

SKRIPSI

**ANALISIS SEPARASI ALIRAN DAN KOEFISIEN TEKANAN
MODEL KONFIGURASI SUDUT *FLAP AIRFOIL* NACA 23012**

Disusun dan diajukan oleh :

MUHAMMAD ADAM PADANRANGI

D021 19 1006



**PROGRAM STUDI SARJANA TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS HASANUDDIN
GOWA
2023**

LEMBAR PENGESAHAN SKRIPSI

ANALISIS SEPARASI ALIRAN DAN KOEFISIEN TEKANAN MODEL KONFIGURASI SUDUT *FLAP AIRFOIL* NACA 23012

Disusun dan diajukan oleh

Muhammad Adam Padanrangi
D021 19 1006

Telah dipertahankan di hadapan Panitia Ujian yang dibentuk dalam rangka Penyelesaian Studi Program Sarjana Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin Pada tanggal 29 Agustus 2023 dan dinyatakan telah memenuhi syarat kelulusan

Menyetujui,

Pembimbing Utama,

Pembimbing Pendamping,



Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T.
NIP. 195912201986011001

Dr. Ir. Rustan Tarakka, S.T., M.T
NIP. 197508272005011002

Ketua Program Studi,



Prof. Dr. Eng. Ir. Jalaluddin, S.T., M.T.
NIP. 197208252000031001

PERNYATAAN KEASLIAN

Yang bertanda tangan dibawah ini ;

Nama : Muhammad Adam Padanrangi

NIM : D021191006

Program Studi : Teknik Mesin

Jenjang : S1

Menyatakan dengan ini bahwa karya tulisan saya berjudul

“Analisis Separasi Aliran dan Koefisien Tekanan Model Konfigurasi Sudut *Flap Airfoil* NACA 23012”

Adalah karya tulisan saya sendiri dan bukan merupakan pengambil alihan tulisan orang lain dan bahwa skripsi yang saya tulis ini benar-benar merupakan hasil karya saya sendiri.

Semua informasi yang ditulis dalam skripsi yang berasal dari penulis lain telah diberi penghargaan, yakni dengan mengutip sumber dan tahun penerbitannya. Oleh karena itu semua tulisan dalam skripsi ini sepenuhnya menjadi tanggung jawab penulis. Apabila ada pihak manapun yang merasa ada kesamaan judul atau hasil temuan dalam skripsi ini, maka penulis siap untuk diklarifikasi dan mempertanggungjawabkan segala resiko.

Segala data dan informasi yang diperoleh selama proses pembuatan skripsi, yang akan dipublikasi oleh Penulis di masa depan harus mendapat persetujuan dari Dosen Pembimbing.

Apabila dikemudian hari terbukti atau dapat dibuktikan bahwa sebagian atau keseluruhan isi skripsi ini hasil karya orang lain, maka saya bersedia menerima sanksi atas perbuatan tersebut.

Gowa, 26 Oktober 2023

Yang Menyatakan



Muhammad Adam Padanrangi

ABSTRAK

MUHAMMAD ADAM PADANRANGI. *Analisis Separasi Aliran dan Koefisien Tekanan Model Konfigurasi Sudut Flap Airfoil NACA 23012.* (dibimbing oleh Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T., dan Dr. Rustan Tarakka, S.T., M.T.)

Dalam perencanaan pembuatan pesawat *ultralight*, tentu saja membutuhkan detail dalam merancang. Penambahan *flap* pada *trailingedge airfoil* bertujuan untuk meningkatkan luasan sayap sehingga dapat menghasilkan gaya angkat lebih besar. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh variasi sudut serang pada *airfoil* dan konfigurasi sudut pada kedua *flap* terhadap koefisien tekanan (C_p) dan koefisien lift (C_L), serta separasi aliran yang terjadi. Model yang menjadi benda uji pada penelitian ini adalah *Airfoil* NACA 23012 dengan skala 1:10 dari model sayap pesawat *ultralight* Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin. Modifikasi yang dilakukan adalah penambahan *flap* utama δ_u dan *flap* kendali δ_k , dengan variasi sudut serang sebesar -10° , 0° , 15° , 30° , dan 45° dan Variasi sudut serang (α) pada *airfoil* adalah -10° , 0° , 15° , dan 20° . Untuk kecepatan aliran fluida yang digunakan adalah 6 m/s, 9 m/s, 12 m/s, 15 m/s, 17 m/s, 20 m/s, dan 22 m/s. Pengujian menggunakan benda uji dengan panjang *span* 200 mm dan *chord* 150 mm pada *airfoil*, dan pada *flap* utama *span* 120 mm dan *chord* 48 mm pada *flap* kendali *span* 79 mm dan *chord* 48 mm. Penelitian ini dilakukan melalui pendekatan komputasi menggunakan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dan di bandingkan dengan pengujian eksperimental yang menggunakan *Sub-sonic wind tunnel*. Untuk metode komputasi data yang diperoleh berupa karakteristik aliran, koefisien lift, koefisien drag, dan performa aerodinamika *airfoil*. Sedangkan untuk pengujian eksperimental menghasilkan distribusi tekanan berikut koefisien tekanan (C_p) dan koefisien lift (C_L). Pengaruh konfigurasi sudut *flap* akan mempengaruhi separasi aliran yang terjadi, dimana semakin jauh selisih sudut *flap* utama dan *flap* kendali maka separasi aliran dan *vortex* yang terjadi akan semakin besar, dimana umumnya terjadi pada konfigurasi *flap* utama 45° dan seiring pertambahan sudut konfigurasi *flap* akan membuat selisih C_p antara permukaan atas dan bawah *airfoil* semakin besar. Dimana dapat kita lihat contohnya pada model uji dengan sudut serang *airfoil* 15° dan konfigurasi δ_u 30° dan δ_k 0° dan δ_k 15° pada U_0 22 m/s, selisih terjauh antara C_p permukaan atas *airfoil* sebesar -1.6 dan C_p permukaan bawah *airfoil* sebesar 0.9. Untuk pendekatan komputasi nilai C_L tertinggi berada pada model benda uji *airfoil* dengan sudut serang 20° untuk konfigurasi δ_u 45° dan δ_k 30° pada U_0 12 m/s dimana $C_L = 1.639679$. Sedangkan pendekatan eksperimen, nilai C_L tertinggi berada pada sudut serang 20° dan konfigurasi δ_u 45° dan δ_k 45° pada U_0 22 m/s dimana $C_L = 1.6699$.

Kata Kunci : *Airfoil*, NACA 23012, *Flap* utama, *Flap* kendali, C_p , C_L , CFD

ABSTRACT

MUHAMMAD ADAM PADANRANGI. *Analysis of Flow Separation and Pressure Coefficient of NACA 23012 Airfoil Model with Flaps Angle Configuration.* (supervised by Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T., and Dr. Rustan Tarakka, S.T., M.T.)

In planning and design the ultralight airplane, of course its necessary to detailed design. There is so many aspects to consider like wing platform, that require to analyze the lift and drag force, also the pressure distribution in that wing. The addition of flaps in *trailingedge* is about to wider the wing platform so it can generate more lift force. This research aim to analyze the variaton of angle of attack in *airfoil* and flap angle configuration to flow separation that occurs, its effect to pressure distribution (C_p) and its lift coefficient (C_L). Model from this research is *Airfoil* NACA 23012 with 1:10 scale based on ultralight airplane wing in Engineering Faculty, Hasanuddin University. Modifications on this research is the main flap (δ_u) and control flap (δ_k) with angle variation -10° , 0° , 15° , 30° , and 45° , and *airfoil* angle of attack (α) variation -10° , 0° , 15° , and 20° at fluid flow velocity 6 m/s, 9 m/s, 12 m/s, 15 m/s, 17 m/s, 20 m/s, dan 22 m/s. The object is model of wing with span 200 mm and chord 150 mm in *airfoil* and span 120 mm and chord 48 mm in main flap and span 79 mm and chord 48 mm in control flap with open-type wind tunnel. This research is based on 2 method, Computation with using Computational Fluid Dynamics (CFD) application program, and compare it with the experimental results from sub-sonic wind tunnel in Fluid Mechanics Laboratory. From Computation results that collected such as flow characteristics, lift coefficient, drag coefficient, and *airfoil* aerodynamics perform. From experimental results is flow distribution to obtain pressure coefficient (C_p) and lift coefficient (C_L). The flap angle configuration is affect flow separation that occurs, that more deviation between both flaps, then bigger separation and *vortex* that happen, that is usually happen in flap configuration 45° . For pressure coefficient (C_p), more deflection of *airfoil*'s angle of attack then the difference between upper and lower surface of *airfoil*. Which is we can see for example when *airfoil* angle of attack is 15° and flaps configuration $\delta_u 30^\circ$ and $\delta_k 0^\circ$ or $\delta_k 15^\circ$ pada $U_0 22$ m/s, the furthest difference happen C_p in *airfoil* upper surface -1.6 and C_p in lower surface *airfoil* is 0.9 . For computation methods highest C_L occurs when *airfoil* with angle of attack 20° with flaps configuration $\delta_u 45^\circ$ and $\delta_k 30^\circ$ at $U_0 12$ m/s which $C_L = 1.639679$. For experimental methods, highest C_L occurs when *airfoil* with angle of attack 20° with flaps configuration $\delta_u 45^\circ$ and $\delta_k 45^\circ$ at $U_0 22$ m/s which $C_L = 1.6699$.

Keywords : *Airfoil*, NACA 23012, Main Flap, Control Flap C_p , C_L , CFD

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN SKRIPSI	i
PERNYATAAN KEASLIAN.....	ii
ABSTRAK	iii
ABSTRACT.....	iv
DAFTAR ISI.....	v
DAFTAR GAMBAR	vii
DAFTAR TABEL.....	xiv
DAFTAR SINGKATAN DAN ARTI SIMBOL	xviii
DAFTAR LAMPIRAN.....	xix
KATA PENGANTAR	xx
BAB I PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Tujuan Penelitian	4
1.4 Manfaat Penelitian	4
1.5 Batasan Masalah.....	5
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	6
2.1 Aerodinamika.....	6
2.2 <i>Airfoil</i>	8
2.3 Sudut Serang	10
2.4 <i>Flap</i>	11
2.5 Karakteristik Aliran Luar	12
2.6 Separasi Aliran.....	13
2.7 Olakan (<i>Vortex</i>).....	14
2.8 Distribusi tekanan.....	15
2.9 Koefisien Tekanan	16
2.10 Koefisien <i>Drag</i>	17
2.11 Koefisien <i>lift</i>	17
2.12 <i>Stall</i>	19
2.13 <i>Computational Fluid Dynamics (CFD)</i>	20
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....	21
3.1 Waktu dan Tempat Penelitian	21
3.2 Objek Penelitian	21
3.3 Pendekatan Eksperimen	22
3.3.1 Alat Penelitian.....	22
3.3.2 Variabel Penelitian.....	24
3.3.3 Prosedur Penelitian.....	25
3.4 Pendekatan Komputasi.....	26
3.5 Diagram Alir Penelitian	30
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	31
4.1 Hasil	31
4.1.1 Karakteristik Aliran.....	31
4.1.2 Koefisien Tekanan (C_P).....	89
4.1.3 Koefisien Lift (C_L)	138
4.2 Pembahasan.....	160
4.2.1 Karakteristik Aliran	160
4.2.2 Koefisien Tekanan (C_P).....	164

4.2.3 Koefisien Lift (C_L)	167
BAB V PENUTUP	171
5.1 Kesimpulan	171
5.2 Saran	172
DAFTAR PUSTAKA	173

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1. Gaya yang bekerja pada sebuah pesawat (Ghofar, 2010).....	6
Gambar 2. Aliran udara yang melalui sayap pesawat (Serway & Jewett, 2004)	7
Gambar 3. Nomenklatur <i>Airfoil</i> (Anderson, 2017).....	8
Gambar 4. Koefisien Lift dan Koefisien Momen pada <i>Airfoil</i> NACA 23012 (Anderson, 2012).....	10
Gambar 5. Sudut serang pada pesawat (Kabir dkk., 2019).....	11
Gambar 6. <i>Airfoil</i> dengan Konfigurasi Flap Eksternal (Wenzinger, 1937).....	11
Gambar 7. Separasi Aliran dan Koefisien Lift (Anderson, 2012).....	12
Gambar 8. Separasi Aliran pada beberapa sudut serang <i>Airfoil</i> dan Koefisien Momen (Anderson, 2012).....	13
Gambar 9. Separasi Aliran pada permukaan dinding (Cengel dan Cimbala, 2006).....	13
Gambar 10. Separasi Aliran pada permukaan <i>Leading Edge</i> dan <i>Trailing Edge Airfoil</i> NACA 0012 (Katz, 2016).....	14
Gambar 11. Pengaruh <i>edge</i> menciptakan <i>trailing vortex</i> pada sebuah plat yang memiliki sudut serang (Katz, 2016).....	14
Gambar 12. <i>Trailing vortex</i> pada sebuah sayap rectangular dengan <i>vortex</i> bermunculan pada ujung <i>trailing edge</i> (Cengel dan Cimbala, 2006).....	15
Gambar 13. Distribusi Tekanan pada <i>Airfoil</i> (Jatisukamto dkk, 2017).....	16
Gambar 14. Perbandingan separasi aliran antara metode perhitungan dan pengukuran pada <i>Airfoil</i> GA(W)-1 (Katz, 2016)	16
Gambar 15. Tekanan pada <i>Airfoil</i> (Cengel dan Cimbala, 2006)	17
Gambar 16. Gaya pada <i>Airfoil</i> (Cengel dan Cimbala, 2006)	19
Gambar 17. Pemberian Flap dapat meningkatkan Koefisien Lift (C_L) pada <i>Airfoil</i> NACA 23012 (Cengel dan Cimbala, 2006).....	19
Gambar 18. Fenomena stall menyebabkan separasi aliran udara (Faris dkk, 2020).....	20
Gambar 19. Kontur Olakan pada sebuah silinder dengan Metode CFD pada $Re = 150$ (Cengel dan Cimbala, 2006).....	20
Gambar 20. Gambar <i>Airfoil</i> Konfigurasi Flap Utama dan Flap Kendali	21
Gambar 21. Subsonic Wind Tunnel	23
Gambar 22. Manometer	23
Gambar 23. Barometer.....	24
Gambar 24. Termometer	24
Gambar 25. Desain Benda Uji di Autodesk Fusion 360	26
Gambar 26. Meshing benda uji di software Gambit 2.4.6	27
Gambar 27. Penentuan kondisi batas (Boundary Condition).....	28
Gambar 28. Grafik hasil iterasi	29
Gambar 29. Pathline Kecepatan.....	29
Gambar 30. Diagram alir penelitian.....	30
Gambar 31 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10° , 0° , 15° , dan 20° pada $\delta_u = -10^\circ$, $\delta_k = -10^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	32
Gambar 32 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10° , 0° , 15° , dan 20° pada $\delta_u = -10^\circ$, $\delta_k = -10^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	33
Gambar 33 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10° , 0° , 15° , dan 20° pada $\delta_u = -10^\circ$, $\delta_k = 0^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s	34
Gambar 34 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10° , 0° , 15° , dan 20° pada $\delta_u = -10^\circ$, $\delta_k = 0^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s	35

Gambar 59 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 15^\circ$, $\delta_k = 45^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	64
Gambar 60 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 15^\circ$, $\delta_k = 45^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	65
Gambar 61 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = -10^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s	66
Gambar 62 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = -10^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s	67
Gambar 63 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 0^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	69
Gambar 64 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 0^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	70
Gambar 65 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 15^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	71
Gambar 66 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 15^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	72
Gambar 67 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 30^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	73
Gambar 68 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 30^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	74
Gambar 69 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 45^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	76
Gambar 70 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 45^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	77
Gambar 71 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = -10^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s	78
Gambar 72 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = -10^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s	79
Gambar 73 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 0^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	80
Gambar 74 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 0^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	81
Gambar 75 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 15^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	83
Gambar 76 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 15^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	84
Gambar 77 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 30^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	85
Gambar 78 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 30^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	86
Gambar 79 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 45^\circ$ dan $U_0 = 12$ m/s.....	87
Gambar 80 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) -10°, 0°, 15°, dan 20° pada $\delta_u = 45^\circ$, $\delta_k = 45^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s.....	88
Gambar 81. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	90

Gambar 82. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	91
Gambar 83. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	92
Gambar 84. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	93
Gambar 85. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	95
Gambar 86. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	96
Gambar 87. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	97
Gambar 88. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	99
Gambar 89. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	100
Gambar 90. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	101
Gambar 91. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	103
Gambar 92. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	104
Gambar 93. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	105
Gambar 94. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	107
Gambar 95. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	108
Gambar 96. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	109
Gambar 97. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	111

Gambar 98. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	112
Gambar 99. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	114
Gambar 100. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	115
Gambar 101. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	117
Gambar 102. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	118
Gambar 103. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	119
Gambar 104. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	120
Gambar 105. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	121
Gambar 106. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	122
Gambar 107. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	123
Gambar 108. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	124
Gambar 109. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	125
Gambar 110. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	126
Gambar 111. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	128
Gambar 112. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	129
Gambar 113. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	130

Gambar 114. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	131
Gambar 115. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	132
Gambar 116. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	133
Gambar 117. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	134
Gambar 118. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	135
Gambar 119. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	136
Gambar 120. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	137
Gambar 121. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	139
Gambar 122. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	140
Gambar 123. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	141
Gambar 124. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	142
Gambar 125. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	144
Gambar 126. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	145
Gambar 127. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	146
Gambar 128. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.	147
Gambar 129. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.	149

- Gambar 130. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji *airfoil* dengan sudut serang *airfoil* 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan *freestream* 12 m/s. 150
- Gambar 131. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji *airfoil* dengan sudut serang *airfoil* 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan *freestream* 12 m/s. 151
- Gambar 132. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji *airfoil* dengan sudut serang *airfoil* 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan *freestream* 12 m/s. 152
- Gambar 133. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji *airfoil* dengan sudut serang *airfoil* -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan *freestream* 22 m/s. 154
- Gambar 134. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji *airfoil* dengan sudut serang *airfoil* 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan *freestream* 22 m/s. 155
- Gambar 135. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji *airfoil* dengan sudut serang *airfoil* 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan *freestream* 22 m/s. 156
- Gambar 136. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji *airfoil* dengan sudut serang *airfoil* 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan *freestream* 22 m/s. 157
- Gambar 137. Validasi model uji dengan sudut serang *airfoil* 20° dengan konfigurasi flap utama (δu) 45° pada berbagai konfigurasi flap kendali (δk) dan (U_0) 12 m/s
..... 159
- Gambar 138. Validasi model uji dengan sudut serang *airfoil* 15° dengan konfigurasi flap utama (δu) 45° pada berbagai konfigurasi flap kendali (δk) dan (U_0) 12 m/s
..... 160

DAFTAR TABEL

Tabel 1. Posisi <i>Pressure Tap Airfoil</i>	22
Tabel 2. Kondisi batas model sayap pesawat	27
Tabel 3. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	89
Tabel 4. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	91
Tabel 5. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	92
Tabel 6. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	93
Tabel 7. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	94
Tabel 8. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	96
Tabel 9. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	97
Tabel 10. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	98
Tabel 11. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	100
Tabel 12. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	101
Tabel 13. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	102
Tabel 14. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	104
Tabel 15. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	105
Tabel 16. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	106

Tabel 17. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	108
Tabel 18. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	109
Tabel 19. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	110
Tabel 20. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	112
Tabel 21. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	113
Tabel 22. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	115
Tabel 23. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	116
Tabel 24. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	118
Tabel 25. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	119
Tabel 26. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	120
Tabel 27. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	121
Tabel 28. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	122
Tabel 29. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	123
Tabel 30. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	124
Tabel 31. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	125
Tabel 32. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	126

Tabel 33. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	127
Tabel 34. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	128
Tabel 35. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	130
Tabel 36. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	131
Tabel 37. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	132
Tabel 38. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama -10° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	133
Tabel 39. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 0° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	134
Tabel 40. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 15° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	135
Tabel 41. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 30° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	136
Tabel 42. Koefisien Tekanan untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk konfigurasi sudut flap utama 45° dengan variasi sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	137
Tabel 43. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	139
Tabel 44. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	140
Tabel 45. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	141
Tabel 46. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	142
Tabel 47. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	143
Tabel 48. Koefisien Lift untuk dengan metode pendekatan komputasi model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	145

Tabel 49. Koefisien Lift untuk dengan metode pendekatan komputasi model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	146
Tabel 50. Koefisien Lift dengan metode pendekatan komputasi untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	147
Tabel 51. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	148
Tabel 52. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	150
Tabel 53. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	151
Tabel 54. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	152
Tabel 55. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> -10° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	153
Tabel 56. Koefisien Lift untuk dengan metode pendekatan eksperimen model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 0° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	155
Tabel 57. Koefisien Lift untuk dengan metode pendekatan eksperimen model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	156
Tabel 58. Koefisien Lift dengan metode pendekatan eksperimen untuk model uji <i>airfoil</i> dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° untuk berbagai konfigurasi sudut flap utama dan sudut flap kendali pada kecepatan <i>freestream</i> 22 m/s.....	157
Tabel 59. Validasi model uji dengan sudut serang <i>airfoil</i> 20° dengan konfigurasi flap utama (δu) 45° pada berbagai konfigurasi flap kendali (δk) dan (U_0) 12 m/s .	158
Tabel 60. Validasi model uji dengan sudut serang <i>airfoil</i> 15° dengan konfigurasi flap utama (δu) 45° pada berbagai konfigurasi flap kendali (δk) dan (U_0) 22 m/s .	159

DAFTAR SINGKATAN DAN ARTI SIMBOL

Lambang/Singkatan	Arti dan Keterangan
C_L	Koefisien <i>Lift</i>
C_P	Koefisien Tekanan
C_D	Koefisien Hambat
P	Tekanan
U_0	Kecepatan <i>Freestream</i>
F_D	Gaya <i>Drag</i>
F_L	Gaya <i>Lift</i>
α	Sudut Serang <i>Airfoil</i>
δ_u	<i>Flap</i> utama
δ_k	<i>Flap</i> kendali
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
ρ	Massa Jenis/Densitas (kg/m^3)
x/c	Jarak <i>leading edge</i> ke titik <i>tapping</i> terhadap panjang <i>chord</i>
V	Kecepatan Udara
Re	Bilangan Reynolds
h	Posisi <i>Tapping</i> / <i>Head</i> Manometer

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1 <i>Pathline</i> Model Benda Uji.....	175
Lampiran 2 Nilai Koefisien Tekanan (C_p) pada <i>Airfoil</i>	226
Lampiran 3 Nilai Koefisien Lift (C_L) Pendekatan Komputasi.....	246
Lampiran 4 Nilai Koefisien Lift (C_L) Pendekatan Eksperimental	251
Lampiran 5 Dokumentasi.....	256

KATA PENGANTAR

Bismillahirrahmanirrahim

Alhamdulillah, puji syukur atas kehadiran Allah *Subhanahu Wa Ta'ala*, karena atas berkah dan rahmat-Nya lah sehingga penulisan Skripsi ini dapat terselesaikan. Sholawat dan Salam juga kepada Rasulullah Muhammad *Shallallahu 'alaihi wasallam*, sang revolusioner sejati yang telah membawa kita ke era yang terang benderang. Dengan kehendak Allah *Subhanahu wa ta'ala*, penulis dapat menuntaskan pengerjaan tugas akhir dengan judul : **Analisis Separasi Aliran dan Koefisien Tekanan Model Konfigurasi Sudut Flap Airfoil NACA 23012** guna memenuhi persyaratan menyelesaikan studi serta memperoleh gelar sarjana pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Hasanuddin.

Penghargaan dan terima kasih penulis sampaikan kepada Bapak **Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T.**, selaku Pembimbing Utama dan Bapak **Dr. Rustan Tarakka, S.T., M.T.** selaku Pembimbing Pendamping yang telah sangat banyak membantu dalam segala hal mulai dari mengayomi, membimbing, mengajar, dan membina kami dalam melaksanakan tugas akhir ini hingga selesai.

Pada kesempatan kali ini penulis juga hendak mengucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada :

1. Kedua orang tua tercinta, Ayah Baso Daeng, S.Pd, dan Mama Musliana, S.Pd, serta adik Muhammad Arif Padanrangi dan Muhammad Adnan Padanrangi, atas pengorbanan, kasih sayang, motivasi, dan dukungannya kepada penulis selama ini.
2. Keluarga besar penulis, kakek, nenek, om dan tante, serta sepupu-sepupu penulis, yang senantiasa membantu memotivasi penulis untuk segera menyelesaikan studi.
3. Yth. Bapak Prof. Dr. Jamaluddin Jompa, M.Sc selaku Rektor Universitas Hasanuddin dan Yth. Ibu Prof. Dr. Dwia Aries Tina Pulubuhu, M.A. selaku Rektor Universitas Hasanuddin pada masanya.
4. Yth. Bapak Prof. Dr. Eng. Ir. Muhammad Isran Ramli, S.T., M.T., IPM., ASEAN Eng. Selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.
5. Yth. Bapak Prof. Dr. Eng. Jalaluddin, S.T., M.T. selaku Ketua Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah menyetujui dan menerima tugas akhir penulis, serta atas dukungannya selama penulis berkuliah.
6. Yth. Bapak Prof. Dr. Ir. Onny Suryono Sutresman, M.T, dan Ibu Dr. Eng. Novriany Amaliah, S.T, M.T, selaku dosen Penasehat Akademik penulis, yang senantiasa memberi arahan mengenai perkuliahan penulis.
7. Yth. Bapak Prof. Dr. Ir. Luther Sule dan Bapak Gerard Antonini Duma, S.T., M.T. selaku dosen Penguji penulis, terima kasih atas kritik, saran, dan masukannya.
8. Seluruh dosen Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah banyak membagikan ilmu pengetahuan selama kegiatan perkuliahan, dan memberikan pandangan baru terhadap pola berpikir mahasiswa, sehingga penulis menjadi lebih paham mengenai bidang ilmu Teknik Mesin.
9. Staf Administrasi Departemen Teknik Mesin, Pak Mansur, Pak Arham, Kak Sita, Kak Ani, dan Kak Yaya yang sudah banyak memberikan bantuan kepada penulis.
10. PLP Laboran Laboratorium Mekanika Fluida, Bapak Hafriison Salamba, S.T., atas arahannya dan bantuannya kepada penulis selama menjadi asisten dan beraktivitas melaksanakan penelitian di Laboratorium.

11. Partner penelitian, Andrian Saputra Tanyawan yang telah berkolaborasi dalam menyelesaikan penelitian ini. Segala macam hal sudah kita lalui bersama sampai tahap ini.
12. Sobat asisten Laboratorium Mekanika Fluida, Faqar, Dimaz, Rafli, Bill, Valen, Agung, Adhim, Ilham yang senantiasa kebersamai penelitian.
13. Rekan S2 dan S3, terutama Kak Sandra dan Pak Herman yang sering memberi masukan dan saran kepada penelitian penulis.
14. Kanda Nur Al Faqih Imam Ja'far, S.T., mentor penulis, yang membantu penulis sejak awal menjadi mahasiswa hingga menjadi teman diskusi mengenai penyelesaian tugas akhir ini.
15. Kak Sarwan, S.T., dan Kak Dandhy Iriansyah, S.T. yang hasil penelitiannya mengenai *airfoil* dilanjutkan oleh penulis untuk diteliti lebih lanjut, serta memberikan saran-saran yang membantu penulis dalam meneliti tugas akhir.
16. Saudara-saudara seperjuangan mahasiswa Teknik Mesin 2019 BRUZHLEZZ'19 yang sudah kebersamai dengan semangat kekeluargaan sejak mahasiswa baru. Terima kasih atas dukungan, uluran tangan, drama, dan kerjasama yang telah kita lalui bersama, semoga kesuksesan menyertai saudara-saudara sekalian.
17. Kanda-kanda Senior 2017 dan Senior 2018, serta dinda-dinda angkatan 2020, 2021, dan 2022 yang sudah banyak membantu dalam proses perkuliahan dan berlembaga di FT-UH.
18. Himpunan Mahasiswa Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin, rumah kedua penulis, tempat penulis berproses selama menjadi mahasiswa Teknik Mesin, yang menyadarkan penulis bahwa kuliah itu tidak sekedar kuliah-pulang saja, banyak hal yang bisa di eksplorasi dari berorganisasi.
19. Tempat kerja praktek penulis, rekan kerja praktek penulis, serta segenap pembimbing kerja praktek, yang mengajar dan memotivasi penulis untuk memperdalam bidang ilmu Teknik Mesin.
20. Rekan-rekan Zahabad, asisten Laboratorium Fisika Dasar Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin angkatan 2019, Alfian, Alifia, Angel, Anisa, Anjali, Arya, Asnul, Faiz, Gita, Haekal, Musa, Ridzuan, Faidel dan Wawan serta kakak-kakak asisten senior dan adik-adik asisten, yang melalui suka duka bersama selama menjadi mahasiswa. Terima kasih atas momen-momen kebersamaan, ikatan kekeluargaan, serta bantuan dalam menghadapi kerasnya dunia perkuliahan.
21. Terakhir, penulis hendak menyapa setiap nama yang tidak dapat penulis cantumkan satu per satu, terima kasih atas doa, dukungan, dan kebaikan yang dilakukan kepada penulis. Semoga amal kebajikannya diganjar pahala dan dibalas oleh Allah *Subhanahu wa ta'ala. Aamiin.*

Tentunya dalam penulisan skripsi ini tak luput dari kekurangan dan belum sempurna. Semua kebaikan berasal dari Allah semata dan segala kekurangan dan kekeliruan berasal dari penulis. Oleh karena itu, penulis memohon maaf, dan memerlukan kritik dan saran agar lebih baik untuk kedepannya.

Gowa, 28 Agustus 2023

Muhammad Adam Padanrangi

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Perkembangan teknologi kedirgantaraan di Indonesia semakin pesat. Salah satunya adalah dengan penggunaan pesawat *ultralight* dalam dunia penerbangan. Dalam perencanaan pembuatannya, tentu saja membutuhkan detail dalam merancang. Ada banyak aspek yang dipertimbangkan seperti dalam bagian sayap, perlu analisis gaya angkat dan gaya hambat, serta distribusi tekanan pada sayap pesawat tersebut.

Efek gabungan dari *gradien* tekanan yang merugikan dan gesekan permukaan terjadi lebih sering pada sudut serang lebih tinggi atau bilangan *Reynold* lebih rendah, sehingga menginduksi kehilangan energi yang sangat besar yang mengakibatkan penurunan performa aerodinamika pada pesawat pada saat tinggal landas, mendarat, dan manuver pada pesawat tanpa awak, yang menghasilkan kerugian momentum pada *airfoil*. Oleh karena itu, banyak pendekatan yang sudah dikembangkan untuk membendung terjadinya situasi yang merugikan ini untuk meningkatkan aliran yang masuk. Sehingga meningkatkan performa aerodinamika pesawat, metode seperti ini dapat diperoleh dengan metode aktif yang melibatkan pengeluaran energi atau metode pasif yang tidak mengakibatkan pengeluaran energi (Julius, 2020).

Pemberian *angle of attack* pada *airfoil* akan membuat perubahan percepatan aliran pada *leading edge*. Kecepatan diperbesar dan tekanan kecil sehingga pada *boundary layer* terjadi peningkatan gaya tekan fluida terhadap kontur yang searah dengan arah aliran dimana gaya tekan masih mampu melawan gaya friksi antara fluida dengan kontur *airfoil*. Ketika momentum yang dimiliki aliran fluida sudah tidak mampu melawan efek friksi dari *adverse pressure gradien* maka aliran akan terpisah dari kontur sehingga terjadilah separasi (Jumadi, 2012).

Riset yang mengacu pada pengembangan teknologi *airfoil* sebagai salah satu bagian yang penting dalam dunia aerodinamika telah banyak dilakukan pada

tahun – tahun belakangan ini. Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain *airfoil* dalam berbagai konfigurasi sayap yang sesuai dengan penggunaannya. Karakteristik *airfoil* tergantung banyak hal, sehingga dapat dikatakan bahwa tiap *airfoil* mempunyai penggunaan yang spesifik (Lubis, 2012).

Dalam lingkungan persaingan global yang semakin ketat saat ini, dibutuhkan kecepatan dan ketepatan dalam pengujian koefisien tekanan tersebut. Seperti kita ketahui bahwa pengujian koefisien tekanan angin suatu kendaraan dapat dilakukan di dalam terowongan angin baik dalam ukuran kendaraan yang sebenarnya maupun dalam ukuran skala. Akan tetapi cara-cara pengujian koefisien tekanan dalam terowongan angin, baik ukuran sebenarnya maupun ukuran skala tersebut, membutuhkan waktu dan biaya yang tidak sedikit. Hal inilah yang menjadi salah satu pemicu kenapa desainer maupun industri mulai memanfaatkan komputasi dan simulasi numerik *Computational Fluid Dynamics (CFD)* sebagai solusi terhadap permasalahan tersebut dengan pertimbangan kecepatan dalam memperoleh data koefisien tekanan dan rendahnya biaya yang harus dikeluarkan (Mulyadi, 2010).

Penelitian yang dilakukan oleh Salam, dkk tahun 2021, bahwa pada pengujian model sayap pesawat independen jenis *airfoil* NACA 23012, dengan memodifikasi rasio ketebalan terhadap *chord* (t/c) pada $t/c = 9\%$, $t/c = 12\%$, dan $t/c = 15\%$. Selanjutnya masing-masing model diberi perlakuan kecepatan aliran bebas (U) sebesar 40 m/s, dengan variasi angle of attack (α) - 20° , -15° , -10° , -5° , 0° , 5° , 10° , 15° , dan 20° . Hasil penelitian menunjukkan bahwa penambahan t/c ratio meningkatkan nilai C_l maksimum. Untuk nilai maksimum C_l diperoleh pada = 150 yaitu pada $t/c = 9\%$, $C_l = 1,4299$, pada $t/c = 12\%$, $C_l = 1,4466$, dan pada $t/c = 15\%$, $C_l = 1,4979$. C_l/C_d maksimum sebesar 1,4999 diperoleh pada $t/c = 15\%$ dan = 5° , dengan demikian model sayap pesawat swayasa yang paling sesuai adalah model *airfoil* NACA 23012 dengan $t/c = 15\%$.

Dari hasil pengujian dan pembahasan yang dilakukan oleh Leandis, dkk. pada tahun 2022, dapat ditarik kesimpulan yaitu dengan penambahan *vortex generator* menyebabkan bagian *upper surface* menghasilkan koefisien tekanan yang lebih besar dibandingkan tanpa menggunakan *vortex generator*. Hasil

penelitian menunjukkan bahwa nilai koefisien tekanan (C_p) *airfoil* tanpa menggunakan *vortex generator* untuk sudut serang 6° , 7° , dan 8° untuk *upper surface* sebesar -1,8235, -1,5000, dan - 1,3529 dan *lower surface* 1,2647, 0,8529, dan 0,7059 sedangkan dengan menggunakan *vortex generator* yaitu - 2,0735, - 1,6176, dan -1,5000 dan 1,2941, 0,8824, dan 0,7353.

Dan penelitian lanjutan yang dilakukan oleh Iriansyah (2021) memperoleh hasil bahwa efek aerodinamis akan lebih efektif jika ditambahkan konfigurasi sebuah *flap* tambahan pada bagian belakang *airfoil*. *Flap* bergerak di sepanjang lintasan logam yang ditempatkan pada sayap pesawat. Dengan memindahkan *flap* ke belakang atau mengubah defleksi *flap* maka akan meningkatkan luasan sayap serta meningkatkan luasan efektif *airfoil*, sehingga meningkatkan gaya angkat dari suatu pesawat. Selain itu, *flap* juga dapat meningkatkan gaya hambat pesawat, sehingga dapat membantu pesawat untuk mendarat.

Untuk lebih meningkatkan performa aerodinamis pada sayap pesawat, maka pada dilakukan penelitian dengan judul “**Analisis Separasi Aliran dan Koefisien Tekanan Model Konfigurasi Sudut *Flap Airfoil* NACA 23012**”. Pada penelitian ini dilakukan penambahan variasi dan konfigurasi sudut serang pada *flap* utama dan *flap* kendali, sehingga luaran yang diharapkan dari penelitian ini adalah analisis dimana terjadinya separasi aliran dan distribusi tekanan yang stabil sehingga dapat menentukan konfigurasi *flap* yang memiliki tingkat efisiensi efek aerodinamika yang tinggi.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas, beberapa permasalahan yang muncul dapat dirumuskan sebagai berikut :

1. Bagaimana pengaruh variasi sudut serang pada *airfoil* dan konfigurasi sudut pada kedua *flap* terhadap separasi aliran yang terjadi?
2. Bagaimana pengaruh variasi sudut serang pada *airfoil* dan konfigurasi sudut pada kedua *flap* terhadap koefisien tekanan (C_p)?
3. Bagaimana pengaruh sudut serang dan konfigurasi *flap* terhadap koefisien *lift* (C_L)?

1.3 Tujuan Penelitian

Berdasarkan latar belakang di atas, diperoleh beberapa tujuan dari penelitian, yakni :

1. Menganalisis pengaruh variasi sudut serang pada *airfoil* dan konfigurasi sudut pada kedua *flap* terhadap separasi aliran yang terjadi.
2. Menganalisis pengaruh konfigurasi sudut pada kedua *flap* terhadap koefisien tekanan (C_p).
3. Menganalisis sudut serang dan konfigurasi *flap* terhadap koefisien *lift* (C_L).

1.4 Manfaat Penelitian

Manfaat yang diharapkan dari penelitian ini adalah :

- a. Bagi Penulis
 1. Sebagai syarat untuk menyelesaikan studi dan mendapatkan gelar Sarjana Teknik Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.
 2. Dapat mengaplikasikan ilmu dan keterampilan yang diperoleh pada masa kuliah.
- b. Bagi Universitas
 1. Dapat menjadi referensi untuk penelitian dan pengembangan model sayap pesawat yang akan datang.
 2. Dapat menjadi bahan referensi bagi generasi mendatang dalam pembuatan dan penyusunan tugas akhir.
- c. Bagi Industri
 1. Sebagai bahan referensi bagi industri dirgantara untuk memproduksi *airfoil* yang memiliki distribusi tekanan dan separasi aliran yang stabil sehingga menjadi efisien ketika digunakan.

1.5 Batasan Masalah

Dalam penelitian kali ini, batasan masalahnya adalah :

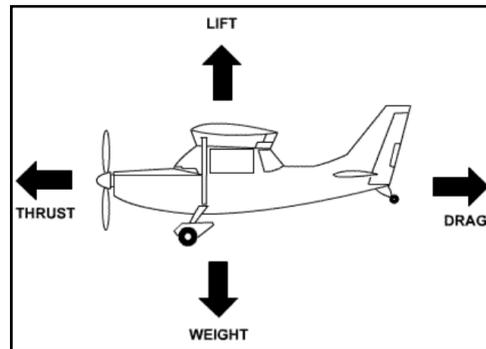
1. Aliran fluida yang mengalir pada sistem dalam kondisi tunak.
2. *Wing platform* yang digunakan dalam analisis ini adalah *rectangular*.
3. Model uji berbentuk sayap pesawat dengan *airfoil* NACA 23012 dengan konfigurasi *flap* utama dan *flap* kendali. Geometri model sayap dengan panjang *chord* 150 mm dan span 200 mm, untuk model *flap* utama panjang *chord* 48 mm dan span 120 mm, dan untuk *flap* kendali panjang *chord* 48 mm dan span 79 mm.
4. Variasi sudut serang adalah -10° , 0° , 15° , dan 20°
5. Variasi sudut pada konfigurasi *flap* utama dan kendali adalah -10° , 0° , 15° , 30° , dan 45°
6. Kecepatan aliran fluida yang digunakan adalah 6 m/s, 9 m/s, 12 m/s, 15 m/s, 17 m/s, 20 m/s, dan 22 m/s
7. Penelitian dilakukan secara eksperimental dan komputasi.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Aerodinamika

Pada tinjauan efek aerodinamika dari pesawat yang terbang, terdapat 4 gaya yang bekerja, yakni gaya hambat (*drag*), gaya angkat (*lift*), gaya dorong (*thrust*), dan gaya berat (*weight*).



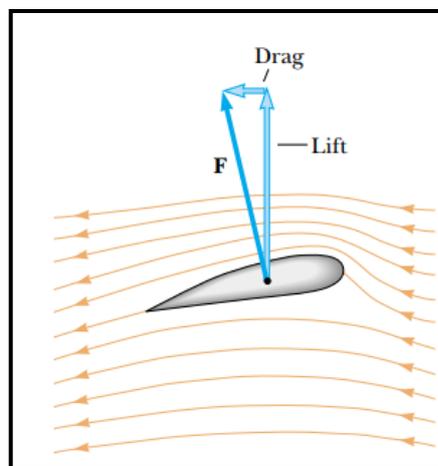
Gambar 1. Gaya yang bekerja pada sebuah pesawat (Ghofar, 2010)

Berikut ini hal-hal yang mendefinisikan gaya-gaya tersebut dalam sebuah penerbangan yang lurus dan datar, tidak berakselerasi (Mulyadi, 2010):

1. *Thrust* adalah gaya dorong, yang dihasilkan oleh mesin (*powerplant*)/baling-baling. Gaya ini kebalikan dari gaya tahan (*drag*).
2. *Drag* adalah gaya ke belakang, menarik mundur, dan disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, δ uselage, dan objek-objek lain. *Drag* kebalikan dari *thrust*, dan beraksi kebelakang paralel dengan arah angin relatif (*relative wind*).
3. *Weight* (gaya berat) adalah kombinasi berat dari muatan pesawat itu sendiri, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. *Weight* menarik pesawat ke bawah karena gaya gravitasi. *Weight* melawan *lift* (gaya angkat) dan beraksi secara vertikal ke bawah melalui *center of gravity* dari pesawat.

4. *Lift* (gaya angkat) melawan gaya dari *weight*, dan dihasilkan oleh efek dinamis dari udara yang beraksi di sayap, dan beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap.

Perhatikan garis arus yang mengalir di sekitar sayap pesawat seperti yang ditunjukkan pada Gambar di bawah. Asumsikan bahwa aliran udara mendekati sayap secara horizontal dari kanan dengan kecepatan v_1 . Kemiringan sayap menyebabkan aliran udara dibelokkan ke bawah dengan kecepatan v_2 . Karena aliran udara dibelokkan oleh sayap, sayap harus mengerahkan gaya pada aliran udara. Menurut hukum ketiga Newton, aliran udara memberikan gaya F pada sayap yang sama besar dan berlawanan arah. Gaya ini memiliki komponen vertikal disebut *lift* dan komponen horizontal yang disebut *drag*. Gaya angkat tergantung pada beberapa faktor, seperti kecepatan pesawat, luas sayap, kelengkungannya, dan sudut antara sayap dan horizontal. Kelengkungan permukaan sayap menyebabkan tekanan di atas sayap lebih rendah daripada di bawah sayap, karena efek Bernoulli. Ini membantu dengan daya angkat di sayap. Sebagai sudut antara sayap dan horizontal meningkat, aliran turbulen dapat diatur di atas sayap untuk mengurangi daya angkat. Pada umumnya suatu benda yang bergerak melalui fluida mengalami gaya angkat sebagai akibat adanya pengaruh yang menyebabkan fluida berubah arah saat mengalir melewati benda tersebut. Beberapa faktor yang mempengaruhi gaya angkat adalah bentuk benda, orientasinya terhadap fluida aliran, gerakan berputar apa pun yang mungkin dimilikinya, dan tekstur permukaannya (Serway dan Jewett, 2004).

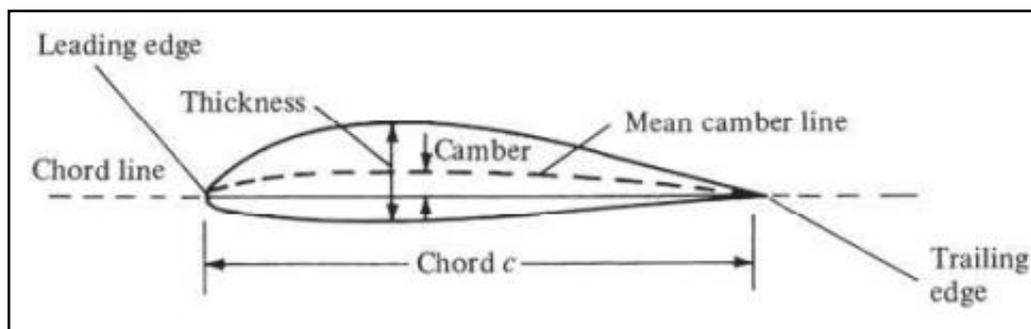


Gambar 2. Aliran udara yang melalui sayap pesawat (Serway & Jewett, 2004)

Lubis, 2012 menjelaskan bahwa supaya pesawat dapat terbang, maka perlu gaya yang bisa mengatasi gaya berat akibat tarikan gravitasi bumi. Gaya ke atas (*lift*) ini harus bisa melawan tarikan gravitasi bumi sehingga benda bisa terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa. Di sinilah tantangannya karena harus melawan gravitasi.

2.2 Airfoil

Sebuah *airfoil* adalah bentuk dari sebuah sayap, bilah (dari sebuah *propeller*, *rotor*, atau turbin) atau layar (seperti yang terlihat pada *cross-section*). Sebuah *body* berbentuk *airfoil* yang bergerak melewati sebuah aliran fluida menghasilkan gaya aerodinamika. Komponen dari gaya aerodinamika yang bergerak tegak lurus terhadap arah gerakan disebut gaya angkat (*lift*). Sedangkan, komponen gaya yang paralel terhadap arah gerakan disebut gaya hambat (*drag*). Gaya angkat pada sebuah *airfoil* pada dasarnya adalah hasil dari pengaruh sudut serang dan bentuknya. Ketika beriorintasi pada sudut yang sesuai, *airfoil* akan mendefleksikan aliran udara yang datang (untuk sayap tetap, sebuah gaya kearah bawah), menghasilkan sebuah gaya di *airfoil* pada arah yang berlawanan dari defleksi. Gaya ini dikenal dengan gaya aerodinamik dan bisa dibagi menjadi dua komponen : gaya angkat dan gaya hambat. Kebanyakan bentuk *foil* memerlukan sudut serang positif, tapi *airfoil* yang melengkung dapat menghasilkan gaya *lift* pada sudut serang nol derajat. (Radhakrishnan, 2019)



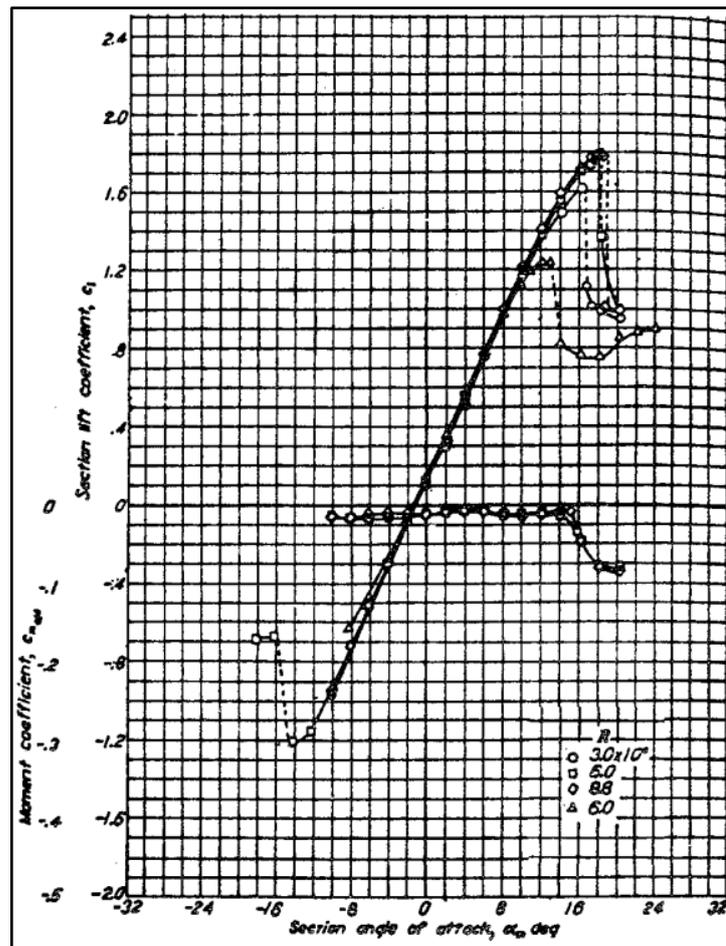
Gambar 3. Nomenklatur *Airfoil* (Anderson, 2017)

Pada *airfoil* terdapat bagian-bagian seperti berikut (Lubis, 2012) :

- a) *Leading edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*.
- b) *Trailing edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- c) *Camber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil* mean *camber line*.
- d) *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- e) *Chord* (c) adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- f) Maksimum *camber* adalah jarak maksimum antara *mean camber line* dan *chord line*. Posisi maksimum chamber diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- g) Maksimum *thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

Edfi dkk. pada 2018 mengatakan bahwa Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa CL, dan kemudian akan terkait dengan *lift* (gaya angkat yang dihasilkan. NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) merupakan standar dalam perancangan suatu *airfoil*. Perancangan *airfoil* pada dasarnya bersifat khusus dan dibuat menurut selera serta sesuai dengan kebutuhan dari pesawat yang akan dibuat. Akan tetapi NACA menggunakan bentuk *airfoil* yang disusun secara sistematis dan rasional. NACA mengidentifikasi bentuk *airfoil* dengan menggunakan sistem angka kunci seperti seri “satu”, seri “enam”, seri “empat angka”, dan seri “lima angka”.

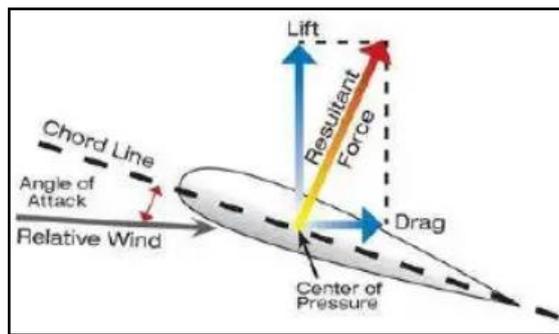
Jika dibandingkan ketebalan (*thickness*) dan chamber, seri ini memiliki nilai CL maksimum 0.1 hingga 0.2 lebih tinggi dibanding seri empat digit. Sistem penomoran seri lima digit ini berbeda dengan seri empat digit. Pada seri ini, digit pertama dikalikan 3/2 kemudian dibagi sepuluh memberikan nilai desain koefisien *lift*. Setengah dari dua digit berikutnya merupakan persen posisi maksimum chamber terhadap *chord*. Dua digit terakhir merupakan persen ketebalan/*thickness* terhadap *chord*. Contohnya, *airfoil* NACA 23012 memiliki CL desain 0.3, posisi maksimum chamber pada 15% *chord* dari *leading edge* dan ketebalan atau *thickness* sebesar 12% *chord* (Lubis, 2012).



Gambar 4. Koefisien Lift dan Koefisien Momen pada *Airfoil* NACA 23012 (Anderson, 2012)

2.3 Sudut Serang

Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melewatinya (*relative wind*). Biasanya diberi tanda α (*alpha*). Untuk *airfoil* simetris, besar lift yang dihasilkan akan nol bila sudut serang nol, sedang pada *airfoil* tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila *airfoil* tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat sebesar nol ini disebut *zero angle lift* (Lubis, 2012).



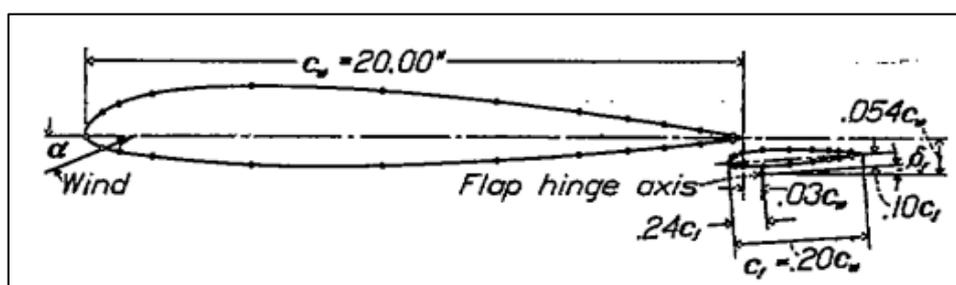
Gambar 5. Sudut serang pada pesawat (Kabir dkk., 2019)

Sudut serang dibagi menjadi dua jenis yaitu sudut serang mutlak dan sudut serang kritis. Sudut serang mutlak adalah sudut yang diukur dari keadaan *zero angle lift*. Sudut serang kritis yaitu sudut serang yang menghasilkan gaya angkat maksimum (Ramadika & Permatasari, 2018).

2.4 Flap

Menurut Anderson (2017), *flap* adalah bagian dari sayap yang berada pada pada *trailingedge*, dimana ketika didefleksikan kearah bawah, akan meningkatkan gaya angkat dari sayap. Cengel dan Cimbala, (2006) menimpali bahwa *flap* digunakan untuk mengubah bentuk sayap ketika *takeoff* dan pendaratan untuk memaksimalkan gaya *lift* dan membuat pesawat dapat terbang atau mendarat pada kecepatan rendah. Peningkatan gaya *drag* ketika terbang atau mendarat tidak terlalu diperhitungkan karena waktunya hanya singkat. Ketika di kecepatan jelajah di udara, *flap* dapat dikembalikan ke posisi semula sehingga koefisien *drag*nya minimum dan koefisien *lift* dapat disesuaikan untuk menghemat bahan bakar.

Flap eksternal adalah salah satu model konfigurasi dimana *flap* berada di *trailingedge airfoil*.

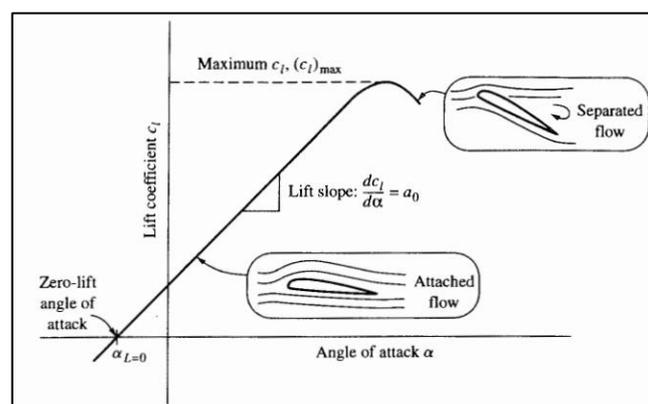


Gambar 6. *Airfoil* dengan Konfigurasi *Flap* Eksternal (Wenzinger, 1937)

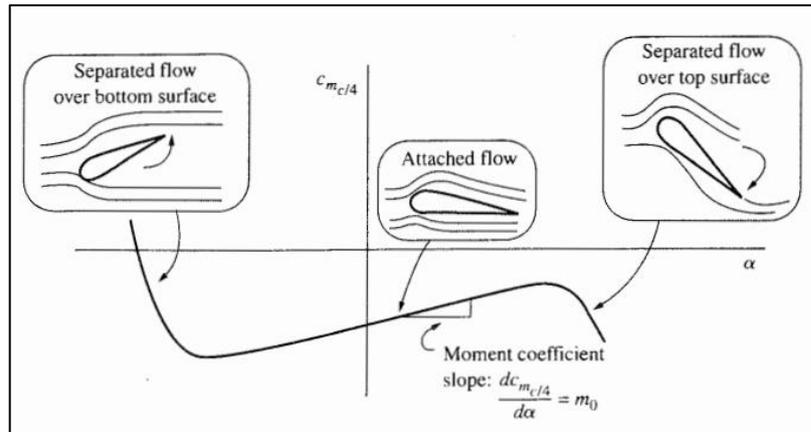
2.5 Karakteristik Aliran Luar

Sebuah benda yang terendam di dalam fluida yang bergerak mengalami gaya-gaya resultan akibat interaksi antara benda dengan fluida di sekelilingnya. Dalam beberapa situasi (seperti pesawat yang terbang melewati udara yang diam), fluida yang berada jauh dari benda berada dalam keadaan diam dan benda tersebut bergerak melalui fluida dengan kecepatan hulu *freestream* yang dapat disimbolkan U atau V . Dengan aliran hulu yang seragam dan tunak, aliran di sekitar benda dapat menjadi tak-tunak. Contoh perilaku seperti ini mencakup gerak periodik secara cepat (*flutter*) dalam aliran yang melewati *airfoil* (sayap), dan fluktuasi turbulen yang tidak beraturan di daerah olakan (*wake*) di belakang benda (Salam dan Tarakka, 2021).

Struktur dari aliran luar dapat dianalisa seiring tergantung pada sifat alamiah dari benda dalam aliran. Klasifikasi lain dari bentuk benda dapat tergantung pada apakah benda tersebut dibuat mulus mengikuti garis arus (*streamlined*) atau tumpul. Karakteristik aliran sangat bergantung pada seberapa banyak bagian yang dibuat mulus tersebut. Secara umum, benda-benda *streamlined* yang ramping seperti *airfoil*, mobil balap, dan lain-lain memiliki pengaruh kecil pada fluida yang mengelilinginya, dibandingkan benda tumpul seperti parasut dan gedung. Pada fluida, biasanya tapi tidak selalu, akan lebih mudah untuk mendorong sebuah benda *streamlined* melewati suatu fluida daripada mendorong sebuah benda tumpul yang ukurannya sama agar bergerak dengan kecepatan sama (Salam dan Tarakka, 2021).



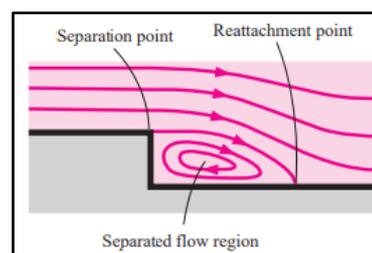
Gambar 7. Separasi Aliran dan Koefisien Lift (Anderson, 2012)



Gambar 8. Separasi Aliran pada beberapa sudut serang *Airfoil* dan Koefisien Momen (Anderson, 2012)

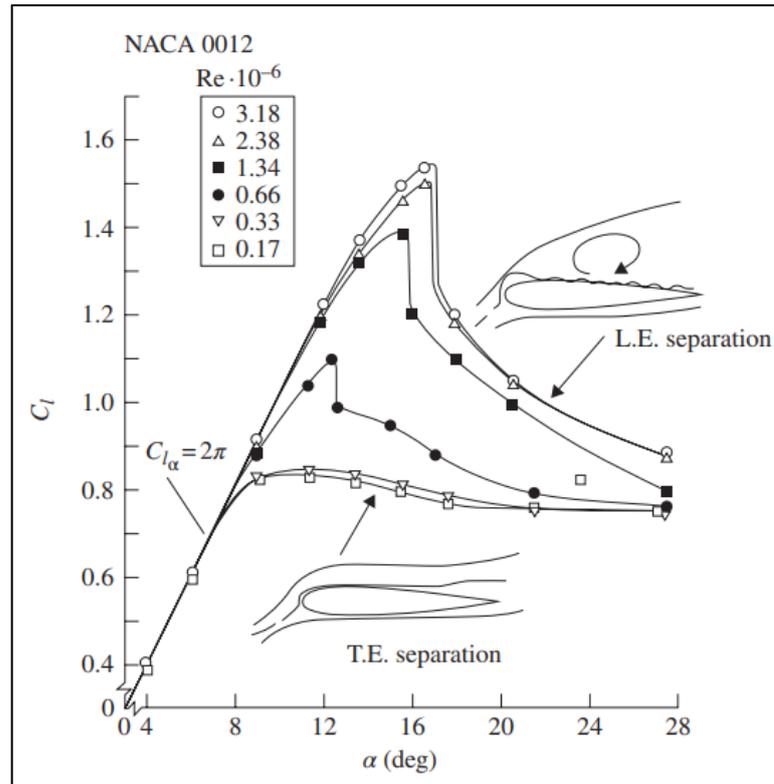
2.6 Separasi Aliran

Ketika sebuah aliran fluida dipaksa untuk mengalir pada permukaan melengkung dengan kecepatan tinggi, maka aliran fluida dapat dengan mudah mengalir pada bagian menanjak permukaan melengkung benda, namun kesulitan untuk tetap mengalir pada bagian menurunnya. Pada kecepatan yang cukup tinggi, aliran fluida memisahkan diri dari permukaan *body*. Ini disebut sebagai separasi aliran. Aliran dapat menjadi separasi dari permukaan bahkan jika itu terbenam sepenuhnya dalam sebuah cairan atau terendam dalam gas. Lokasi separasi bergantung pada beberapa faktor seperti bilangan Reynold, kekasaran permukaan, dan tingkat fluktuasi aliran bebas, dan biasanya sulit memprediksi dengan tepat dimana akan terjadi ceparasi kecuali ada permukaan yang sudutnya tajam atau perubahan bentuk mendadak pada sebuah permukaan padat (Cengel, 2006).



Gambar 9. Separasi Aliran pada permukaan dinding (Cengel dan Cimbala, 2006)

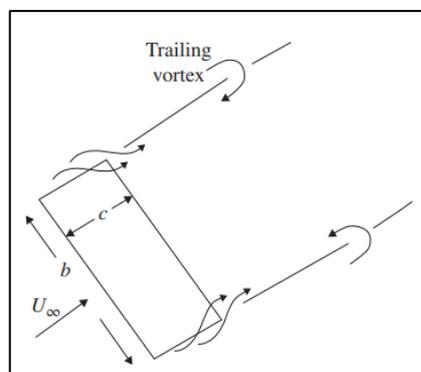
Pada *Airfoil*, aliran dapat terjadi pada separasi pada *TrailingEdge* (TE) atau *Leading Edge* (LE), pada gambar di bawah ini dapat dilihat pengaruh bilangan Reynold terhadap separasi aliran pada *Airfoil* NACA 0012.



Gambar 10. Separasi Aliran pada permukaan *Leading Edge* dan *Trailing Edge* Airfoil NACA 0012 (Katz, 2016)

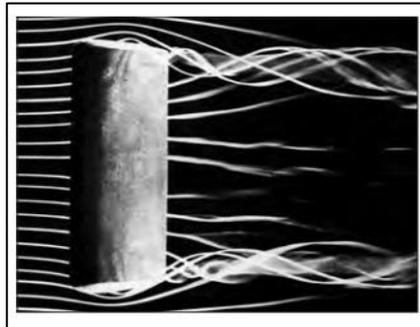
2.7 Olakan (*Vortex*)

Katz (2016) mengemukakan bahwa Pada model sayap pesawat 3 dimensi, efek ujung sayap berpengaruh pada distribusi tekanan *airfoil*. Dapat diasumsikan, semakin pendek bentangan (*span*), maka distribusi tekanan akan berkurang, karena pada ujung sayap di bagian bawah, tekanan tinggi membuat aliran bergerak dari permukaan bawah dan berputar menghasilkan *trailing vortex*.



Gambar 11. Pengaruh *edge* menciptakan *trailing vortex* pada sebuah plat yang memiliki sudut serang (Katz, 2016)

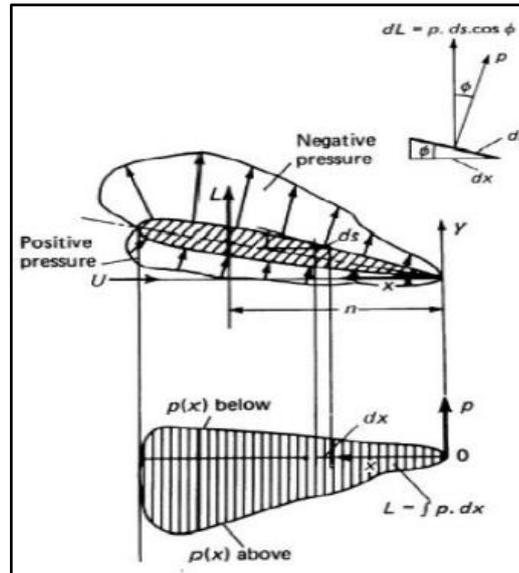
Hal ini selaras dengan Cengel dan Cimbala (2006) yang menambahkan bahwa Untuk sayap pesawat dan *airfoil* lain yang memiliki bentuk *finite*, efek pada ujung sayap menjadi penting untuk diperhitungkan karena perbedaan tekanan antara permukaan bawah yang bertekanan tinggi dan permukaan atas yang bertekanan rendah, sehingga mendorong fluida dari sisi bawah sayap ke sisi atas sayap dimana fluida terdorong ke belakang karena adanya kecepatan aliran pada fluida. Hal ini menimbulkan gerak berputar yang spiral pada aliran, yang disebut *tip vortex* pada kedua ujung sayap. *Vortex-vortex* lain juga dibentuk disepanjang *airfoil* antara kedua ujung sayap. Distribusi *vortex* ini bertambah pada ujung sayap seiring pergerakannya menuju *trailingedge* sayap dan bergabung dengan *tip vortex* untuk membentuk dua *trailing vortex* besar diujung sayap.



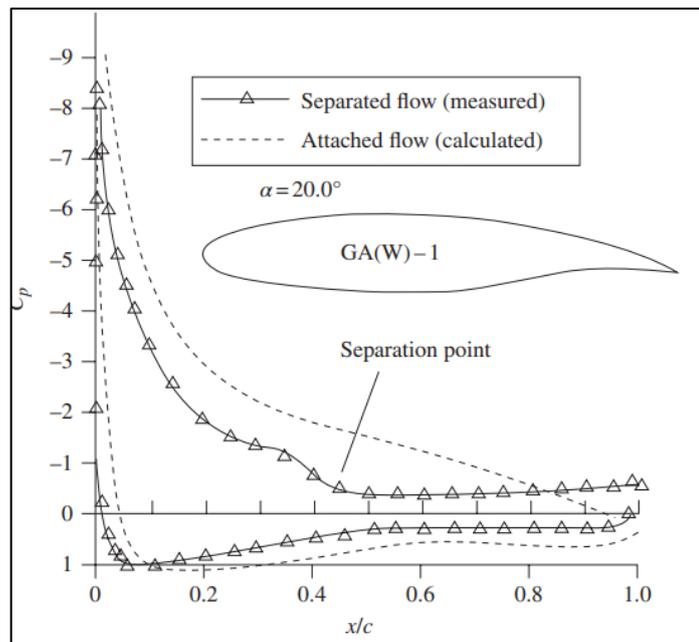
Gambar 12. *Trailing vortex* pada sebuah sayap *rectangular* dengan *vortex* bermunculan pada ujung *trailingedge* (Cengel dan Cimbala, 2006)

2.8 Distribusi tekanan

Ketika aliran udara melewati *airfoil* terjadi, perubahan kecepatan lokal di sekitar *airfoil*, akibatnya terjadi perubahan tekanan statik seperti tekanan Bernoulli. Distribusi tekanan menentukan *lift*, pitching moment, form *drag* dari *airfoil*, serta posisis dari pusat tekanan. Tekanan biasa ditunjukkan dengan koefisien tekanan (C_p). Harga C_p negatif diplot di atas sumbu horisontal. Luas area dalam kurva tertutup menyatakan nilai koefisien *lift*. Nilai x merupakan jarak dari *leading edge* terhadap *chord* (c). Distribusi tekanan pada *airfoil* ditunjukkan pada di bawah.



Gambar 13. Distribusi Tekanan pada *Airfoil* (Jatisukamto dkk, 2017)



Gambar 14. Perbandingan separasi aliran antara metode perhitungan dan pengukuran pada *Airfoil* GA(W)-1 (Katz, 2016)

2.9 Koefisien Tekanan

Koefisien tekanan adalah selisih antara pengukuran lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis.

$$P = \rho gh \quad (1)$$

$$C_p = \frac{P_{statis} - P_{tapping}}{P_{statis} - P_{stagnasi}} \quad (2)$$

Karena ρ dan g konstan, maka :

$$C_p = \frac{h_{statis} - h_{tapping}}{h_{statis} - h_{stagnasi}} \quad (3)$$

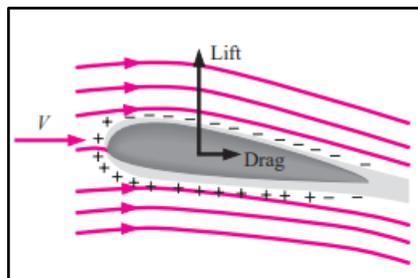
Koefisien tekanan adalah parameter tak berdimensi yang berbanding terbalik dengan kecepatan udara. Ketika kecepatan udara (V) meningkat, maka nilai C_p akan menurun.

2.10 Koefisien *Drag*

Suatu aliran fluida dapat mengerahkan gaya dan momen pada suatu benda di dalam dan sekitar berbagai arah. Gaya yang diberikan oleh fluida yang mengalir pada benda dalam sejajar/paralel arah aliran disebut *drag* (Cengel, 2006).

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (4)$$

Sayap pesawat berbentuk dan diposisikan untuk menghasilkan daya angkat yang cukup selama penerbangan sambil menjaga gaya hambat seminimal mungkin. Pada gambar di bawah, Tekanan di atas atmosfer ditunjukkan dengan tanda positif dan di bawah tekanan atmosfer dengan tanda negatif.



Gambar 15. Tekanan pada *Airfoil* (Cengel dan Cimbala, 2006)

2.11 Koefisien *lift*

Lift atau gaya angkat didefinisikan sebagai komponen gaya total (karena kekentalan dan gaya tekanan) yang tegak lurus terhadap arah aliran, dan gaya angkat koefisien dinyatakan sebagai :

$$C_L = \frac{\text{Gaya Lift}}{\text{Gaya Dinamis}} \quad (5)$$

Untuk perhitungan gaya lift pendekatan eksperimen, dapat kita gunakan persamaan dari Salam dan Tarakka, (2021) :

$$F_L = \int_{bawah} p \, dA - \int_{atas} p \, dA \quad (6)$$

Jika aliran yang digunakan *incompressible*, maka ρ nya bernilai konstan. Dengan menggunakan pendekatan analisa numerik, dan bantuan distribusi tekanan dari *pressure tap* diperoleh :

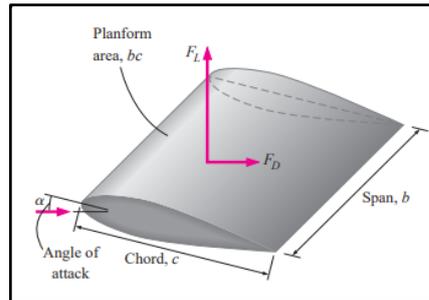
$$F_L' = \rho g [\int_0^c (h \text{ perm. atas}) dx \text{ perm. atas} - \int_0^c (h \text{ perm. bawah}) dx \text{ perm. bawah}] \quad (7)$$

$$F_L = F_L' \cdot b \cdot \cos \alpha \quad (8)$$

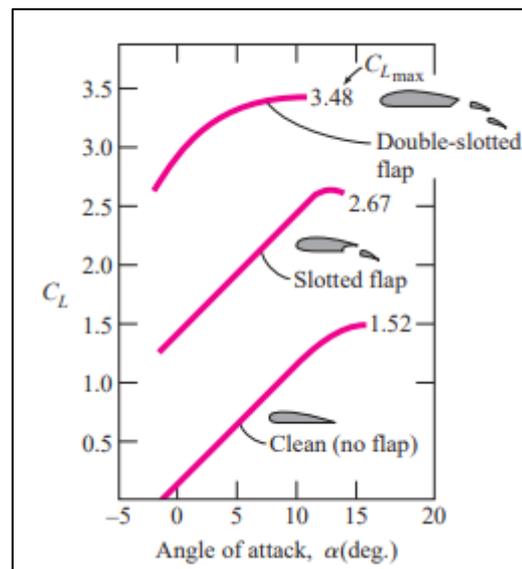
Sedangkan, untuk nilai F_L pendekatan komputasi akan dapat langsung dimunculkan hasilnya setelah iterasi selesai.

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (9)$$

di mana A dalam hal ini luas permukaan, yang merupakan area yang akan terlihat oleh seseorang yang melihat *body* dari atas ke suatu arah normal terhadap benda, dan V adalah kecepatan aliran ke atas dari fluida (atau, secara ekuivalen, kecepatan benda terbang dalam fluida diam). Untuk sebuah *airfoil* dari lebar (atau rentang) b dan panjang *chord* c (panjang antara *lead* dan *trailingedge*), luas permukaan adalah $A = bc$. Jarak antara keduanya ujung sayap atau *airfoil* disebut lebar sayap (*wing span*) atau hanya *span*. Untuk pesawat udara, lebar sayap diambil sebagai jarak total antara ujung dua sayap, yang mencakup lebar badan pesawat di antara sayap. *Lift* rata-rata per satuan luas planform F_L/A disebut *wing* pembebanan, yang hanya merupakan rasio berat pesawat terhadap bidang bentuk rencana sayap (karena angkat sama dengan berat selama terbang pada kecepatan konstan ketinggian) (Cengel, 2006).



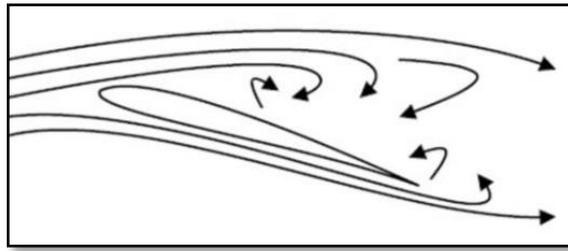
Gambar 16. Gaya pada *Airfoil* (Cengel dan Cimbala, 2006)



Gambar 17. Pemberian *Flap* dapat meningkatkan Koefisien Lift (C_L) pada *Airfoil* NACA 23012 (Cengel dan Cimbala, 2006)

2.12 *Stall*

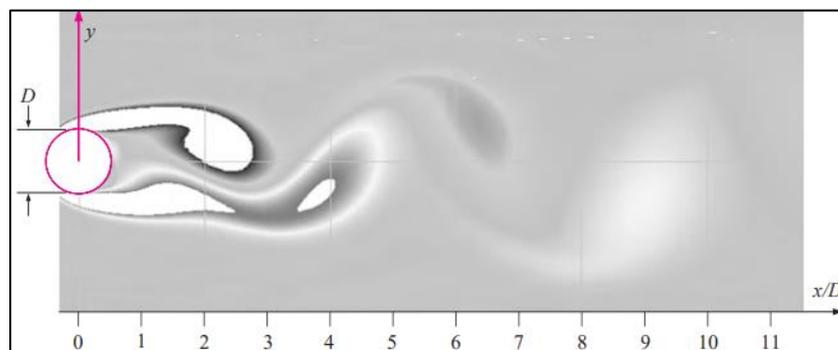
Stall terjadi ketika kecepatan aliran terlalu besar sehingga udara tidak bisa mengalir secara laminar atau bisa dipahami sebagai fenomena ketika sudut serang sangat besar. Ciri-ciri *stall* adalah ketika aliran udara tidak bisa menyentuh bagian belakang sudu sehingga terjadi separasi aliran bagian belakang sudu. Situasi ini signifikan menurunkan gaya angkat (*lift*) dan meningkatkan gaya hambat (*drag*) (Faris dkk., 2020).



Gambar 18. Fenomena *stall* menyebabkan separasi aliran udara (Faris dkk, 2020)

2.13 *Computational Fluid Dynamics (CFD)*

Computational Fluid Dynamics (CFD) merupakan salah satu cara penggunaan komputer untuk menghasilkan informasi tentang bagaimana aliran fluida. CFD menggabungkan berbagai ilmu dasar teknologi diantaranya matematika, ilmu komputer, teknik dan fisika. Semua ilmu disiplin tersebut digunakan untuk pemodelan atau simulasi aliran fluida. Prinsip CFD adalah metode penghitungan yang mengkhususkan pada fluida, di mana sebuah kontrol dimensi, luas serta volume dengan memanfaatkan komputasi komputer maka dapat dilakukan perhitungan pada tiap-tiap elemennya. Hal yang paling mendasar mengapa konsep CFD banyak sekali digunakan dalam dunia industri adalah dengan CFD dapat dilakukan analisa terhadap suatu sistem dengan mengurangi biaya eksperimen dan tentunya waktu yang panjang dalam melakukan eksperimen tersebut atau dalam proses design engineering tahap yang harus dilakukan menjadi lebih pendek. Hal lain yang mendasari pemakaian konsep CFD adalah pemahaman lebih dalam mengenai karakteristik aliran fluida dengan melihat hasil berupa grafik, vektor, kontur bahkan animasi (Mulyadi, 2010)



Gambar 19. Kontur Olakan pada sebuah silinder dengan Metode CFD pada $Re = 150$ (Cengel dan Cimbala, 2006)