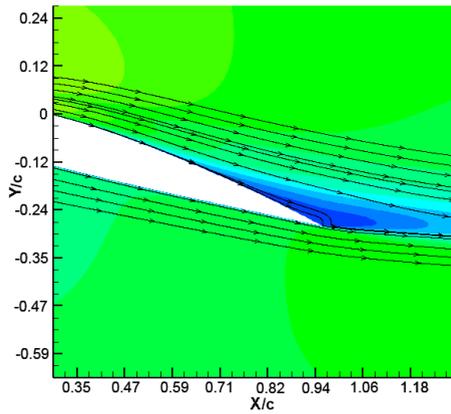
Konfigurasi A



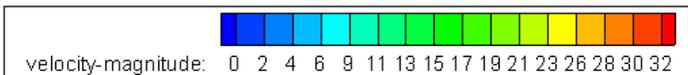
Konfigurasi E



Konfigurasi F



Konfigurasi G



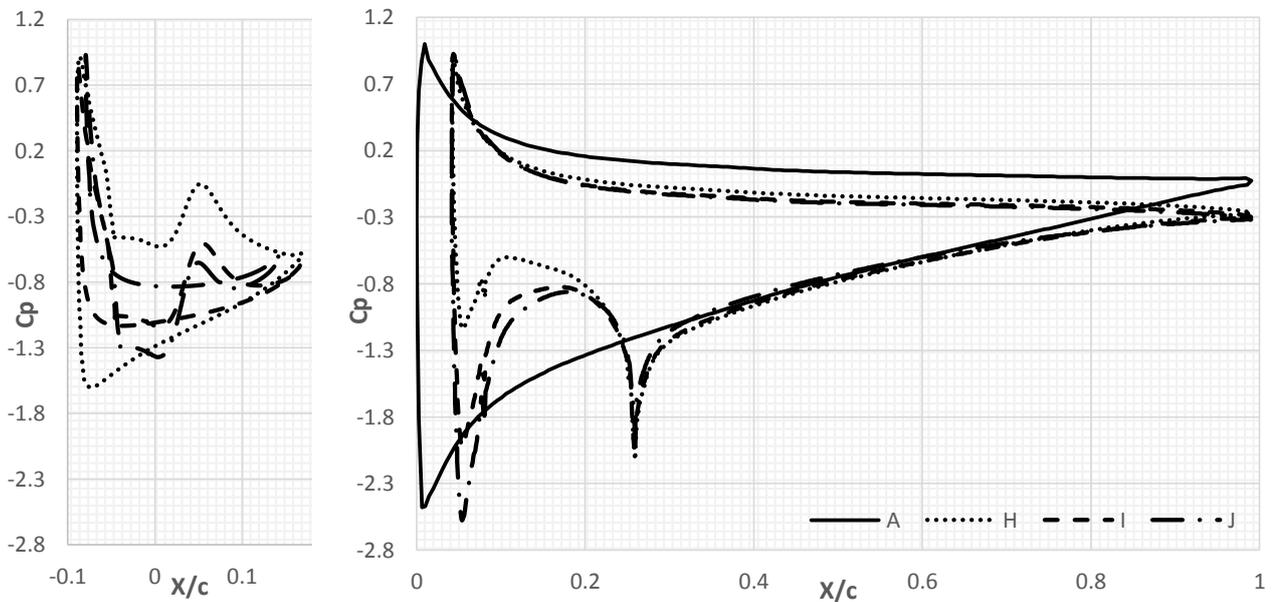
Gambar 4.19 Visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ Konfigurasi A, E, F, dan G

4.3.3 Karakteristik Aliran Pada *Slat Clearance* 9%

Evaluasi dari *mid span* pengaruh *slat clearance* ($S/c=9\%$) dilihat dari data kuantitatif berupa grafik koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c . Data yang ditampilkan yaitu *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* dan dengan *slat*. *Airfoil* NACA dengan *slat* dilakukan dengan tiga konfigurasi *slat angle* berbeda yaitu (β): 0° , 3° , 5° pada *slat clearance* S/c : 0,09. Nilai bilangan *Reynolds* yang digunakan adalah $1,6 \times 10^5$ dengan *angle of attack* (α) 8° dan 16° .

Gambar 4.19 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 9%. Pengukuran koefisien tekanan secara eksperimen hanya dilakukan pada *airfoil* utama dengan *angle of attack* 8° . Oleh karena itu panjang *airfoil* tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Grafik C_p pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* memiliki nilai C_p upper yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara tidak optimal sehingga sedikit menambah momentum aliran untuk menunda separasi dibagian buritan *airfoil*. Grafik C_p pada *slat angle* 0° memiliki nilai C_p upper yang tinggi dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat terjadi karena aliran udara yang melewati konfigurasi cenderung melewati atas *slat* dibandingkan melewati celah *slat*, sehingga aliran yang melewati celah *slat* pada *slat angle* 0° lebih lambat dibandingkan dengan yang lainnya. Koefisien tekanan (C_p) terkecil terjadi pada konfigurasi *slat angle* 5° sebesar -2,58.

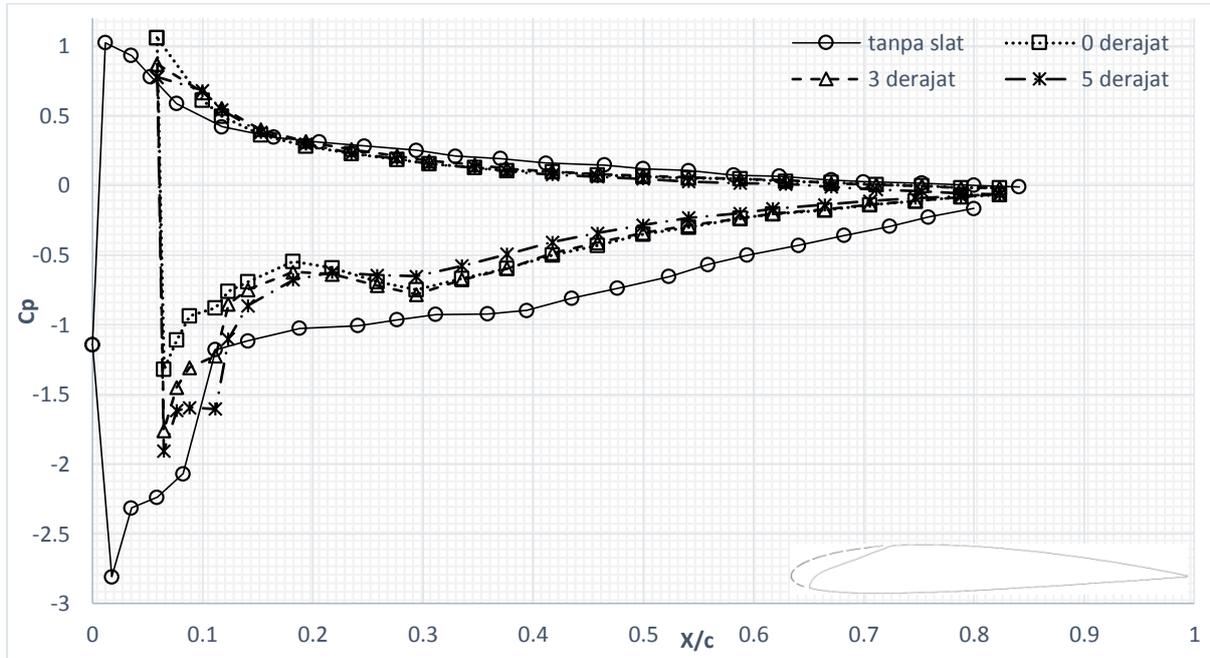
Pada grafik *slat*, slope *upper side* pada konfigurasi *slat angle* 0° lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa pada konfigurasi tersebut aliran udara yang melewati bagian *upper side slat* bergerak lebih cepat dibandingkan pada konfigurasi lainnya. Pada bagian *lower side slat* terlihat ketiga grafik terjadi fluktuasi grafik koefisien tekanan (C_p) dimulai dari 2% c panjang *slat* dibagian *lower side airfoil*, hal ini dapat menjadi indikasi terjadinya *bubble separation* pada bagian *lower side airfoil*.



Gambar 4.19 Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ slat clearance 9% dengan konfigurasi A, H, I, dan J

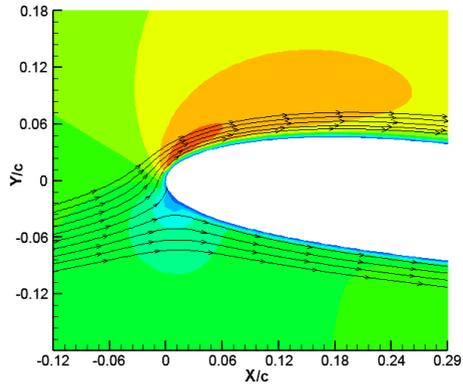
Untuk mendukung data kuantitatif numerik terhadap karakteristik aliran 2D yang melintasi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*, maka perlu disajikan data kuantitatif tentang pengujian eksperimen distribusi tekanan pada *midspan* dengan *slat* maupun tanpa *slat*. Hasil karakteristik aliran didefinisikan melalui grafik distribusi C_p fungsi X/c seperti pada gambar 4.20 dibawah ini.

Gambar 4.20 menunjukkan hasil eksperimen distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* (S/c) 9%. Pengukuran koefisien tekanan secara eksperimen hanya dilakukan pada *airfoil* utama. oleh karena itu panjang *airfoil* tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Dengan penambahan *slat clearance* sebesar 9% tidak mampu menambah besar nilai C_p minimum yang diperoleh. Hal ini bisa terjadi karena aliran celah yang diperlambat akibat jarak celah yang cukup jauh yaitu dengan *slat clearance* (S/c) 9%. Pada *airfoil* tanpa *slat* terlihat koefisien minimum sebesar -2,80. Sedangkan konfigurasi *airfoil* NACA 2412 dengan *slat*, koefisien minimum terbesar terjadi pada Konfigurasi J dengan *slat angle* 5° sebesar -1,91. Pada hasil eksperimen, grafik C_p pada *slat* tidak dapat ditampilkan karena keterbatasan ruang pemasangan pressure tap.

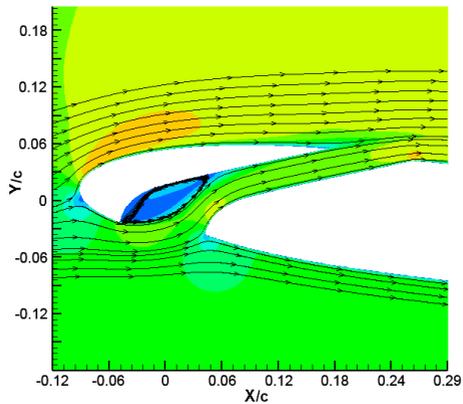


Gambar 4.20 Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 8^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ slat clearance 9% dengan slat angle $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa slat

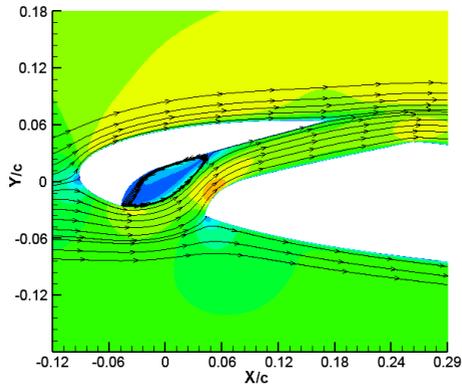
Untuk menjelaskan fenomena aliran yang terjadi disekitar *slat* dapat di deskripsikan dengan visualisasi aliran dari data numerik seperti gambar dibawah ini.



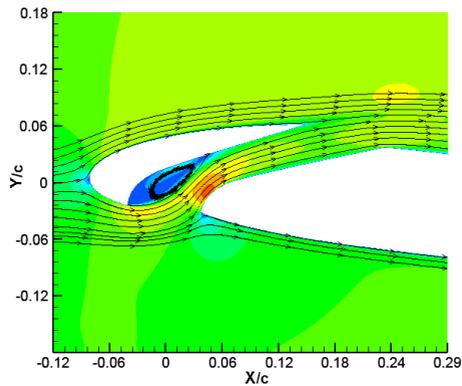
Konfigurasi A



Konfigurasi H



Konfigurasi I



Konfigurasi J



Gambar 4.21 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 8^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I, dan J

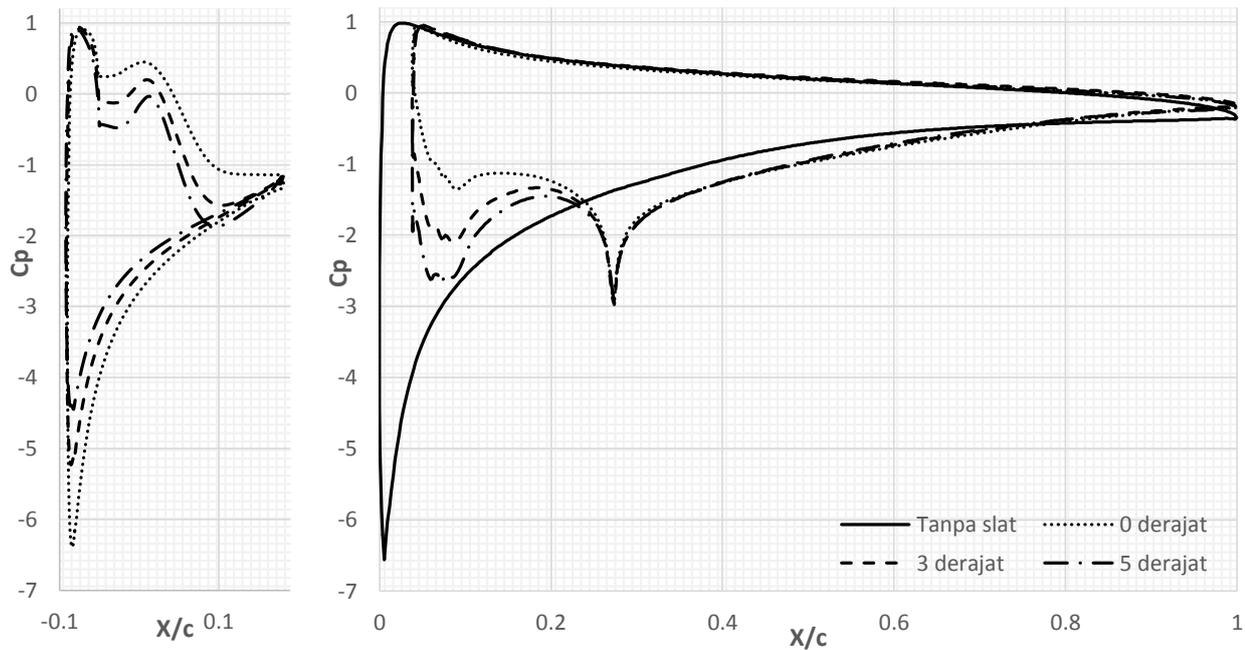
Gambar 4.21 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada posisi tertentu momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar

akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *Bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 4.11 ii, iii, dan iv. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan *blockage* aliran.

Gambar 4.21 i menunjukkan gambar *airfoil* NACA 2412 terlihat terjadi pergeseran titik stagnasi ke bagian *lower side airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini meningkatkan kecepatan aliran udara yang melalui *upper side airfoil* terutama pada bagian *leading edge* zona *upper side*. Gambar 4.21 ii menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 9% dan *slat angle* (β) 0° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* yang paling besar dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan hambatan pada celah *slat* semakin besar. Aliran *free stream* cenderung melalui bagian atas *slat* dibandingkan melalui celah *slat*. Hal ini akan menyebabkan aliran yang melitasi *upper side slat* bergerak semakin cepat namun aliran yang melalui celah *slat* akan melambat. Gambar 4.21 iii menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 9% dan *slat angle* (β) 3° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan ukuran yang lebih kecil dari konfigurasi sebelumnya. *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat* momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan menambah kecepatan aliran dari koordinat 0,004 hingga 0,016. Gambar 4.21 iv menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 9% dan *slat angle* (β) 5° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *Bubble separation* dengan ukuran yang lebih kecil dari konfigurasi ii dan iii. *Bubble*

separation yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat* momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan menambah kecepatan aliran dari koordinat 0,004 hingga 0,015

Untuk memperlihatkan fungsi *slat* yang bekerja pada posisi *angle of attack* yang besar, maka dilakukan studi numerik lanjutan pada *airfoil* dengan *angle of attack* 16° . Grafik C_p yang dihasilkan ditunjukkan seperti pada gambar 4.22 dibawah ini.

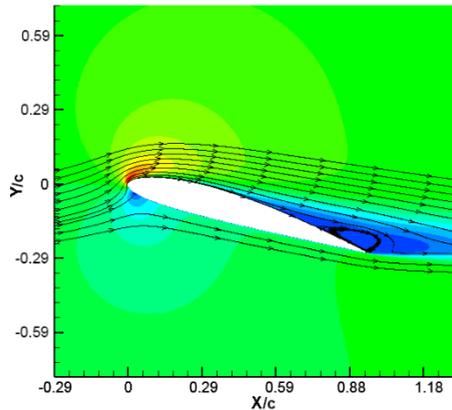


Gambar 4.22 Grafik C_p fungsi X/c hasil numerik pada $\alpha = 16^\circ$, $Re = 1.6 \times 10^5$ slat clearance 9% dengan slat angle $0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$, dan tanpa slat

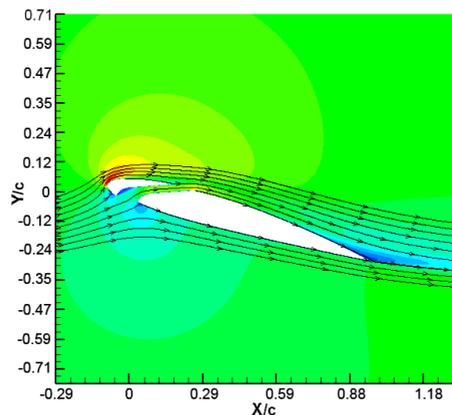
Gambar 4.22 menunjukkan hasil numerik distribusi koefisien tekanan (C_p) fungsi X/c pada *airfoil* NACA 2412 *angle of attack* (α) = 16° dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *slat clearance* 9%. Pengukuran koefisien tekanan secara numerik dilakukan pada *airfoil* utama. Oleh karena itu panjang *airfoil* utama tanpa *slat* lebih panjang dibandingkan dengan *airfoil* dengan *slat*. Slope pada *airfoil* tanpa *slat* memiliki *trend line* yang lebih dalam dibandingkan pada grafik konfigurasi tanpa *slat*. Besar nilai C_p pada *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat* juga memiliki nilai C_p upper yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini membuktikan pada celah antara *slat* dan *airfoil* aliran udara cenderung melambat pada bagian celah *slat*. Pada grafik konfigurasi 0° C_p *upper side* berangsur – angsur mengecil hal ini dapat menbulkan dugaan bahwa pada konfigurasi ini aliran bertambah cepat saat berada pada celah *slat*. Pada grafik konfigurasi 3° besarnya nilai C_p *upper side* cenderung konstan hingga 30% X, hal ini dapat menimbulkan dugaan aliran yang melewati celah *slat* cenderung konstan dengan sedikit perlambatan setelah 10% X, Pada grafik konfigurasi 5° besarnya nilai C_p *upper side* berangsur – angsur membesar hal ini dapat menimbulkan dugaan aliran yang melewati celah *slat* mengalami percepatan di *leading edge* dan kecepatan terus berkurang. Penambahan *slat* pada *airfoil* mampu menunda separasi yang terjadi pada *airfoil* NACA 2412 yang semula separasi berada pada 60% X dengan penambahan *slat* separasi berkurang hingga berada pada 80% X. koefisien tekanan (C_p) terendah terjadi pada konfigurasi tanpa *slat* dengan nilai C_p sebesar -6,56 sedangkan pada konfigurasi *slat* koefisien tekanan (C_p) terendah terjadi pada konfigurasi 5° dengan nilai C_p sebesar -3,01.

Pada grafik *slat*, slope *upper side* pada konfigurasi *slat angle* 0° sangat tajam dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa pada konfigurasi tersebut aliran udara yang melewati bagian *upper side slat* bergerak sangat cepat. Pada bagian *lower side slat* terlihat ketiga grafik terjadi fluktuasi grafik koefisien tekanan (C_p) dimulai dari 2% c panjang

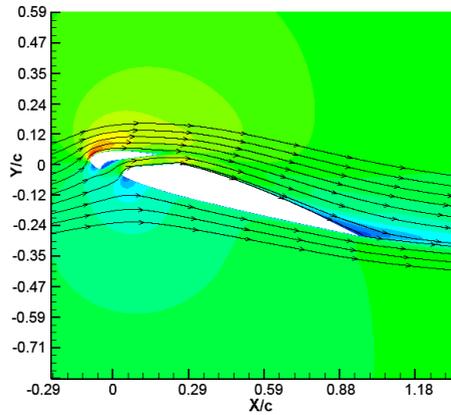
slat dibagian *lower side airfoil*, hal ini dapat menjadi indikasi terjadinya *Bubble separation* pada bagian *lower side airfoil*. Pada grafik *slat* 0° bagian *upper side* terjadi penurunan koefisien tekanan (C_p) yang cukup besar yang menandakan aliran *upper side* di bagian *upper side* pada konfigurasi 0° semakin cepat dan menghasilkan aliran udara yang kuat.



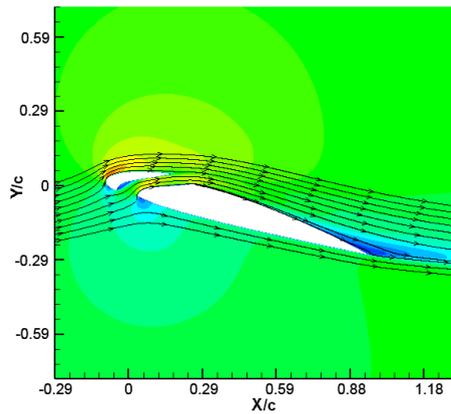
Konfigurasi A



Konfigurasi H



Konfigurasi I



Konfigurasi J



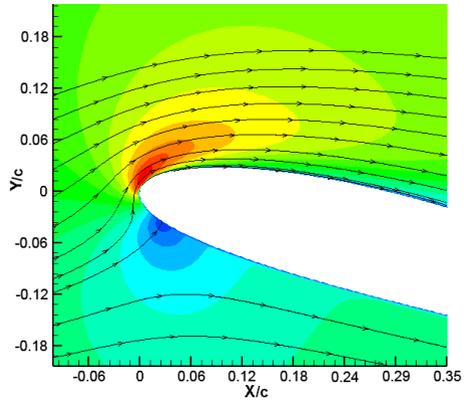
Gambar 4.23 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I, dan J

Gambar 4.23 menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16° . Penambahan *slat* pada *airfoil* terbukti mampu menunda

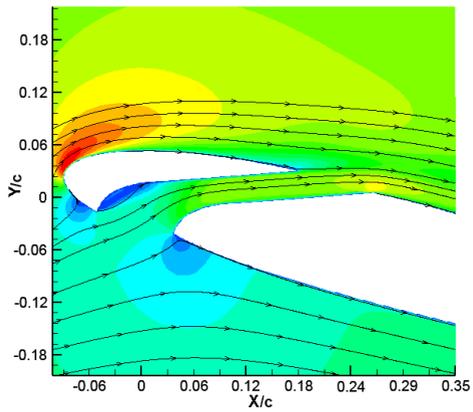
separasi dan memperkecil vortex aliran yang terjadi pada bagian buritan *airfoil*. Tampak dari visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pada gambar 4.9 konfigurasi H dan I momentum aliran yang melewati celah akan bertambah besar akibat melalui celah konvergen. Indikasi awal mengenai adanya *bubble separation* yang muncul pada bagian bawah *slat* telah terbukti, hal tersebut dapat dilihat pada gambar 4.9 konfigurasi H, I, dan J. *Bubble separation* ini dapat timbul akibat momentum aliran lemah yang melalui bagian *lower side slat* bertemu dengan aliran *S curve* bermomentum sangat besar sehingga menimbulkan blockage aliran.

Gambar 4.23 konfigurasi A menunjukkan gambar *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* 16° . Terlihat pada gambar terjadi pegeseran titik stagnasi ke bagian *lower side airfoil*. Pergeseran titik stagnasi ini meningkatkan kecepatan aliran udara yang melalui *upper side airfoil* terutama pada bagian *leading edge* zona *upper side* sehingga timbul adverse pressure gradient yang besar menyebabkan aliran terseparasi. Separasi pada bagian buritan *airfoil* sudah terjadi pada $X/c = 0,35$ dan terjadi *vortex* aliran yang cukup besar pada bagian *trailing edge*. Gambar 4.23 konfigurasi H menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 9% dan *slat angle* (β) 0° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan hambatan pada celah *slat* semakin besar. Aliran *free stream* cenderung melalui bagian atas *slat* dibandingkan melalui celah *slat*. Hal ini akan menyebabkan aliran yang melitasi *upper side slat* bergerak semakin cepat namun aliran yang melalui celah *slat* akan melambat. Aliran yang melalui celah *slat* perlahan – lahan bertambah cepat hingga keluar dari celah *slat*. hal ini membuktikan aliran yang melewati celah *slat* bersinergi dengan aliran *upper side slat* dan menghasilkan tambahan momentum aliran di *upper side slat*. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,7$ dengan *vortex* aliran yang mengecil besar pada bagian *trailing*

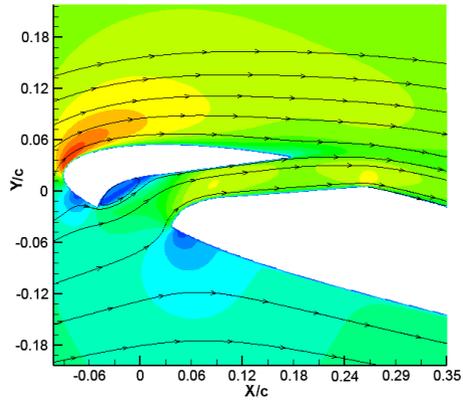
edge. Gambar 4.23 konfigurasi I menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 9% dan *slat angle* (β) 3° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat*, momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan berkurang karena bentuk keluaran celah yang membentuk celah divergen. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,59$ dengan vortex aliran yang mengecil besar pada bagian *trailing edge*. Gambar 4.2 konfigurasi J menunjukkan gambar *airfoil* dengan *slat* pada konfigurasi *slat clearance* (S/c) 9% dan *slat angle* (β) 5° . Visualisasi di sekitar *slat* menunjukkan adanya *bubble separation* dengan bentuk lebih kecil dari konfigurasi *angle of attack* 8° . *Bubble separation* yang terjadi seakan-akan membentuk bodi semu, hal tersebut mengakibatkan terbentuknya celah konvergen. Aliran *free stream* yang melalui *slat* terbagi menjadi dua aliran yaitu melalui *upper side* dan melalui celah *slat* atau *lower side slat*. Saat aliran melalui celah *slat*, momentum aliran bertambah karena celah *slat* berbentuk konvergen dan berkurang karena bentuk keluaran celah yang membentuk celah divergen. Separasi pada bagian buritan *airfoil* terjadi pada $X/c = 0,47$ dengan vortex aliran yang mengecil besar pada bagian *trailing edge*.



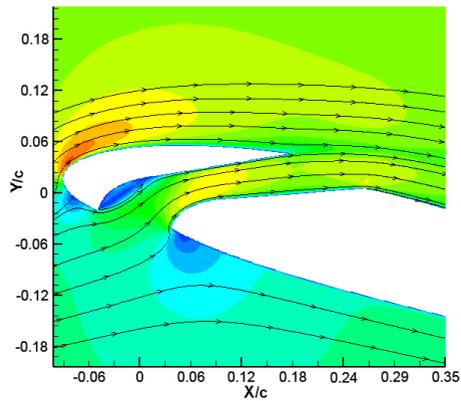
Konfigurasi A



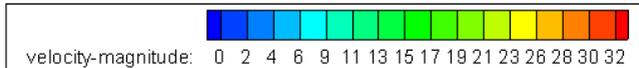
Konfigurasi H



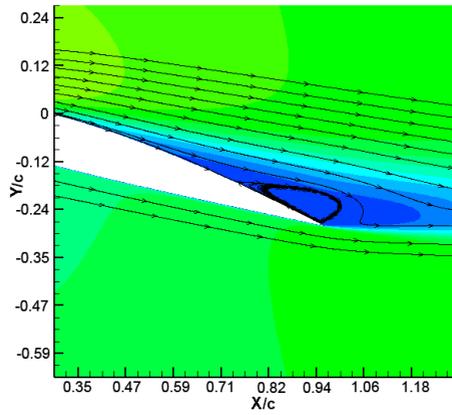
Konfigurasi I



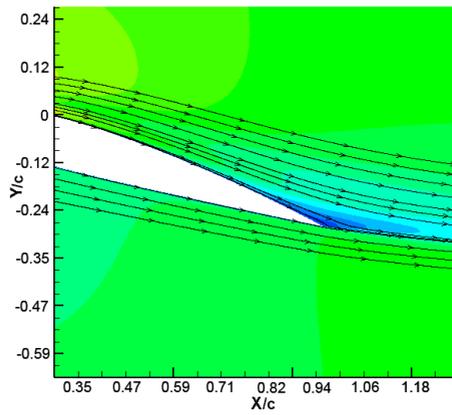
Konfigurasi J



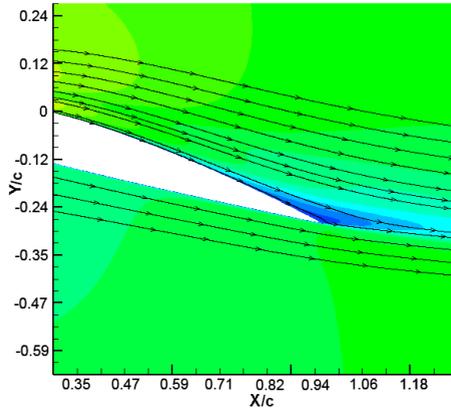
Gambar 4.24 Visualisasi aliran di sekitar *leading edge* pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I, dan J



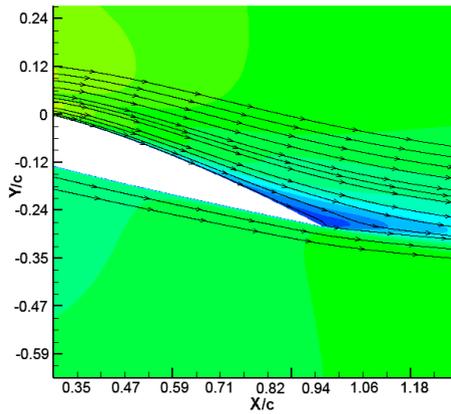
Konfigurasi A



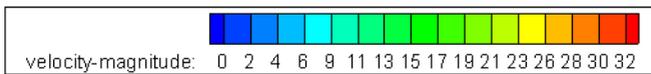
Konfigurasi H



Konfigurasi I



Konfigurasi J



Gambar 4.25 Visualisasi aliran di sekitar *trailing edge* pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, H, I, dan J

4.4 Hasil koefisien *Lift* dan koefisien *Drag* numerik

Salah satu cara mengetahui karakteristik sebuah *airfoil* yaitu melalui koefisien *lift* (C_L) dan Koefisien *drag* (C_D). Nilai dari koefisien ini dapat diketahui dari total resultan gaya yang bekerja karena adanya interaksi antara fluida dengan permukaan suatu benda. Gaya resultan yang sejajar dengan arah aliran disebut dengan *drag*, sedangkan gaya resultan yang tegak lurus dengan aliran disebut dengan *lift*. Besarnya koefisien *drag* (C_D) dan koefisien *lift* sangat perlu diketahui untuk mengetahui kinerja dari *airfoil* yang diuji.

4.4.1 Koefisien *Lift* Konfigurasi 8° (C_L)

Hasil yang dapat ditampilkan dari *post-processing* dari simulasi pada FLUENT adalah *lift*. *Lift* merupakan gaya yang memiliki arah tegak lurus terhadap arah aliran utama. Parameter *lift* dapat dinyatakan dalam koefisien *lift* (C_L) yang merupakan bilangan tak berdimensi. Pengamatan besarnya koefisien *lift* dilakukan pada *airfoil*, dengan *slat* dan tanpa *slat*.

Tabel 4.2 menunjukkan besarnya nilai koefisien *lift* (C_L) *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 8° pada $Re = 1.6 \times 10^5$. Dari tabel 4.2 dapat diketahui semakin bertambahnya *slat clearance* besarnya koefisien *lift* belum tentu meningkat. Besar nilai koefisien *lift* terbesar terjadi pada konfigurasi A yaitu *airfoil* tanpa *slat* dengan koefisien *lift* (C_L) sebesar 1,170. Sedangkan besar nilai koefisien *lift* terbesar pada konfigurasi *airfoil* dengan *slat* terbesar terjadi pada konfigurasi B yaitu *airfoil* dengan *slat clearance* 5% C dan *slat angle* 0° . Nilai koefisien *lift* terendah terjadi pada konfigurasi J dengan koefisien *lift* sebesar 0,581.

4.4.2 Koefisien *Drag* Konfigurasi 8° (C_D)

Selain *lift*, masih terdapat satu hasil *post-processing* simulasi pada FLUENT yaitu adalah *drag*. *Drag* merupakan gaya yang arahnya searah dengan arah aliran utama. Parameter *drag* dapat dinyatakan dalam koefisien *drag* (C_D) yang merupakan

bilangan tak berdimensi. Pengamatan besarnya koefisien *drag* dilakukan pada *airfoil*, dengan *slat* dan tanpa *slat*.

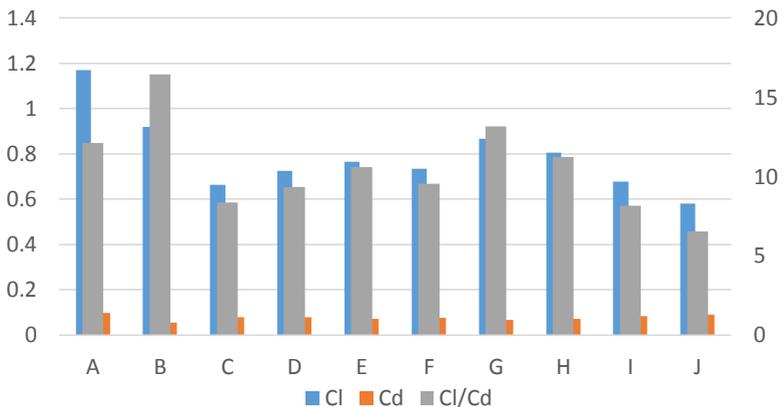
Tabel 4.2 menunjukkan besarnya nilai koefisien *drag* (C_D) *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 8° pada $Re = 1.6 \times 10^5$. Dari tabel 4.2 dengan penambahan *slat clearance* besarnya koefisien *drag* berkurang dibandingkan tanpa *slat*. Penurunan nilai koefisien *drag* terkecil terjadi pada konfigurasi B yaitu dengan *slat clearance* 5% C dan *slat angle* 0° dengan besar nilai koefisien *drag* (C_D) sebesar 0.056. Sedangkan koefisien *drag* terbesar terjadi pada konfigurasi A dengan nilai koefisien *drag* sebesar 0.096.

Perbandingan antara koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) merupakan salah satu cara untuk mengetahui konfigurasi yang paling optimal dari konfigurasi yang ada. Tabel 4.2 menunjukkan perbandingan C_L/C_D *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 8° pada $Re = 1,6 \times 10^5$. Dari tabel 4.2 diketahui konfigurasi terbaik dengan meninjau perbandingan koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) adalah konfigurasi B dengan besar nilai perbandingan C_L/C_D 16.453. Sedangkan konfigurasi dengan meninjau perbandingan koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) terendah adalah konfigurasi J dengan besar nilai perbandingan C_L/C_D 6.518

Tabel 4.2 Hasil koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) Numerik pada *angle of attack* 8°

Konfigurasi	C_L	C_D	C_L/C_D
A	1.170	0.096	12.128
B	0.918	0.056	16.453
C	0.663	0.079	8.369
D	0.725	0.078	9.334

E	0.766	0.072	10.590
F	0.734	0.077	9.542
G	0.868	0.066	13.145
H	0.805	0.072	11.248
I	0.677	0.083	8.141
J	0.581	0.089	6.518



Gambar 4.26 Grafik Hasil koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) Numerik pada *angle of attack* 8°

4.4.3 Koefisien *Lift* Konfigurasi 16° (C_L)

Hasil yang dapat ditampilkan dari *post-processing* dari simulasi pada FLUENT adalah *lift*. *Lift* merupakan gaya yang memiliki arah tegak lurus terhadap arah aliran utama. Parameter *lift* dapat dinyatakan dalam koefisien *lift* (C_L) yang merupakan

bilangan tak berdimensi. Pengamatan besarnya koefisien *lift* dilakukan pada *airfoil*, dengan *slat* dan tanpa *slat*.

Tabel 4.3 menunjukkan besarnya nilai koefisien *lift* (C_L) *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16° pada $Re = 1.6 \times 10^5$. Dari tabel 4.3 dapat diketahui semakin bertambahnya *slat clearance* besarnya koefisien *lift* semakin meningkat. Besar nilai koefisien *lift* terbesar terjadi pada konfigurasi H yaitu *airfoil* dengan *slat angle* (β) 0° dan *slat clearance* (S/c) 9% dengan koefisien *lift* (C_L) sebesar 1.660. Hal ini dapat dilihat dari visualisasi aliran disekitar *airfoil*, *vortex* dibagian buritan *airfoil* semakin kecil sehingga menambah luasan *airfoil* penghasil *lift* di zona buritan *airfoil*. Nilai koefisien *lift* terendah terjadi pada konfigurasi D dengan koefisien *lift* sebesar 1.305. Pada konfigurasi D, *vortex* aliran pada zona buritan tidak berhasil dikurangi sehingga *lift* yang dihasilkan lebih kecil dibandingkan dengan konfigurasi lainnya.

4.4.4 Koefisien *Drag* Konfigurasi 16° (C_D)

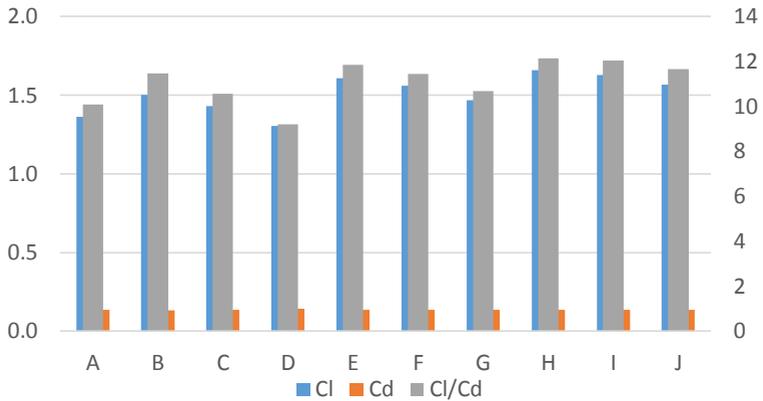
Selain *lift*, masih terdapat satu hasil *post-processing* simulasi pada FLUENT yaitu adalah *drag*. *Drag* merupakan gaya yang arahnya searah dengan arah aliran utama. Parameter *drag* dapat dinyatakan dalam koefisien *drag* (C_D) yang merupakan bilangan tak berdimensi. Pengamatan besarnya koefisien *drag* dilakukan pada *airfoil*, dengan *slat* dan tanpa *slat*.

Tabel 4.3 menunjukkan besarnya nilai koefisien *drag* (C_D) *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16° pada $Re = 1.6 \times 10^5$. Dari tabel 4.3 dengan penambahan *slat clearance* besarnya koefisien *drag* belum tentu berkurang dibandingkan tanpa *slat*. Penurunan nilai koefisien *drag* terkecil terjadi pada konfigurasi B yaitu dengan *slat clearance* 5% C dan *slat angle* 0° dengan besar nilai koefisien *drag* (C_D) sebesar 0.131. Sedangkan koefisien *drag* terbesar terjadi pada konfigurasi D dengan nilai koefisien *drag* sebesar 0.142. Besarnya *drag* yang terjadi disebabkan adanya blockage aliran pada bagian *lower side slat* dan *vortex* yang terjadi di zona buritan *airfoil* utama

Perbandingan antara koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) merupakan salah satu cara untuk mengetahui konfigurasi yang paling optimal dari konfigurasi yang ada. Tabel 4.3 menunjukkan perbandingan C_L/C_D *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16° pada $Re = 1,6 \times 10^5$. Dari tabel 4.3 diketahui konfigurasi terbaik dengan meninjau perbandingan koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) adalah konfigurasi H dengan besar nilai perbandingan C_L/ C_D 12.124. Sedangkan konfigurasi dengan meninjau perbandingan koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) terendah adalah konfigurasi D dengan besar nilai perbandingan C_L/ C_D 9.208

Tabel 4.3 Hasil koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) Numerik pada *angle of attack* 16°

Konfigurasi	C_L	C_D	C_L/C_D
A	1.362	0.135	10.092
B	1.503	0.131	11.459
C	1.430	0.135	10.559
D	1.305	0.142	9.208
E	1.606	0.136	11.850
F	1.558	0.136	11.433
G	1.466	0.137	10.685
H	1.660	0.137	12.124
I	1.628	0.135	12.047
J	1.568	0.135	11.653



Gambar 4.27 Grafik Hasil koefisien *lift* (Cl) dan koefisien *drag* (Cd) Numerik pada *angle of attack* 16°

4.5 Diskusi

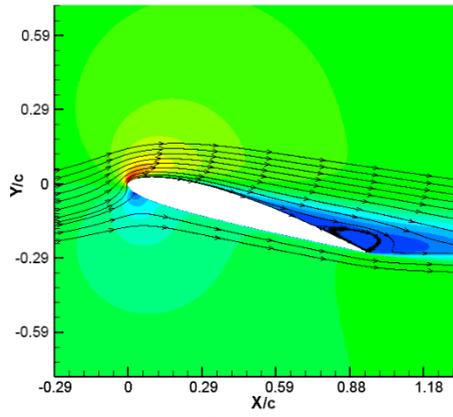
Untuk memberi analisa yang lebih mendalam mengenai pengaruh *slat angle* dan *slat clearance* pada model *airfoil* NACA 2412 dengan *angle of attack* 16° , maka perlu sebuah diskusi mengenai data – data yang mampu menerangkan karakteristik mengenai aliran di sekitar *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan tanpa *slat*. Berikut akan disajikan tabel koefisien *lift* (Cl) dan koefisien *drag* (Cd) Numerik A, B, D, dan H pada *angle of attack* 16° .

Tabel 4.4 Hasil koefisien *lift* (C_l) dan koefisien *drag* (C_d) Numerik A, B, D, dan H pada *angle of attack* 16°

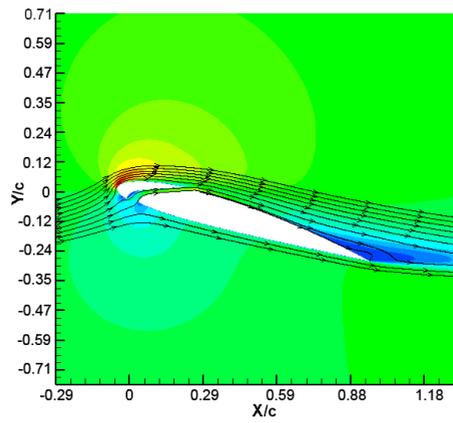
Konfigurasi	C_l	C_d	C_l/C_d
A	1.362	0.135	10.092
B	1.503	0.131	11.459
D	1.305	0.142	9.208
H	1.660	0.137	12.124

Tabel 4.4 menunjukkan tabel hasil koefisien *lift* pada konfigurasi A, B, D, dan H dengan *angle of attack* 16° . Dapat dilihat walaupun konfigurasi tersebut merupakan konfigurasi NACA 2412 dengan *slat*, namun besarnya koefisien *lift* (C_l) dan koefisien *drag* (C_d) tidak selalu lebih baik dari *airfoil* NACA 2412 tanpa *slat*. Hal ini dapat terjadi karena penambahan *slat* pada beberapa konfigurasi menghasilkan blockage aliran di celah *slat*. Besarnya blockage aliran turut menambah hambatan aliran yang melintasi *airfoil* sehingga menambah *drag* total pada *airfoil*.

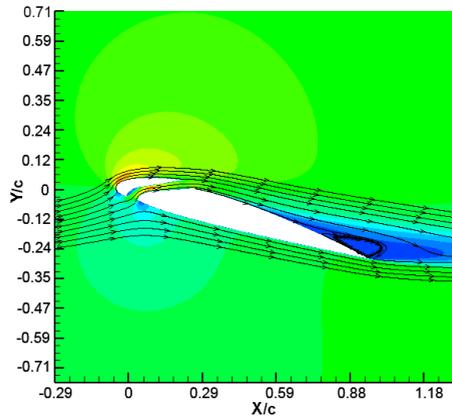
Untuk memberikan penjelasan mengenai fenomena *lift* dan *drag* melalui aliran disekitar *airfoil* dapat dideskripsikan dengan visualisasi aliran dari data numerik seperti gambar 4.28 dibawah ini.



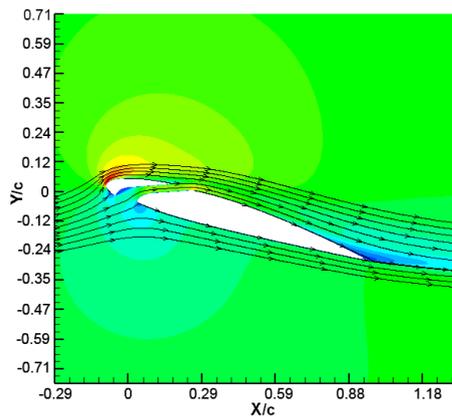
Konfigurasi A



Konfigurasi B



Konfigurasi D



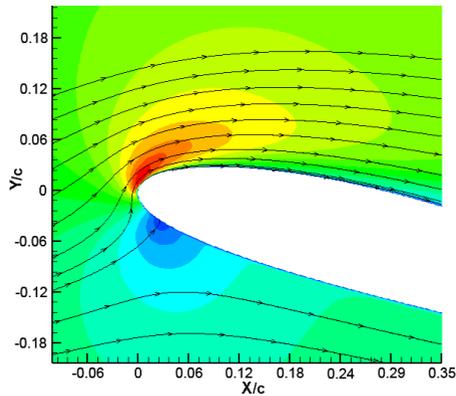
Konfigurasi H



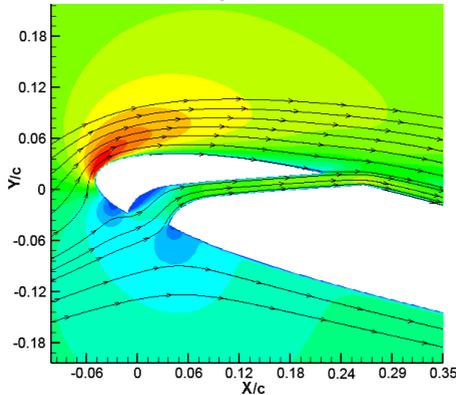
Gambar 4.28 Visualisasi aliran pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, D, H

Gambar 4.28 menunjukkan visualisasi aliran menunjukkan visualisasi numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat* dan

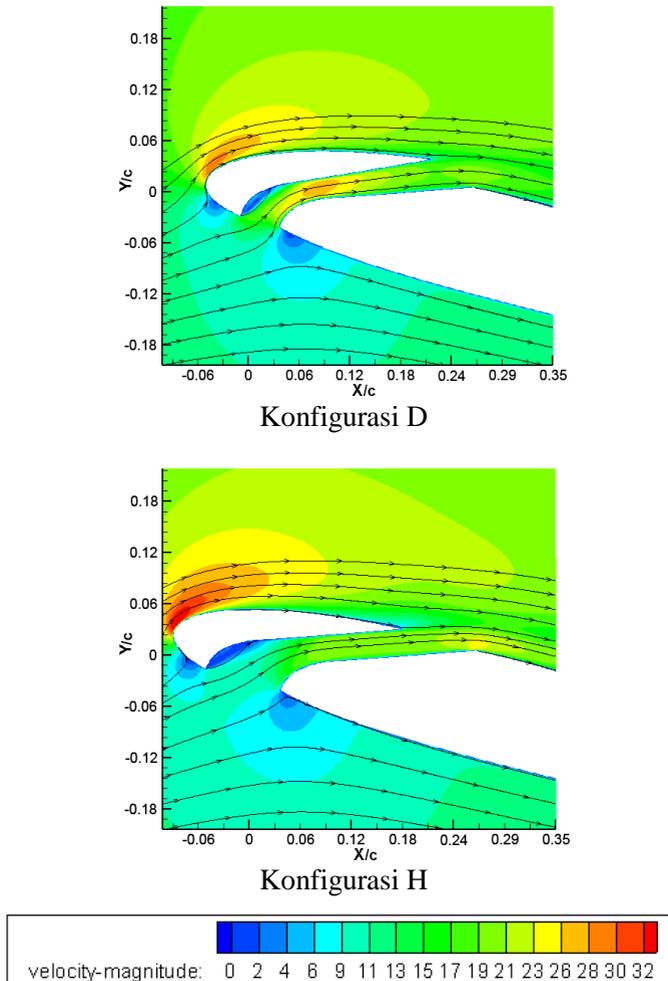
tanpa *slat* pada *angle of attack* 16° . Terlihat pada gambar 4.28 konfigurasi D penambahan *slat* dengan *slat angle* 5° belum mampu meniadakan vortex aliran di zona buritan *upper side airfoil*, berbeda dengan gambar 4.28 konfigurasi B dan konfigurasi H vortex aliran dapat diminimalisir akibat penambahan *slat* pada konfigurasi tersebut. Adanya vortex pada bagian buritan *airfoil* menambah besarnya *drag* yang timbul pada *airfoil*. Selain itu, dengan semakin besarnya vortex yang timbul akan mengurangi luasan efektif penghasil *lift* sehingga *lift* yang dihasilkan akan semakin kecil.



Konfigurasi A



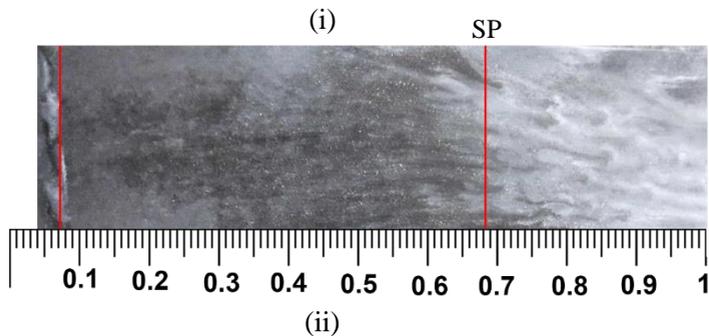
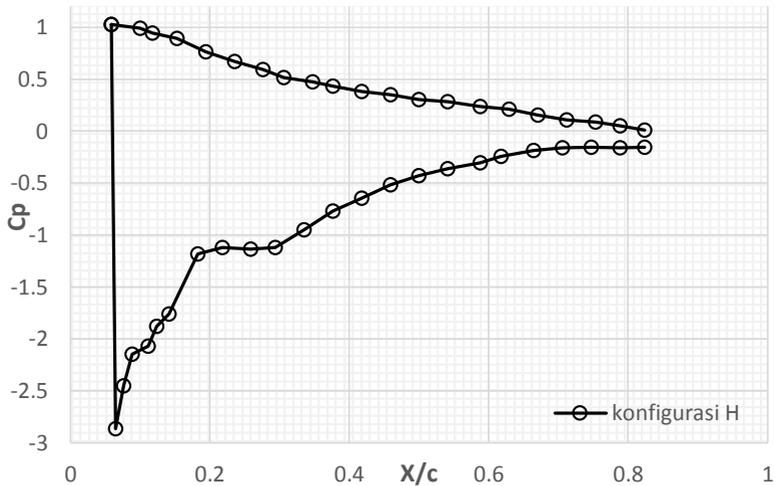
Konfigurasi B



Gambar 4.29 Visualisasi aliran di sekitar leading edge pemodelan *airfoil* NACA 2412 pada $\alpha = 16^\circ$ dengan $Re = 1.6 \times 10^5$ konfigurasi A, B, D, dan H

Gambar 4.29 menunjukkan visualisasi aliran di sekitar *leading edge* numerik aliran pada *airfoil* NACA 2412 dengan *slat*

dan tanpa *slat* pada *angle of attack* 16° . Terlihat pada gambar 4.29 konfigurasi B, D, dan H fenomena terbentuknya *small scale Bubble separation* tampak pada *lower side slat*. Fenomena *bubble separation* adalah injeksi *energy entrainment* dari *free stream* yang mampu mendorong aliran terseparasi untuk kembali *attach* ke kontur karena energi *free stream* masih mampu melawan *adverse pressure gradient* dari kontur. *Bubble separation* adalah fenomena yang mampu membuat transisi pintas aliran dari *laminar* ke *turbulent*. *Bubble separation* ini juga seakan – akan membentuk bodi semu pada bagian *lower side*. *Bubble separation* ini juga menambah gaya aksial sehingga *drag* bertambah.



Gambar 4.30 (i) Grafik C_p fungsi X/c hasil eksperimen dan (ii) *Oil flow upper side airfoil* pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* (α) 16°

Gambar 4.30 menunjukkan grafik C_p fungsi X/c dan oil flow hasil pengujian eksperimen pada *airfoil* NACA 2412 pada *angle of attack* (α) 16° . Grafik hasil eksperimen pada 16° menunjukkan trendline yang menurun pada *leading edge* dan konstan pada bagian disekitar buritan. Hal ini menunjukkan

blockcage aliran terjadi pada bagian *upper side* yang terjadi akibat aliran yang memasuki daerah *upper side* mengalami percepatan secara tiba-tiba akibat konvergen stream tube dan perlambatan secara tiba-tiba akibat divergen stream tube. Perubahan kecepatan secara tiba-tiba ini menyebabkan aliran yang memasuki bagian uperside gagal menyatu kembali pada bagian permukaan *airfoil* dan menimbulkan blockcage dan mengindikasikan *airfoil* telah mengalami stall. Berdasarkan data grafik C_p dan hasil oil flow visualization eksperimen, separasi aliran mulai terjadi di zona buritan trailing edge *airfoil*. Hal tersebut ditandai dengan konstannya grafik C_p *upper side airfoil* dan cairan oil flow yang tidak mampu tersapu oleh aliran udara. Pada grafik 16° nilai C_p cenderung konstan pada nilai 0,68. Nilai C_p eksperimen tidak mencapai $X/c = 1$ karena pemasangan alat ukur yang tidak mampu dipasang pada model airfoil NACA 2412 akibat celah model yang sempit.

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Setelah menganalisa karakteristik aliran Airfoil NACA 2412 dengan slat dan tanpa slat secara numerik maupun eksperimen maka didapatkan kesimpulan sebagai berikut. Penambahan slat pada suatu *airfoil* belum tentu dapat meningkatkan *lift* ataupun mengurangi terjadinya vortex yang terjadi di *upper side airfoil*. Pada *angle of attack* tertentu, slat angle (β) dan slat clearance (S/c) juga memiliki konfigurasi optimum tertentu. Untuk *angle of attack* 8° dan 16° didapatkan konfigurasi optimum sebagai berikut :

1. Konfigurasi optimum variasi *slat angle* pada *angle of attack* (α) 8° adalah konfigurasi B dengan *slat angle* (β) 0° . Besar C_L dan C_D yang dihasilkan dari konfigurasi B adalah 0.918 dan 0.056 dengan besar C_L/C_D adalah 16.453
2. Konfigurasi optimum variasi *slat clearance* pada *angle of attack* (α) 8° adalah konfigurasi B dengan *slat clearance* (S/c) 5%. Besar C_L dan C_D yang dihasilkan dari konfigurasi B adalah 0.918 dan 0.056 dengan besar C_L/C_D adalah 16.453
3. Konfigurasi optimum variasi *slat angle* pada *angle of attack* (α) 16° adalah konfigurasi H dengan *slat angle* (β) 0° . Besar C_L dan C_D yang dihasilkan dari konfigurasi H adalah 1.660 dan 0.137 dengan besar C_L/C_D adalah 12.124
4. Konfigurasi optimum variasi *slat clearance* pada *angle of attack* (α) 16° adalah konfigurasi H dengan *slat clearance* (S/c) 9%. Besar C_L dan C_D yang dihasilkan dari konfigurasi H adalah 1.660 dan 0.137 dengan besar C_L/C_D adalah 12.124

5.2 Saran

Berikut merupakan beberapa saran yang dapat diberikan setelah penelitian dilakukan untuk penelitian berikutnya adalah :

1. Konfigurasi *angle of attack* dapat diuji kembali dengan sudut yang lebih ekstrim untuk mengetahui optimasi sudut slat pada *airfoil*.
2. Konfigurasi *slat clearance* tidak hanya digeser searah sumbu X namun juga divariasikan kearah sumbu Y untuk mengetahui pengaruh posisi slat pada optimalisasi *lift* dari *airfoil*

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Souza, D.S., Rodriguez, D., Simoes, L.G.C., Medeiros, M.A.F, 2014. ***Effect of an excrescence in the slat cove : Flow-field, acoustic radiation and coherent structures.*** *Aerospace Science and Technology*. 2015, vol 44. Pp.108-115
- [2] Ge, C., Ren, L., Liang, P., Zhang, C., Zhang, Z. 2013. ***High-Lift Effect of Bionic Slat Based on Owl Wing.*** *Journal of Bionic Engineering* 2013, vol 10, Pp. 456-463
- [3] Tung, C., McAlister, K.W., Wang, C.M. 1993. ***Unsteady Aerodynamic Behavior of An Airfoil With and Without a Slat.*** *Computers Fluids* Vol. 22, No. 4/5, Pp. 529-547
- [4] Savory, E., Toy, N., Tahouri, B., Dalley, S. 1992. ***Flow Regimes in the Cove Region Between a Slat and Wing and Between a Wing and Flap of a Multielement Airfoil.*** *Experimental Thermal and Fluid Science* 1992 Vol. 5, Pp. 307-316
- [5] Anderson, J.D., Jr. 2001. ***Fundamental of Aerodynamics (3rd ed.)***. New York: McGraw-Hill
- [6] Seetharam, H.C., Rodgers, E.J., Wentz, Jr, W.H., 1977. ***Experimental Studies of Flow Separation of the NACA 2412 Airfoil at Low Speeds.*** NASA Langley Research Center. 1991

BIOGRAFI PENULIS



Arwanda Wahyu Eko Sadewo lahir di Malang, Jawa Timur pada tanggal 12 Desember 1994. Penulis merupakan anak pertama dari 2 bersaudara. Memulai pendidikan TK di TK MAYA Seririt, dilanjutkan kejenjang berikutnya di MI MAYA Seririt hingga 2006. Pendidikan menengah pertama ditempuh penulis di SMP Negeri 1 Seririt, dilanjutkan dengan meneruskan pendidikannya di SMA Negeri 1 Singaraja hingga 2012. Penulis melanjutkan pendidikan kejenjang yang lebih tinggi di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya pada tahun 2012 hingga 2016

Selama masa perkuliahan di Teknik mesin FTI-ITS penulis pernah menjadi staff hubungan luar Lembaga Bengkel Mahasiswa Mesin ITS dari tahun 2013-2016, bendahara umum lembaga dakwah jurusan Ash-Shaff pada periode 2014-2015, serta aktif dalam berbagai pelatihan diantaranya LKMM Pra-TD yang diselenggarakan oleh BEM FTI pada tahun 2012 serta LKMM TD yang diselenggarakan oleh Himpunan Mahasiswa Mesin pada tahun 2013.

Karena ketertarikan penulis terhadap bidang aerodinamika, maka penulis memutuskan untuk masuk menjadi anggota Laboratorium Mekanika dan Mesin – Mesin Fluida Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS dan mendalami mengenai aliran fluida khususnya pada airfoil. Untuk Semua informasi dan masukan dapat menghubungi penulis melalui email arwandaaa@yahoo.co.id.