

TUGAS AKHIR - TM 141585

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN
MELEWATI AIRFOIL NACA 23013 DENGAN SINGLE
SLOTTED FLAP PADA JARAK GAP 0.5%*C*, 1.5%*C*,
DAN 2.5%*C***

AHMAD HADIYAN ERAWAN
NRP 02111440000167

Dosen Pembimbing
Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA 2018



TUGAS AKHIR – TM141585

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK
ALIRAN MELEWATI AIRFOIL NACA 23012
DENGAN *SINGLE SLOTTED FLAP* PADA
JARAK GAP 0.5%*C*, 1.5%*C*, DAN 2.5%*C***

AHMAD HADIYAN ERAWAN

02111440000167

Dosen Pembimbing

Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

PROGRAM SARJANA

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI

INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER

SURABAYA 2018



FINAL PROJECT – TM141585

***NUMERICAL STUDY OF FLOW
CHARACTERISTICS THROUGH AIRFOIL
NACA 23012 WITH SINGLE SLOTTED FLAP
AT GAP 0.5%C, 1.5%C, AND 2.5%C***

AHMAD HADIYAN ERAWAN

NRP. 02111440000167

Advisory Lecturer

Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D

BACHELOR PROGRAM

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING

FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY

SEPULUH NOPEMBER INSTITUTE OF TECHNOLOGY

SURABAYA 2018

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN MELEWATI
AIRFOIL NACA 23012 DENGAN SINGLE SLOTTED FLAP
PADA JARAK GAP 0.5%C, 1.5%C, DAN 2.5%C**

TUGAS AKHIR

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

Oleh :

AHMAD HADIYAN ERAWAN

NRP. 02111440000167

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Prof. Ir, Sutardi, M.Eng, PhD.
NIP. 196412281990031002 (Pembimbing)
2. Dr.Wawan Aries Widodo, ST, MT.
NIP. 197104051997021001 (Penguji I)
3. Vivien Suphandani, ST, ME, PhD.
NIP. 198105292003122001 (Penguji II)
4. Nur Ikhwan, ST, M.Eng.
NIP. 196709151995121001 (Penguji III)

SURABAYA

JULI, 2018

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN
MELEWATI AIRFOIL NACA 23012 DENGAN
SINGLE SLOTTED FLAP PADA JARAK GAP 0.5%*C*,
1.5%*C*, DAN 2.5%*C***

Nama Mahasiswa : Ahmad Hadiyan Erawan
NRP : 02111440000167
Departemen : S-1 Teknik Mesin FTI-ITS
Pembimbing : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

ABSTRAK

Komponen terpenting pada pesawat terbang dalam menghasilkan gaya angkat adalah sayap. Gaya angkat tersebut terjadi karena dihasilkan oleh struktur aerodinamika yang dimiliki airfoil pada sayap pesawat terbang. Airfoil memiliki desain yang dapat membuat aliran fluida yang melewatinya memiliki kecepatan yang lebih tinggi pada bagian upper surface dibanding lower surface airfoil. Kondisi tersebut mengakibatkan tekanan pada bagian lower surface lebih besar dibanding upper surface airfoil, sehingga terjadilah gaya angkat. Gaya angkat pada pesawat akan bertambah besar seiring meningkatnya sudut serang, begitu pula dengan gaya hambat karena aliran sudah terlepas pada upper surface airfoil sehingga menimbulkan daerah wake. Pada fase take-off maupun landing, pesawat membutuhkan gaya angkat yang sangat besar. Penggunaan flap pada sayap pesawat terbang dapat meningkatkan gaya angkat. Aliran yang melewati celah flap juga mampu menunda terlepasnya aliran pada upper surface. Hal ini sudah banyak diterapkan pada pesawat komersial, khususnya pesawat yang membutuhkan gaya angkat yang besar.

*Studi numerik secara 2-D akan dilakukan dengan menggunakan software CFD Ansys Fluent 14.5. Model yang digunakan berupa single slotted flap airfoil NACA 23012 dengan jarak gap sebesar 0.5%*c*, 1.5%*c* dan 2.5%*c*, dimana *c* merupakan panjang dari chord airfoil. Panjang chord dari airfoil sebesar 1 m.*

Reynolds number yang digunakan sebesar 3×10^6 atau dengan kecepatan udara bebas sebesar 43,8 m/s. Angle of attack yang digunakan sebesar 0° , 8° dan 16° . Flap juga didefleksikan sebesar 20° . Permodelan turbulensi yang digunakan adalah $k-\omega$ SST dan menggunakan structured mesh untuk mendapatkan hasil yang lebih baik.

Hasil yang diperoleh dari studi numerik ini adalah meningkatnya lift coefficient (C_L) airfoil NACA 23012 dengan penambahan single slotted flap pada semua sudut serang yang diteliti. Namun, penambahan single slotted flap juga meningkatkan nilai drag coefficient (C_D) dimana nilai yang dihasilkan pada plain airfoil masih lebih rendah dibandingkan dengan single slotted flap. Dari kedua nilai tersebut, terjadi peningkatan nilai C_L/C_D pada airfoil NACA 23012 dengan single slotted flap seiring bertambahnya jarak gap pada semua sudut serang. Namun, nilai C_L/C_D yang dihasilkan pada single slotted flap masih lebih rendah dibandingkan dengan plain airfoil NACA 23012 pada sudut serang 8° dan 16° , kecuali pada sudut serang 0° .

Kata kunci : airfoil, drag coefficient, gap, lift coefficient, single slotted flap.

**NUMERICAL STUDY OF FLOW CHARACTERISTICS
THROUGH AIRFOIL NACA 23012 WITH SINGLE
SLOTTED FLAP AT GAP 0.5%*C*, 1.5%*C*, AND 2.5%*C***

Name : Ahmad Hadiyan Erawan
NRP : 02111440000167
Departement : S-1 Teknik Mesin FTI-ITS
Supervisor : Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D.

ABSTRACT

The most important component of an aircraft in generating lift force is wing. The lift force occurs because it is generated by the airfoil-owned aerodynamic structure on the aircraft's wings. Airfoil has a design that can make the flow through it has a higher speed on the upper surface than the lower surface of airfoil. The condition causes the pressure on the lower surface is greater than the upper surface airfoil, so there was the lift force. Lift force on the aircraft will increase with increasing angle of attack, as well as the drag because the flow is separated on the upper surface airfoil, causing the wake region. In the take-off and landing phases, the aircraft requires a very high lift force. The use of flaps on aircraft's wings can improve lift. Flow passing through the gap of flap can delay the separation of flow on the upper surface. This has been widely applied to commercial aircraft, especially aircraft that require a high lift force.

*A 2-D numerical study was performed using an Ansys Fluent 14.5 CFD software. The model used is a single slotted flap airfoil NACA 23012 with gap distance of 0.5% *c*, 1.5% *c* and 2.5% *c*, where *c* is airfoil chord length. The chord length of airfoil is 1 m. Reynolds number used in this study is 3×10^6 corresponds with freestream velocity of 43.8 m/s. Angles of attack used in this study are 0° , 8° and 16° . The flap is deflected by 20° . The turbulence modeling is *k- ω* SST and the type of mesh is structured mesh to obtain a better results.*

The results obtained from this study were the increase of the lift coefficient (C_L) of NACA 23012 with the single slotted flap at all angles of attack. However, the addition of a single slotted flap increases the value of the drag coefficient (C_D) comparing to C_D for plain airfoil. From these two values, the values of C_L/C_D on airfoil NACA 23012 with single slotted flap increases with increasing the distance of the gap in all angles of attack. However, the value of C_L/C_D on the single slotted flap is still lower than C_L/C_D for the plain airfoil NACA 23012 at angles of attack of 8° and 16° , except at the 0° .

Keywords: airfoil, drag coefficient, gap, lift coefficient, single slotted flap.

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT. yang telah memberikan Rahmat dan Hidayah-Nya sehingga penulis mampu menyelesaikan tugas akhir yang berjudul **STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN MELEWATI AIRFOIL NACA 23012 DENGAN SINGLE SLOTTED FLAP PADA JARAK GAP 0.5%*C*, 1.5%*C*, DAN 2.5%*C*** dengan baik. Penulis menyadari bahwa dalam penyelesaian tugas akhir ini tidak terlepas dari dukungan dan bantuan yang diberikan oleh banyak pihak. Pada kesempatan kali ini penulis akan menyampaikan ucapan terimakasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D selaku dosen pembimbing tugas akhir penulis, yang telah memberikan ilmu yang bermanfaat serta bimbingan, arahan, dan motivasi sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir ini.
2. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT., Bapak Nur Ikhwan, ST., M.Eng., dan Ibu Vivien Suphandani Djanali, ST., M.Eng., Ph.D selaku dosen penguji Tugas Akhir penulis yang telah memberikan banyak saran dalam penyusunan tugas akhir ini.
3. Ibu Aida Annisa Amin Daman S.T., M.T. selaku dosen wali penulis, yang telah memberikan semangat serta bimbingannya selama ini.
4. Bapak Indra Erawan dan Ibu Melda Mahniza selaku orangtua penulis, serta Uni Anka, Adek Affa dan Adek Ilham, yang selalu memberikan doa, dukungan, dan kasih sayang kepada penulis sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir ini.
5. Rekan tugas akhir penulis, Elman Joko Trianto yang telah memberikan ilmu yang bermanfaat serta dukungan kepada penulis dalam menyelesaikan tugas akhir.
6. Seluruh keluarga Mesin Music Club 2015 yang telah memberikan pengalaman serta suka dan duka yang telah dilalui bersama.

7. Teman-teman lab. Mekanika Fluida yang telah memberikan ilmu serta canda tawa.
8. Angkatan M57 yang telah memberikan kenangan yang tak terlupakan kepada penulis.
9. Rekan penulis, Imelda yang selalu menemani dan memberikan semangat serta canda tawa kepada penulis.
10. 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 menyelesaikan tugas akhir ini masih banyak kekurangan baik dalam penulisan maupun analisa. Oleh sebab itu, bila ada mahasiswa yang melakukan penelitian dibidang konfigurasi *airfoil* dapat melakukannya lebih baik lagi, serta penulis berharap tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dalam ilmu perkembangan pengetahuan.

Surabaya, Juli 2018

Penulis

DAFTAR ISI

ABSTRAK	i
ABSTRACT	iii
KATA PENGANTAR.....	v
DAFTAR ISI.....	vii
DAFTAR GAMBAR	ix
DAFTAR TABEL	xi
NOMENKLATUR	xiii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Tujuan Penelitian.....	3
1.4 Batasan Masalah.....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 <i>Airfoil</i> NACA 23012	5
2.2 <i>Incompressible Flow</i>	6
2.3 <i>Boundary Layer</i>	6
2.4 <i>Drag Coefficient</i> dan <i>Lift Coefficient</i>	8
2.5 Penelitian Terdahulu.....	10
2.5.1 Penelitian Wenzinger dan Harris	10
2.5.2 Penelitian Todorov.....	14
2.5.3 Penelitian Velkova dan Todorov	21
BAB III METODE PENELITIAN	27
3.1 Tahapan Penelitian	27
3.1.1 <i>Pre-processing</i>	27
3.1.2 <i>Solving</i>	32
3.1.3 <i>Post-processing</i>	34
3.1.4 Hasil yang akan diperoleh.....	34
3.2 <i>Flowchart</i> penelitian.....	35
BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN.....	37
4.1 <i>Grid Independency Test</i>	37
4.2 Validasi.....	38
4.3 Analisa <i>Lift Coefficient</i> (C_L) dan <i>Drag Coefficient</i> (C_D)	40
4.3.1. <i>Plain Airfoil</i> NACA 23012	40
4.3.1.1 Analisa <i>Drag Coefficient</i> (C_D)	40

4.3.1.2	Analisa <i>Lift Coefficient</i> (C_L).....	43
4.3.2.	<i>Single Slotted Flap Airfoil</i> NACA 23012	45
4.3.2.1	Analisa <i>Drag Coefficient</i> (C_D).....	45
4.3.2.2	Analisa <i>Lift Coefficient</i> (C_L).....	47
4.3.3.	Analisa C_L/C_D	50
4.4	Kontur Tekanan	51
4.5	Kontur dan <i>Pathline</i> Kecepatan.....	57
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN		65
5.1	Kesimpulan.....	65
5.2	Saran	66
DAFTAR PUSTAKA.....		67
BIOGRAFI PENULIS		69

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Bagian-bagian <i>airfoil</i>	5
Gambar 2.2 <i>Boundary layer</i> pada plat datar.....	7
Gambar 2.3 <i>Boundary layer</i> pada <i>airfoil</i>	7
Gambar 2.4 Komponen gaya pada suatu <i>airfoil</i>	8
Gambar 2.5 Komponen gaya <i>drag</i>	9
Gambar 2.6 <i>Wind tunnel</i> yang digunakan dalam penelitian.....	11
Gambar 2.7 Model instalasi untuk aliran 2 dimensi pada <i>wind</i> ...	12
Gambar 2.8 NACA 23012 <i>plain airfoil</i> dan <i>airfoil</i> dengan desain	13
Gambar 2.9 <i>Airfoil</i> NACA 23012 dengan <i>single slotted flap</i>	14
Gambar 2.10 Bentuk <i>mesh</i> dari <i>airfoil</i> NACA 23012 dengan <i>single slotted flap</i>	15
Gambar 2.11 (a). C_L dan (b). C_D terhadap α pada 3 konfigurasi <i>airfoil</i> NACA 23012 yang berbeda	16
Gambar 2.12 Kontur tekanan dan kecepatan pada <i>single slotted flap airfoil</i> NACA 23012 pada sudut serang yang berbeda.....	20
Gambar 2.13 (a). C_L dan (b). C_D terhadap α pada 3 konfigurasi <i>airfoil</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> yang berbeda.....	22
Gambar 2.14 Kontur kecepatan pada <i>single slotted flap airfoil</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> (a). 0,005 m dan (b). 0,015 m pada sudut serang yang berbeda.....	26
Gambar 3.1 Profil <i>airfoil</i> NACA 23012.....	28
Gambar 3.2 Model benda uji.....	29
Gambar 3.3 Dimensi permodelan dan kondisi batas	29
Gambar 3.4 Bentuk <i>mesh</i> pada <i>single slotted flap airfoil</i>	31
Gambar 3.5 Kondisi batas	32
Gambar 3.6 <i>Flowchart</i> penelitian.....	35
Gambar 4.1 Perbandingan nilai C_D terhadap jumlah <i>grid airfoil</i> NACA 23012 pada $\alpha = 0^\circ$	38
Gambar 4.2 Perbandingan C_L terhadap α antara hasil simulasi dengan eksperimen Abbot (1959)	40

Gambar 4.3 Grafik perbandingan antara C_{DP} , C_{DV} , dan C_D total terhadap sudut α pada <i>airfoil</i> NACA 23012.....	42
Gambar 4.4 Grafik perbandingan antara C_{LP} , C_{LV} , dan C_L total terhadap sudut α pada <i>airfoil</i> NACA 23012.....	44
Gambar 4.5 Perbandingan C_D total terhadap α pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap airfoil</i> NACA 23012.....	46
Gambar 4.6 Perbandingan C_D terhadap % jarak <i>gap</i> pada tiap sudut serang.....	47
Gambar 4.7 Perbandingan C_L terhadap α pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap airfoil</i> NACA 23012	48
Gambar 4.8 Perbandingan C_L terhadap % jarak <i>gap</i> pada tiap sudut serang.....	50
Gambar 4.9 Perbandingan C_L/C_D terhadap α pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap airfoil</i> NACA 23012	51
Gambar 4.10 Kontur tekanan pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> yang berbeda pada sudut serang (α) = 0°.....	53
Gambar 4.11 Kontur tekanan pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> yang berbeda pada sudut serang (α) = 8°.....	55
Gambar 4.12 Kontur tekanan pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> yang berbeda pada sudut serang (α) = 16°	57
Gambar 4.13 Kontur dan <i>pathline</i> kecepatan pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> yang berbeda pada sudut serang (α) = 0°.....	59
Gambar 4.14 Kontur dan <i>pathline</i> kecepatan pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> yang berbeda pada sudut serang (α) = 8°.....	61
Gambar 4.15 Kontur dan <i>pathline</i> kecepatan pada <i>plain airfoil</i> dan <i>single slotted flap</i> NACA 23012 dengan jarak <i>gap</i> yang berbeda pada sudut serang (α) = 16°.....	63

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Koordinat <i>airfoil</i> NACA 23012	28
Tabel 4.1 Hasil <i>grid independency test airfoil</i> NACA 23012 pada $\alpha = 0^\circ$	37
Tabel 4.2 Hasil simulasi numerik <i>airfoil</i> NACA 23012.....	39
Tabel 4.3 Persentase nilai C_{DV} dan C_{DP}	43
Tabel 4.4 Persentase nilai C_{LV} dan C_{LP}	45

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

NOMENKLATUR

Simbol

c	<i>Chord length, mm</i>
C_D	<i>Drag coefficient</i>
C_{DP}	<i>Pressure drag coefficient</i>
C_{DV}	<i>Viscous drag coefficient</i>
C_L	<i>Lift coefficient</i>
C_{LP}	<i>Pressure Lift coefficient</i>
C_{LV}	<i>Visvous Lift coefficient</i>
C_L/C_D	<i>Lift to drag ratio</i>
Re	<i>Reynolds number</i>
U	<i>Freestream velocity, m/s</i>

Simbol Yunani

α	<i>Angle of attack, °</i>
β	<i>Flap deflection angle, °</i>
μ	<i>Dynamic viscosity, Ns/m²</i>
ρ	<i>Massa jenis udara, kg/m³</i>

Singkatan

<i>NACA</i>	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
<i>CFD</i>	<i>Computational Fluid Dynamic</i>

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Sayap pesawat terbang merupakan komponen yang paling penting untuk menghasilkan gaya angkat. Gaya angkat ini dihasilkan oleh struktur aerodinamika yang dimiliki oleh *airfoil* dari sayap pesawat terbang tersebut. *Airfoil* dirancang sedemikian rupa agar dapat membuat aliran yang melewati *lower surface* memiliki kecepatan yang lebih rendah dibandingkan dengan *upper surface*. Karena kecepatan berbanding terbalik dengan tekanan, maka tekanan pada *lower surface* akan lebih besar dibandingkan dengan *upper surface*. Dari adanya perbedaan tekanan antara *upper* dengan *lower surface*, *airfoil* dapat menghasilkan gaya angkat. Seiring bertambahnya sudut serang, gaya angkat pada pesawat akan meningkat begitu pula dengan gaya hambat.

Studi tentang *airfoil* sudah banyak dilakukan baik numerik maupun eksperimen. Hal itu dilakukan untuk mengembangkan dan mempelajari karakteristik aliran yang terjadi pada *airfoil* agar dapat diterapkan dalam dunia penerbangan. Salah satu perkembangan pada dunia penerbangan yaitu penggunaan *flap* pada sayap pesawat terbang. Penggunaan *flap* pada sayap pesawat terbang diketahui dapat menghasilkan gaya angkat yang lebih besar.

Flap hingga saat ini memiliki berbagai macam tipe yang memberikan performa yang beragam. Wenzinger dan Harris (1939) melakukan penelitian mengenai karakteristik aliran melewati *airfoil* NACA 23012 dengan berbagai macam tipe *flap*. Tipe *flap* yang digunakan dalam penelitian yaitu *plain*, *split*, *external airfoil*, *flap*, dan *slotted flap* serta *plain airfoil*. Penelitian ini berupa eksperimen di dalam wind tunnel dengan luas 7x10 ft. Dari hasil eksperimen yang telah dilakukan, pada susunan *slotted flap* yang optimal diperoleh nilai C_L dan C_D yang lebih baik dibanding dengan tipe *flap* yang lainnya. Namun, kenaikan C_L pada *slotted flap* lebih kecil dibanding dengan *foowler flap*.

Penelitian terdahulu telah dilakukan oleh Todorov (2015) mengenai penggunaan *flap airfoil* pada sayap pesawat terbang. Penelitian ini dilakukan secara 2-D dengan menggunakan *software CFD*. Dalam penelitiannya, Todorov melakukan simulasi dengan membandingkan tiga konfigurasi *airfoil* NACA 23012 dengan bilangan *Reynolds* sebesar 3×10^6 . Konfigurasi tersebut berupa *airfoil* NACA 23012 dengan menggunakan *plain flap*, *single slotted flap*, dan tanpa menggunakan *flap*. Pada *plain flap* dan *single slotted flap* dilakukan defleksi *flap* sebesar 20° . Dari hasil simulasi numerik yang telah dilakukan, diperoleh nilai C_L dan C_D yang lebih baik pada *single slotted flap*, bahkan nilai C_L yang diperoleh pada *angle of attack* antara 0° sampai 10° mencapai 38% lebih tinggi dari konfigurasi tanpa menggunakan *flap*, sedangkan jika dibanding dengan konfigurasi dengan *plain flap* nilai C_L yang diperoleh 8% lebih besar. Pada konfigurasi dengan *single slotted flap* dan tanpa *flap*, *angle of attack* maksimum yang diperoleh mencapai 18° , sedangkan pada *plain flap* sebesar 12° , hal ini dikarenakan aliran sudah terlepas dari *upper surface airfoil* diatas 12° .

Velkova dan Todorov (2015) melakukan penelitian berupa simulasi numerik 2-D menggunakan *fluent* yang membahas tentang pengaruh *gap* diantara *flap* dan *main wing*. Penelitian ini menggunakan *airfoil* NACA 23012 dengan *single slotted flap*. Jarak *gap* yang digunakan sebesar $0.5\%c$ dan $1.5\%c$ dengan besar bilangan *Reynolds* 3×10^6 dan defleksi *flap* sebesar 20° . Dari hasil studi diperoleh bahwa pada *angle of attack* 6° dan 14° aliran belum lepas dari permukaan *airfoil*, melainkan tetap menempel pada *upper surface*. Namun, pada *angle of attack* 16° terlihat aliran sudah terlepas dari *upper surface*, inilah yang dimaksud *flow separation*. Dalam penelitian tersebut, *lift coefficient* maksimum terdapat pada *angle of attack* 16° dengan jarak *gap* sebesar $15\%c$.

Simulasi numerik dan eksperimen yang telah dilakukan sebelumnya membuahkan pemikiran untuk melakukan penelitian lebih lanjut terhadap *airfoil*. Penelitian ini difokuskan pada karakteristik aliran *airfoil* tertentu yang menggunakan *flap* sebagai

komponen untuk menaikkan nilai *lift coefficient* dengan analisa 2 dimensi menggunakan *software* komputasi fluida. Penelitian ini diharapkan dapat memberi data yang akurat dan dapat menjadi referensi bagi penelitian-penelitian yang akan datang.

1.2 Rumusan Masalah

Aliran fluida yang melewati suatu *airfoil* akan memberikan gaya angkat dan gaya hambat. Gaya angkat terjadi karena tekanan pada bagian *lower surface airfoil* lebih besar dibandingkan dengan *upper surface airfoil*, sedangkan gaya hambat terjadi karena adanya *flow separation* akibat aliran yang melewati *upper surface airfoil* tidak dapat mempertahankan posisinya menempel hingga terlepas dari *upper surface*. Seiring bertambahnya sudut serang gaya angkat akan meningkat, begitu pula dengan gaya hambat. Nilai dari gaya hambat meningkat karena *flow separation* yang terjadi semakin ke depan mendekati *leading edge airfoil* yang menyebabkan nilai C_L turun dan C_D naik. Pesawat membutuhkan gaya angkat yang besar pada saat *take-off* maupun *landing*. Penggunaan *flap* dengan jenis *single slotted flap* pada *airfoil* dapat meningkatkan nilai C_L kembali dengan jarak tertentu dari *gap* antara *main wing* dengan *flap*. Hal ini terjadi karena *single slotted flap airfoil* dapat memberikan kecepatan aliran tambahan ke arah *upper surface* melalui celah, sehingga dapat menunda terjadinya *flow separation*.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh *gap* pada *airfoil* dengan defleksi *flap* sebesar 20° . Besar *gap* yang digunakan yaitu $0,5\%c$, $1,5\%c$, dan $2,5\%c$. Penelitian ini menggunakan *angle of attack* sebesar 0° , 8° dan 16° .

Parameter yang akan ditinjau berupa:

1. *Lift Coefficient* (C_L)
2. *Drag Coefficient* (C_D)
3. *Lift to Drag Ratio* (C_L/C_D)

Fenomena aliran di sekitar *airfoil* berupa visualisasi :

1. Kontur kecepatan dan tekanan di sekitar *airfoil*
2. *Streamline* pada daerah sekitar *airfoil*
3. *Flow separation* pada *airfoil*

1.4 Batasan Masalah

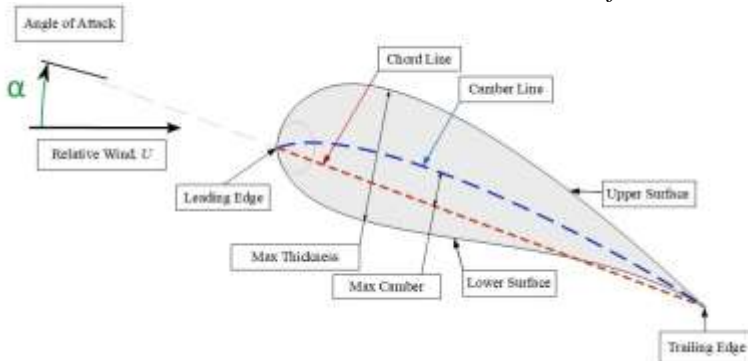
Penelitian ini difokuskan untuk mengetahui fenomena aliran dan karakteristik aerodinamika pada *airfoil* dengan besar *gap* dan *flap* yang berbeda. Batasan masalah dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Tipe *airfoil* yang digunakan yaitu NACA 23012.
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara yang mengalir secara *steady flow*, *incompressible*, *viscous*, dan *freestream* pada *inlet*.
3. Perpindahan panas diabaikan.
4. Bahan yang digunakan pada *airfoil* tidak diperhitungkan.
5. *Airfoil* merupakan benda tegar yang tidak berdeformasi.

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 *Airfoil* NACA 23012

Airfoil merupakan suatu bentuk yang biasa digunakan sebagai dasar pembuatan sayap pesawat terbang. Dari bentuknya yang unik, *airfoil* dapat memberikan gaya angkat yang sangat berguna dalam dunia penerbangan. Gaya angkat tersebut terjadi karena aliran yang melintas pada bagian *upper surface* memiliki kecepatan yang lebih besar dibandingkan dengan bagian *lower surface*, sehingga terjadi perbedaan tekanan diantara kedua daerah tersebut, dimana tekanan pada bagian *lower surface* akan lebih besar daripada bagian *upper surface*. Bagian dari suatu *airfoil* dapat dilihat pada gambar 2.1. Bagian-bagian tersebut sangat menentukan karakteristik aerodinamika dari suatu *airfoil*.



Gambar 2.1 Bagian-bagian *airfoil*
(<https://en.wikipedia.org/wiki/Airfoil>)

NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) merupakan suatu standar yang dibuat dalam merancang *airfoil*. Standar tersebut disusun secara sistematis dan rasional guna memudahkan dalam pengelompokkan, NACA membuat kunci seperti seri satu, seri empat, seri lima, dan seri enam. Geometri dari *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik

aerodinamika dengan parameter penting berupa *lift coefficient* (C_L) yang berkaitan dengan gaya angkat.

NACA 23012 merupakan seri *airfoil* NACA 5 digit. Digit pertama jika dikalikan $3/2$ kemudian dibagi 10 akan memberikan nilai desain C_L . Dua digit berikutnya jika dibagi 2 akan memberikan nilai persen posisi maksimum *camber* terhadap *chord*. Sedangkan, dua digit terakhir merupakan persen ketebalan terhadap *chord*. Artinya, *airfoil* NACA 23012 memiliki nilai C_L desain 0,3 dengan posisi maksimum *camber* pada 15% *chord* dari *leading edge* dan ketebalan sebesar 12% *chord*.

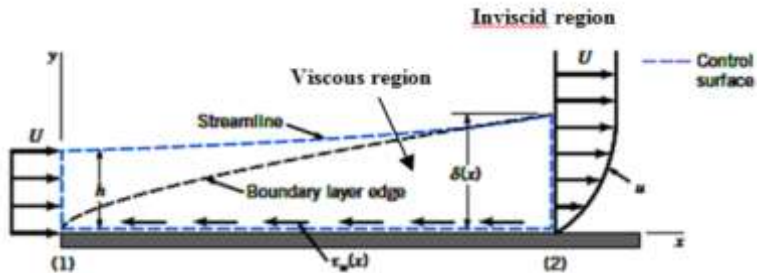
2.2 *Incompressible Flow*

Incompressible flow merupakan aliran dimana perubahan massa jenis aliran fluida adalah konstan di seluruh medan aliran. Perubahan massa jenis ini dikatakan konstan karena terbilang sangat kecil, yaitu dibawah 5%. Kompresibilitas suatu aliran fluida dapat ditentukan melalui bilangan *Mach number* (M). *Mach number* merupakan perbandingan antara kecepatan aliran suatu fluida (v) dengan kecepatan suara lokal (c). Bila $M < 0,3$ maka aliran dinyatakan sebagai *incompressible flow*, sedangkan jika $M > 0,3$ maka aliran tersebut dinyatakan sebagai *compressible flow*.

2.3 *Boundary Layer*

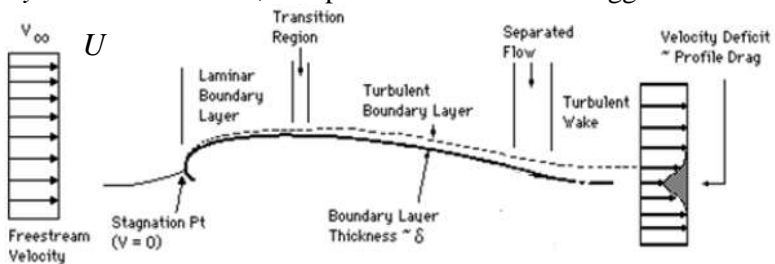
Gambar 2.2 di bawah merupakan suatu *boundary layer* yang terbentuk pada plat datar. *Boundary layer* merupakan lapisan tipis dari suatu aliran fluida yang berada dekat dengan permukaan benda, dimana aliran tersebut diperlambat karena adanya gesekan antara permukaan benda yang solid dengan fluida itu sendiri. Ketika aliran udara bebas (U) melewati plat datar untuk pertama kalinya, terjadilah gesekan antara fluida dengan permukaan plat datar. Gesekan ini menyebabkan kecepatan aliran udara berkurang pada bagian dekat dengan permukaan. Daerah yang dipengaruhi gesekan inilah yang disebut dengan *boundary layer*. Daerah yang dekat dengan permukaan benda merupakan daerah *viscous*, dimana gaya gesek tadi berlaku. Sedangkan, pada daerah *inviscid* sudah

tidak dipengaruhi oleh gaya gesek lagi, sehingga kecepatan aliran sudah seragam.



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

Gambar 2.3 merupakan suatu *boundary layer* yang terbentuk pada *upper surface airfoil*. Aliran udara bebas (U) pertama kali menabrak bagian paling depan dari suatu *airfoil* yang biasa disebut dengan *leading edge*. Aliran pada daerah ini memiliki kecepatan yang sangat rendah bahkan mencapai nol dengan tekanan yang sangat tinggi, atau dapat juga disebut sebagai titik stagnasi. Pada bagian *leading edge upper surface*, kecepatan aliran relatif rendah sehingga *boundary layer* yang terbentuk masih *laminar*. Semakin jauh aliran dari *leading edge*, gangguan akibat gaya gesek akan semakin besar. Hal ini mengakibatkan aliran mengalami transisi sampai akhirnya menjadi *turbulent boundary layer*. Pada daerah ini, kecepatan fluida semakin tinggi.

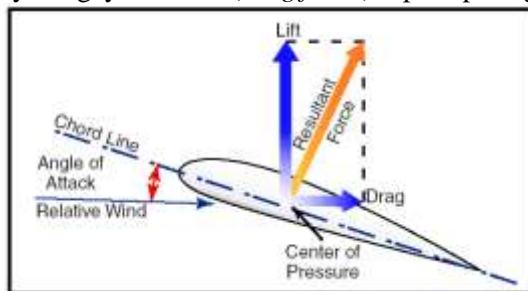


Gambar 2.3 *Boundary layer* pada *airfoil* (Anderson, 2001)

Selain daerah-daerah tersebut, terdapat juga daerah separasi. Daerah separasi ini muncul akibat adanya *adverse pressure gradient*. Hal ini menyebabkan adanya aliran *backward* pada permukaan *airfoil* sehingga aliran yang tadinya menempel pada permukaan *airfoil* tidak dapat mempertahankan posisinya sehingga terlepas dan menyebabkan ruang kosong. Ruang kosong inilah yang disebut dengan *wake area*. Pada *wake area* ini, kecepatan fluida relatif lebih rendah dibanding daerah sekitarnya. Dengan kata lain, tekanan pada bagian *upper surface airfoil* mengalami peningkatan akibat adanya aliran yang terseparasi. Hal inilah yang dapat membuat gaya angkat dari sayap pesawat terbang berkurang.

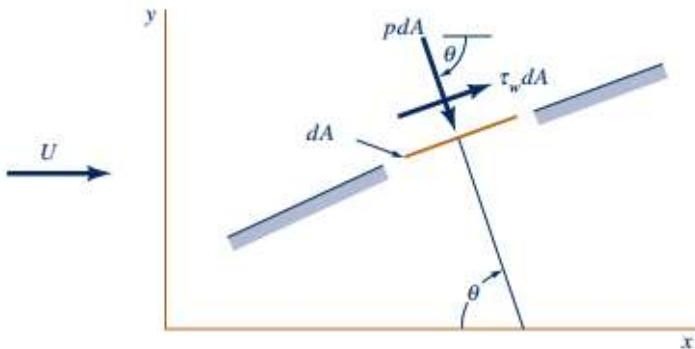
2.4 *Drag Coefficient dan Lift Coefficient*

Gaya angkat terjadi ketika tekanan pada permukaan bawah benda lebih besar dibanding permukaan atas. Hal itu dapat terjadi ketika geometri dari benda tersebut memungkinkan aliran fluida memiliki kecepatan yang lebih besar pada permukaan bagian atas, karena tekanan berbanding terbalik dengan kecepatan, tekanan di bagian atas akan lebih rendah dibanding permukaan bawah. Dalam aliran dua dimensi, gaya angkat (*lift force*) merupakan gaya yang tegak lurus dengan arah aliran, sedangkan gaya yang sejajar dengan arah aliran yaitu gaya hambat (*drag force*) seperti pada gambar 2.4.



Gambar 2.4 Komponen gaya pada suatu *airfoil*
(<https://panggih15.wordpress.com/2010/01/30/teori-airfoil/>)

Gaya hambat yang terjadi berupa *skin friction drag* (F_{DF}) dan *pressure drag* (F_{DP}). *Skin friction drag* merupakan gaya hambat yang terjadi akibat adanya tegangan geser karena fluida bergesekan dengan permukaan benda, gaya ini menyinggung permukaan benda secara tangensial dan besarnya akan menentukan nilai koefisien *drag viscous* (C_{DV}). Sedangkan *pressure drag* merupakan gaya hambat yang terjadi akibat adanya perbedaan tekanan fluida pada bagian atas dan bawah permukaan *airfoil* yang arahnya tegak lurus dengan permukaan benda dan besarnya akan menentukan nilai koefisien *drag pressure* (C_{DP}). Dari kedua nilai koefisien tersebut, jika dijumlahkan akan menghasilkan nilai C_D total.



Gambar 2.5 Komponen gaya *drag* (Munson et al, 2002)

Dari gambar 2.5 komponen gaya dapat dikelompokkan menjadi gaya searah sumbu-x (F_x) dan gaya searah sumbu-y (F_y):

$$dF_x = (p \cdot dA) \cdot \cos \theta + (\tau_w \cdot dA) \cdot \sin \theta \quad (2.1)$$

$$dF_y = -(p \cdot dA) \cdot \sin \theta + (\tau_w \cdot dA) \cdot \cos \theta \quad (2.2)$$

Keterangan:

A = Planform area *airfoil* (m^2)

θ = Sudut antara aliran fluida dengan gaya tekanan pada *planform area*

Komponen gaya diatas dapat dijelaskan menjadi gaya hambat yang searah sumbu-x (F_D) dan gaya angkat yang searah sumbu-y (F_L). Gaya hambat terdiri dari *pressure drag force* dan *friction drag force*, dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$F_D = F_{Dp} + F_{Df} \quad (2.3)$$

$$F_D = \int \cos \theta (p \cdot dA) + \int \sin \theta (\tau \cdot dA) \quad (2.4)$$

Sedangkan untuk gaya angkat yang terdiri dari *pressure lift force* dan *friction lift force* yaitu:

$$F_L = F_{Lp} + F_{Lf} \quad (2.5)$$

$$F_L = - \int \sin \theta (p \cdot dA) + \int \cos \theta (\tau \cdot dA) \quad (2.6)$$

Keterangan:

$$\begin{array}{ll} F_{Dp} = \text{Pressure drag force} & F_{Lp} = \text{Pressure lift force} \\ F_{Df} = \text{Friction drag force} & F_{Lf} = \text{Friction lift force} \end{array}$$

Drag coefficient adalah bilangan tak berdimensi yang dapat dinyatakan sebagai perbandingan antara tekanan yang diakibatkan oleh gaya hambat dengan tekanan dinamis *freestream*:

$$C_D = \frac{F_D}{0,5 \rho U^2 A} \quad (2.7)$$

Sedangkan, untuk *lift coefficient* dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{0,5 \rho U^2 A} \quad (2.8)$$

Keterangan:

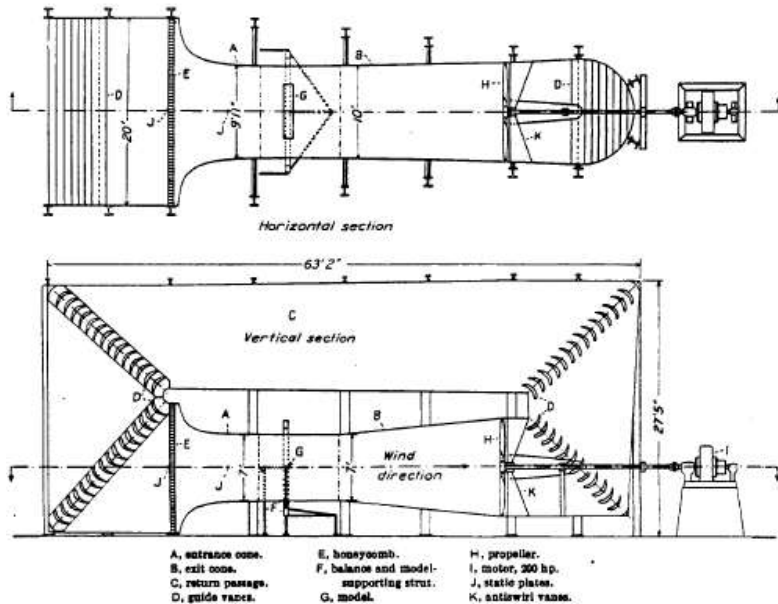
$$\begin{array}{ll} F_D = \text{Gaya hambat (N)} & A = \text{Planform airfoil (m}^2\text{)} \\ F_L = \text{Gaya angkat (N)} & = c \times s \\ \rho = \text{Massa jenis udara (kg/m}^3\text{)} & c = \text{Chord (m)} \\ U = \text{Kecepatan udara bebas (m/s)} & s = \text{Span (m)} \end{array}$$

2.5 Penelitian Terdahulu

2.5.1 Penelitian Wenzinger dan Harris

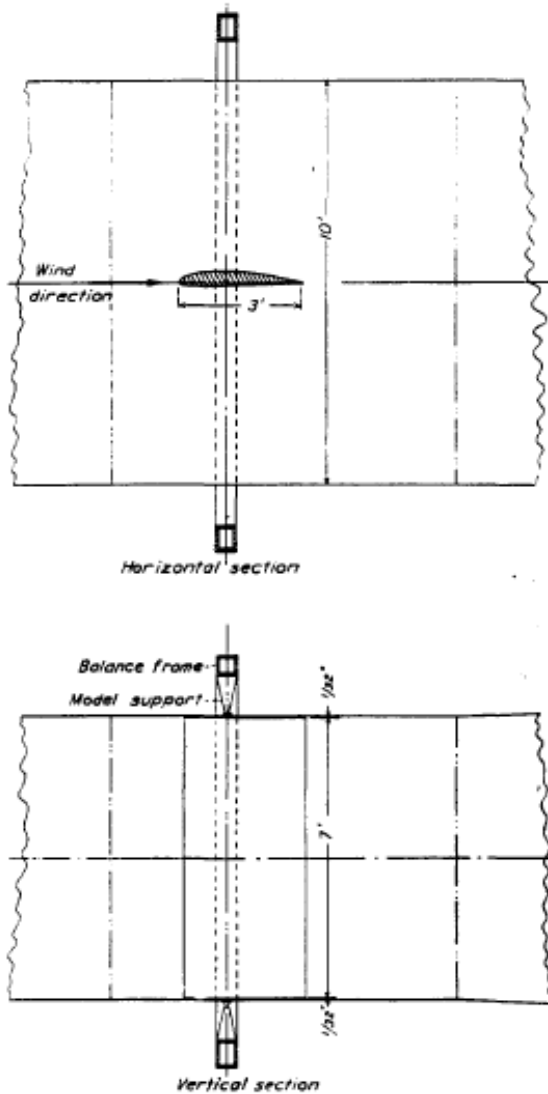
Wenzinger dan Harris (1939) melakukan penelitian terhadap karakteristik aliran melewati suatu *airfoil*. Penelitian ini

berupa eksperimen menggunakan *wind tunnel* dengan lebar 7 ft dan tinggi 10 ft. Pada gambar 2.6 ditunjukkan bentuk *wind tunnel* yang digunakan dalam eksperimen.



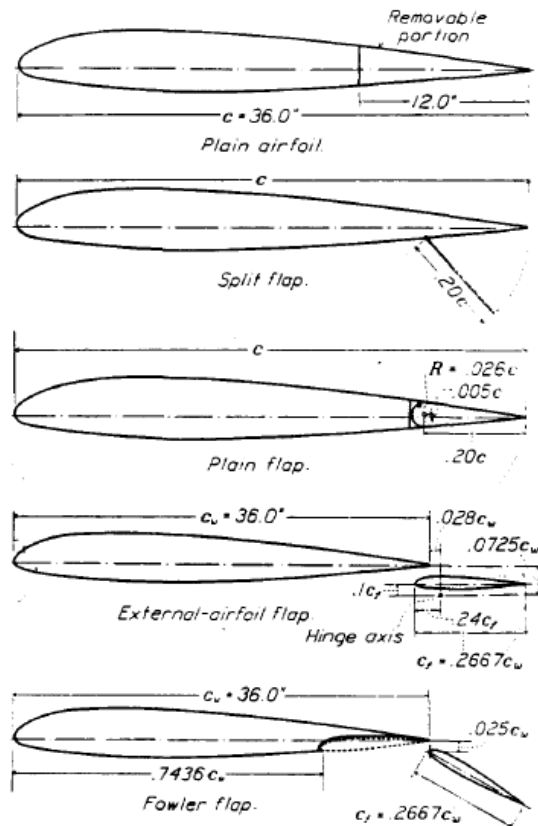
Gambar 2.6 *Wind tunnel* yang digunakan dalam penelitian (Wenzinger dan Harris, 1939)

Penelitian ini membandingkan karakteristik aliran melewati *airfoil* NACA 23012 dengan desain *flap* yang berbeda. Desain tersebut berupa *plain*, *split*, *external airfoil*, dan *foowler flap* serta *plain airfoil*. Gambar 2.7 merupakan model instalasi untuk *plain airfoil* dengan panjang *chord* model yang digunakan sebesar 3 ft dan *span* sebesar 7 ft.



Gambar 2.7 Model instalasi untuk aliran 2 dimensi pada *wind tunnel* (Wenzinger dan Harris, 1939)

Gambar 2.8 menunjukkan bentuk *plain airfoil* dan *airfoil* dengan desain *flap* yang berbeda. Panjang *split flap* sebesar 20% dari *chord* total, begitu pula dengan panjang *plain flap*. Untuk *external airfoil flap* memiliki panjang sebesar 26.67% dari panjang *chord* total. Sedangkan untuk *fowler flap* menggunakan *flap* yang sama dengan *external airfoil flap*. Pada model *slotted flap*, terdapat 3 macam tipe dengan desain yang berbeda di tiap tipe nya.

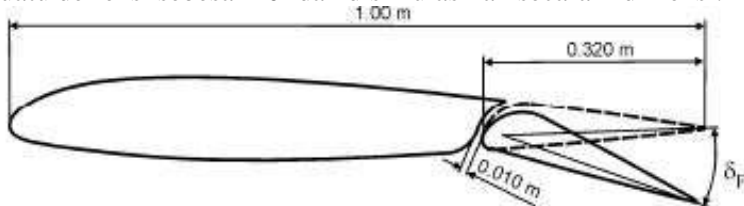


Gambar 2.8 NACA 23012 *plain airfoil* dan *airfoil* dengan desain *flap* yang berbeda (Wenzinger dan Harris, 1939)

Dari eksperimen didapat susunan yang paling optimal dari *slotted flap* menunjukkan nilai *lift coefficient* dan *drag coefficient* yang lebih baik dibanding *plain*, *split*, dan *external airfoil flap*. Namun, kenaikan *lift coefficient* pada *slotted flap* lebih kecil dibandingkan dengan *fowler flap*.

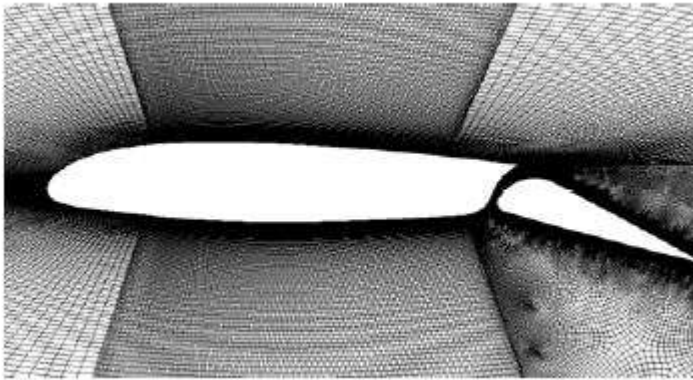
2.5.2 Penelitian Todorov

Todorov (2015) melakukan penelitian mengenai karakteristik aerodinamika pada *single slotted flap*. Pada penelitian ini, model yang digunakan berupa *airfoil* tipe NACA 23012 dengan panjang *chord* sebesar 1 m dan panjang *flap* 32%*c* atau 0.32*c* yang dapat dilihat pada gambar 2.9. Pada *flap* dilakukan suatu defleksi sebesar 20° dan disimulasikan secara 2-dimensi.



Gambar 2.9 Airfoil NACA 23012 dengan *single slotted flap* (Todorov, 2015)

Simulasi menggunakan kode *Fluent* dengan metode turbulen *Spallart-Allmaras*. Untuk mendapatkan kondisi yang mendekati keadaan sebenarnya, dibuat domain berupa lingkaran dengan radius 10*c*. Jumlah *mesh* yang dibuat yaitu 711.754 *nodes* dan 706.558 *elements*. Bentuk *mesh* dibuat sedemikian rupa seperti pada gambar 2.10 agar fenomena aliran yang terjadi pada daerah sekitar *airfoil* dapat terlihat jelas dan data yang dihasilkan lebih akurat.

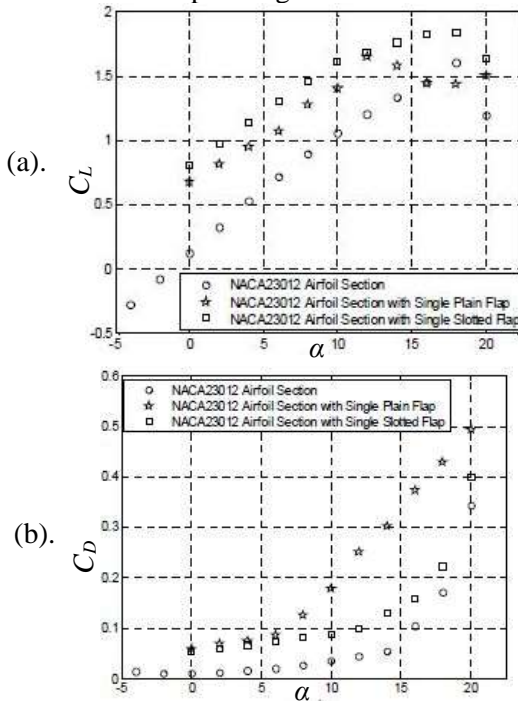


Gambar 2.10 Bentuk *mesh* dari *airfoil* NACA 23012 dengan *single slotted flap* (Todorov, 2015)

Dari hasil penelitian diperoleh nilai *lift coefficient* dan *drag coefficient* pada gambar 2.11 (a) dan (b) berikut. Pada grafik, ditunjukkan perbandingan nilai antara *airfoil* NACA 23012, *airfoil* NACA 23012 dengan *single plain flap* dan *airfoil* NACA 23012 dengan *single slotted flap*. Simulasi ini dilakukan pada besar *angle of attack* (α) mulai 0° hingga 20° .

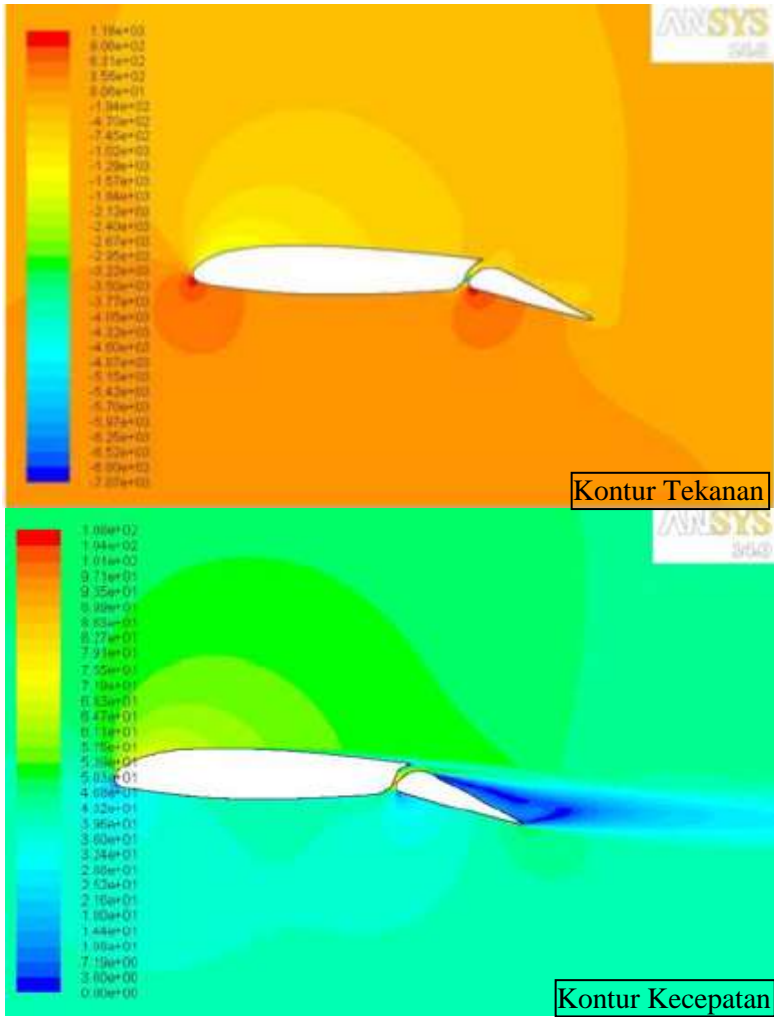
Gambar 2.11 (a) merupakan perbandingan nilai *lift coefficient* (C_L) terhadap sudut α . Dapat dilihat pada gambar semakin besar sudut α maka nilai C_L akan semakin besar hingga mencapai titik maksimum lalu turun dimana pada kondisi ini *airfoil* telah terjadi *stall*. Pada *airfoil* tanpa *flap* dan *single slotted flap* sudut α terbesar adalah 18° , sedangkan pada *plain flap* sudut α terbesar adalah 12° . Pada sudut serang tersebut, aliran sudah terlepas dari *upper surface airfoil* yang menyebabkan *airfoil* kehilangan gaya angkat atau *stall*. Defleksi dari *single slotted flap* seolah-olah membuat *airfoil* memiliki sudut serang sehingga mengakibatkan nilai *lift coefficient* meningkat hingga 38% dari konfigurasi tanpa menggunakan *flap* pada sudut $\alpha = 0^\circ$ hingga 10° , dan jika dibanding dengan konfigurasi *plain flap* terjadi kenaikan C_L hingga 8%.

Gambar 2.11 (b) merupakan perbandingan nilai *drag coefficient* (C_D) terhadap sudut α . Pada gambar dapat dilihat nilai C_D semakin besar seiring bertambahnya sudut α . Nilai yang dihasilkan oleh konfigurasi *single slotted flap* lebih besar dibanding konfigurasi tanpa *flap*, namun jika dibanding dengan konfigurasi *plain flap*, nilai C_D yang dihasilkan jauh lebih rendah pada α yang besar. Nilai C_D pada konfigurasi *plain flap* merupakan yang terbesar diantara konfigurasi lainnya. Hal ini karena pada *plain flap* aliran udara sudah terlepas pada bagian atas permukaan *flap* sehingga menimbulkan daerah *wake* yang besar. Dengan adanya *wake* yang besar ini gaya hambat yang dihasilkan juga akan semakin membesar. Penelitian ini menunjukkan hasil C_L yang lebih baik dalam sudut pandang aerodinamika.

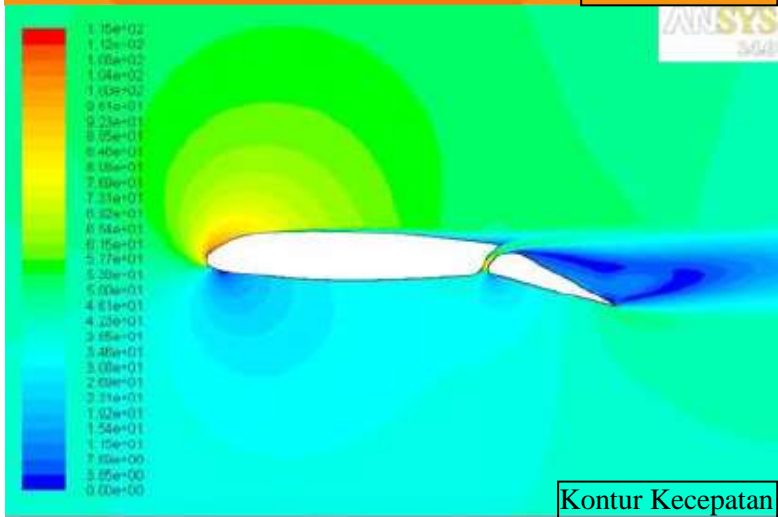
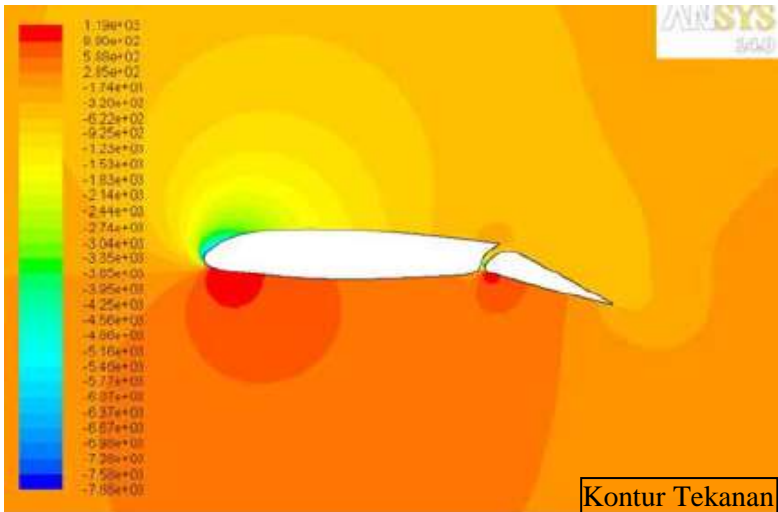


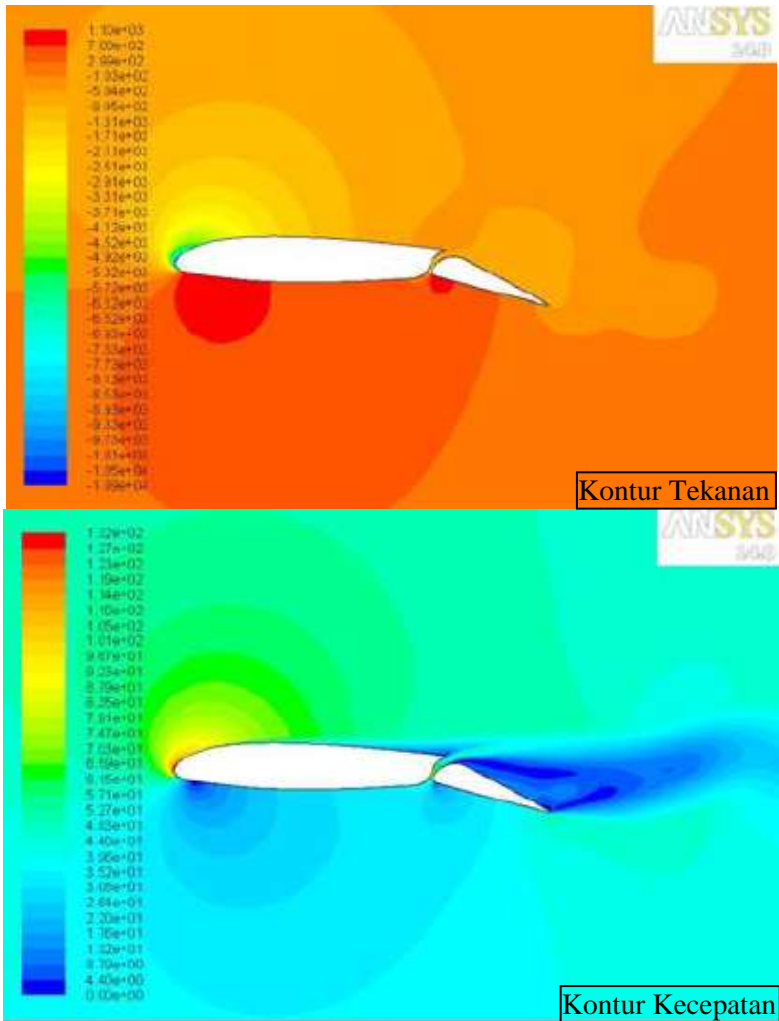
Gambar 2.11 (a). C_L dan (b). C_D terhadap α pada 3 konfigurasi *airfoil* NACA 23012 yang berbeda (Todorov, 2015)

Gambar 2.12 merupakan kontur tekanan dan kecepatan hasil simulasi *single slotted flap airfoil* NACA 23012 pada sudut serang yang berbeda. Dari kontur tekanan dapat dilihat terjadi perbedaan yang signifikan pada bagian bawah dan atas permukaan *airfoil* di tiap sudut serang. Pada sudut $\alpha = 2^\circ$ dan 12° terlihat peningkatan tekanan pada bagian bawah permukaan *airfoil*, sedangkan pada bagian *leading edge upper surface airfoil* terdapat daerah berwarna hijau dimana pada daerah tersebut memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan sudut $\alpha = 2^\circ$. Sedangkan pada sudut $\alpha = 12^\circ$ dan 18° terdapat pengurangan daerah bertekanan rendah pada bagian atas permukaan *airfoil*. Pada kontur kecepatan, terlihat perbedaan daerah berkecepatan rendah pada bagian bawah permukaan *airfoil* dari sudut $\alpha = 2^\circ$ hingga 18° . Dapat dilihat pada sudut $\alpha = 2^\circ$ aliran sudah terlepas pada bagian atas *flap airfoil*. Sedangkan, pada sudut $\alpha = 12^\circ$ dan 18° aliran sudah terlepas pada bagian *main wing airfoil*.



(a). Sudut $\alpha = 2^\circ$

(b). Sudut $\alpha = 12^\circ$



(c). Sudut $\alpha = 18^\circ$

Gambar 2.12 Kontur tekanan dan kecepatan pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 pada sudut serang yang berbeda (Todorov, 2015)

2.5.3 Penelitian Velkova dan Todorov

Velkova dan Todorov (2015) melakukan penelitian terhadap karakteristik aerodinamika dari efek besar *gap* pada *single slotted flap*. Penelitian ini dilakukan dengan analisa 2-dimensi menggunakan CFD. Tipe *airfoil* yang digunakan yaitu NACA 23012 dengan panjang *chord* 1 m dan panjang *flap* 32%*c*. Velkova dan Todorov melakukan simulasi terhadap celah *gap* sebesar 0,005 m dan 0,015 m dengan defleksi *flap* sebesar 20°.

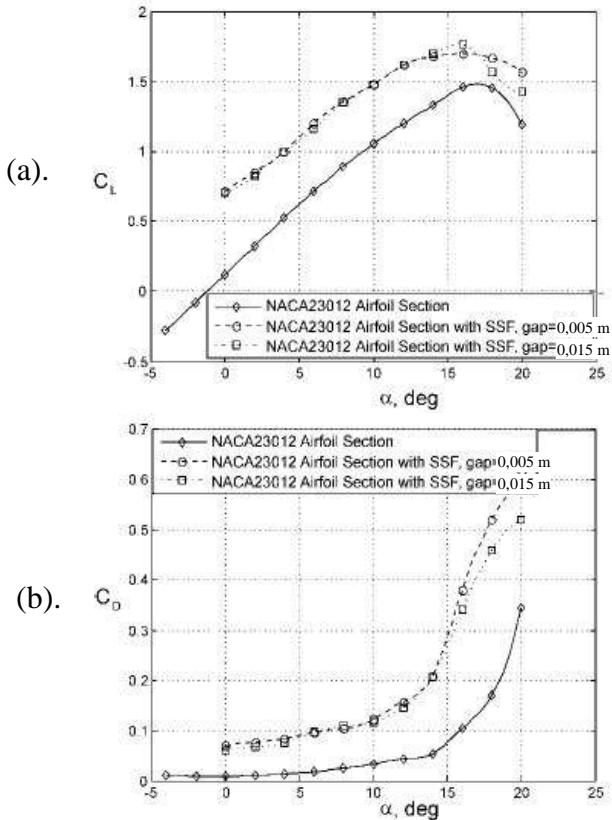
Simulasi dilakukan pada bilangan *Reynolds* sebesar 3×10^6 dan *velocity inlet* 43,81 m/s. *Turbulent intensity* yang digunakan sebesar 2,48%. Untuk proses diskritisasi, *Hybrid O-Mesh* dibentuk dengan radius 10*c*. Pada bagian di sekitar *wing*, *flap*, dan *downstream* mesh dibentuk lebih rapat karena pada daerah tersebut terjadi fenomena aliran yang penting dalam penelitian dengan jumlah 420.000 *nodes* dan 420.000 *elements*.

Dari hasil simulasi diperoleh nilai *lift coefficient* dan *drag coefficient* pada gambar 2.13 (a) dan (b) berikut. Pada grafik terdapat perbandingan nilai antara *airfoil* NACA 23012 dengan jarak celah *gap* sebesar 0,005 m, 0,015 m dan tanpa *flap*. Penelitian ini dilakukan pada sudut α mulai dari 0° hingga 20°.

Gambar 2.13 (a). menunjukkan grafik perbandingan antara nilai C_L terhadap α dengan perbandingan 3 konfigurasi *airfoil* yang berbeda. Dari grafik dapat dilihat bahwa nilai C_L yang dihasilkan *airfoil* dengan *single slotted flap* lebih besar dibandingkan dengan *plain airfoil*. Nilai C_L yang dihasilkan oleh *airfoil* dengan *single slotted flap* pada jarak *gap* 0,005 m dan 0,015 m menunjukkan nilai yang tidak jauh berbeda untuk sudut α dibawah 14°. Namun, pada sudut α diatas 14° nilai C_L yang lebih tinggi dihasilkan oleh *single slotted flap* dengan jarak celah *gap* sebesar 0,015 m dimana pada sudut $\alpha = 16^\circ$ merupakan nilai maksimum lalu terjadi *stall*. Pada sudut α diatas 16° nilai C_L yang dihasilkan lebih kecil dibandingkan dengan jarak *gap* 0,005 m.

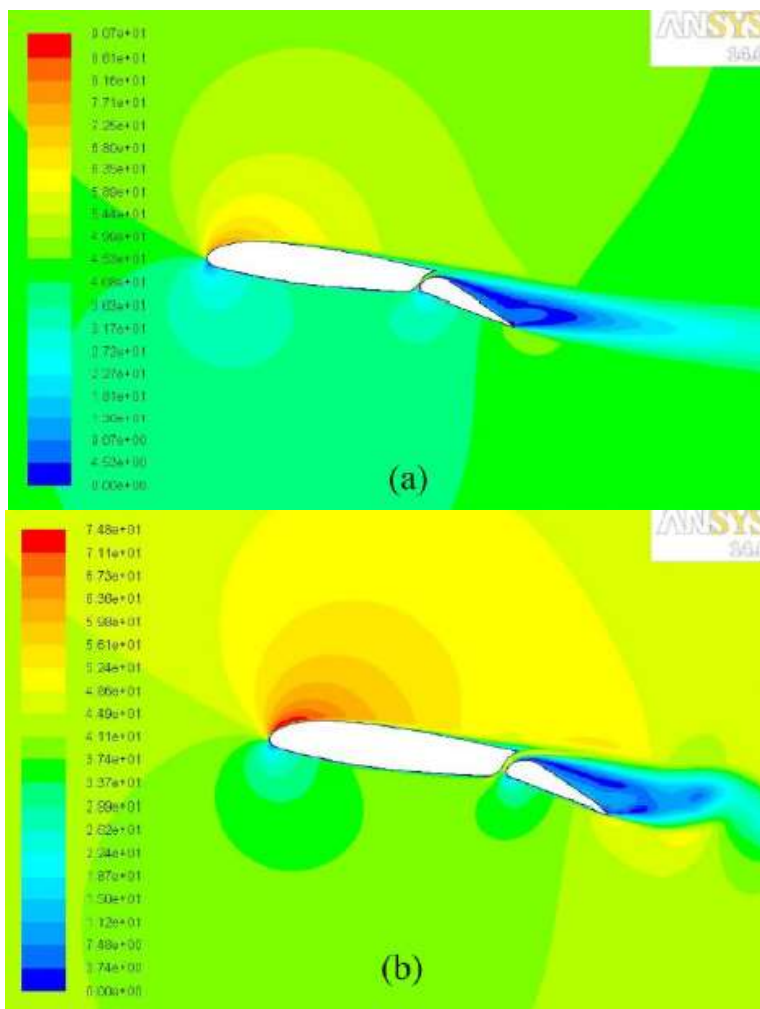
Gambar 2.13 (b). menunjukkan perbandingan nilai C_D terhadap sudut α . Nilai C_D yang dihasilkan semakin naik seiring bertambahnya sudut serang. Dapat dilihat pada gambar nilai C_D

yang dihasilkan oleh *single slotted flap* lebih besar dibandingkan dengan *plain flap*. Pada jarak celah *gap* sebesar 0,005 m dan 0,015 m nilai yang dihasilkan tidak jauh berbeda pada sudut α dibawah 14° . Namun, untuk sudut α diatas 14° nilai C_D pada jarak *gap* 0,005 m lebih besar dibandingkan dengan *single slotted flap* dengan jarak celah *gap* sebesar 0,015 m. Dari hasil yang didapat, semakin besar jarak *gap* akan menaikkan nilai C_L dan mereduksi nilai C_D .

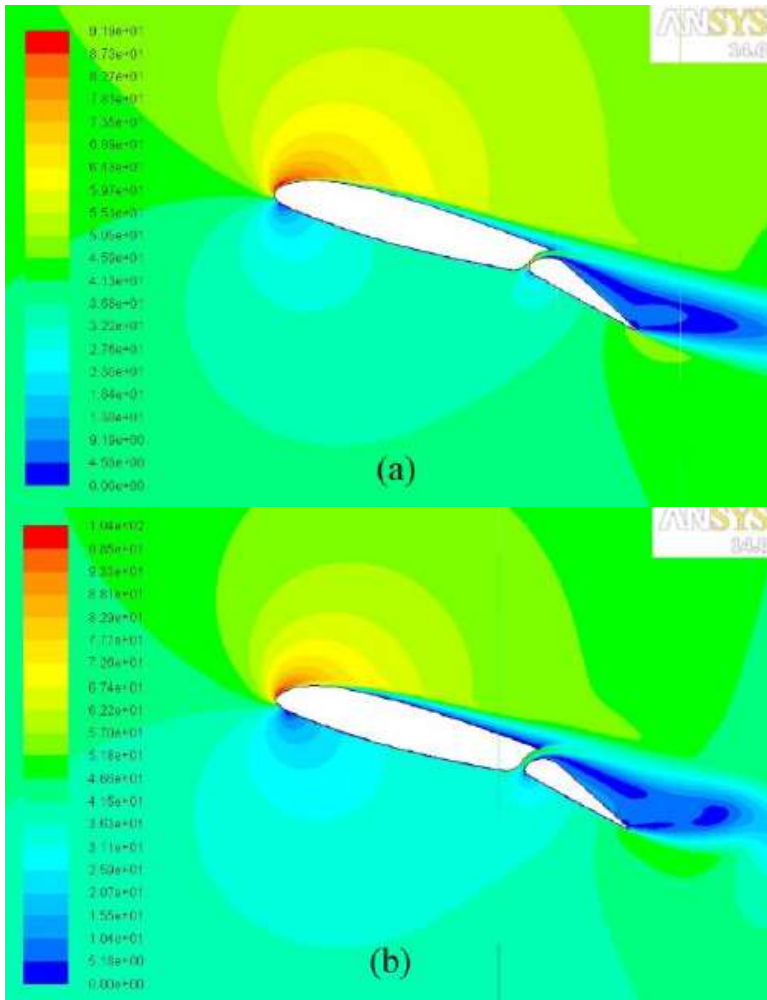


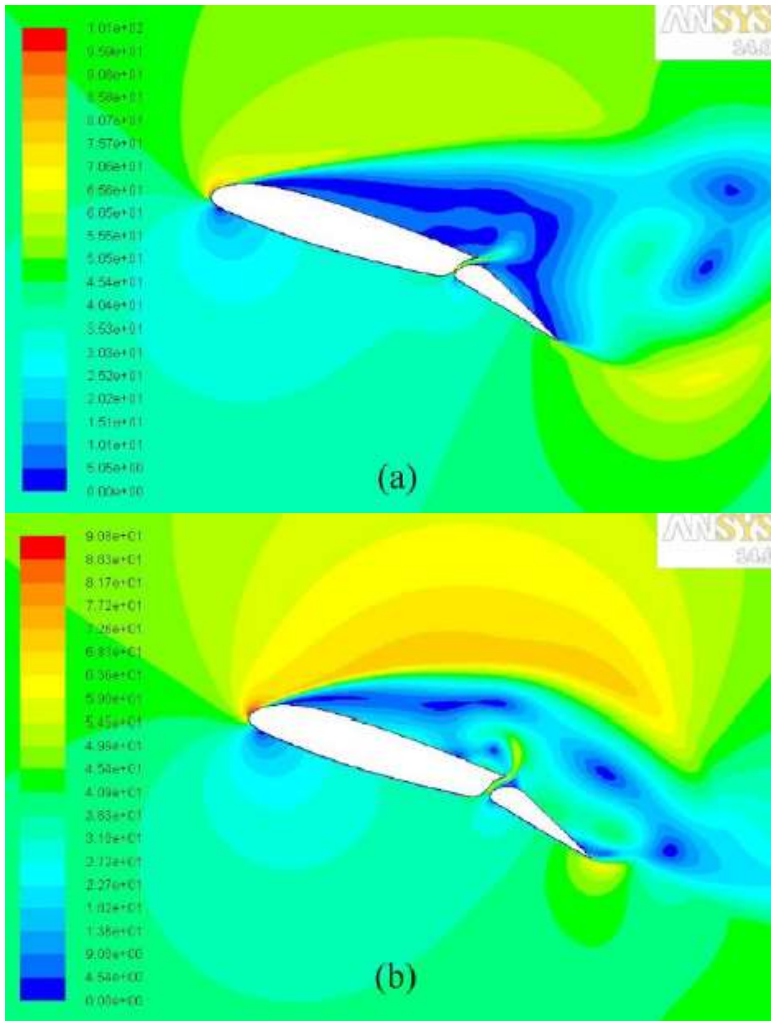
Gambar 2.13 (a). C_L dan (b). C_D terhadap α pada 3 konfigurasi *airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* yang berbeda (Velkova dan Todorov, 2015)

Gambar 2.14 merupakan kontur kecepatan hasil simulasi *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar 0,005 m dan 0,015 m pada sudut serang yang berbeda. Pada sudut $\alpha = 6^\circ$ terlihat peningkatan kecepatan pada bagian *leading edge airfoil* pada jarak *gap* 0,015 m. Pada sudut serang $\alpha = 14^\circ$ tidak terlalu terlihat perbedaan diantara jarak *gap* 0,005 m dengan 0,015 m pada kontur kecepatannya, namun pada jarak *gap* 0,005 m kecepatan pada bagian atas *flap airfoil* terlihat memiliki kecepatan yang lebih rendah dibandingkan dengan jarak *gap* 0,015 m. Sedangkan, pada sudut $\alpha = 16^\circ$ terlihat perbedaan yang besar pada bagian atas *airfoil*. Pada jarak *gap* 0,005 m terdapat daerah berkecepatan yang lebih rendah dibagian atas permukaan atas *airfoil* dibandingkan dengan jarak *gap* 0,015 m. Hal ini terjadi karena pada bagian atas *flap* mendapat momentum udara tambahan dari bagian bawah *airfoil* melalui celah.



Sudut $\alpha = 6^\circ$





Sudut $\alpha = 16^\circ$

Gambar 2.14 Kontur kecepatan pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* (a). 0,005 m dan (b). 0,015 m pada sudut serang yang berbeda (Velkova dan Todorov, 2015)

BAB III

METODE PENELITIAN

Penelitian ini dilakukan secara simulasi numerik dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)*. *Software* yang digunakan yaitu *Ansys 14.5* dan *Gambit 2.4.6* untuk membuat geometri dari *airfoil* dengan *single slotted flap* secara 2 dimensi. Simulasi ini dilakukan secara *steady*.

Model yang digunakan dalam penelitian ini merupakan *airfoil* NACA 23012 dengan *single slotted flap*. Panjang *chord airfoil* sebesar 1 m dan jarak celah antara *wing* dengan *flap* atau biasa disebut dengan *gap* sebesar 0.5%*c*, 1.5%*c*, dan 2.5%*c*. *Reynolds number* yang digunakan sebesar 3×10^6 atau dengan kecepatan udara bebas sebesar 43,8 m/s. *Angle of attack* yang digunakan sebesar 0°, 8° dan 16° untuk melihat pada kondisi tanpa ada sudut serang (0°), sesaat sebelum *stall* (16°), dan diantara kedua sudut serang tersebut (8°). Serta *flap* juga didefleksikan sebesar 20°. Pemilihan *airfoil* NACA 23012 dan parameter lainnya digunakan berdasarkan penelitian yang telah dilakukan oleh Velkova dan Todorov (2015).

3.1 Tahapan Penelitian

Dalam melakukan simulasi numerik ada 3 tahapan umum yang perlu dilakukan, antara lain : *pre-processing*, *solving*, dan *post processing*.

3.1.1 Pre-processing

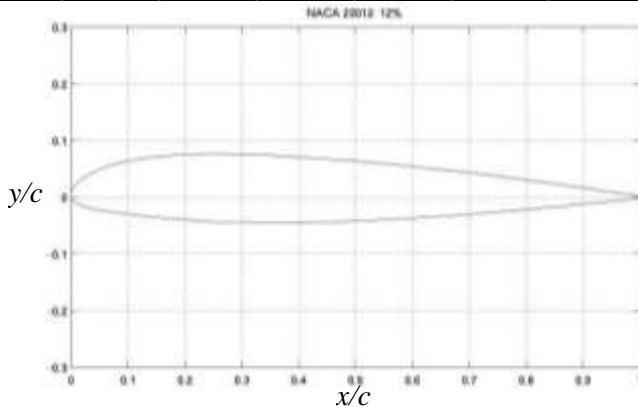
Pada tahap ini dilakukan pembuatan geometri dan *mesh* menggunakan *software Gambit 2.4.6*. Selanjutnya melakukan penentuan kondisi batas dengan menggunakan *software Ansys 14.5*. Langkah-langkah yang dilakukan pada tahap ini yaitu sebagai berikut:

- a. Mengimpor koordinat profil *airfoil* NACA 23012 ke dalam *software Gambit 2.4.6*. Koordinat profil NACA 23012 didapat dari *website airfoil tools*. Koordinat *airfoil* ditunjukkan pada tabel 3.1 yang dapat dikelompokkan

menjadi bagian *upper surface* dan *lower surface* airfoil dan bentuk airfoil NACA 23012 pada gambar 3.1.

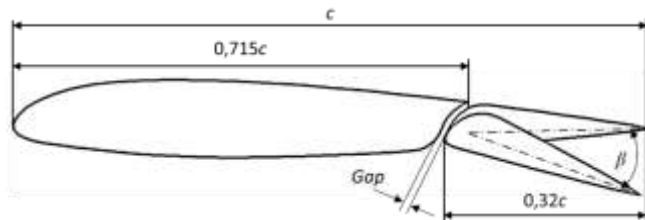
Tabel 3.1 Koordinat *airfoil* NACA 23012

<i>Upper surface</i>				<i>Lower Surface</i>			
x/c	y/c	x/c	y/c	x/c	y/c	x/c	y/c
1.00003	0.00126	0.50117	0.06397	0.00533	-0.00792	0.55117	-0.0395
0.9973	0.0017	0.44897	0.06811	0.01557	-0.01401	0.60296	-0.0366
0.98914	0.00302	0.39733	0.0715	0.03029	-0.0187	0.6536	-0.0333
0.97563	0.00518	0.34681	0.07402	0.04915	-0.02248	0.70257	-0.0298
0.95693	0.00812	0.29796	0.07554	0.07195	-0.02586	0.7493	-0.0261
0.93324	0.01176	0.25131	0.07597	0.09868	-0.02922	0.7933	-0.0224
0.90482	0.01602	0.20738	0.07524	0.12954	-0.03282	0.83407	-0.0187
0.87197	0.02079	0.16604	0.0732	0.16483	-0.0366	0.87118	-0.0151
0.83506	0.02597	0.12732	0.06915	0.20483	-0.04016	0.9042	-0.0118
0.79449	0.03145	0.0923	0.06265	0.24869	-0.04283	0.93279	-0.0088
0.7507	0.03712	0.06203	0.05382	0.29531	-0.04446	0.95661	-0.0062
0.70417	0.04285	0.0373	0.04324	0.34418	-0.0451	0.97543	-0.0041
0.65541	0.04854	0.01865	0.03176	0.39476	-0.04482	0.98901	-0.0025
0.60496	0.05405	0.00628	0.0203	0.4465	-0.04371	0.99722	-0.0016
0.55335	0.05924	0.00015	0.00956	0.49883	-0.04188	0.99997	-0.0013
		0	0				



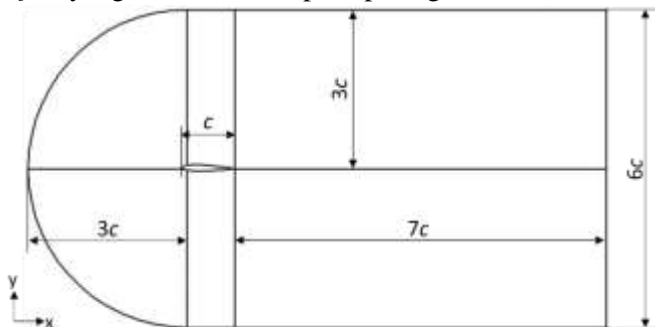
Gambar 3.1 Profil *airfoil* NACA 23012 (<http://m-selig.ae.illinois.edu>, 2018)

- b. Membuat geometri *airfoil NACA 23012* dengan *single slotted flap* menggunakan *software Gambit 2.4.6* seperti pada gambar 3.2.



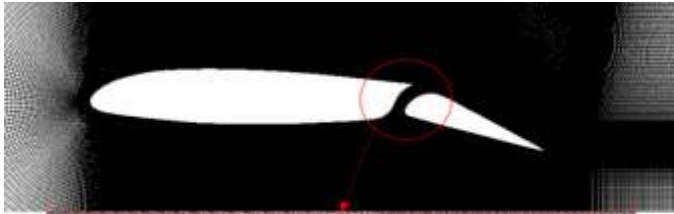
Gambar 3.2 Model benda uji

- c. Membuat geometri *domain* berupa *C-Mesh* pada geometri *airfoil* yang telah dibuat seperti pada gambar 3.3.

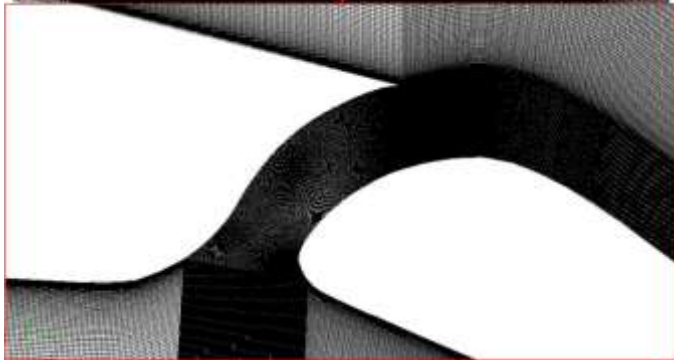


Gambar 3.3 Dimensi permodelan dan kondisi batas

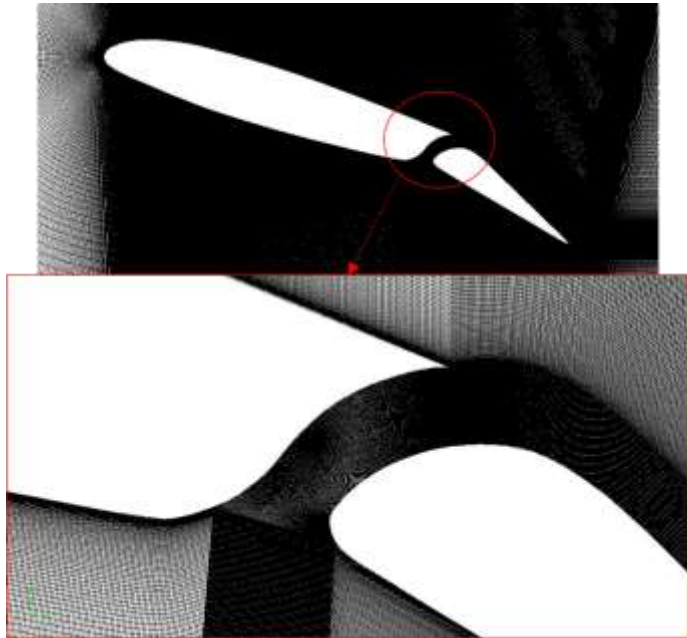
- d. Membuat *meshing* dengan metode *structured mesh* yang terkonsentrasi pada daerah sekitar permukaan *airfoil* untuk menganalisa aliran pada daerah tersebut seperti pada gambar 3.4.



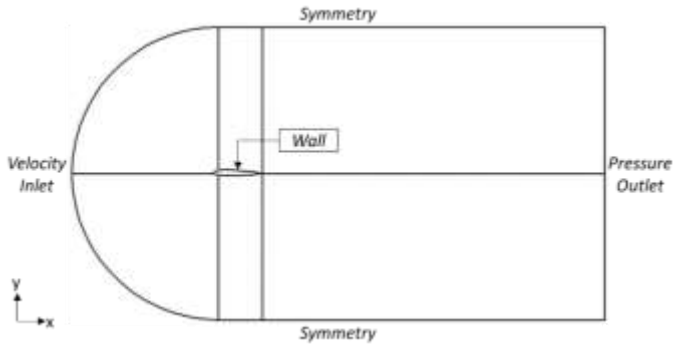
(a.) $\alpha = 0^\circ$



(b.) $\alpha = 8^\circ$

(c.) $\alpha = 16^\circ$ Gambar 3.4 Bentuk *mesh* pada *single slotted flap airfoil*

- e. Mendefinisikan kondisi batas untuk menentukan parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada aliran. Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet*. Kondisi batas *outlet* adalah *pressure outlet*. *Upper surface* dan *lower surface airfoil* adalah *wall*. Dinding di kanan dan kiri *airfoil* didefinisikan sebagai *symetry*, begitu juga pada bagian atas dan bawah *domain* didefinisikan sebagai *symetry*. Gambar 3.5 dibawah ini merupakan kondisi batas yang digunakan dalam penelitian.



Gambar 3.5 Kondisi batas

- f. Mendefinisikan volume *domain* sebagai *fluid*.
- g. Mengekspor file ke dalam bentuk *.msh*.

3.1.2 Solving

Pada tahap ini dilakukan penentuan parameter dan batasan yang mungkin terjadi pada *airfoil*.

a. Models

Pada tahap ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran, meliputi pemilihan *solver model* dan tipe *turbulence model* yang akan digunakan. *Solver model* yang digunakan adalah *pressure based type* dan *steady*. *Turbulence model* yang digunakan adalah *k- ω SST*. Pemilihan *turbulence model* yang digunakan berdasarkan penelitian Guo (2011), dimana pada penelitian yang dilakukan berupa simulasi numerik *high lift configuration* pada *airfoil* dengan menggunakan beberapa *turbulence models* yang berbeda. Dari penelitian Guo (2011) diperoleh bahwa *turbulence model* yang dapat menghasilkan nilai dari *lift coefficient* terbesar adalah *k- ω SST*.

b. Materials

Merupakan jenis material yang digunakan, pada permodelan ini digunakan udara sebagai fluida kerja

dengan densitas (ρ) = 1,225 kg/m³ dan viskositas (μ) = 1,789 x 10⁻⁵ N.s/m².

c. *Boundary Condition*

Menentukan parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati airfoil. Pada *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan kecepatan udara bebas $U = 43,822$ m/s. Pada *outlet* didefinisikan sebagai *pressure outlet* dengan tekanan keluar 0 Pa. *Wall* merupakan batasan *upper surface* dan *lower surface airfoil*. Pada sisi atas dan bawah didefinisikan sebagai *symmetry*.

d. *Solution*

Solution yang digunakan pada penelitian yaitu *simple scheme* untuk *pressure-velocity coupling*, *standard discretization* untuk *pressure*, *second-order upwind* untuk *momentum*, *turbulent kinetic energy*, dan *specific dissipation rate*.

e. *Initialize*

Initialize merupakan langkah awal untuk memulai perhitungan agar lebih mudah mendapatkan hasil yang konvergen. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

f. *Reference value*

Reference Value digunakan untuk menentukan referensi berbagai macam perhitungan, seperti *force coefficient*.

g. *Monitor Residual*

Digunakan untuk mengatur nilai konvergen, dimana proses iterasi dapat dikatakan selesai apabila nilai *error* yang dihasilkan telah mencapai nilai konvergen yang diinginkan. Nilai konvergen yang digunakan dalam proses iterasi ini adalah 1×10^{-5} . Pada konfigurasi yang digunakan dalam penelitian ini, sulit untuk mencapai nilai 1×10^{-6} karena fenomena yang terjadi cukup ekstrim akibat sudut serang (α) yang besar dan sudut defleksi (β). Bila kedua sudut tersebut masih cukup rendah, nilai 1×10^{-6} dapat terapkan.

h. *Iterate*

Merupakan langkah untuk memulai perhitungan dengan jumlah iterasi tertentu hingga batas nilai konvergen yang diinginkan tercapai.

3.1.3 *Post-processing*

Hasil yang diperoleh berupa *force*, *streamline*, *velocity* dan *pressure contour*. Dari *velocity* dan *pressure contour* ini kita dapat melihat distribusi kecepatan dan tekanan pada daerah sekitar *airfoil* berupa perbedaan warna yang dikelompokkan menurut besarnya. Untuk arah dari aliran fluida kita dapat melihat dari *streamline*, selain itu kita juga dapat melihat daerah terjadinya separasi dan *backflow*. *Plot force* digunakan untuk menunjukkan nilai *drag* dan *lift coefficient*.

3.1.4 Hasil yang akan diperoleh

Simulasi mengenai pengaruh jarak *gap* pada *slotted flap airfoil* NACA 23012 telah dilakukan. Dari hasil simulasi diperoleh data berupa data kualitatif dan kuantitatif. Data kuantitatif yaitu:

1. Grafik C_L terhadap α dengan jarak *gap* tertentu.
2. Grafik C_D terhadap α dengan jarak *gap* tertentu.
3. Grafik C_L/C_D terhadap α dengan jarak *gap* tertentu.

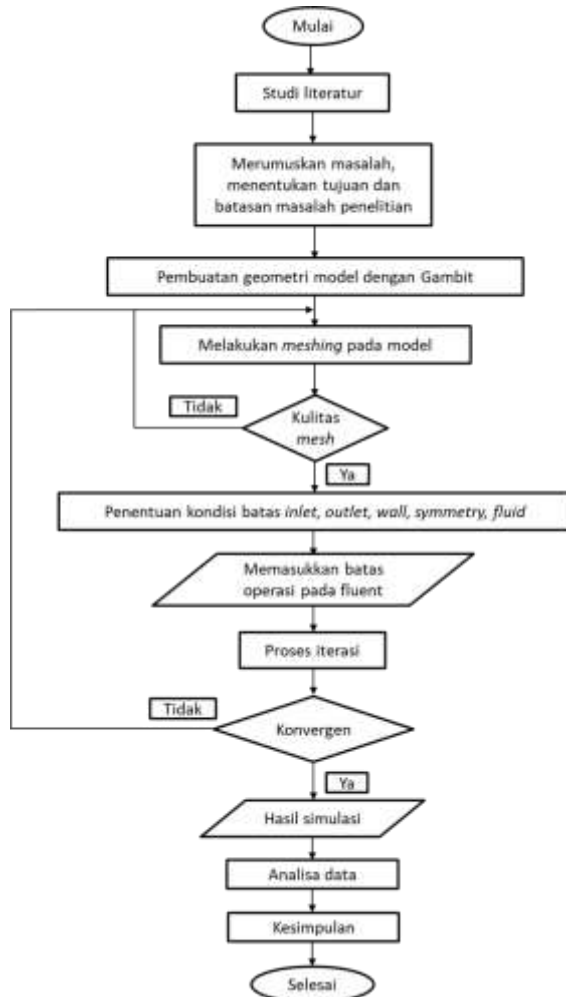
Sedangkan, untuk data kualitatif berupa:

1. Kontur kecepatan dan tekanan pada daerah sekitar *airfoil*.
2. *Streamline* pada daerah sekitar *airfoil*.
3. *Flow separation* pada *airfoil*.

Nilai dari *lift coefficient* (C_L) dan *drag coefficient* (C_D) mengacu pada rumus 2.7 dan 2.8, dimana luasan yang digunakan pada rumus C_L menggunakan *planform area* dari *airfoil* yang disimbolkan dengan huruf A . *Planform area airfoil* merupakan perkalian dari panjang *airfoil* atau *chord* (c) dengan panjang *span* (s).

3.2 *Flowchart* penelitian

Secara ringkas prosedur penelitian numerik yang dilakukan dapat dijelaskan menggunakan *flowchart* pada gambar 3.6 berikut:



Gambar 3.6 *Flowchart* penelitian

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

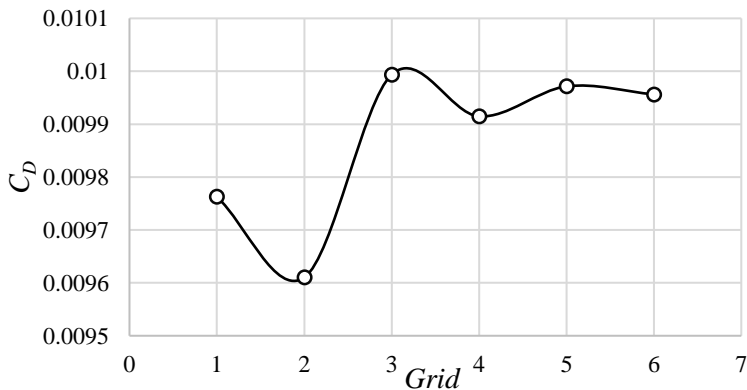
4.1 *Grid Independency Test*

Proses *meshing* merupakan tahap yang harus dilakukan sebelum melakukan simulasi numerik. Kualitas *mesh* sangat penting untuk menghasilkan nilai yang baik. Maka dari itu dilakukan *grid independency test* yang bertujuan untuk mendapatkan *mesh* yang optimum pada simulasi numerik ini. Pada penelitian ini, model yang digunakan untuk melakukan *grid independency test* adalah *airfoil* NACA 23012 dengan panjang *chord* sebesar 1000 mm pada sudut $\alpha = 0^\circ$ dengan *Reynolds Number* sebesar 3×10^6 . Tabel 4.1 merupakan tabel hasil *grid independency test* hasil simulasi numerik yang telah dilakukan. Pada tabel terdapat nilai C_L dan C_D *airfoil* NACA 23012 pada sudut $\alpha = 0^\circ$ di tiap jumlah *grid* yang berbeda. Jika dilihat pada tabel, nilai dari *lift coefficient* (C_L) menghasilkan nilai *error* yang kurang dari 1% pada setiap jumlah *grid*. Oleh karena itu, pengujian ini difokuskan pada nilai C_D dengan melihat nilai *error* yang diperoleh dari suatu jumlah *grid* dengan jumlah *grid* selanjutnya.

Tabel 4.1 Hasil *grid independency test* *airfoil* NACA 23012 pada $\alpha = 0^\circ$

No	<i>Grid</i>	C_L	C_D	y^+	Error C_L (%)	Error C_D (%)
1	103200	0.1222	0.00976	1.36		
2	146100	0.1220	0.00961	1.41	0.189	1.563
3	255000	0.1229	0.00999	0.13	0.703	3.990
4	324000	0.1225	0.00991	0.13	0.322	0.789
5	456000	0.1225	0.00997	0.08	0.009	0.571
6	508400	0.1225	0.00996	0.08	0.032	0.152

Gambar 4.1 merupakan perbandingan antara nilai C_D plain *airfoil* NACA 23012 pada sudut serang 0° terhadap jumlah *grid*. Pada gambar dapat dilihat bahwa seiring bertambahnya jumlah *mesh*, nilai C_D yang diperoleh memiliki nilai *error* yang semakin kecil. Dimana pada *mesh* dengan jumlah *grid* 324.000 nilai *error* yang dihasilkan sebesar 0.789%. Hal ini berarti nilai C_D yang dihasilkan sudah tidak terlalu banyak berubah dengan bertambahnya jumlah *grid*. Nilai C_D pada *mesh* dengan jumlah *grid* 324.000 ini sebesar 0.00991 dengan nilai y^+ sebesar 0.13, dimana nilai ini sudah baik untuk dilakukan pada simulasi menggunakan model $k-\omega$ SST. Maka dari itu, *mesh* dengan jumlah *grid* 324.000 merupakan *mesh* yang optimum dan akan digunakan pada simulasi selanjutnya.



Gambar 4.1 Perbandingan nilai C_D terhadap jumlah *grid* *airfoil* NACA 23012 pada $\alpha = 0^\circ$

4.2 Validasi

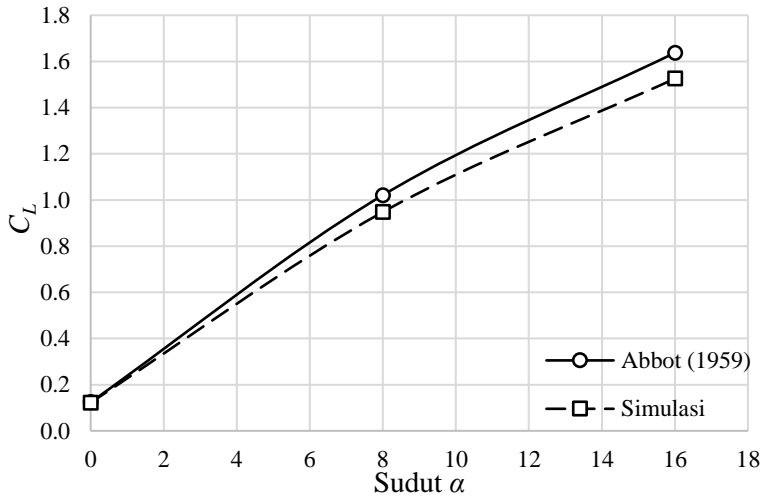
Pada simulasi numerik, proses validasi dilakukan dengan membandingkan nilai yang diperoleh dari hasil simulasi dengan eksperimen yang telah dilakukan sebelumnya guna mengetahui tingkat keakuratan hasil dari proses simulasi numerik. Pada simulasi numerik ini, validasi dibandingkan dengan eksperimen yang dilakukan oleh Abbot dan Doenhoff (1959). Abbot dan

Doenhoff (1959) melakukan eksperimen mengenai karakteristik aerodinamika dari beberapa jenis *airfoil*, diantaranya NACA 23012. Proses validasi dilakukan dengan meninjau nilai C_L pada 3 sudut serang yang berbeda, yaitu pada $\alpha = 0^\circ, 8^\circ$, dan 16° . Tabel 4.2 menunjukkan perbedaan nilai C_L hasil simulasi numerik dengan eksperimen yang dilakukan Abbot dan Doenhoff (1959). Dari hasil simulasi, nilai yang dihasilkan tidak jauh berbeda dari eksperimen.

Tabel 4.2 Hasil simulasi numerik *airfoil* NACA 23012

Plain Airfoil NACA 23012 (Simulasi)			Eksperimen Abbot dan Doenhoff (1959)	Perbedaan terhadap data Abbot (%)
α	C_L	C_D	C_L	% (C_L)
0	0.1225	0.00991	0.1242	1.42
8	0.9478	0.01724	1.0207	7.14
16	1.5256	0.04925	1.6373	6.82

Gambar 4.2 merupakan grafik nilai C_L antara hasil simulasi numerik dengan eksperimen yang dilakukan Abbot (1959) terhadap sudut α . Dari grafik dapat dilihat nilai C_L hasil simulasi numerik ditunjukkan dengan garis putus-putus dengan persegi putih, sedangkan nilai C_L hasil eksperimen oleh Abbot (1959) berupa garis dengan lingkaran putih. Nilai hasil simulasi dengan eksperimen memiliki *trendline* yang sama walaupun memiliki perbedaan nilai yang relatif kecil. Hasil yang diperoleh dari simulasi lebih kecil dibandingkan dengan nilai eksperimen yang dilakukan oleh Abbot (1959) pada semua sudut serang. Pada $\alpha=0^\circ$ terdapat perbedaan nilai C_L sebesar 0,0017 atau 1,42%, sedangkan selisih pada $\alpha=8^\circ$ yaitu sebesar 0,0729 atau 7,14% dan pada $\alpha=16^\circ$ terdapat selisih sebesar 0,1117 atau 6,82%.



Gambar 4.2 Perbandingan C_L terhadap α antara hasil simulasi dengan eksperimen Abbot (1959)

4.3 Analisa Lift Coefficient (C_L) dan Drag Coefficient (C_D)

Karakteristik aerodinamika dari suatu *airfoil* dapat diketahui melalui nilai *lift coefficient* (C_L) dan *drag coefficient* (C_D). Kedua nilai *coefficient* ini didapat dari resultan gaya-gaya yang bekerja pada *airfoil* ketika suatu fluida mengalir melewatinya. Gaya hambat (*drag*) merupakan gaya yang sejajar dengan aliran, sedangkan gaya angkat (*lift*) merupakan gaya yang tegak lurus dengan aliran. Penelitian ini membahas karakteristik aerodinamika dari *plain airfoil* NACA 23012 dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan defleksi *flap* sebesar 20° .

4.3.1. Plain Airfoil NACA 23012

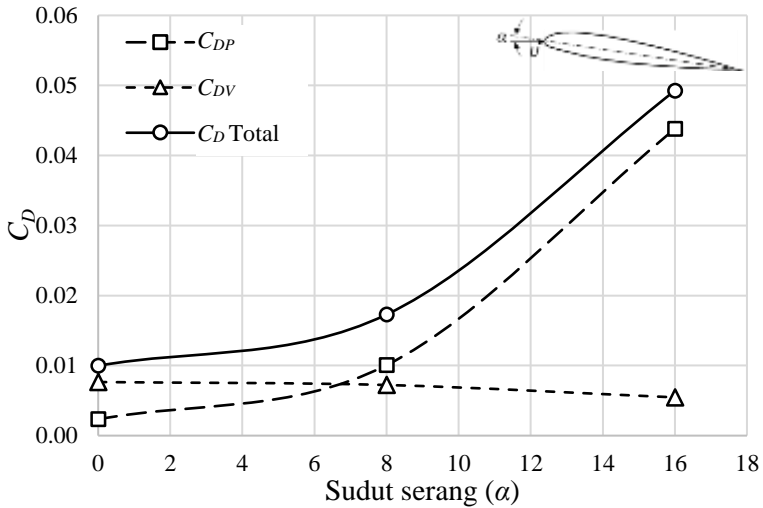
4.3.1.1 Analisa Drag Coefficient (C_D)

Gambar 4.3 merupakan grafik perbandingan antara koefisien *drag viscous* (C_{DV}), koefisien *drag pressure* (C_{DP}), dan koefisien *drag total* (C_D total) dari *airfoil* NACA 23012 yang

ditinjau terhadap 3 sudut serang (α). Dapat dilihat pada grafik nilai C_{DV} yang bertanda garis putus-putus dengan segitiga putih memiliki *trendline* yang turun seiring bertambahnya sudut α . Hal ini menjelaskan bahwa pengaruh dari gesekan antara fluida dengan permukaan benda semakin berkurang sehingga nilai dari koefisien *drag viscous* semakin mengecil mulai dari sudut $\alpha = 0^\circ$ hingga ke 16° . Nilai C_{DV} pada sudut $\alpha = 0^\circ$ yaitu 0.0076, lalu pada sudut $\alpha = 8^\circ$ nilai C_{DV} sebesar 0.0072, dan pada sudut $\alpha = 16^\circ$ sebesar 0.0055. Semakin bertambahnya sudut α , separasi yang terjadi pada bagian permukaan atas *airfoil* semakin ke depan mendekati *leading edge airfoil*. Pada daerah yang terjadi separasi, aliran udara yang sebelumnya menempel dan berkecepatan tinggi sudah tidak menempel lagi dan memiliki arah yang berbeda. Oleh karena itu, pengaruh gesekan dari *airfoil* semakin berkurang.

Pada gambar dapat dilihat garis putus-putus dengan kotak putih merupakan nilai C_{DP} , dimana nilainya memiliki *trendline* yang naik seiring bertambahnya sudut α , berbeda dengan nilai C_{DV} . Hal ini dikarenakan dengan bertambahnya sudut α , separasi yang terjadi lebih awal pada permukaan atas *airfoil* menimbulkan daerah *wake* yang memiliki perbedaan tekanan yang cukup besar pada daerah setelah *trailing edge airfoil* dengan daerah *leading edge airfoil*. Daerah inilah yang menyebabkan nilai dari C_{DP} semakin besar seiring sudut α bertambah. Nilai C_{DP} pada sudut $\alpha = 0^\circ$ yaitu 0.002, lalu pada sudut $\alpha = 8^\circ$ nilai C_{DP} meningkat menjadi sebesar 0.010, dan pada sudut $\alpha = 16^\circ$ nilainya sebesar 0.044.

Penjumlahan antara C_{DV} dengan C_{DP} akan menghasilkan nilai C_D total. Dapat dilihat pada gambar bahwa nilai C_D total yang berupa garis dengan lingkaran putih memiliki *trendline* yang sama dengan nilai C_{DP} , dimana nilai C_D total akan meningkat seiring bertambahnya sudut α . Nilai C_D total pada sudut $\alpha = 0^\circ$ yaitu 0.010, lalu untuk sudut $\alpha = 8^\circ$ nilai C_D total meningkat menjadi sebesar 0.017, dan pada sudut $\alpha = 16^\circ$ nilai nya sebesar 0.049.



Gambar 4.3 Grafik perbandingan antara C_{DP} , C_{DV} , dan C_D total terhadap sudut α pada *airfoil* NACA 23012

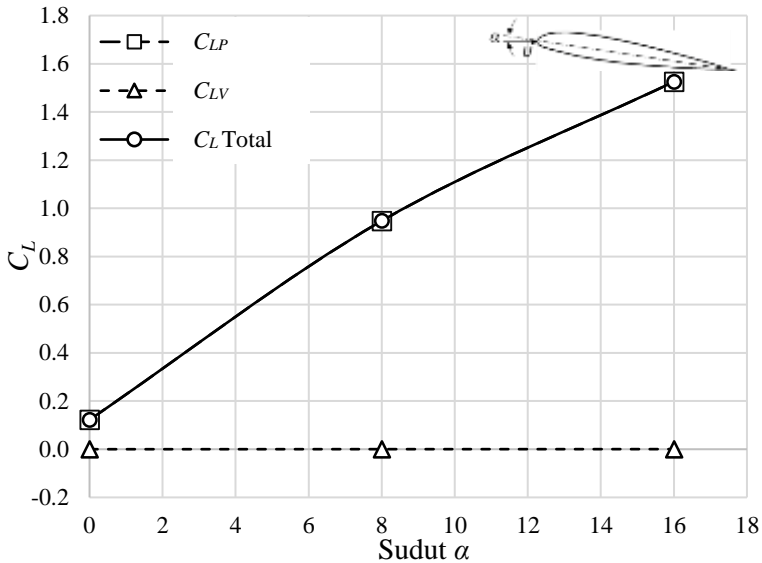
Untuk mengetahui nilai koefisien mana yang lebih berpengaruh terhadap besarnya nilai C_D total, dapat diperoleh dengan melakukan persentase antara koefisien *drag viscous* (C_{DV}) dengan koefisien *drag pressure* (C_{DP}). Tabel 4.3 merupakan persentase antara nilai C_{DV} dan C_{DP} terhadap nilai C_D total. Pada tabel dapat dilihat persentase nilai C_{DV} sebesar 77.04% untuk sudut $\alpha = 0^\circ$, dimana persentase nilai C_{DP} sebesar 22.96%. Nilai dari C_{DV} pada sudut serang ini lebih besar dibandingkan dengan nilai C_{DP} . Lalu, pada sudut $\alpha = 8^\circ$ dan 16° persentase nilai koefisien terbesar diperoleh dari nilai C_{DP} , yaitu sebesar 58.12% dan 88.91%. Sedangkan, untuk persentase nilai C_{DV} pada sudut $\alpha = 8^\circ$ dan 16° berturut-turut sebesar 41.88% dan 11.09%. Dari persentase nilai yang sudah diperoleh dapat dilihat bahwa nilai dari koefisien *drag pressure* (C_{DP}) lebih mendominasi nilai koefisien *drag total* (C_D total) dibandingkan dengan nilai koefisien *drag viscous* (C_{DV}) pada sudut α diatas 8° .

Tabel 4.3 Persentase nilai C_{DV} dan C_{DP}

Sudut α	C_{DV}	C_{DP}	C_D Total	% C_{DV}	% C_{DP}
0°	0.0076	0.002	0.010	77.04	22.96
8°	0.0072	0.010	0.017	41.88	58.12
16°	0.0055	0.044	0.049	11.09	88.91

4.3.1.2 Analisa *Lift Coefficient* (C_L)

Lift coefficient (C_L) diperoleh dari gaya angkat (*lift*) yang arahnya tegak lurus dengan arah aliran. Gambar 4.4 merupakan grafik perbandingan C_{LV} , C_{LP} , dan C_L total terhadap sudut α dari *airfoil* NACA 23012. Nilai C_{LV} pada grafik yang berupa garis putus-putus dengan segitiga putih memiliki *trendline* yang hampir horisontal, dimana nilai tersebut sangatlah kecil jika dibandingkan dengan nilai C_{LP} . Nilai C_{LV} pada sudut $\alpha = 0^\circ$, 8° , dan 16° berturut-turut adalah 0.00005, 0.00025, dan 0.00038. Dari grafik dapat dilihat nilai C_{LP} dan C_L total saling berhimpit, nilai ini memiliki *trendline* yang sama yaitu seiring bertambahnya sudut α , nilainya akan semakin meningkat. Nilai C_{LP} yang berupa garis putus-putus dengan persegi putih pada sudut $\alpha = 0^\circ$ sebesar 0.122, lalu nilainya naik pada sudut $\alpha = 8^\circ$ sebesar 0.948, dan pada sudut $\alpha = 16^\circ$ nilai C_{LP} sebesar 1.525. Nilai dari C_{LV} dan C_{LP} jika dijumlahkan akan menghasilkan nilai C_L total, dimana nilai C_L total pada sudut sudut $\alpha = 0$, 8, dan 16 berturut-turut adalah 0.12, 0.95, dan 1.53.



Gambar 4.4 Grafik perbandingan antara C_{LP} , C_{LV} , dan C_L total terhadap sudut α pada *airfoil* NACA 23012

Tabel 4.4 merupakan persentase nilai C_{LV} dan C_{LP} terhadap nilai C_L total di tiap sudut serang. Pada tabel dapat dilihat nilai C_{LV} sangat kecil jika dibandingkan dengan nilai C_{LP} . Hal ini dikarenakan nilai C_{LV} berasal dari gaya gesek antara fluida dengan permukaan *airfoil*. Dalam menghasilkan gaya angkat, gaya gesek tidak banyak mempengaruhi nilai C_L total, melainkan dari perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah permukaan *airfoil*. Pada sudut $\alpha = 0^\circ$ nilai C_{LV} hanya memiliki persentase sebesar 0.04%, sedangkan untuk persentase nilai C_{LP} sebesar 99.96%. Lalu, pada sudut $\alpha = 8^\circ$ dan 16° memiliki persentase nilai C_{LV} dan C_{LP} yang sama, yaitu sebesar 0.03% dan 99.97%. Oleh karena itu, nilai C_{LP} yang paling mendominasi nilai *lift coefficient* total pada tiap sudut serang.

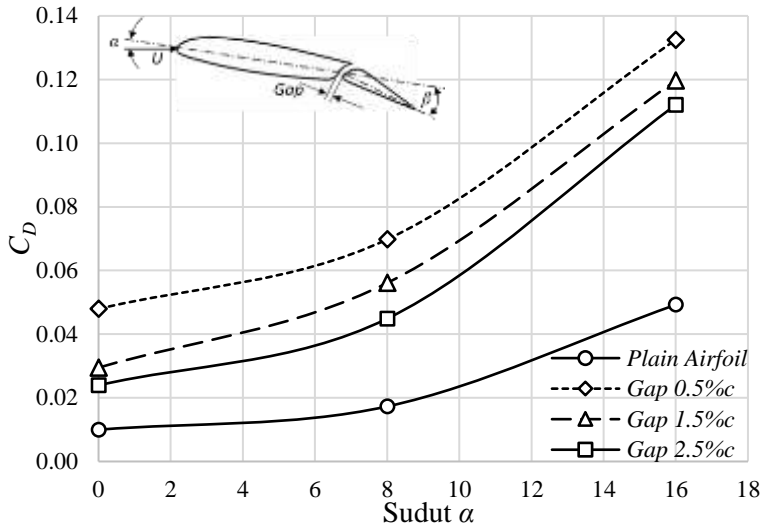
Tabel 4.4 Persentase nilai C_{LV} dan C_{LP}

Sudut α	C_{LV}	C_{LP}	C_L Total	% C_{LV}	% C_{LP}
0°	0.00005	0.122	0.12	0.04	99.96
8°	0.00025	0.948	0.95	0.03	99.97
16°	0.00038	1.525	1.53	0.03	99.97

4.3.2. Single Slotted Flap Airfoil NACA 23012

4.3.2.1 Analisa Drag Coefficient (C_D)

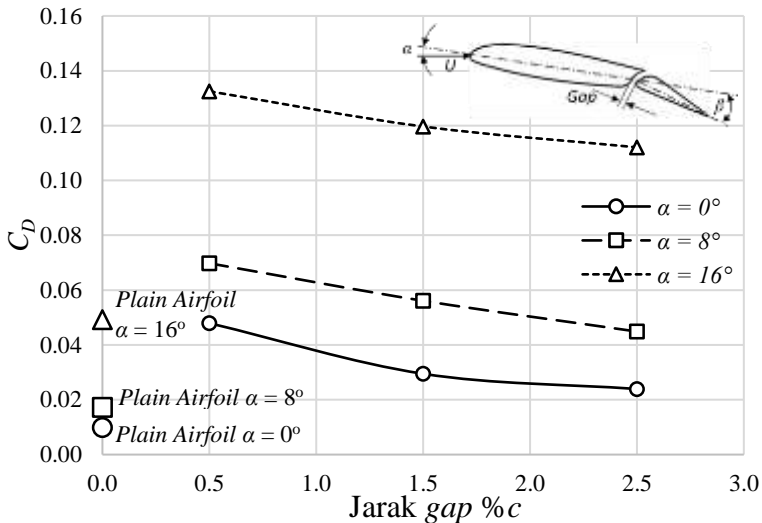
Grafik 4.5 menunjukkan nilai C_D total dari *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$ dan defleksi *flap* (β) sebesar 20° terhadap α . Pada grafik dapat dilihat bahwa *trendline* yang dihasilkan naik seiring bertambahnya sudut serang α pada semua jarak *gap* yang berbeda. Nilai yang dihasilkan pada *single slotted flap airfoil* lebih besar dibandingkan dengan *plain airfoil*. Hal ini terjadi karena dengan adanya penambahan *flap* dan sudut defleksi *flap* tertentu, akan menambah luasan yang dilewati aliran sehingga gaya hambat yang terjadi akan semakin besar pula. Nilai C_D total pada jarak *gap* $0.5\%c$ untuk sudut $\alpha = 0^\circ$, 8° , dan 16° berturut-turut sebesar 0.048, 0.070, dan 0.133. Nilai tersebut merupakan nilai tertinggi yang dihasilkan dari simulasi pada $Re = 3 \times 10^6$. Sedangkan, untuk jarak *gap* $1.5\%c$ nilai C_D total pada $\alpha = 0^\circ$, 8° , dan 16° yaitu 0.029, 0.056, dan 0.120, dimana nilai C_D pada semua sudut α lebih kecil dibandingkan dengan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 pada jarak *gap* $0.5\%c$. Nilai C_D total terendah diperoleh pada jarak *gap* $2.5\%c$ untuk sudut $\alpha = 0^\circ$, 8° , dan 16° adalah 0.024, 0.045, dan 0.112.



Gambar 4.5 Perbandingan C_D total terhadap α pada *plain airfoil* dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012

Pada *single slotted flap*, terdapat celah yang memisahkan bagian *flap* dengan *main airfoil*. Udara pada bagian bawah permukaan *airfoil* akan mengalir melalui celah menuju bagian atas permukaan *airfoil* dan memberikan momentum lebih sehingga separasi yang terjadi akan tertunda. Nilai pada jarak *gap* 0,5% *c* merupakan nilai yang paling besar dibandingkan yang lain, hal ini karena celah yang terlalu kecil sehingga udara tidak dapat mengalir dan separasi pun tidak tertunda. Sedangkan untuk jarak *gap* 2,5% *c* merupakan C_D terkecil yang dapat dihasilkan karena udara dapat mengalir melalui celah dan menunda terjadinya separasi sehingga *wake* yang terjadi tidak terlalu besar. Dari ketiga jarak *gap* yang berbeda pada konfigurasi *airfoil* NACA 23012 dengan *single slotted flap*, dapat dilihat bahwa semakin besar jarak *gap* antara *main wing airfoil* dengan *flap airfoil*, nilai C_D yang diperoleh semakin kecil. Dalam hal ini, jarak *gap* memberikan hasil yang cukup berbeda pada setiap konfigurasi. Hal tersebut dapat juga dilihat dalam bentuk grafik seperti pada gambar 4.6. Gambar 4.6

merupakan grafik perbandingan antara nilai *drag coefficient* (C_D) terhadap % jarak *gap*. Gambar dibawah menunjukkan bahwa nilai C_D yang dihasilkan semakin kecil seiring bertambahnya jarak *gap*. Namun, nilai C_D dari *plain airfoil* atau yang ditunjukkan pada grafik memiliki jarak *gap* sebesar $0\%c$ selalu lebih kecil pada tiap sudut serangnya.

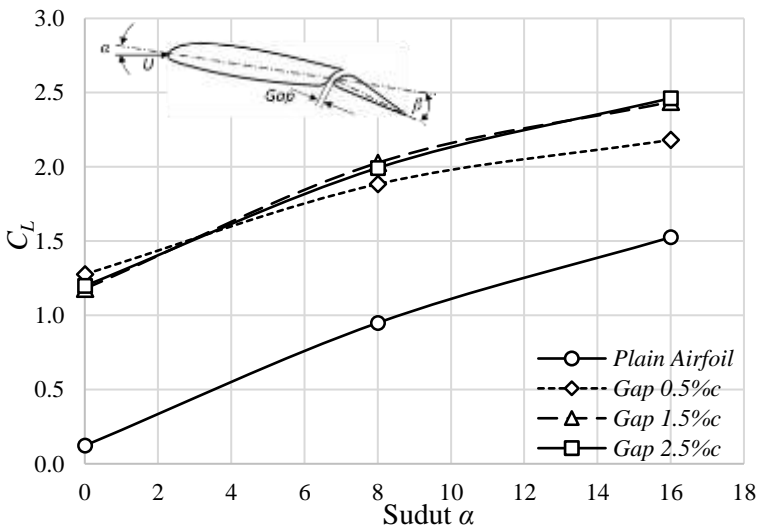


Gambar 4.6 Perbandingan C_D terhadap % jarak *gap* pada tiap sudut serang

4.3.2.2 Analisa *Lift Coefficient* (C_L)

Sebelumnya telah dijelaskan mengenai nilai C_L hasil simulasi dari *plain airfoil* NACA 23012. Gambar 4.7 menunjukkan perbandingan nilai C_L terhadap sudut α dari *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$ dan defleksi *flap* (β) sebesar 20° . Dari *trendline* dapat dilihat nilai C_L yang dihasilkan seiring bertambahnya sudut serang semakin naik. Hasil dari simulasi menunjukkan bahwa *single slotted flap*

airfoil NACA 23012 pada ketiga jarak *gap* yang berbeda menghasilkan nilai C_L yang lebih tinggi dibandingkan dengan *plain airfoil* NACA 23012. Hal ini dikarenakan dengan adanya defleksi pada *flap airfoil* sama dengan menambahkan sudut serang dari *airfoil* tersebut. Nilai C_L *single slotted flap airfoil* NACA 23012 pada jarak *gap* $0.5\%c$ untuk sudut $\alpha = 0^\circ, 8^\circ,$ dan 16° berturut-turut sebesar 1.277, 1.884, dan 2.182. Nilai tersebut selalu naik seiring bertambahnya sudut α . Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* $1.5\%c$ untuk sudut $\alpha = 0^\circ, 8^\circ,$ dan 16° berturut-turut sebesar 1.179, 2.027, dan 2.438 dimana nilai tersebut juga naik seiring bertambahnya sudut α . Dan pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* $2.5\%c$ untuk sudut $\alpha = 0^\circ, 8^\circ,$ dan 16° berturut-turut sebesar 1.198, 1.993, dan 2.463.

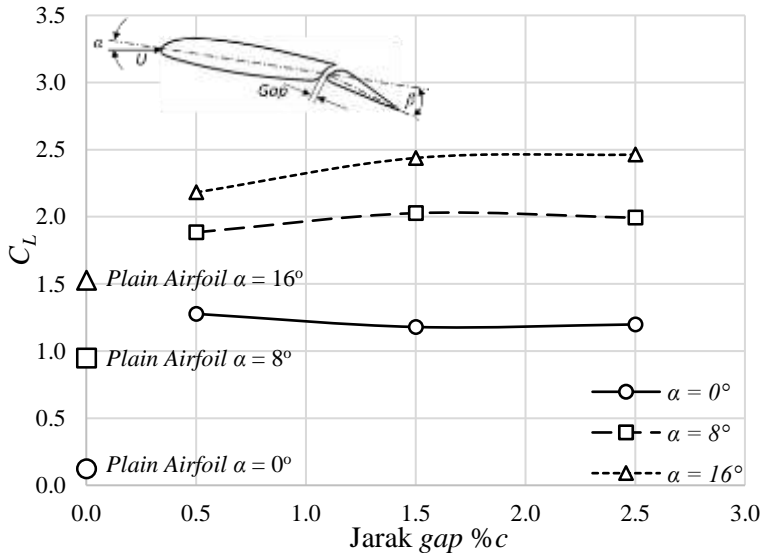


Gambar 4.7 Perbandingan C_L terhadap α pada *plain airfoil* dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012

Nilai C_L yang dihasilkan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 pada ketiga jarak *gap* tidak jauh berbeda di tiap sudut serangnya. Nilai C_L *single slotted flap airfoil* NACA 23012 pada

jarak *gap* $0.5\%c$ memiliki nilai yang lebih besar dibandingkan dengan jarak *gap* $1.5\%c$ dan $2.5\%c$ pada sudut $\alpha = 0^\circ$, namun pada sudut $\alpha = 8^\circ$ dan 16° nilai C_L yang dihasilkan dibawah keduanya. Untuk nilai C_L *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* $1.5\%c$ dan $2.5\%c$ memiliki nilai yang hampir sama pada tiap sudut serang. Pada sudut $\alpha = 0^\circ$ nilai C_L lebih besar pada jarak *gap* $2.5\%c$ dengan perbedaan sebesar 0.0189, pada sudut $\alpha = 8^\circ$ nilai C_L lebih besar pada jarak *gap* $1.5\%c$ dengan perbedaan sebesar 0.0343, sedangkan pada sudut $\alpha = 16^\circ$ nilai C_L lebih besar pada jarak *gap* $2.5\%c$ dengan perbedaan sebesar 0.0248.

Gambar 4.8 merupakan grafik perbandingan antara nilai C_L terhadap % jarak *gap* ditiap sudut serang. Dari grafik dapat dilihat nilai yang dihasilkan memiliki *trendline* yang berbeda-beda. Dimana nilai C_L pada sudut serang 0° dari konfigurasi *plain airfoil* mengalami kenaikan pada jarak *gap* $0.5\%c$, kemudian nilainya turun pada jarak *gap* $1.5\%c$ dan naik sedikit pada jarak *gap* $2.5\%c$. Pada sudut serang 8° dan 16° *trendline* yang dihasilkan hampir sama mulai dari konfigurasi *plain airfoil*, lalu naik pada jarak *gap* $0.5\%c$ dan $1.5\%c$. Namun, pada jarak *gap* $2.5\%c$ nilai C_L pada sudut serang 8° turun dan pada sudut serang 16° tetap naik.

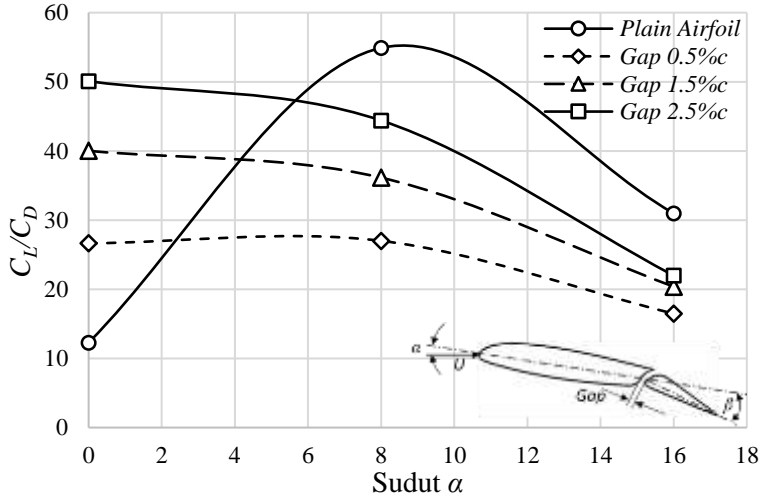


Gambar 4.8 Perbandingan C_L terhadap % jarak *gap* pada tiap sudut serang

4.3.3. Analisa C_L/C_D

Gambar 4.9 merupakan grafik perbandingan antara nilai C_L/C_D dari *plain* dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 terhadap sudut α . Rasio koefisien *lift* to *drag* menunjukkan nilai koefisien *lift* dibagi dengan koefisien *drag* pada setiap sudut α . Dari grafik dapat dilihat bahwa *trendline* dari nilai C_L/C_D turun pada setiap sudut α , kecuali pada *plain airfoil* NACA 23012. Nilai yang dihasilkan oleh *plain airfoil* NACA 23012 paling besar dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Namun, pada sudut $\alpha = 0^\circ$ nilai koefisien *lift* to *drag* merupakan nilai terendah yang dihasilkan dibanding konfigurasi yang lain. Hal ini disebabkan oleh nilai C_L yang sangat kecil pada sudut $\alpha = 0^\circ$ sehingga ketika dibandingkan dengan nilai C_D , rasio nya akan sangat kecil. Untuk konfigurasi *airfoil* NACA 23012 dengan *single slotted flap*, nilai C_L/C_D tertinggi dihasilkan pada jarak *gap* 2,5% c dan nilai terkecil dihasilkan pada jarak *gap* 0,5% c . Hal ini menunjukkan bahwa

semakin besar jarak *gap* antara *main wing airfoil* dengan *flap airfoil*, rasio koefisien *lift to drag* yang dihasilkan semakin besar pada setiap sudut serang.



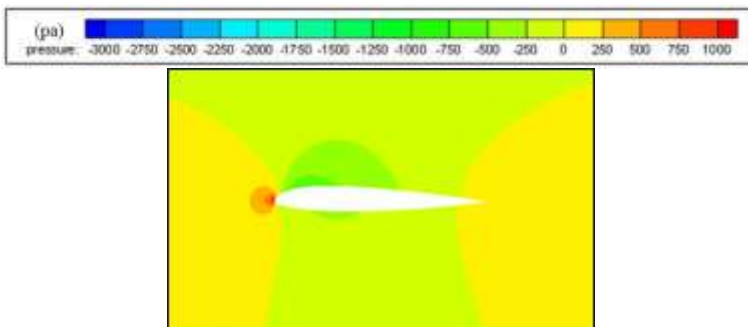
Gambar 4.9 Perbandingan C_L/C_D terhadap α pada *plain airfoil* dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012

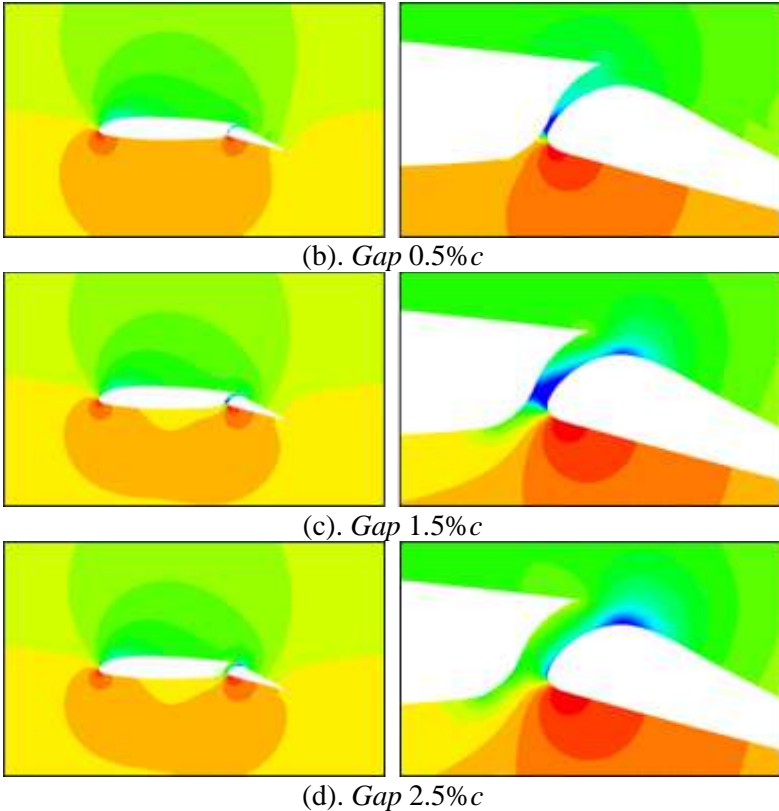
4.4 Kontur Tekanan

Gambar 4.10 merupakan kontur tekanan dari *plain airfoil* NACA 23012 dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar 0.5% c , 1.5% c , dan 2.5% c dan defleksi *flap* sebesar 20° pada sudut $\alpha = 0^\circ$. Pada *plain airfoil* NACA 23012 untuk sudut $\alpha = 0^\circ$, kontur tekanan pada bagian atas dan bawah *airfoil* tidak menunjukkan perbedaan yang cukup terlihat. Dimana warna kontur tekanan pada bagian atas dan bawah cenderung sama yang ditunjukkan dengan warna hijau muda, kecuali pada *leading edge* bagian atas terdapat warna hijau yang lebih tebal yang menandakan tekanan tersebut lebih rendah dibandingkan sekitarnya. Hal ini juga dapat dilihat dari nilai *lift coefficient* (C_L) yang masih kecil pada sudut serang ini.

Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$, terdapat perbedaan tekanan yang cukup terlihat pada bagian atas dan bawah *airfoil*. Kontur tekanan pada bagian bawah *airfoil* berwarna kuning, sedangkan pada bagian atas *airfoil* berwarna hijau, dimana warna kuning menunjukkan tekanan yang lebih besar dibandingkan dengan warna hijau. Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 terdapat daerah yang berwarna biru muda pada bagian atas *airfoil* dekat *leading edge*, hal ini menunjukkan bahwa daerah tersebut memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan bagian bawah *airfoil*. Selain itu, daerah tersebut terjadi karena dengan adanya defleksi *flap* pada *airfoil* sama seperti menambah sudut α dari *airfoil*, sehingga aliran udara pada permukaan bagian atas *airfoil* dipercepat dan menimbulkan gaya angkat yang lebih besar.

Kontur tekanan yang dihasilkan oleh ketiga jarak *gap* *single slotted flap airfoil* NACA 23012, tidak jauh berbeda pada bagian atas dan bawah permukaan *airfoil*. Namun, jika dilihat pada daerah celah antara *main wing airfoil* dengan *flap airfoil*, terjadi perbedaan tekanan yang cukup terlihat. Diantara ketiga jarak *gap* tersebut, celah yang memiliki tekanan terendah diperoleh dari jarak *gap* $1.5\%c$ dimana terdapat warna biru yang lebih luas pada *leading edge flap airfoil*. Pada jarak *gap* $0.5\%c$, daerah celah terdapat sedikit warna biru dan pada jarak *gap* $2.5\%c$ warna biru hanya sedikit namun pada *leading edge* bagian atas *flap* terdapat warna biru.



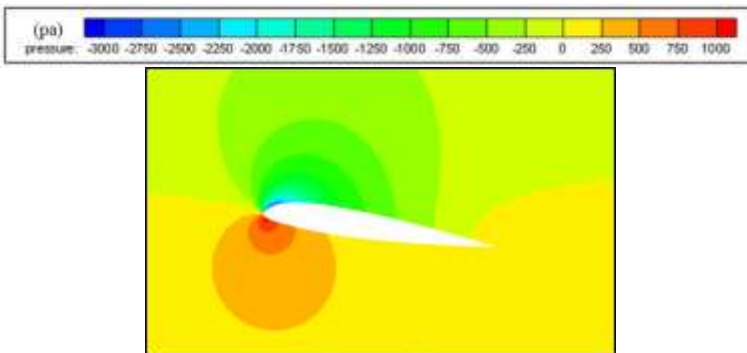


Gambar 4.10 Kontur tekanan pada *plain airfoil* dan *single slotted flap* NACA 23012 dengan jarak *gap* yang berbeda pada sudut serang (α) = 0°

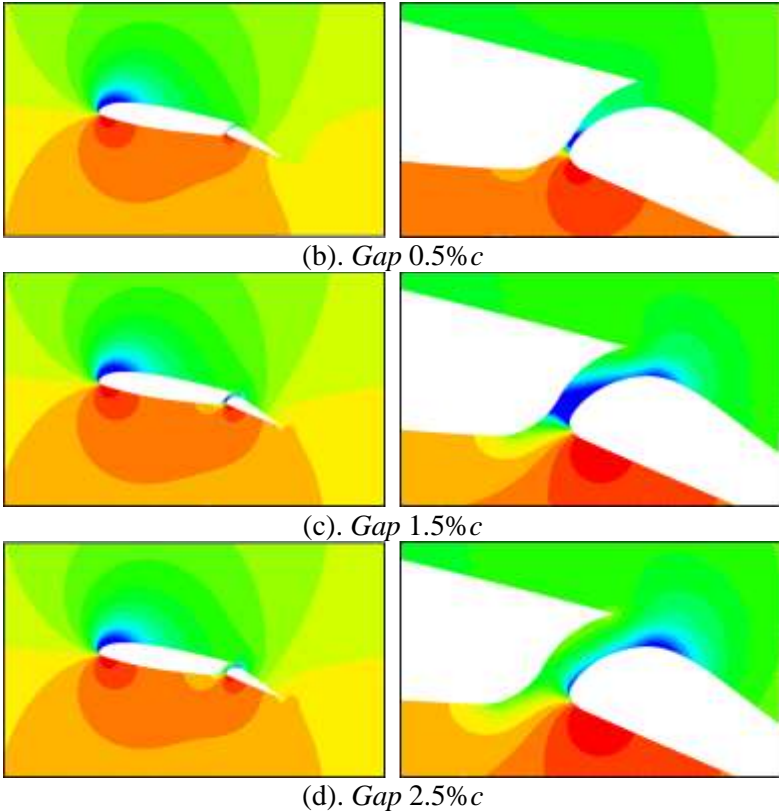
Gambar 4.11 menunjukkan kontur tekanan dari *plain airfoil* NACA 23012 dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$ dan defleksi *flap* sebesar 20° pada sudut $\alpha = 8^\circ$. Pada *plain airfoil* NACA 23012 untuk sudut $\alpha = 8^\circ$, terlihat perbedaan kontur tekanan pada bagian atas dan bawah *airfoil*. Perbedaan kontur tekanan *plain airfoil* pada sudut $\alpha = 0^\circ$ dan 8° menunjukkan bahwa dengan adanya sudut

serang akan memberikan peningkatan perbedaan tekanan sehingga gaya angkat pada *airfoil* bertambah. Pada bagian atas dekat *leading edge airfoil* terdapat daerah berwarna biru muda yang menunjukkan bahwa tekanan pada daerah tersebut lebih rendah dibandingkan bagian bawah *airfoil*, sehingga gaya angkat pada daerah tersebut lebih besar.

Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$, terdapat perbedaan tekanan yang cukup terlihat pada bagian atas dan bawah *airfoil*. Daerah pada *leading edge airfoil* terdapat perbedaan tekanan yang cukup besar ditandai dengan adanya daerah berwarna biru pada bagian atas dan merah pada bagian bawah *airfoil*. Lalu pada bagian bawah celah terlihat adanya penambahan daerah berwarna kuning yang semakin besar seiring bertambahnya jarak *gap*. Hal ini dikarenakan udara semakin leluasa mengalir menuju celah dan menyebabkan tekanan pada daerah tersebut lebih rendah dibandingkan dengan daerah sekitarnya yang berwarna merah. Celah pada jarak *gap* $1.5\%c$ memiliki daerah berwarna biru pada *leading edge flap* bagian atas dan warna merah pada bagian bawah yang lebih luas dibandingkan dengan jarak *gap* $0.5c$ dan $2.5\%c$. Sedangkan pada jarak *gap* $2.5\%c$ daerah berwarna biru lebih sedikit dan hanya ada pada bagian atas *leading edge flap airfoil*.



(a). Plain Airfoil NACA 23012

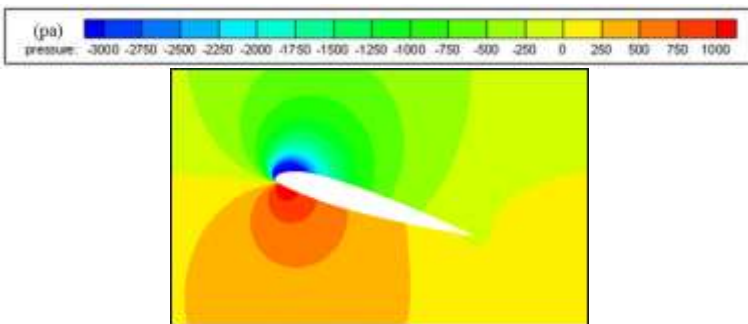


Gambar 4.11 Kontur tekanan pada *plain airfoil* dan *single slotted flap* NACA 23012 dengan jarak *gap* yang berbeda pada sudut serang (α) = 8°

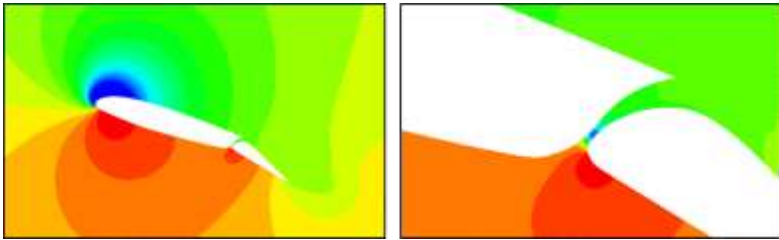
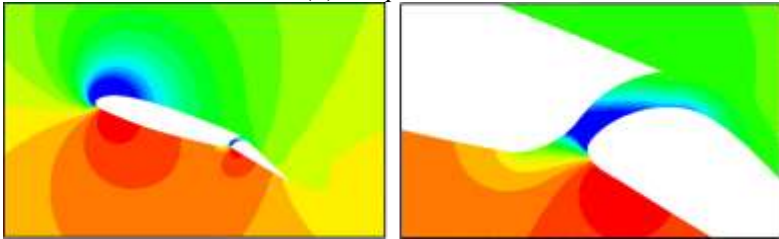
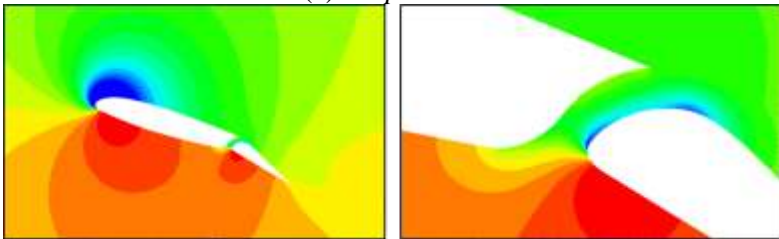
Gambar 4.12 menunjukkan kontur tekanan dari *plain airfoil* NACA 23012 dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$ dan defleksi *flap* sebesar 20° pada sudut $\alpha = 16^\circ$. Pada *plain airfoil* NACA 23012 untuk sudut $\alpha = 16^\circ$, terlihat perbedaan kontur tekanan yang signifikan pada bagian atas dan bawah *airfoil*. Daerah pada *leading edge airfoil* bagian atas terjadi peningkatan daerah bertekanan

rendah ditandai dengan biru tua dan peningkatan daerah bertekanan tinggi pada bagian bawah *airfoil* yang ditandai dengan warna merah dibandingkan dengan *plain airfoil* pada sudut $\alpha = 8^\circ$. Hal ini menunjukkan bahwa dengan menambahnya sudut serang akan terjadi peningkatan tekanan pada bagian bawah *airfoil*. Namun, pada bagian bawah *trailing edge airfoil* terdapat daerah bertekanan rendah dimana pada daerah tersebut separasi aliran terjadi pada bagian atas *airfoil*.

Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$, terjadi perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah *airfoil*. Daerah pada *leading edge airfoil* terdapat perbedaan tekanan yang cukup besar ditandai dengan adanya daerah berwarna biru tua pada bagian atas dan merah pada bagian bawah *airfoil*. Dari warna yang dapat dilihat pada gambar, perbedaan tekanan yang terjadi sangatlah besar. Pada bagian celah untuk sudut serang 16° , kontur tekanan yang dihasilkan hampir sama seperti sudut serang 8° , namun pada jarak *gap* $2.5\%c$ warna merah pada bagian bawah lebih besar dibandingkan dengan sudut serang 8° . Dari ketiga jarak *gap*, terdapat perbedaan pada jarak *gap* $0.5\%c$ dimana pada daerah dekat *trailing edge* bagian bawah terdapat warna yang sama seperti warna pada bagian atas *airfoil* yaitu warna hijau muda. Hal ini karena pada *flap* bagian atas telah terjadi *wake* yang besar dan dapat dilihat pada kontur kecepatan.



(a). Plain Airfoil NACA 23012

(b). *Gap* $0.5\%c$ (c). *Gap* $1.5\%c$ (d). *Gap* $2.5\%c$

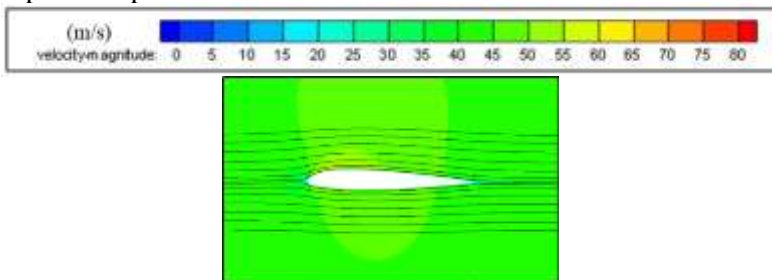
Gambar 4.12 Kontur tekanan pada *plain airfoil* dan *single slotted flap* NACA 23012 dengan jarak *gap* yang berbeda pada sudut serang (α) = 16°

4.5 Kontur dan *Pathline* Kecepatan

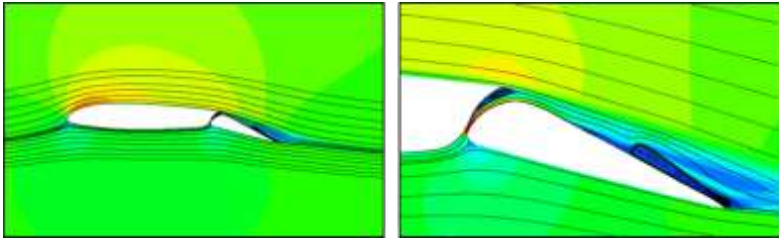
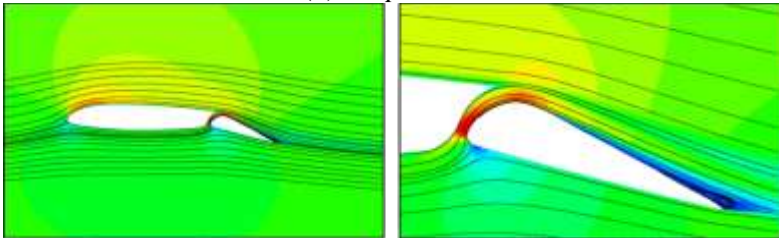
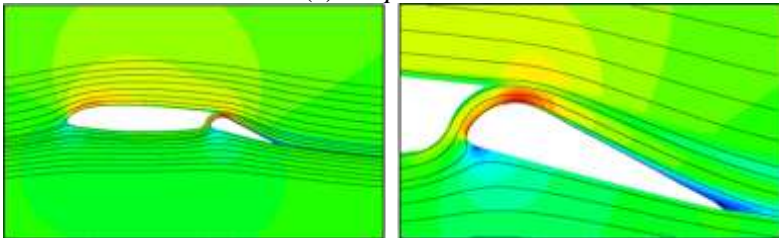
Gambar 4.13 menunjukkan kontur dan *pathline* kecepatan dari *plain airfoil* NACA 23012 dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$ dan defleksi *flap* sebesar 20° pada sudut $\alpha = 0^\circ$. Pada *plain airfoil* NACA 23012 untuk sudut $\alpha = 0^\circ$, terlihat perbedaan kontur

kecepatan pada bagian atas dan bawah *airfoil* tidak menunjukkan banyak perbedaan. Hanya saja warna kontur kecepatan pada bagian atas *airfoil* terdapat warna kuning yang sangat tipis, hal ini dikarenakan aliran dipercepat pada bagian atas *airfoil*.

Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5c$, $1.5c$, dan $2.5c$, terdapat perbedaan kontur kecepatan yang cukup terlihat pada bagian atas dan bawah *airfoil*. Dengan adanya *flap* yang didefleksikan sebesar 20° seolah-olah kecepatan pada bagian bawah *airfoil* diperlambat, sedangkan pada bagian atas *airfoil* kecepatan fluida dipercepat, dimana pada bagian bawah *airfoil* berwarna hijau dan bagian atas *airfoil* berwarna kuning. Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* $0.5c$ terjadi separasi pada celah bagian atas yang seolah-olah menjadi benda padat sehingga tidak dapat dilalui oleh aliran fluida. Selain itu, pada bagian atas *flap airfoil* terjadi separasi dimana fluida lepas dari permukaan *airfoil* karena momentum aliran sudah tidak dapat menahan gaya gesek dari permukaan *airfoil* dan *adverse pressure gradient*. Pada jarak *gap* $1.5c$ dan $2.5c$ sudah tidak terjadi separasi pada celah bagian atas karena jumlah fluida yang dapat mengalir pada jarak ini lebih banyak dibandingkan dengan jarak *gap* $0.5c$. Semakin besar jarak *gap*, separasi yang terjadi pada bagian atas *flap airfoil* semakin ke belakang mendekati *trailing edge airfoil*. Hal ini disebabkan oleh adanya momentum aliran fluida dari celah menuju bagian atas *flap airfoil*, sehingga separasi dapat ditunda.



(a). Plain Airfoil NACA 23012

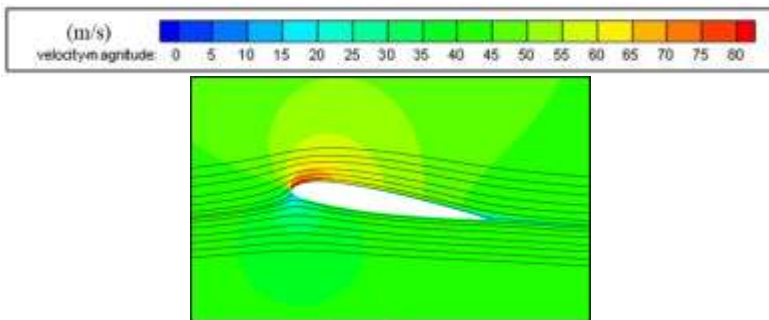
(b). *Gap* $0.5\%c$ (c). *Gap* $1.5\%c$ (d). *Gap* $2.5\%c$

Gambar 4.13 Kontur dan *pathline* kecepatan pada *plain airfoil* dan *single slotted flap* NACA 23012 dengan jarak *gap* yang berbeda pada sudut serang (α) = 0°

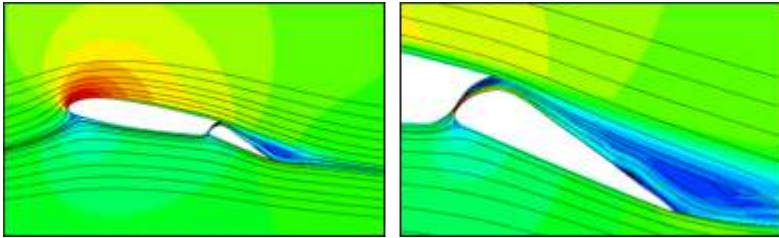
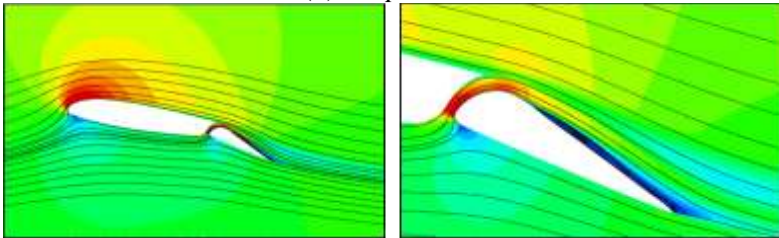
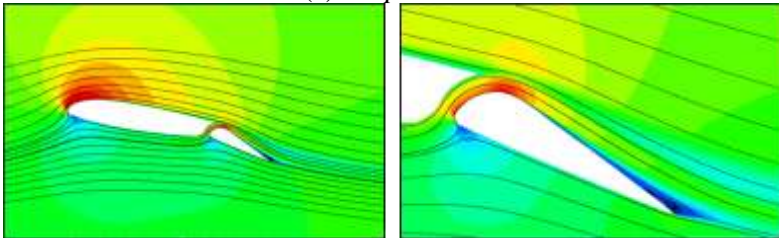
Gambar 4.14 menunjukkan kontur dan *pathline* kecepatan dari *plain airfoil* NACA 23012 dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$ dan defleksi *flap* sebesar 20° pada sudut $\alpha = 8^\circ$. Pada *plain airfoil* NACA 23012 untuk sudut $\alpha = 8^\circ$, perbedaan kontur kecepatan pada bagian atas dan bawah *airfoil* menunjukkan perbedaan yang cukup terlihat. Kontur kecepatan pada *leading edge airfoil* bagian atas

terdapat warna merah, dimana pada bagian ini aliran fluida dipercepat karena adanya sudut serang. Sedangkan, pada bagian bawah *leading edge* berwarna hijau yang menandakan aliran yang lebih lambat. Pada bagian ini terdapat titik stagnasi aliran dimana aliran fluida menabrak *leading edge airfoil* secara tegak lurus sehingga kecepatan fluida dapat dikatakan nol yang ditandai dengan warna biru pada *leading edge airfoil*.

Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* sebesar $0.5\%c$, $1.5\%c$, dan $2.5\%c$, perbedaan kontur kecepatan lebih terlihat pada bagian atas dan bawah *airfoil* dibandingkan dengan sudut serang 0° . Hal ini menyebabkan kecepatan pada bagian bawah *airfoil* semakin diperlambat dan pada bagian atas *airfoil* kecepatan fluida semakin dipercepat. Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dengan jarak *gap* $0.5\%c$ juga terjadi separasi seperti pada sudut serang 0° pada celah bagian atas. Pada bagian atas *flap airfoil* tidak terlalu terlihat fenomena separasi, hanya saja pada gambar 4.14 terlihat separasi yang sangat kecil namun aliran kembali menempel walaupun kecepatan aliran sangat rendah. Pada jarak *gap* $1.5\%c$ dan $2.5\%c$ tidak terjadi separasi pada celah bagian atas, namun separasi pada *flap* bagian atas lebih terlihat. Khususnya pada jarak *gap* $1.5\%c$, separasi terjadi hanya dekat permukaan sepanjang *flap* hingga mendekati *trailing edge airfoil* lalu aliran menempel kembali. Sedangkan pada jarak *gap* $2.5\%c$ separasi terjadi pada daerah dekat *trailing edge airfoil*.



(a). Plain Airfoil NACA 23012

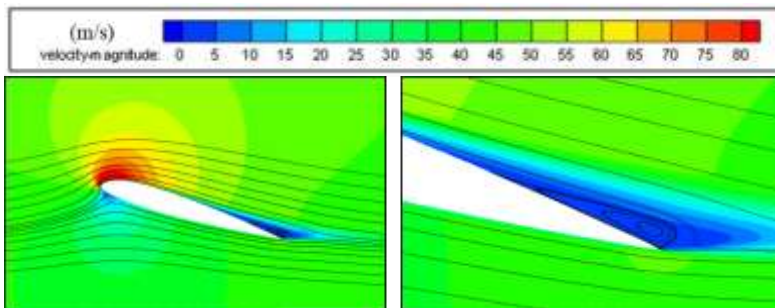
(b). *Gap 0.5% c*(c). *Gap 1.5% c*(d). *Gap 2.5% c*

Gambar 4.14 Kontur dan *pathline* kecepatan pada *plain airfoil* dan *single slotted flap* NACA 23012 dengan jarak *gap* yang berbeda pada sudut serang (α) = 8°

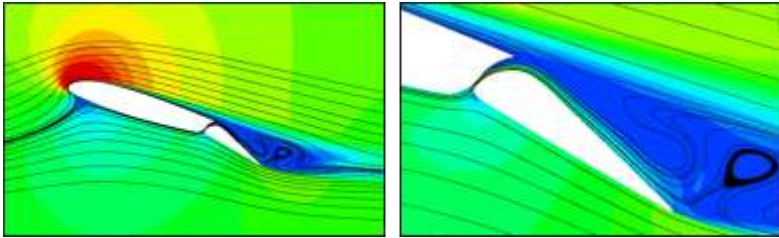
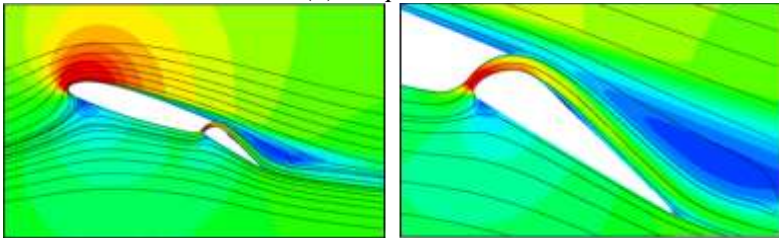
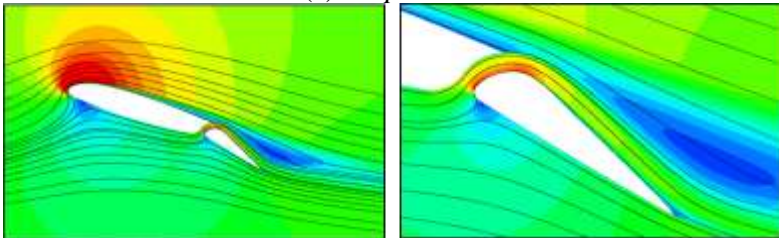
Gambar 4.15 menunjukkan kontur dan *pathline* kecepatan dari *plain airfoil* NACA 23012 dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 dan defleksi *flap* sebesar 20° pada sudut $\alpha = 16^\circ$. Pada *plain airfoil* NACA 23012 untuk sudut $\alpha = 16^\circ$, perbedaan kontur kecepatan pada bagian atas dan bawah *airfoil* menunjukkan perbedaan yang sangat terlihat. Berbeda dengan sudut $\alpha = 8^\circ$, kontur kecepatan pada *leading edge airfoil* bagian atas dan bawah

memiliki daerah berwarna merah dan biru yang lebih luas dibandingkan dengan sudut $\alpha = 8^\circ$. Selain itu, pada sudut $\alpha = 16^\circ$ ini *plain airfoil* NACA 23012 telah mengalami separasi sehingga menimbulkan daerah *wake*.

Pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012, perbedaan kontur kecepatan lebih terlihat. Kontur pada *leading edge airfoil* bagian atas berwarna merah dan sangat luas, hal ini menandakan aliran fluida yang memiliki kecepatan tinggi sangat luas pada bagian tersebut. Sedangkan pada bagian bawah *leading edge airfoil* berwarna biru dimana kecepatannya sangat rendah. Pada jarak *gap* $0.5\%c$ tidak terjadi separasi seperti pada sudut serang sebelumnya pada bagain celah. Namun, aliran fluida dari bagian atas airfoil mengalir melalui celah lalu langsung keluar menuju daerah flap, terlihat pada gambar 4.15 kecepatan fluida pada bagian ini rendah, ditandai dengan warna biru. Aliran udara hanya sedikit yang dapat mengalir melalui celah karena celah terlalu sempit dan tidak dapat melawan aliran udara dari celah bagian atas. Selain itu, dari *pathline* tidak terlihat terjadi separasi pada *flap airfoil* namun aliran yang terjadi setelah *trailing edge* memiliki *pathline* yang kurang baik. Pada jarak *gap* $1.5\%c$ dan $2.5\%c$ separasi tidak terjadi. Hal ini karena momentum aliran yang berasal dari celah dapat melawan gaya gesek pada permukaan *flap airfoil* dan *adverse pressure gradient*. Sehingga *wake* yang ditimbulkan dapat diperkecil oleh adanya momentum aliran ini.



(a). *Plain Airfoil* NACA 23012

(b). *Gap 0.5% c*(c). *Gap 1.5% c*(d). *Gap 2.5% c*

Gambar 4.15 Kontur dan *pathline* kecepatan pada *plain airfoil* dan *single slotted flap* NACA 23012 dengan jarak *gap* yang berbeda pada sudut serang (α) = 16°

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Dari simulasi numerik yang telah dilakukan pada *plain airfoil* dan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 menunjukkan bahwa penggunaan *flap* dapat meningkatkan performa *airfoil* seperti nilai *lift coefficient* (C_L), walaupun nilai *drag coefficient* (C_D) juga meningkat. Dari hasil simulasi yang telah dilakukan, didapat kesimpulan sebagai berikut:

1. Nilai *lift coefficient* (C_L) pada *single slotted flap airfoil* NACA 23012 lebih besar dibandingkan *plain airfoil* NACA 23012 pada tiap sudut serang. Namun, nilai *drag coefficient* (C_D) yang dihasilkan juga ikut bertambah dan nilainya lebih besar daripada *plain airfoil* NACA 23012.
2. Semakin besar jarak *gap* antara *main wing* dengan *flap airfoil* menghasilkan nilai *drag coefficient* (C_D) yang semakin kecil.
3. Nilai *lift coefficient* (C_L) pada jarak *gap* $1.5\%c$ dan $2.5\%c$ tidak menunjukkan perbedaan yang signifikan, walaupun keduanya tetap lebih besar dibandingkan dengan jarak *gap* $0.5\%c$.
4. Nilai dari *lift to drag coefficient ratio* (C_L/C_D) pada *plain airfoil* lebih besar dibandingkan dengan *single slotted flap airfoil* NACA 23012 pada sudut serang 8° dan 16° , kecuali pada sudut serang 0° . Semakin besar jarak *gap*, nilai C_L/C_D semakin besar pula dan separasi yang terjadi semakin mendekati *trailing edge airfoil*.

5.2 Saran

Saran yang berkaitan dalam mengembangkan penelitian ini yaitu perlu dilakukan analisa tambahan pada *airfoil* NACA 23012 dengan *single slotted flap* pada sudut defleksi *flap* (β) yang berbeda, jarak *gap* lebih kecil dari $0.5\%c$ dan lebih besar dari $2.5\%c$ untuk mengetahui dimana nilai C_L/C_D yang lebih maksimal.

DAFTAR PUSTAKA

- Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A. E., 1959. **Theory of Wing Sections**. New York: Dover Publishing.
- Anderson, J.D., Jr. 2001. **Fundamental of Aerodynamics**, 3rd Edition. New York: McGraw-Hill
- Munson, B.R., Okiishi, T.H., Huebsch W.H., dan Rothmayer A.P., 2002. **Fundamentals of Fluid Mechanics**, 6th Edition. John Wiley & Sons, Inc.
- Guo, C., 2011. "Effect of Turbulence Modelling on the Analysis and Optimisation of High-Lift Configurations". Cranfield: Cranfield University.
- Todorov, M., May 2015. "Aerodynamic Characteristics of Airfoil with Single Slotted Flap for Light Airplane Wing". **Proc. of AFASES 2015** pp.509-514.
- Todorov, M. dan Velkova, C., November 2015. "Study of the Influence of A Gap between The Wing and Slotted Flap on The Aerodynamic Characteristics of Ultra-Light Aircraft Wing Airfoil". **NCAS 2015**
- Wenzinger, Carl J. dan Harris, Thomas A., 1939. "Wind Tunnel Investigation of an N. A. C. A. 23012 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps". T.R.No.644, N. A. C. A.
- <https://en.wikipedia.org/wiki/Airfoil/> diakses pada 4 Desember 2017
- <https://pangjih15.wordpress.com/2010/01/30/teori-airfoil/> diakses pada 6 Desember 2017
- <http://m-selig.ae.illinois.edu/> diakses pada 1 Februari 2018

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BIOGRAFI PENULIS



Ahmad Hadiyan Erawan lahir di kota Padang, Sumatera Barat pada tanggal 8 April 1996. Penulis merupakan anak kedua dari 4 bersaudara. Memulai pendidikan TK di TK Mutiara 17 Agustus 1, dilanjutkan ke jenjang berikutnya di SD Mutiara 17 Agustus 1 hingga tahun 2008. Pendidikan menengah pertama ditempuh penulis di SMP Negeri 1 Bekasi, dilanjutkan dengan meneruskan pendidikannya di SMA Negeri 2 Bekasi hingga 2014. Penulis melanjutkan

pendidikan ke jenjang yang lebih tinggi di Departemen S1 Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya pada tahun 2014 hingga 2018.

Selama masa perkuliahan di Teknik Mesin FTI-ITS penulis pernah menjadi staff HRD Mesin Music Club 2015/2016. Kemudian penulis diamanahi menjadi Kepala Divisi HRD Mesin Music Club 2016/2017. Selain itu, penulis juga aktif dalam berbagai pelatihan, diantaranya LKMM Pra-TD yang diselenggarakan oleh BEM FTI-ITS pada tahun 2014, serta Advanced Leadership Training yang diselenggarakan oleh Himpunan Mahasiswa Mesin pada tahun 2016. Selain itu, penulis juga pernah menjadi Kakak Pendamping pada kegiatan Gerigi ITS 2016 yang diselenggarakan oleh BEM ITS.

Karena ketertarikan penulis terhadap bidang aerodinamika, maka penulis memutuskan untuk masuk menjadi anggota Laboratorium Mekanika dan Mesin-mesin Fluida Departemen Teknik Mesin FTI-ITS dan mendalami mengenai aliran fluida khususnya pada airfoil. Untuk semua informasi dan saran, dapat menghubungi penulis melalui email hadiyanahmad@gmail.com.