

SKRIPSI

**ANALISIS PENGARUH PERUBAHAN RASIO *AIRFOIL* NACA 23012  
TERHADAP PERFORMA AERODINAMIKA PESAWAT *ULTRALIGHT***

Disusun dan diajukan oleh

SARWAN  
D021171319



**DEPARTEMEN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS HASANUDDIN  
GOWA  
2021**

SKRIPSI

**ANALISIS PENGARUH PERUBAHAN RASIO *AIRFOIL* NACA 23012  
TERHADAP PERFORMA AERODINAMIKA PESAWAT *ULTRALIGHT***

Disusun dan diajukan oleh

SARWAN  
D021171319

Merupakan salah satu syarat untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik  
Mesin pada Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin

**DEPARTEMEN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS HASANUDDIN  
GOWA  
202**

## LEMBAR PENGESAHAN

### ANALISIS PENGARUH PERUBAHAN RASIO *AIRFOIL* NACA 23012 TERHADAP PERFORMA AERODINAMIKA PESAWAT *ULTRALIGHT*

Disusun dan diajukan oleh

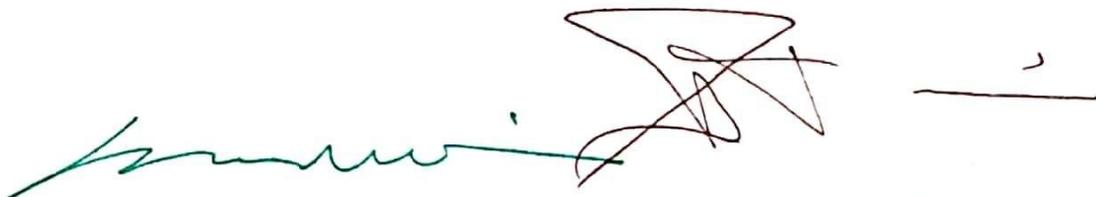
**SARWAN**  
**D021171319**

Telah dipertahankan di hadapan Panitia Ujian yang dibentuk dalam rangka penyelesaian studi Program Sarjana Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin Pada tanggal ~~21~~ Agustus 2021 dan dinyatakan telah memenuhi syarat kelulusan

Menyetujui

Pembimbing Utama,

Pembimbing Pendamping,



Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T  
NIP. 19591220 148601 1 001

Dr. Rustan Tarakka, ST., MT.  
NIP. 197508272005011002

Ketua Departemen Teknik Mesin,



Dr. Eng. Jalaluddin., ST., MT  
NIP. 197208252000031001

## PERNYATAAN KEASLIAN

Yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama : Sarwan  
NIM : D021171319  
Program Studi : Teknik Mesin  
Jenjang : S-1

Menyatakan dengan ini bahwa karya tulisan saya berjudul

“Analisis pengaruh perubahan rasio *airfoil* NACA 23012 terhadap performa aerodinamika pesawat *ultralight*”

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

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

Gowa, 24 Agustus 2021  
Yang membuat pernyataan,

A yellow postage stamp with a value of 10,000 Rupiah. The stamp features the Garuda Pancasila emblem and the text 'SERULUR RUPIAH', '10000', 'TEL. 20', 'METERAL TEMPEL', and the serial number '74B5D7AJX396788329'. A signature is written over the stamp, and the name 'Sarwan' is printed below it.

Sarwan

## ABSTRAK

**Sarwan.** Analisis pengaruh perubahan rasio airfoil NACA 23012 terhadap performa aerodinamika pesawat ultralight (dibimbing oleh Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T dan Dr. Rustan Tarakka, ST., MT)

Penelitian ini dilakukan di laboratorium mekanika fluida Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui karakteristik airfoil NACA 23012 modifikasi *thickness to chord ratio* ( $t/c$ ) secara eksperimental dan komputasi. Penelitian ini berfokus pada investigasi koefisien lift ( $C_L$ ), koefisien drag ( $C_D$ ), rasio  $C_L/C_D$ . Yang menjadi objek penelitian adalah modifikasi airfoil NACA 23012 dengan skala 1:10 dari airfoil pada pesawat ultralight Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin. Modifikasi yang dimaksud berupa perubahan *thickness to chord ratio* dengan tiga variasi rasio airfoil yaitu rasio  $t/c= 9\%$ ,  $t/c= 12\%$ , dan  $t/c= 15\%$ . Kecepatan *freestream* yang digunakan masing-masing 12 m/s, 19 m/s, 26 m/s, 33 m/s, 40m/s dengan variasi sudut serang  $-20^\circ$ ,  $-15^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$ . Pengujian menggunakan benda uji dengan panjang *span* 29 cm dan *chord* 16 cm dengan *wind tunnel* jenis terbuka. Penelitian ini dilakukan melalui pendekatan komputasi dengan memanfaatkan fasilitas program Computational Fluid Dynamics (CFD) dan divalidasi melalui pengujian eksperimental dengan menggunakan fasilitas laboratorium mekanika fluida yaitu 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 hanya fokus pada upaya untuk memvalidasi koefisien lift. Hasil penelitian memperlihatkan bahwa: pertama, nilai koefisien lift cenderung meningkat seiring dengan peningkatan sudut serang (*angle of attack*) oleh airfoil, tetapi pada sudut serang  $15^\circ$  sampai dengan sudut serang  $20^\circ$  terjadi penurunan nilai koefisien lift atau kondisi ini disebut sebagai fenomena *stall*, kondisi *stall* terjadi pada kisaran sudut serang  $15^\circ$  pada hampir semua variasi kecepatan *freestream*. Kedua, airfoil dengan rasio  $t/c= 15\%$  mampu meningkatkan koefisien lift maksimum sebesar 3,5462% secara komputasi dan 3,1789% secara eksperimental dari airfoil dengan rasio  $t/c= 12\%$  pada sudut serang  $15^\circ$  dengan kecepatan *freestream* 40 m/s. Ketiga, airfoil dengan rasio  $t/c= 9\%$  mampu meningkatkan performa aerodinamika terbaik sebesar 20,2003% dari airfoil dengan rasio  $t/c= 12\%$  pada sudut serang  $5^\circ$  dengan kecepatan *freestream* 40 m/s.

Kata kunci : *Thickness to chord ratio*, Airfoil, NACA 23012, Terowongan angin, CFD

## ABSTRACT

**Sarwan.** Analysis of the effect of changes in the airfoil ratio of NACA 23012 on aerodynamic performance of ultralight aircraft (supervised by Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T and Dr. Rustan Tarakka, ST., MT)

This research was conducted in the fluid mechanics laboratory, Faculty of Engineering, Hasanuddin University. This study aims to determine the characteristics of the modified NACA 23012 airfoil thickness to chord ratio ( $t/c$ ) experimentally and computationally. This study focuses on investigating the lift coefficient ( $C_L$ ), drag coefficient ( $C_d$ ), the ratio  $C_L/C_d$ . The object of research is the modification of the NACA 23012 airfoil with a scale of 1:10 from the airfoil on an ultralight aircraft, Faculty of Engineering, Hasanuddin University. The modification in question is a change in thickness to chord ratio with three variations of the airfoil ratio, namely the ratio  $t/c= 9%$ ,  $t/c= 12%$ , and  $t/c= 15%$ . The freestream speeds used are 12 m/s, 19 m/s, 26 m/s, 33 m/s, 40m/s with variations in angle of attack  $-20^\circ$ ,  $-15^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$ . The test used a specimen with a span of 29 cm and a chord of 16 cm with an open wind tunnel. This research was conducted through a computational approach by utilizing the facilities of the Computational Fluid Dynamics (CFD) program and was validated through experimental testing using a fluid mechanics laboratory facility, namely the Sub-sonic wind tunnel. For the computational method, the data obtained are flow characteristics, lift coefficient, drag coefficient, and aerodynamic performance of the airfoil. Meanwhile, experimental testing only focuses on efforts to validate the lift coefficient. The results show that: first, the lift coefficient tends to increase along with the increase in the angle of attack by the airfoil, but at an angle of attack of  $15^\circ$  to an angle of attack of  $20^\circ$  there is a decrease in the lift coefficient value or this condition is called the stall phenomenon, stall conditions occur in the range of 15 angles of attack in almost all variations of freestream speed. Second, an airfoil with a ratio of  $t/c= 15%$  can increase the maximum lift coefficient by 3,5462% computationally and 3,1789% experimentally from an airfoil with a ratio of  $t/c= 12%$  at an angle of attack of  $15^\circ$  with a freestream speed of 40 m. /s. Third, the airfoil with a ratio of  $t/c= 9%$  can improve the best aerodynamic performance by 20,2003% of the airfoil with a ratio of  $t/c= 12%$  at an angle of attack of  $5^\circ$  with a freestream speed of 40 m/s.

Keywords : Thickness to chord ratio, Airfoil, NACA 23012, Wind tunnel, CFD

## KATA PENGANTAR

*Bismillahirrohmanirrohim*

Syukur Alhamdulillah kita panjatkan kehadirat Allah Subhanahu wata'ala, karena atas kehendak-Nya penulisan tugas akhir ini dapat terselesaikan. Tak lupa pula shalawat dan salam kita haturkan kepada Nabi Muhammad Shallallahu 'alaihi wasallam, panutan kita semua dalam menjalani kehidupan di dunia ini. Dengan izin dan rahmat dari Allah semata penulis dapat menyelesaikan skripsi ini dengan baik dengan judul: **Analisis pengaruh perubahan rasio *airfoil* NACA 23012 terhadap performa aerodinamika pesawat *ultralight*** untuk memenuhi salah satu syarat menyelesaikan studi serta dalam rangka memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Hasanuddin.

Penghargaan dan terima kasih penulis sampaikan kepada Bapak **Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, S.T, M.T.** selaku Pembimbing Utama dan **Bapak Dr. Rustan Tarakka, ST., MT** selaku Pembimbing Pendamping yang telah banyak membantu baik dalam penulisan maupun pemikiran pada skripsi ini.

Pada kesempatan ini penulis juga mengucapkan terima kasih kepada:

1. Kedua orang tua tercinta, Bapak H. Sarjang dan Ibu Hj. Rukayah, saudara penulis Sartika A.Md. yang telah menjadi sumber semangat dan motivasi penulis selama ini.
2. Yth. Ibu Prof. Dr. Dwia Aries Tina Pulubuhu, M.A. selaku Rektor Universitas Hasanuddin.
3. Yth Bapak Prof. Dr. Ir. Muhammad Arsyad Thaha, M.T. selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.
4. Yth. Bapak Dr. Eng. Jalaluddin, S.T., M.T. selaku Ketua Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah menyetujui dan menerima tugas akhir penulis.
5. Seluruh dosen Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah memberikan ilmu dan pengetahuan yang sudah dibagikan terhadap penulis. Ilmu dan pengetahuan yang membuat penulis

semakin mengerti fenomena-fenomena dalam bidang teknik terutama bidang teknik mesin.

6. Staf Departemen Teknik Mesin, terkhusus Ibu Suri, Pak Mansur dan juga Pak Iwan yang telah banyak membantu.
7. Nurul Annisa A.Md. Keb. yang selalu mendukung dan memotivasi penulis selama penulisan tugas akhir berlangsung.
8. Teman-teman Laboratorium Mekanika Fluida yang setia menemani selama masa pengambilan data dan penulisan tugas akhir.
9. Saudara-saudara seperjuangan mahasiswa Departemen Teknik Mesin ZYNCROMEZH 2017 yang telah memberi bantuan, dukungan, kerjasama yang sudah dijalani selama ini dan kiranya kesuksesan selalu menyertai teman-teman sekalian.
10. Rekan S2 serta S3 yang telah memberi bantuan selama proses perkuliahan dan masukan dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
11. Teman-teman di kontrakan perumahan teknik unhas blok M No.4 yang selalu menjadi tempat bersukacita penulis.
12. Terakhir, penulis hendak menyapa setiap nama yang tidak dapat penulis cantumkan satu per satu, terima kasih atas doa yang senantiasa mengalir tanpa sepengetahuan penulis. Terima kasih sebanyak-banyaknya kepada orang yang turut bersukacita atas keberhasilan penulis menyelesaikan skripsi ini.

Tentunya dalam penyusunan tugas akhir ini masih terdapat kekurangan dan masih jauh dari kata sempurna. Semua kebaikan berasal dari Allah semata, segala kekurangan dan kekeliruan berasal dari penulis maka dari itu penulis memohon maaf atas segala kesalahan, kritik dan saran sangat dibutuhkan untuk penelitian-penelitian selanjutnya.

Gowa, 24 Agustus 2021

Sarwan

## DAFTAR ISI

<b>SAMPUL</b> .....	<b>i</b>
<b>HALAMAN JUDUL</b> .....	<b>ii</b>
<b>PERNYATAAN KEASLIAN</b> .....	<b>iv</b>
<b>ABSTRAK</b> .....	<b>v</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>vi</b>
<b>KATA PENGANTAR</b> .....	<b>vii</b>
<b>DAFTAR TABEL</b> .....	<b>xii</b>
<b>DAFTAR GAMBAR</b> .....	<b>xiv</b>
<b>BAB I. PENDAHULUAN</b> .....	<b>1</b>
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Tujuan Penelitian.....	2
1.4 Batasan Masalah.....	2
1.5 Manfaat Penelitian.....	3
<b>BAB II. TINJAUAN PUSTAKA</b> .....	<b>4</b>
2.1 Dasar Aerodinamika.....	4
2.2 Pesawat Ultralight .....	5
2.3 <i>Airfoil</i> NACA 23012 .....	6
2.4 Aspek Rasio <i>Airfoil</i> .....	8
2.5 <i>Thickness to chord ratio</i> .....	10
2.6 Sifat Aliran .....	10
2.6.1 Kerapatan .....	10
2.6.2 Berat Jenis.....	11
2.6.3 Kekentalan .....	11

2.7	Aliran steady dan Aliran Unsteady.....	12
2.8	Aliran <i>incompressible</i> dan Aliran <i>Compressible</i> .....	12
2.9	Reynold Number .....	13
2.10	Eksternal Flow .....	14
2.11	Aliran laminar, Transisi, dan Turbulen .....	14
2.12	Sudut Serang.....	15
2.13	Gaya Aerodinamika.....	16
2.14	Distribusi Tekanan Pada <i>Airfoil</i> .....	18
2.15	<i>Stall</i> .....	19
2.16	CFD .....	19
<b>BAB III. METODOLOGI PENELITIAN .....</b>		<b>21</b>
3.1	Waktu dan Tempat Penelitian .....	21
3.2	Objek penelitian.....	21
3.3	Pendekatan Komputasi .....	26
3.4	Pendekatan Eksperimen.....	29
	3.4.1 Alat Penelitian.....	30
	3.4.2 Variabel Penelitian.....	32
	3.4.3 Prosedur Penelitian .....	33
	3.4.4 Instalasi Penelitian .....	34
3.5	Diagram Alir Penelitian.....	35
<b>BAB IV. HASIL DAN PEMBAHASAN.....</b>		<b>36</b>
4.1	Hasil.....	36
	4.1.1 Karakteristik Aliran .....	36
	4.1.2 Koefisien <i>Drag</i> .....	59
	4.1.3 Koefisien <i>Lift</i> .....	67

4.1.4 Validasi hasil simulasi koefisien <i>lift</i> .....	82
4.1.5 Rasio koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ )/koefisien <i>drag</i> ( $C_D$ ) .....	97
4.2 Pembahasan .....	105
4.2.1 Karakteristik Aliran.....	105
4.2.2 Koefisien <i>Drag</i> .....	107
4.2.3 Koefisien <i>Lift</i> .....	107
4.2.5 Validasi hasil simulasi koefisien <i>lift</i> .....	111
4.2.6 Rasio koefisien <i>lift</i> ( $C_L$ )/koefisien <i>drag</i> ( $C_D$ ) .....	112
<b>BAB V. PENUTUP.....</b>	<b>117</b>
5.1 Kesimpulan.....	117
5.2 Saran.....	117
<b>DAFTAR PUSTAKA .....</b>	<b>118</b>
<b>DOKUMENTASI.....</b>	<b>121</b>

## DAFTAR TABEL

<b>Tabel 3.1</b> Koordinat <i>airfoil</i> $t/c= 9\%$ .....	22
<b>Tabel 3.2</b> Koordinat <i>airfoil</i> $t/c= 12\%$ .....	23
<b>Tabel 3.3</b> Koordinat <i>airfoil</i> $t/c= 15\%$ .....	24
<b>Tabel 3.4</b> Kondisi batas model sayap pesawat .....	28
<b>Tabel 3.5</b> Posisi <i>pressure tap airfoil</i> .....	30
<b>Tabel 4.1</b> Gaya <i>drag</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s.....	60
<b>Tabel 4.2</b> Koefisien <i>drag</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 19m/s .....	61
<b>Tabel 4.3</b> Koefisien <i>drag</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 26m/s .....	63
<b>Tabel 4.4</b> Koefisien <i>drag</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 33m/s .....	64
<b>Tabel 4.5</b> Koefisien <i>drag</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 40m/s .....	66
<b>Tabel 4.6</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	68
<b>Tabel 4.7</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 19 m/s.....	69
<b>Tabel 4.8</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 26 m/s.....	71
<b>Tabel 4.9</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 33 m/s.....	72
<b>Tabel 4.10</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 40 m/s.....	74
<b>Tabel 4.11</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	75
<b>Tabel 4.12</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 19 m/s.....	77
<b>Tabel 4.13</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 26 m/s.....	78
<b>Tabel 4.14</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 33 m/s.....	79
<b>Tabel 4.15</b> Koefisien <i>lift</i> pada kecepatan <i>freestream</i> 40 m/s.....	81
<b>Tabel 4.16</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 9\%$ .....	82
<b>Tabel 4.17</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 12\%$ .....	83
<b>Tabel 4.18</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 15\%$ .....	84
<b>Tabel 4.19</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 9\%$ .....	85
<b>Tabel 4.20</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 12\%$ .....	86
<b>Tabel 4.21</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 15\%$ .....	87
<b>Tabel 4.22</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 9\%$ .....	88
<b>Tabel 4.23</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 12\%$ .....	89
<b>Tabel 4.24</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 15\%$ .....	90

<b>Tabel 4.25</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 9\%$ .....	91
<b>Tabel 4.26</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 12\%$ .....	92
<b>Tabel 4.27</b> Hasil validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 15\%$ .....	93
<b>Tabel 4.28</b> Validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 9\%$ .....	94
<b>Tabel 4.29</b> Validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 12\%$ .....	95
<b>Tabel 4.30</b> Validasi koefisien <i>lift airfoil</i> dengan rasio $t/c= 15\%$ .....	96
<b>Tabel 4.31</b> Rasio $C_L/C_D$ pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s .....	98
<b>Tabel 4.32</b> Rasio $C_L/C_D$ pada kecepatan <i>freestream</i> 19m/s .....	99
<b>Tabel 4.33</b> Rasio $C_L/C_D$ pada kecepatan <i>freestream</i> 26m/s .....	101
<b>Tabel 4.34</b> Rasio $C_L/C_D$ pada kecepatan <i>freestream</i> 33m/s .....	102
<b>Tabel 4.35</b> Rasio $C_L/C_D$ pada kecepatan <i>freestream</i> 40 m/s .....	104

## DAFTAR GAMBAR

<b>Gambar 2.1</b> Resultan Gaya Yang Bekerja Pada Pesawat terbang.....	4
<b>Gambar 2.2</b> Pesawat <i>Ultralight</i> .....	5
<b>Gambar 2.3</b> Bagian-bagian <i>Airfoil</i> .....	6
<b>Gambar 2.4</b> Karakteristik aerodinamika <i>airfoil</i> NACA 23012 .....	8
<b>Gambar 2.5</b> Definisi berbagai istilah terkait sebuah <i>airfoil</i> .....	9
<b>Gambar 2.6</b> Hubungan CL sebagai fungsi AoA dan Aspek Rasio.....	9
<b>Gambar 2.7</b> Variasi gesekan, tekanan, dan total <i>drag</i> sebagai fungsi <i>thickness to chord ratio</i> .....	10
<b>Gambar 2.8</b> turbulen dan laminar .....	14
<b>Gambar 2.9</b> Grafik kecepatan terhadap waktu di setiap titik .....	15
<b>Gambar 2.10</b> Posisi sudut serang ( <i>angle of attack</i> ) .....	16
<b>Gambar 2.11</b> Gaya <i>Lift</i> dan gaya <i>drag</i> pada sayap pesawat.....	16
<b>Gambar 2.12</b> Hubungan nilai rasio koefisien <i>lift</i> /koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang.....	17
<b>Gambar 2.13</b> Distribusi tekanan pada permukaan <i>airfoil</i> .....	18
<b>Gambar 2.14</b> Fenomena <i>stall</i> menyebabkan separasi aliran udara.....	19
<b>Gambar 3.1</b> Gambar model rasio $t/c= 9\%$ .....	25
<b>Gambar 3.2</b> Gambar model rasio $t/c= 12\%$ .....	25
<b>Gambar 3.3</b> Gambar model rasio $t/c= 15\%$ .....	26
<b>Gambar 3.4</b> Model uji di dalam <i>wind tunnel</i> .....	26
<b>Gambar 3.5</b> Penggabungan model dengan <i>wind tunnel</i> .....	27
<b>Gambar 3.6</b> Pembuatan mesh pada model.....	27
<b>Gambar 3.7</b> Penentuan kondisi batas pada model dan <i>wind tunnel</i> .....	28
<b>Gambar 3.8</b> Subsonic <i>wind tunnel</i> .....	31
<b>Gambar 3.9</b> Manometer .....	31
<b>Gambar 3.10</b> Termometer.....	31
<b>Gambar 3.11</b> Barometer .....	32
<b>Gambar 3.12</b> Skema Alat Penelitian.....	34
<b>Gambar 3.13</b> Diagram alir penelitian .....	35

<b>Gambar 4.1</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $-5^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	39
<b>Gambar 4.2</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $5^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	41
<b>Gambar 4.3</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $-5^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	44
<b>Gambar 4.4</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $10^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	46
<b>Gambar 4.5</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $-10^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	49
<b>Gambar 4.6</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $15^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	51
<b>Gambar 4.7</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $-15^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	54
<b>Gambar 4.8</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $20^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	56
<b>Gambar 4.9</b> <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan sudut serang $-20^\circ$ dengan variasi rasio t/c 9%, 12%, dan 15% pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s, 19m/s, 26m/s, 33m/s, dan 40m/s.....	59
<b>Gambar 4.10</b> Hubungan nilai koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s.....	60
<b>Gambar 4.11</b> Hubungan nilai koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 19m/s.....	62

<b>Gambar 4.12</b> Hubungan nilai koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 26m/s.....	63
<b>Gambar 4.13</b> Hubungan nilai koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 33m/s.....	65
<b>Gambar 4.14</b> Hubungan nilai koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 40m/s.....	66
<b>Gambar 4.15</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s.....	68
<b>Gambar 4.16</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 19m/s.....	70
<b>Gambar 4.17</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 26m/s.....	71
<b>Gambar 4.18</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 33m/s.....	73
<b>Gambar 4.19</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 40m/s.....	74
<b>Gambar 4.20</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s.....	76
<b>Gambar 4.21</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 19m/s.....	77
<b>Gambar 4.22</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 26m/s.....	78
<b>Gambar 4.23</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 33m/s.....	80
<b>Gambar 4.24</b> Hubungan nilai koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 40m/s.....	81
<b>Gambar 4.25</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c = 9\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	83

<b>Gambar 4.26</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 12\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	84
<b>Gambar 4.27</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 15\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 12 m/s.....	85
<b>Gambar 4.28</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 9\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 19 m/s.....	86
<b>Gambar 4.29</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 12\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 19 m/s.....	87
<b>Gambar 4.30</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 15\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 19 m/s.....	88
<b>Gambar 4.31</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 9\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 26 m/s.....	89
<b>Gambar 4.32</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 12\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 26 m/s.....	90
<b>Gambar 4.33</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 15\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 26 m/s.....	91
<b>Gambar 4.34</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 9\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 33 m/s.....	92
<b>Gambar 4.35</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 12\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 33 m/s.....	93

<b>Gambar 4.36</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 15\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 33 m/s.....	94
<b>Gambar 4.37</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 9\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 40 m/s.....	95
<b>Gambar 4.38</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 12\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 40 m/s.....	96
<b>Gambar 4.39</b> Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap sudut serang melalui pendekatan komputasi dan eksperimental untuk <i>airfoil</i> rasio $t/c= 15\%$ , kecepatan <i>freestream</i> 40 m/s.....	97
<b>Gambar 4.40</b> Hubungan nilai rasio koefisien <i>lift</i> /koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 12m/s. ....	98
<b>Gambar 4.41</b> Hubungan nilai rasio koefisien <i>lift</i> /koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 19m/s. ....	100
<b>Gambar 4.42</b> Hubungan nilai rasio koefisien <i>lift</i> /koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 26m/s. ....	101
<b>Gambar 4.43</b> Hubungan nilai rasio koefisien <i>lift</i> /koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 33m/s. ....	103
<b>Gambar 4.44</b> Hubungan nilai rasio koefisien <i>lift</i> /koefisien <i>drag</i> terhadap sudut serang pada kecepatan <i>freestream</i> 40m/s. ....	104

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) *airfoil* adalah salah satu bentuk bodi hidrodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi *airfoil* (Wahyudi et al, 2021)

Aerodinamika merupakan ilmu dasar ketika membahas tentang prinsip pesawat terbang. Dan salah satu pembahasan dalam ilmu aerodinamika pesawat terbang adalah mengenai *airfoil* sayap pesawat. Fenomena pada *airfoil* yaitu adanya gerakan fluida yang melewati permukaan sayap pesawat, hal inilah yang menjadikan permasalahan dalam perancangan *airfoil* pada industri kedirgantaraan.

Pada tahun-tahun belakangan ini telah banyak dilakukan penelitian yang mengacu pada pengembangan teknologi *airfoil* sebagai salah satu bagian yang penting dalam dunia aerodinamika. Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain dan mengembangkan *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)

Sayap merupakan komponen penting pada sebuah pesawat terbang yang dapat membuatnya terangkat ke udara. Fungsi sayap pada sebuah pesawat terbang adalah sebagai pembangkit gaya aerodinamika untuk mengontrol gerakan pesawat pada aliran fluida. Salah satu inti dari performa gaya angkat pesawat terbang adalah sayapnya, karena tanpa sayap pesawat tidak dapat menjalankan fungsinya, yaitu terbang. Sedangkan sayap itu sendiri ditentukan oleh bentuk *airfoil*, maka pemilihan *airfoil* menjadi sangat penting dalam mendesain pesawat terbang.

Salah satu pesawat *ultralight* yang telah viral pada awal tahun 2020 yang dirakit dari bahan bekas oleh seorang montir asal Pinrang membuat heboh warga Indonesia, oleh karenanya Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas

Hasanuddin melakukan pendampingan pembuatan pesawat terbang dengan model yang sama sesuai dengan desain teknologi dan prinsip keselamatan penerbangan.

Peningkatan performa *airfoil* dapat dilakukan dengan berbagai cara, salah satunya yaitu dengan mengubah *thickness to chord ratio* (rasio  $t/c$ ) *airfoil*, oleh karenanya pada penelitian ini akan memvariasikan rasio  $t/c$  *airfoil* sehingga output penelitian ini dapat menentukan *airfoil* yang efektif untuk digunakan pada pesawat *ultralight* ini.

## 1.2 Rumusan Masalah

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

1. Bagaimana pengaruh variasi sudut serang atau *Angle of attack* ( $\alpha$ ) terhadap koefisien *lift* ( $C_L$ )?
2. Bagaimana pengaruh variasi rasio  $t/c$  *airfoil* sayap pesawat terhadap koefisien *lift* ( $C_L$ )?
3. Bagaimana menentukan *airfoil* yang efektif digunakan untuk memperoleh gaya angkat optimal untuk pesawat *ultralight* ?

## 1.3 Tujuan Penelitian

Berdasarkan latar belakang di atas dapat diperoleh beberapa tujuan dari penelitian ini sebagai berikut :

1. Menganalisis pengaruh variasi sudut serang atau *Angle of attack* ( $\alpha$ ) terhadap koefisien *lift* ( $C_L$ )
2. Menganalisis pengaruh variasi rasio  $t/c$  *airfoil* sayap pesawat terhadap koefisien *lift* ( $C_L$ )
3. Menganalisis *airfoil* yang efektif digunakan untuk memperoleh gaya angkat optimal pada pesawat *ultralight*.

## 1.4 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah pada penelitian ini sebagai berikut :

1. Aliran fluida yang mengalir pada sistem dalam kondisi *steady*.
2. *Wing planform* yang digunakan dalam analisis ini adalah *rectangular*.

3. Model uji berbentuk sayap pesawat dengan *airfoil* NACA 23012 berdimensi 1:10 dari versi original. Geometri model sayap dengan panjang *chord* 160 mm dan *span* 290 mm.
4. Variasi *thickness to chord ratio* (*t/c*) *airfoil* adalah 9%, 12%, dan 15%.
5. Variasi *angle of attack* adalah  $-20^\circ$ ,  $-15^\circ$ ,  $-10^\circ$ ,  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$
6. kecepatan *freestream* yang digunakan ialah 12 m/s, 19 m/s, 26 m/s, 33 m/s, 40 m/s.
7. Penelitian dilakukan secara komputasi dan eksperimental.

### 1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang diharapkan penelitian ini adalah sebagai berikut :

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 telah diperoleh pada masa kuliah

b. Bagi Universitas

1. Dapat dijadikan sebagai referensi untuk penelitian dan pengembangan model sayap pesawat yang akan datang.
2. Dapat dijadikan sebagai bahan referensi bagi generasi - generasi Teknik Mesin yang akan datang dalam pembuatan dan penyusunan tugas akhir.

c. Bagi Industri

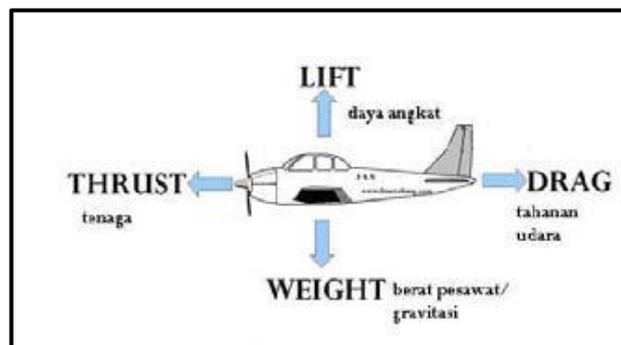
1. Sebagai referensi bagi industri dirgantara untuk memproduksi *airfoil* dengan gaya angkat optimal sehingga efektif untuk digunakan.
2. Memberi masukan serta referensi kepada pihak industri dirgantara mengenai pengaruh rasio *t/c* (*thickness to chord ratio*) dalam memproduksi *airfoil* yang efektif untuk digunakan.

## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Dasar Aerodinamika

Karakteristik aerodinamika sebuah pesawat terbang dapat diukur performanya berdasarkan nilai *lift* dan *drag* yang dihasilkan. *Lift* dan *drag* yang dihasilkan oleh sebuah pesawat terbang tergantung pada performa sayap dan atribut pendukungnya. Saat pesawat terbang bergerak maka menghasilkan resultan gaya yang saling berlawanan arah yaitu nilai *lift* yang berlawanan dengan gaya berat dan nilai *drag* yang berlawanan dengan *thrust* (Edfi et al, 2018).



**Gambar 2. 1** Resultan Gaya Yang Bekerja Pada Pesawat terbang  
sumber : Muhamad Mulyadi, 2010

Agar dapat terbang, kita perlu gaya yang bisa mengatasi gaya berat akibat tarikan gravitasi bumi yaitu gaya yang mengarah ke atas. Gaya ke atas (*lift*) ini harus bisa melawan tarikan gravitasi bumi sehingga benda bisa terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa (Lubis, 2012)

Pada prinsipnya, saat pesawat mengudara, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yakni gaya dorong (*thrust*), hambat (*drag*), angkat (*lift*), dan berat pesawat (*weight*). Pada saat pesawat sedang menjelajah (*cruise*) pada kecepatan dan ketinggian konstan, ke-4 gaya tersebut berada dalam kesetimbangan  $T = D$  dan  $L = W$ . Sedangkan pada saat pesawat *take off* dan *landing*, terjadi akselerasi dan deselerasi yang dapat dijelaskan menggunakan Hukum II Newton (total gaya adalah sama dengan massa dikalikan dengan percepatan) (Houghton et al., 2013).

## 2.2 Pesawat Ultralight



**Gambar 2. 2** Pesawat *Ultralight*

*Ultralight* adalah salah satu kendaraan udara yang menghadirkan kesan penerbangan cepat dan santai karena bentuknya yang lebih kecil dibanding pesawat penumpang seperti biasanya, dan hanya mampu terbang dengan kecepatan serta jarak tertentu. Jenis pesawat ini lebih banyak dikenal warga Amerika Serikat dan beberapa negara barat lainnya. pesawat ini tidak membutuhkan tempat sebesar hanggar bandar udara untuk memarkirkan seluruh badan pesawat. Di beberapa negara barat, menaiki atau mengendarai pesawat ini sudah menjadi salah satu olahraga rekreasi.

Peraturan pesawat *ultralight* di Amerika Serikat tercakup dalam *Code of Federal Regulations, Title 14 (Federal Aviation Regulations), Part 103, or 14 CFR Part 103*, mendefinisikan *ultralight* sebagai kendaraan:

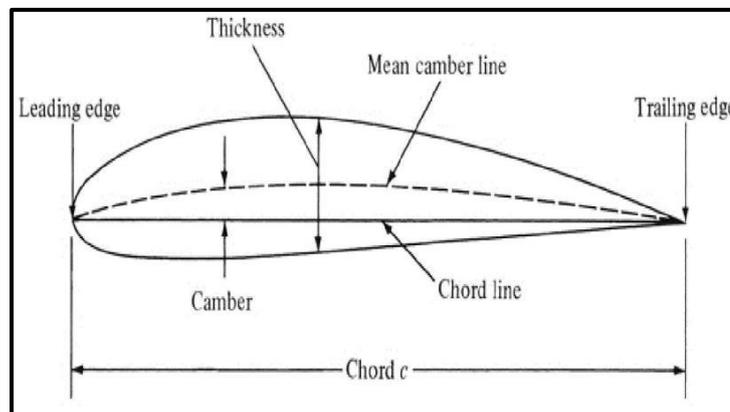
- hanya memiliki satu kursi
- Digunakan hanya untuk rekreasi atau olahraga terbang
- Tidak memiliki sertifikat kelaikan udara AS atau asing
- Jika tidak bertenaga, beratnya kurang dari 155 pon (70,3068 kg)
- Jika bertenaga:
  - Beratnya kurang dari 254 pon (115,212 kg) berat kosong, tidak termasuk pelampung dan perangkat keselamatan
  - Memiliki kapasitas bahan bakar maksimum 5 galon AS (19 L)
  - Memiliki kecepatan tertinggi 55 knot (102 km/jam; 63 mph) kecepatan udara terkalibrasi dengan kekuatan penuh dalam level penerbangan

- Memiliki maksimum kecepatan *stall* yang tidak melebihi 24 knot (45 km /jam; 28 mph) terkalibrasi dengan kecepatan udara atau kurang.

### 2.3 Airfoil NACA 23012

*Airfoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*) (Saputra, 2016)

Gaya angkat yang sering di notasikan dengan  $F_L$  (*lift force*) merupakan gaya aerodinamika yang terjadi akibat udara melintasi *airfoil*. Pada saat terbang, aliran udara yang melewati bagian atas *airfoil* akan memiliki kecepatan yang lebih besar daripada kecepatan aliran udara yang melewati bagian bawah dari *airfoil* tersebut. Hal ini mengakibatkan permukaan bawah *airfoil* memiliki tekanan yang lebih besar daripada permukaan di atasnya. Perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat atau *lift force* pada sayap pesawat. Gaya angkat inilah yang membuat pesawat dapat terbang dan melayang di udara. (Kewas, 2020).



**Gambar 2. 3** Bagian-bagian *Airfoil*  
Sumber : Rasyid Ridha, 2017

Pada *airfoil* terdapat bagian-bagian seperti berikut:

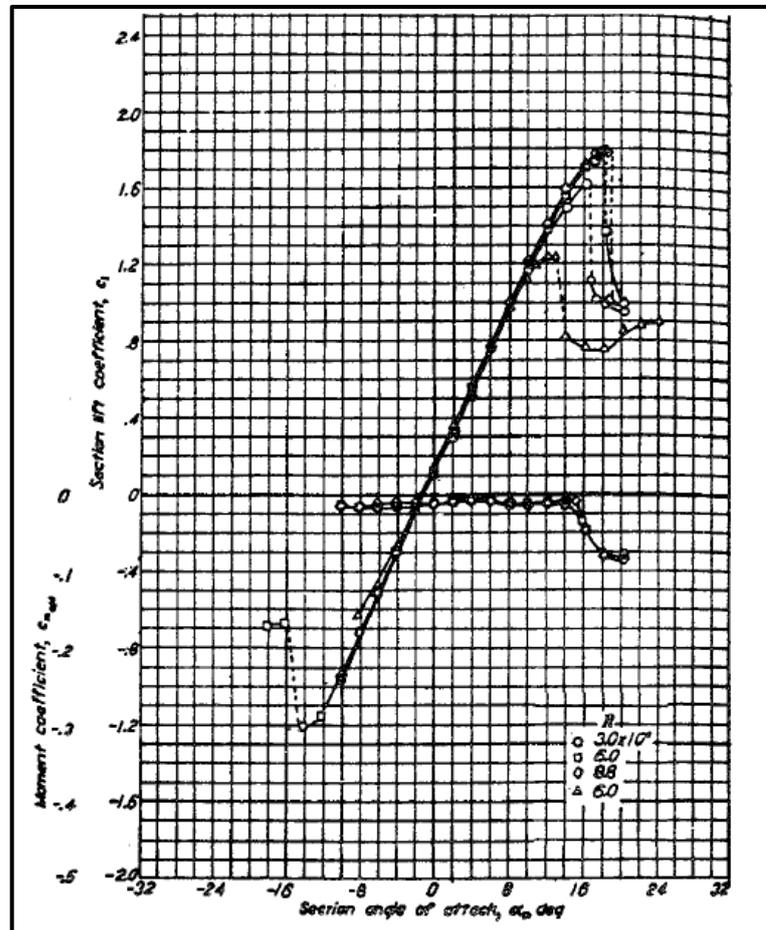
- *Leading Edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*.
- *Trailing Edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil* mean chamber line.

- *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan leading edge dengan trailing edge.
- *Chord (c)* adalah jarak antara leading edge dengan trailing edge.
- *Maksimum chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan chord line. Posisi maksimum chamber diukur dari leading edge dalam bentuk persentase *chord*.
- Maksimum *thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

Geometri *airfoil* memiliki pengaruh besar terhadap karakteristik aerodinamika dengan parameter penting berupa  $C_L$ , 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” (Efdi et al, 2018).

NACA seri 5 digit Jika dibandingkan ketebalan (*thickness*) dan *chamber*, seri ini memiliki nilai  $C_L$  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. *Airfoil* 23012 memiliki  $C_L$  desain 0.3, posisi maksimum chamber pada 15% chord dari *leading edge* dan ketebalan atau *thickness* sebesar 12% *chord*. (Lubis, 2012).

Berikut parameter aerodinamika berupa *lift coefficient* dan *pitching moment coefficient* dapat dilihat pada gambar 2.4

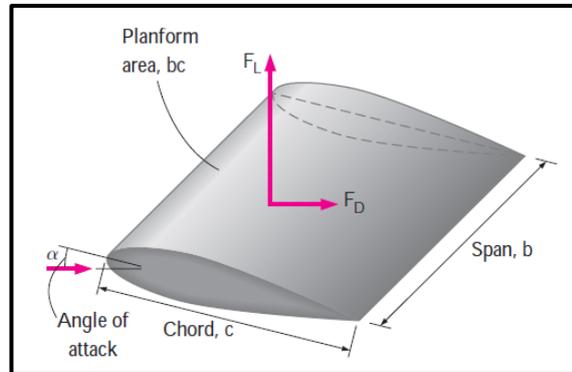


Gambar 2. 4 Karakteristik aerodinamika *airfoil* NACA 23012  
 Sumber : John D Anderson, 2012

## 2.4 Aspek Rasio *Airfoil*

Penelitian terkait aspek ratio pada pesawat pertama kali dilakukan oleh wright bersaudara dengan *wind tunnel*. Wright bersaudara menemukan bahwa *drag* yang dihasilkan oleh sayap yang memiliki span yang panjang (*high aspect ratio*) lebih kecil dibandingkan dengan sayap yang memiliki span yang pendek (*low aspect ratio*). Di area *planform* bentuk sayap persegi yang paling sederhana, aspek rasio didefinisikan sebagai span kuadrat dibagi luasan planform sayap pesawat (Edfi dkk, 2018).

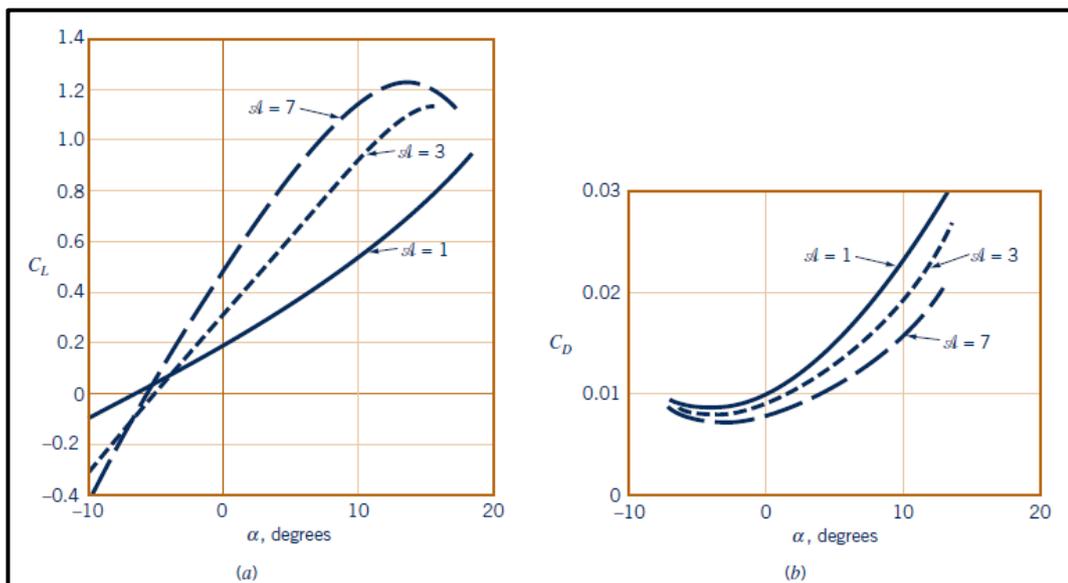
Untuk sebuah *airfoil* dengan bentuk bidang persegi panjang, aspek rasio didefinisikan sebagai perbandingan kuadrat panjang batang sayap (*wingspan*) terhadap luasan *planform* sayap pesawat.



**Gambar 2. 5** Definisi berbagai istilah terkait sebuah *airfoil*  
Sumber : Cengel, 2006

$$AR = \frac{b^2}{A} = \frac{b^2}{bc} = \frac{b}{c} \quad (2.1)$$

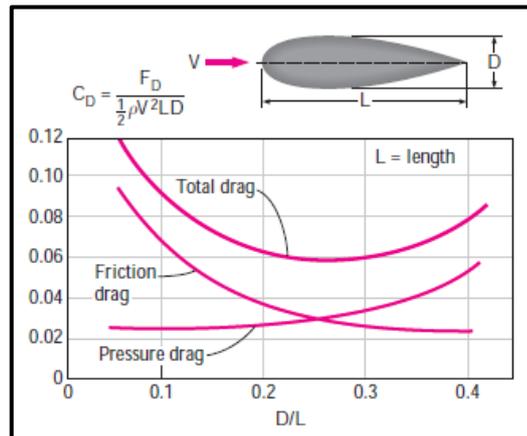
Oleh karena itu, aspek rasio adalah ukuran seberapa sempit sebuah *airfoil* di dalam arah aliran. Sayap dengan peningkatan aspek rasio akan menghasilkan koefisien *lift* sayap secara umum meningkat sementara koefisien *drag* menurun (Cengel, 2006).



**Gambar 2. 6** Data koefisien *lift* dan *drag* sebagai fungsi sudut serang dan aspek rasio dari *airfoil*: (a) koefisien *lift*, (b) koefisien *drag*.  
Sumber : Munson, 2012

## 2.5 Thickness to chord ratio

*thickness to chord ratio*, atau perbandingan antara tebal terhadap panjang *chord airfoil*. Dengan panjang chord yang sama, semakin besar rasio  $t/c$  maka *airfoil* akan semakin tebal.



**Gambar 2. 7** Variasi gesekan, tekanan, dan total *drag* sebagai fungsi *thickness to chord ratio* untuk  $Re = 4 \times 10^4$ .  
Sumber : Cengel, 2006

## 2.6 Sifat Aliran

Beberapa sifat fluida yang sangat berkaitan dengan perilaku fluida adalah jelas bahwa fluida yang berbeda secara umum memiliki sifat yang berbeda. Misalnya, gas-gas bersifat ringan dan dapat dimampatkan, sementara zat cair dan relatif tidak dapat dimampatkan. Sifat-sifat fluida yang memegang peranan penting dalam analisis perilaku fluida antara lain adalah kerapatan, berat jenis dan viskositas.

### 2.6.1 Kerapatan

Kerapatan (*density*) dari sebuah fluida, dilambangkan dengan huruf Yunani  $\rho$  (rho), didefinisikan sebagai massa fluida per satuan volume. Kerapatan biasanya digunakan untuk mengkararakteristikan massa sebuah sistem fluida. Dalam satuan SI satuan kerapatan adalah  $\text{Kg}/\text{m}^3$ .

Nilai kerapatan dapat bervariasi cukup besar di antara fluida yang berbeda, untuk zat-zat cair variasi tekanan dan temperatur umumnya hanya memberikan pengaruh kecil terhadap nilai  $\rho$ . Namun, kerapatan dari gas sangat dipengaruhi oleh tekanan dan temperatur. Massa jenis fluida didapatkan dengan persamaan (Munson et al.,2012)

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (2.2)$$

Dimana  $\rho$  adalah masa jenis,  $m$  adalah massa dan  $V$  adalah volume. Setiap zat memiliki massa jenis yang berbeda-beda.

### 2.6.2 Berat Jenis

Berat jenis dari sebuah fluida dilambangkan dengan huruf Yunani  $\gamma$  (gamma), didefinisikan sebagai berat fluida per satuan volume. Berat jenis berhubungan dengan kerapatan melalui persamaan (2.3) (Munson et al., 2012)

$$\gamma = \rho g \quad (2.3)$$

Dimana  $\gamma$  adalah berat jenis,  $\rho$  adalah massa jenis dan  $g$  adalah percepatan gravitasi. Seperti halnya kerapatan yang digunakan untuk mengkarakteristikan massa dari sebuah sistem fluida, berat jenis juga digunakan untuk mengkarakteristikan massa sebuah sistem fluida. Dalam satuan SI satuannya adalah  $N/m^3$  (Munson et al., 2012).

### 2.6.3 Kekentalan

Nilai kekentalan (viskositas) dari sebuah fluida tergantung dari jenis fluida tersebut. Viskositas disimbolkan dengan huruf Yunani  $\mu$  (mu) dan disebut sebagai viskositas mutlak, viskositas dinamik, atau viskositas saja. Viskositas sangat bergantung dari nilai temperatur. Di dalam gas molekul-molekul terpisah jauh dan gaya-gaya antar molekul diabaikan. Dalam hal ini, hambatan terhadap gerak relative timbul karena pertukaran momentum antara molekul gas antara lapisan-lapisan fluida yang bersebelahan.

Dalam kajian fluida dikenal dua jenis viskositas yaitu viskositas dinamik dan viskositas kinematik. Viskositas dinamik dilambangkan dengan huruf Yunani  $\mu$  (mu). Jika didefinisikan menurut relasi tegangan geser dengan laju regangan geser pada fluida Newtonian, viskositas dinamik adalah rasio dari tegangan geser terhadap laju regangan geser dirumuskan seperti rumus 2.3 (Munson et al., 2012):

$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \quad (2.4)$$

Dimana  $\tau$  adalah tegangan geser ( $N/m^2$ ) dan  $dU/dy$  adalah laju regangan geser ( $1/s$ ). Dengan demikian dalam sistem SI satuan untuk viskositas dinamik adalah

$N \cdot s/m^2$ . Sedangkan viskositas kinematik, dilambangkan dengan huruf Yunani  $\nu$  (nu) merupakan rasio antara viskositas dinamik dengan kerapatan fluida (Munson et al., 2009):

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.5)$$

Oleh karena itu, dalam sistem SI satuan viskositas kinematik adalah  $m^2/s$  (Munson et al., 2012).

## 2.7 Aliran steady dan Aliran Unsteady

Aliran tunak (*steady flow*) terjadi jika kecepatannya tidak terpengaruh oleh perubahan waktu. Dengan demikian ditinjau pada titik yang sama, kecepatan aliran selalu konstan dari waktu ke waktu. Secara matematika kondisi tunak ini dapat dinyatakan dengan (Munson et al., 2012):

$$\frac{\partial v}{\partial t} = 0 \quad (2.6)$$

Sedangkan aliran tak tunak (*unsteady flow*) terjadi jika kecepatannya terpengaruh oleh perubahan waktu. Dengan demikian jika ditinjau pada titik yang sama, kecepatan aliran berubah-ubah dari waktu ke waktu (Munson et al., 2012).

## 2.8 Aliran inkompresibel dan Aliran kompresibel

Aliran kompresibel (aliran termampatkan) adalah aliran fluida yang dicirikan dengan berubahnya besaran kerapatan massa (densitas) dari fluida di sepanjang aliran tersebut. Persamaan Bernoulli untuk aliran termampatkan adalah sebagai berikut:

$$\frac{v^2}{2} + \phi + W = \text{Konstan} \quad (2.7)$$

di mana:

$\phi$  = energi potensial gravitasi per satuan massa; jika gravitasi konstan maka

$\phi \equiv gh$  (kJ/kg)

$w$  = entalpi fluida per satuan massa (kJ/kg)

Aliran inkompresibel (aliran tak-termampatkan) adalah aliran fluida yang dicirikan dengan tidak berubahnya besaran kerapatan massa (densitas) dari fluida di sepanjang aliran tersebut. Bentuk Persamaan Bernoulli untuk aliran tak-termampatkan adalah sebagai berikut:

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = \text{Konstan} \quad (2.8)$$

dimana:

$v$  = Kecepatan fluida (m/s)

$g$  = Percepatan gravitasi bumi ( $\text{m/s}^2$ )

$h$  = ketinggian relatif terhadap suatu referensi (m)

$p$  = tekanan fluida ( $\text{N/m}^2$ )

$\rho$  = densitas fluida ( $\text{kg/m}^3$ ).

Persamaan di atas berlaku untuk aliran inkompresibel dengan asumsi-asumsi bahwa aliran bersifat tunak (*steady state*) dan tidak terdapat gesekan (*inviscid*)

Perbedaan antara aliran kompresibel dan inkompresibel di udara juga dapat dilihat dalam perbedaan *mach number* (rasio kecepatan aliran dengan kecepatan suara). *mach number* harus lebih besar dari 0,3 mach sehingga dianggap sebagai aliran kompresibel. Jika kecepatan aliran kurang dari 0,3 mach maka aliran tersebut dianggap sebagai aliran inkompresibel. Meskipun gas adalah kompresibel, perubahan densitas yang terjadi pada kecepatan rendah mungkin tidak besar. Perubahan densitas diplot sebagai fungsi dari *mach number*. Perubahan densitas udara direpresentasikan dalam  $\rho/\rho_0$ , di mana  $\rho_0$  adalah densitas udara pada kecepatan nol (Houghton et al., 2013).

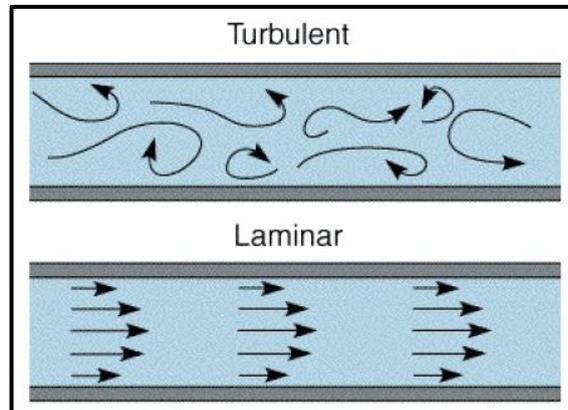
## 2.9 Reynold Number

Menurut Reynold, ada tiga faktor yang mempengaruhi keadaan aliran yaitu kekentalan fluida  $\mu$  (mu), rapat massa fluida  $\rho$  (rho) dan luas penampang dari benda. Reynold menunjukkan bahwa aliran dapat diklasifikasikan berdasarkan suatu angka tertentu. Angka tersebut diturunkan dengan membagi kecepatan aliran dengan nilai  $\mu/\rho l$ , yang disebut dengan Bilangan Reynold. Bilangan Reynolds didapatkan dari persamaan (2.9) (Tris Sugiarto, 2010):

$$R_e = \frac{V}{\frac{\mu}{\rho l}} = \frac{\rho l}{\mu} = \frac{Vl}{\nu} \quad (2.9)$$

dengan  $\nu$  (nu) adalah kekentalan kinematik. Dengan bertambahnya bilangan Reynolds baik karena bertambahnya kecepatan atau berkurangnya kekentalan suatu fluida, akan menyebabkan kondisi aliran laminar menjadi tidak

stabil. Sampai suatu bilangan reynolds di atas nilai tertentu aliran berubah dari laminar menjadi turbulen.



Gambar 2. 8 turbulen dan laminar

## 2.10 Eksternal Flow

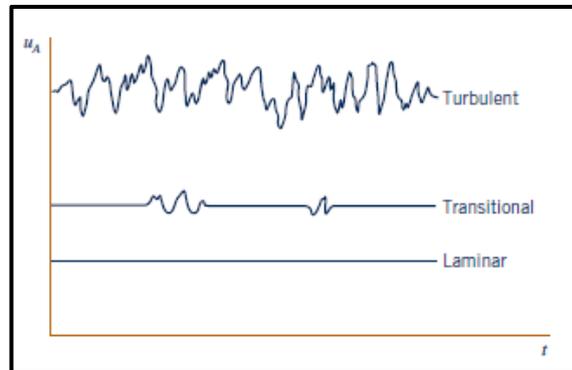
Aliran eksternal adalah aliran yang tidak dibatasi dinding. Geometri benda yang kompleks biasanya memerlukan data eksperimen pada gaya dan moment yang disebabkan oleh aliran. Aliran ini ditemui dalam studi *engineering*: aerodinamis (pesawat terbang, roket, proyektil), hidrodinamika (Kapal, kapal selam, torpedo), transportasi (mobil, truk), angin *engineering* (bangunan, jembatan, menara air, turbin angin), dan rekayasa laut (Pelampung, pemecah gelombang, tiang, kabel,dll). Aliran eksternal dibagi menjadi dua jenis yaitu aliran *Bluff Body* dan Aliran *Streamlined Body*. Dalam hal ini terjadi perbedaan antara nilai  $CD$  (koefisien *drag*) dan  $CF$  (Koefisien *friction*) (White, 1998).

*Bluff Body* adalah sebuah geometri yang memiliki hambatan udara yang tinggi sehingga jika memberikan aliran fluida dengan kecepatan yang tinggi akan menyebabkan terbentuknya *olakan*. Berbeda dengan *bluff body*, geometri yang memiliki gaya hambat fluida yang rendah disebut dengan *streamline body*. geometri ini menyebabkan aliran yang melaluinya tetap laminar, contohnya pada desain pesawat terbang (White, 1998).

## 2.11 Aliran laminar, Transisi, dan Turbulen

Aliran viskos dapat dibedakan menjadi tiga tipe yaitu aliran laminar, transisi dan aliran turbulen seperti pada gambar 2.9 (Munson et al., 2012). Dalam aliran

laminar partikel-partikel zat cair/gas bergerak teratur mengikuti lintasan yang saling sejajar. Aliran ini terjadi apabila kecepatan rendah atau kekentalan besar.

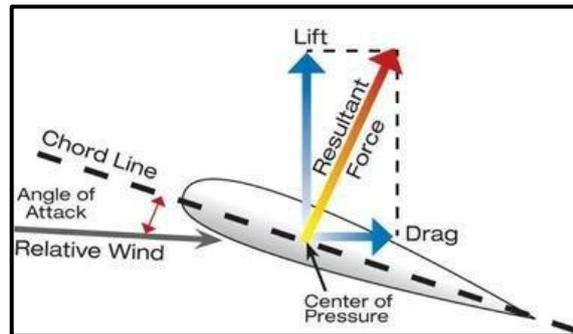


**Gambar 2. 9** Grafik kecepatan terhadap waktu di setiap titik  
Sumber : Munson et al, 2012

Pengaruh kekentalan adalah sangat besar sehingga dapat meredam gangguan yang dapat menyebabkan aliran menjadi turbulen. Dengan berkurangnya kekentalan dan bertambahnya kecepatan aliran maka daya redam terhadap gangguan akan berkurang, yang sampai pada suatu batas tertentu akan menyebabkan terjadinya perubahan aliran dari laminar ke aliran turbulen. Pada aliran turbulen gerak partikel zat cair atau gas tidak teratur. Aliran ini terjadi apabila kecepatan tinggi dan kekentalan zat cair atau gas kecil (Triatmodjo, 2013).

## 2.12 Sudut Serang

Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melewatinya (relative wind). Biasanya diberi tanda  $\alpha$  (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)

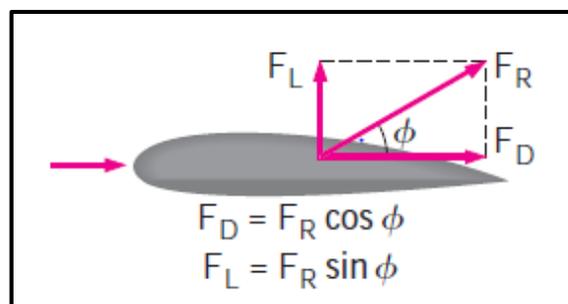


**Gambar 2. 10** Posisi sudut serang (*angle of attack*)  
 Sumber : Faris dkk, 2020

Sudut serang itu sendiri 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 yang mendekati maksimum (Faris dkk,2020)

### 2.13 Gaya Aerodinamika

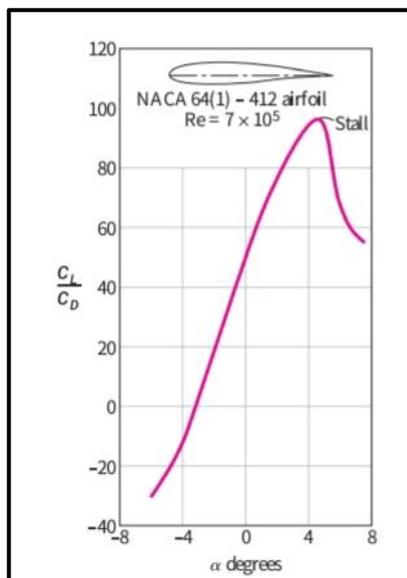
Pesawat terbang pada umumnya dirancang untuk menghasilkan gaya hambat yang sekecil mungkin. Gaya hambat ini dapat berupa gaya hambat yang dihasilkan karena adanya aliran udara. Suatu benda yang ditempatkan pada suatu aliran fluida atau pun suatu benda yang bergerak melewati fluida akan menghasilkan gaya. Jika fluida tersebut adalah udara, gaya tersebut dinamakan gaya aerodinamika. Gaya aerodinamika yang tegak lurus dengan aliran udara disebut dengan gaya angkat (*lift force*), sedangkan gaya aerodinamika yang searah dengan aliran disebut dengan gaya hambat (*drag force*) (Hidayat et al., 2019), Untuk lebih jelasnya dapat dilihat ilustrasi gambar 2.11



**Gambar 2. 11** Gaya *Lift* dan gaya *drag* pada sayap pesawat  
 Sumber : Cengel, 2006

Geometri *airfoil* mempengaruhi besarnya gaya angkat dan hambat dari pesawat. Yang diharapkan dari *airfoil* ini adalah gaya angkat yang tinggi dengan

gaya hambat yang serendah mungkin. Performa dari *airfoil* ini didefinisikan sebagai rasio antara gaya angkat dan gaya hambat ( $L/D$ ) atau disebut dengan efisiensi aerodinamika. Nilai  $L/D$  untuk *airfoil* dapat melebihi 100, dimana perbandingan ini adalah perbandingan  $L/D$  yang besar. Namun, untuk sayap yang terbatas dan konfigurasi pesawat yang lengkap, nilai maksimum dari  $L/D$  jauh lebih kecil, biasanya dalam kisaran 10 sampai 20 (Anderson, 1999)



**Gambar 2. 12** Hubungan rasio koefisien *lift*/koefisien *drag* terhadap sudut serang  
Sumber : Cengel, 2006

Gaya aerodinamika ini biasanya dinyatakan dalam koefisien tak berdimensi (Hidayat et al., 2019), yaitu:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times A} \quad (2.10)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times A} \quad (2.11)$$

$C_L$  = koefisien gaya angkat

$C_D$  = koefisien gaya hambat

$\rho$  = massa jenis udara ( $\text{kg/m}^3$ )

$v$  = Kecepatan *freestream* (m/s)

$A$  = luas area *planform* sayap ( $\text{m}^2$ )

$F_L$  = Gaya angkat (N)

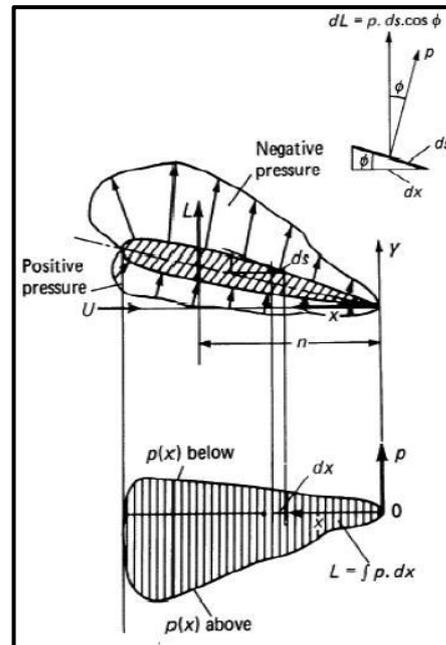
$F_D$  = Gaya hambat (N)

## 2.14 Distribusi Tekanan Pada *Airfoil*

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 posisi dari pusat tekanan. Tekanan biasa ditunjukkan dengan koefisien tekanan. Koefisien tekanan adalah selisih antara pengukuran lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis.

$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \times \rho \times U_0^2} \quad (2.12)$$

Dimana  $p$  adalah tekanan pada kontur midspan *airfoil* pesawat,  $P_\infty$  adalah tekanan statis pada *freestream*, dan  $\frac{1}{2} \times \rho \times U_0^2$  adalah tekanan dinamik pada *freestream*. 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 gambar 2.13

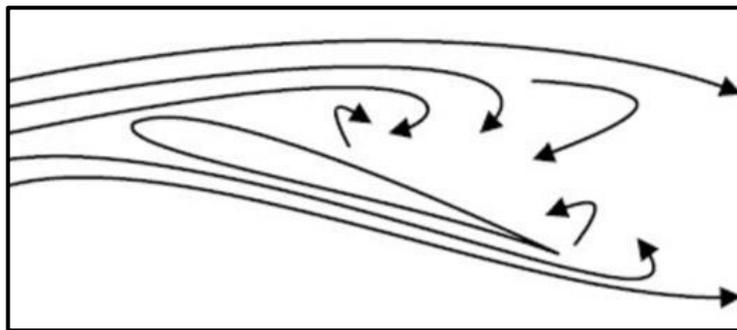


**Gambar 2. 13** Distribusi tekanan pada permukaan *airfoil*  
Sumber : Jatisukamto dkk, 2017

### 2.15 Stall

Salah satu yang harus diperhatikan bahwa *airfoil* memiliki kelemahan yang biasa disebut dengan *stalling angle of attack*. *Stall* itu sendiri dapat dipahami sebagai fenomena ketika sudut serang sangat besar atau kecepatan aliran terlalu besar sehingga udara tidak bisa mengalir secara laminar. Aliran udara tidak bisa menyentuh bagian belakang sudu sehingga terjadi separasi aliran bagian belakang sudu. Situasi ini signifikan menurunkan gaya *lift* dan meningkatkan gaya *drag* (Faris dkk, 2020).

*Stall* terjadi ketika kecepatan aliran terlalu besar sehingga udara tidak bias 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). Untuk lebih jelasnya dapat dilihat ilustrasi Gambar 2.14



**Gambar 2. 14** Fenomena *stall* menyebabkan separasi aliran udara  
Sumber : Faris dkk, 2020

### 2.16 CFD

Perkembangan teknologi computer membawa cara berfikir baru tentang sistem fisis. Untuk kepentingan komputasi, akan dibagi 3 bagian komputer di antaranya analisis numerik, manipulasi simbol, visualisasi, simulasi dan pengumpulan serta analisis data. Analisis numeric mengacu pada solusi yang tepat pada permasalahan matematika untuk menghasilkan solusi numerik. Perkembangan komputer saat ini menyediakan fasilitas visual bagi solusi metode numerik.

Visualisasi ini menyediakan bukan hanya data tapi juga tampilan sesuai dengan sistem nyata. Pada beberapa sistem, visualisasi sangat penting karena beberapa kasus memerlukan hasil simulasi untuk memahami perilakunya. Misalkan pemahaman berkaitan dengan aliran fluida dan sebagainya. Pendekatan numerik biasanya berkaitan dengan sistem linear namun tidak menutup kemungkinan juga pendekatan acak misalkan pada kasus munculnya turbulensi (Teguh et al, 2014).