SKRIPSI

ANALISIS KARAKTERISTIK KOEFISIEN HAMBAT MODEL KONFIGURASI SUDUT *FLAP AIRFOIL* NACA 23012

Disusun dan diajukan oleh:

ANDRIAN SAPUTRA TANYAWAN

D021 19 1143



PROGRAM STUDI SARJANA TEKNIK MESIN FAKULTAS TEKNIK UNIVERSITAS HASANUDDIN GOWA 2023



LEMBAR PENGESAHAN SKRIPSI

ANALISIS KARAKTERISTIK KOEFISIEN HAMBAT MODEL KONFIGURASI SUDUT FLAP AIRFOIL NACA 23012

Disusun dan diajukan oleh

Andrian Saputra Tanyawan

D021 19 1143

Telah dipertahankan dihadapan panitia ujian yang dibentuk dalam rangka penyelesaian studi program sarjana program studi teknik mesin fakultas teknik universitas hasanuddin pada tanggal 30 Juli 2023 dan dinyatakan telah memenuhi syarat kelulusan

Menyetujui,

Pembimbing Utama,

Pembimbing Pendamping,

Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, MT

NIP 195912201986011001

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

Cetua Program Studi

Jalaluddin.,ST.,MT



Optimized using trial version www.balesio.com

PERNYATAAN KEASLIAN

Yang bertanda tangan dibawah ini;

Nama

: Andrian Saputra Tanyawan

NIM

: D021 19 1143

Program Studi

: Teknik Mesin

Jenjang

: S1

Menyatakan dengan ini bahwa karya tulisan saya berjudul

Analisis karakteristik koefisien hambat model konfigurasi sudut flap airfoil NACA 23012

Adalah karya tulis saya sendiri dan bukan merupakan pengambilanalihan tulisan orang lain dan bahwa skripsi yang saya tulis ini benar-benar merupakan 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 diklarifikasi dan mempertanggungjawabkan segala resiko.

Segala data dan informasi yang diperoleh selama proses pembuatan skripsi, yang akan dipublikasikan 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 dari karya orang lain, maka saya bersedia menerima sanksi atas perbuatan tersebut.

Gowa, 30 Agustus 2023



Yang menyatakan

METERA
TEMPER
BDAKX63834219

Andrian Saputra Tanyawan

Optimized using trial version www.balesio.com

ABSTRAK

ANDRIAN SAPUTRA TANYAWAN. Analisis Karakteristik Koefisien hambat Model Konfigurasi Sudut Flap Airfoil NACA 23012 (dibimbing oleh Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, MT. dan Dr. Ir. Rustan Tarakka, ST., M.T.)

Perkembangan teknologi kedirgantaraan di Indonesia semakin pesat. Salah satunya adalah penggunaan pesawat ultralight dalam dunia penerbangan, dengan penambahan suatu plat datar pada bagian Trailing edge atau disebut dengan Flap. Penambahan Flap pada Trailing edge memberikan efek yang nyata pada aerodinamis airfoil dalam menghasilkan gaya angkat yang lebih tinggi dengan gaya hambat yang rendah. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui karakteristik koefisien hambat model konfigurasi sudut flap airfoil NACA 23012 secara eksperimental dan komputasi. Yang menjadi objek penelitian adalah modifikasi model konfigurasi sudut flap airfoil NACA 23012 dengan skala 1:10 dari airfoil pada pesawat ultralight Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin. Modifikasi yang dimaksud berupa(1) perubahan sudut serang airfoil (α) -10°, 0°, 15°,(2) perubahan sudut serang flap utama (δu) dan sudut serang flap kendali (δk) -10°, 0°, 15°, 30°, 45°. Kecepatan Freestream yang digunakan 6m/s, 9m/s, 12m/s, 15m/s, 17m/s, 20m/s, dan 22m/s. Pengujian menggunakan benda uji dengan panjang chord airfoil 15cm, span 20cm, panjang chord flap utama 4,8cm, span 12cm dan panjang chord flap kendali 4,8cm, span 7,9cm dengan wind tunnel jenis terbuka. Penelitian ini dilakukan melalui pendekatan komputasi dengan memanfaatkan fasilitas program Computational Fluid Dynamics 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 dan koefisien drag. Sedangkan untuk pengujian eksperimental hanya fokus pada upaya untuk memvalidasi koefisien drag. Hasil penelitian memperlihatkan bahwa: semakin besar perbedaan kedua sudut serang flap maka akan cenderung memperbesar terjadinya separasi dan vortex serta memperbesar gaya drag yang terjadi dengan nilai Cd terkecil dihasilkan pada U0= 22m/s pada α = 0°, δ u= 0° dan $\delta k = 0$ ° dengan nilai Cd= 0,4537.

Kata Kunci: Flap, Sudut serang Flap, Airfoil, NACA 23012, wind tunnel, CFD



ABSTRACT

ANDRIAN SAPUTRA TANYAWAN. Analysis of Drag Coefficient Characteristics in the NACA 23012 Airfoil Configuration with Flap Angle (supervised by Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, MT. dan Dr. Ir. Rustan Tarakka, ST., M.T.)

The development of aerospace technology in Indonesia is progressing rapidly. One of them is the use of ultralight aircraft in the aviation world, with the addition of a flat plate on the Trailing edge, also known as a Flap. Adding a Flap to the Trailing edge significantly affects the aerodynamics of the NACA 23012 airfoil, producing higher lift force with low drag. This research aims to understand the drag coefficient characteristics of the NACA 23012 airfoil with flap configurations, both experimentally and computationally. The research focuses on modifying the NACA 23012 airfoil with a 1:10 scale from the ultralight aircraft airfoil at Hasanuddin University's Faculty of Engineering. The modifications include: (1) changing the angle of attack of the airfoil (α) to -10°, 0°, 15°; (2) changing the angle of attack of the main flap (δu) and control flap (δk) to -10°, 0°, 15°, 30°, 45°. Freestream velocities of 6m/s, 9m/s, 12m/s, 15m/s, 17m/s, 20m/s, and 22m/s are used for testing. The test specimen has an airfoil chord length of 15cm, span of 20cm, main flap chord length of 4.8cm, span of 12cm, and control flap chord length of 4.8cm, span of 7.9cm, tested in an open-type wind tunnel. The research combines computational approaches using Computational Fluid Dynamics software, validated by experimental testing in a Sub-sonic wind tunnel. Computational methods yield flow characteristics and drag coefficients, while experimental testing primarily validates drag coefficients. Research findings indicate that increasing the difference between the two flap angles tends to enhance separation, vortex formation, and drag force, with the smallest drag coefficient (Cd = 0.4537) achieved at U0 = 22m/s, $\alpha = 0^{\circ}$, $\delta u = 0^{\circ}$, and $\delta k = 0^{\circ}$.

Keywords: Flap, Angle of Attack of Flap, Airfoil, NACA 23012, wind tunnel, CFD



DAFTAR ISI

LEME	SAR PENGESAHAN SKRIPSI	i
PERNYATAAN KEASLIANi		
ABST	RAK	iii
ABST	RACT	iv
DAFT	AR ISI	v
DAFT	AR TABEL	vii
DAFT	AR GAMBAR	ix
	AR SINGKAT ARTI DAN SIMBOL	
	AR LAMPIRAN	
	PENGANTAR	
	PENDAHULUAN	
1.1	Latar Belakang	
1.2	Rumusan Masalah	
1.3	Tujuan Penelitian	
1.4	Batasan Masalah.	
1.5	Manfaat Penelitian	
BAB I	I TINJAUAN PUSTAKA	
2.1	Konsep Dasar Aerodinamika Pesawat	
2.2	Airfoil NACA 23012	
2.3	Flap	
2.4	Karakteristik Aliran Luar	
2.5	Sifat Aliran	
2.5.1	Kerapatan (density)	
2.5.2	Berat Jenis	
2.5.3	Kekentalan	
2.5.4	Compressibility	
2.6	Olakan (vortex)	
2.7	Aliran Steady dan Aliran Unsteady	
2.8	Reynolds Number	
2.9	Aliran Laminar, Transisi, dan Turbulen	
2.10	Sudut Serang (Angle of Attack)	
2.10	Gaya Angkat dan Gaya Hambat Pada Sayap Pesawat	
2.12	CFD	
	II METODOLOGI PENELITIAN	
3.1	Waktu dan Tempat Penelitian	
3.2	Objek Penelitian	
3.3	Pendekatan Komputasi	
3.4	Pendekatan Eksperimental	
3.4.1	Alat Penelitian	
3.4.2	Variabel penelitian	
3.4.3	Prosedur penelitian	
3.4.3	Diagram Alir Penelitian.	
	V HASIL DAN PEMBAHASAN	
4.1.	Hasil	
4.1.1	Karakteristik Aliran	
4.1.1	Karakteristik Affrait Koefisien <i>Drag</i> dengan Pendekatan Komputasi	
	Koefisien <i>Drag</i> dengan Pendekatan Komputasi	
PDF	Validasi hasil simulasi koefisien <i>drag</i>	
20	mbahasanmbahasan	
	Karakteristik Aliran	
301		
	Koefisien <i>Drag</i> dengan pendekatan Komputasi	.140

4.2.3	Koefisien <i>Drag</i> dengan Pendekatan Eksperimental	129
4.2.4	Validasi Simulasi Koefisien Drag	130
	V PENUTUP	
	Kesimpulan	
5.2	Saran	135
DAF	FAR PUSTAKA	136



DAFTAR TABEL

Tabel	1	Kondisi batas model sayap pesawat
Tabel	2	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
		melalui pendekatan komputasi
Tabel	3	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
		melalui pendekatan komputasi
Tabel	4	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
		melalui pendekatan komputasi
Tabel	5	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
		melalui pendekatan komputasi
Tabel	6	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui melalui
		pendekatan komputasi
Tabel	7	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui melalui
		pendekatan komputasi
Tabel	8	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui melalui
		pendekatan komputasi
Tabel	9	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui melalui
		pendekatan komputasi
Tabel	10	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui melalui
		pendekatan komputasi
Tabel	11	1
		pendekatan komputasi
Tabel	12	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
		melalui pendekatan komputasi
Tabel	13	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
		melalui pendekatan komputasi
Tabel	14	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
		pendekatan eksperimental
Tabel	15	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
		pendekatan eksperimental
Tabel	16	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
		pendekatan eksperimental
Tabel	17	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = -10$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
		pendekatan eksperimental
Tabel	18	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
	_	pendekatan eksperimental
Tabel	19	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
		pendekatan eksperimental
Tabel	20	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
10001		pendekatan eksperimental
Tabel	2.1	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 0$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui
Tuoci	_1	pendekatan eksperimental
Tahel	22	Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
PDF		pendekatan eksperimental
		Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 6$ m/s melalui
X		pendekatan eksperimental
AN		pendekatan eksperimentar



Tabel 24 Koefisien $drag$ dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalu
pendekatan eksperimental
Tabel 25 Koefisien \textit{drag} dengan variasi $\alpha = 15$ ° pada $U_0 = 22$ m/s melalu
pendekatan eksperimental
Tabel 26 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k =
10°)
Tabel 27 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali ($\delta_k = 0^\circ$
Tabel 28 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k =
15°)
Tabel 29 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k =
30°)
Tabel 30 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k
45°)110
Tabel 31 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali ($\delta_k =$
10°)111
Tabel 32 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali ($\delta_k = 0^\circ$
Tabel 33 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k =
15°)
Tabel 34 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k =
30°)
Tabel 35 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k =
45°)
Tabel 36 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali ($\delta_k =$
10°)
Tabel 37 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (Fk= 0°
113 - 11351 Validasi Koerisien iniai <i>arag</i> pada sudut serang <i>jiap</i> kendan (1 k = 0
Tabel 38 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali (δ_k =
15°)
Tabel 39 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali (Fk=
30°)
Tabel 40 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali ($\delta_k = 45^{\circ}$)
45°)

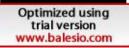


DAFTAR GAMBAR

Gambar 1 Resultan Gaya Yang Bekerja Pada Pesawat Terbang (Muhammad Mulyadi, 2010)
Gambar 2 Bagian – Bagian <i>airfoil</i> (Awal Saputra et al., 2016)6
Gambar 3 Karakteristik aerodinamika <i>airfoil</i> NACA 23012 (John D Anderson, 2012)7
Gambar 4. Airfoil dengan Konfigurasi Flap Eksternal (Wenzinger, 1937)8
Gambar 5. Separasi Aliran dan Koefisien Lift (Anderson, 2012)9
Gambar 6. Separasi Aliran pada beberapa sudut serang Airfoil dan Koefisien Momen
(Anderson, 2012)9
Gambar 7. Pengaruh edge menciptakan trailing vortex pada sebuah plat yang memiliki
sudut serang (Katz, 2016)12
Gambar 8. Trailing vortex pada sebuah sayap rectangular dengan vortex bermunculan pada
ujung trailing edge (Cengel dan Cimbala, 2006)13
Gambar 9 Aliran Laminar14
Gambar 10 Aliran Turbulen14
Gambar 11 Posisi sudut serang (angle of attack) (Faris et al., 2020)15
Gambar 12 Gaya angkat dan gaya hambat pada sayap pesawat (Cengel, 2006)16
Gambar 13 Dimensi model uji airfoil dengan flap
Gambar 14 Subsonic Wind Tunnel21
Gambar 15 Termometer
Gambar 16 Barometer21
Gambar 17 Diagram alir penelitian
Gambar 18 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = -10^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s \ \ 25$
Gambar 19 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = \text{-}10^\circ, \delta_k = \text{-}10^\circ \text{dan } U_0 = 22 \text{m/s} $
Gambar 20 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = 0^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s27$
Gambar 21 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = -10^\circ, \delta_k = 0^\circ dan U_0 = 22 m/s. \label{eq:delta_u} 28$
Gambar 22 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = -10^\circ, \delta_k = 15^\circ \text{dan } U_0 = 6 \text{m/s}29$
Gambar 23 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = -10^{\circ}, \ \delta_k = 15^{\circ} \ dan \ U_0 = 22 \ m/s30$
Gambar 24 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = \text{-}10^\circ, \delta_k = 30^\circ \text{dan} U_0 = 6 \text{m/s}31 \label{eq:deltau}$
Gambar 25 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pada
$\delta_u = \text{-}10^\circ, \delta_k = 30^\circ \text{dan} U_0 = 22 \text{m/s}32 \label{eq:deltau}$
Gambar 26 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = -10^{\circ}, \ \delta_k = 45^{\circ} \ dan \ U_0 = 6 \ m/s33$
Gambar 27 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pada
$\delta_{\rm u} = -10^{\circ}, \ \delta_{\rm k} = 45^{\circ} \ {\rm dan} \ {\rm U_0} = 22 \ {\rm m/s}34$
8 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pada
$\delta_{\rm u} = 0^{\circ}, \delta_{\rm k} = -10^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 6 {\rm m/s}$
9 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta u = 0^{\circ}, \delta k = -10^{\circ} dan U_0 = 22 m/s \dots 36$



Gambar 30 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = 0^\circ \text{dan } U_0 = 6 \text{m/s}37$
Gambar 31 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u=0^\circ,\delta_k=0^\circ\;dan\;U_0=22\;m/s38$
Gambar 32 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = 15^\circ \; dan \; U_0 = 6 \; m/s$
Gambar 33 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = 15^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s$
Gambar 34 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = 30^\circ \; dan \; U_0 = 6 \; m/s$
Gambar 35 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = 30^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s$
Gambar 36 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = \text{-}10^\circ dan U_0 = 6 \text{m/s}$
Gambar 37 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = \text{-}10^\circ dan U_0 = 22 \text{m/s}$
Gambar 38 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = -10^\circ \; dan \; U_0 = 6 \; m/s45 \label{eq:delta_u}$
Gambar 39 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = -10^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s46 \label{eq:delta_u}$
Gambar 40 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 0^\circ \; dan \; U_0 = 6 \; m/s$
Gambar 41 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 0^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s$
Gambar 42 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 15^\circ \; dan \; U_0 = 6 \; m/s$
Gambar 43 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 15^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s \ldots 50 \label{eq:delta_u}$
Gambar 44 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 30^\circ \; dan \; U_0 = 6 \; m/s51 \label{eq:deltau}$
Gambar 45 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 30^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s \ldots 52 \label{eq:delta_u}$
Gambar 46 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 45^\circ \text{dan} U_0 = 6 \text{m/s}$
Gambar 47 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 15^\circ, \delta_k = 45^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s \ldots 54 \label{eq:delta_u}$
Gambar 48 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 30^\circ, \delta_k = -10^\circ \; dan \; U_0 = 6 \; m/s55 \label{eq:delta_u}$
Gambar 49 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 30^\circ, \delta_k = -10^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s56 \label{eq:delta_u}$
Gambar 50 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_{\rm u} = 30^{\circ}, \delta_{\rm k} = 0^{\circ} \text{dan } U_0 = 6 \text{m/s}.$
1 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada $\delta_u = 30^\circ$, $\delta_k = 0^\circ$ dan $U_0 = 22$ m/s
$\delta_{\rm u} = 30^{\circ}, \delta_{\rm k} = 0^{\circ} \text{dan } U_0 = 22 \text{m/s}.$
$\delta_{\rm u} = 30^{\circ}, \delta_{\rm k} = 15^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 6 {\rm m/s}$



Gambar 53 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 30^\circ, \delta_k = 15^\circ \; dan \; U_0 = 22 \; m/s \ldots 60 \label{eq:delta_u}$
Gambar 54 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 30^\circ, \delta_k = 30^\circ \text{ dan } U_0 = 6 \text{ m/s}61$
Gambar 55 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 30^\circ, \ \delta_k = 30^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s62$
Gambar 56 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 30^\circ, \ \delta_k = 45^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s63$
Gambar 57 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 30^\circ, \ \delta_k = 45^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s64$
Gambar 58 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = -10^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s65$
Gambar 59 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = 45^\circ, \delta_k = -10^\circ dan U_0 = 22 m/s$
Gambar 60 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = 45^{\circ}, \ \delta_k = 0^{\circ} \ dan \ U_0 = 6 \ m/s67$
Gambar 61 $Pathline$ kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang $airfoil$ (α) pada
$\delta_u = 45^{\circ}, \ \delta_k = 0^{\circ} \ dan \ U_0 = 22 \ m/s$ 68
Gambar 62 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = 45^{\circ}, \ \delta_k = 15^{\circ} \ dan \ U_0 = 6 \ m/s$
Gambar 63 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = 45^{\circ}, \ \delta_k = 15^{\circ} \ dan \ U_0 = 22 \ m/s70$
Gambar 64 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = 45^{\circ}, \ \delta_k = 30^{\circ} \ dan \ U_0 = 6 \ m/s$
Gambar 65 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pada
$\delta_u = 45^{\circ}, \ \delta_k = 30^{\circ} \ dan \ U_0 = 22 \ m/s$
Gambar 66 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pada
$\delta_u = 45^{\circ}, \ \delta_k = 45^{\circ} \ dan \ U_0 = 6 \ m/s73$
Gambar 67 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pada
$\delta_{\rm u} = 45^{\circ}, \delta_{\rm k} = 45^{\circ} \text{dan U}_0 = 22 \text{m/s}$
Gambar 68 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan komputasi
Gambar 69 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 6 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi
Gambar 70 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi
Gambar 71 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi
Gambar 72 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 0$ • pada U_0
= 6 m/s melalui pendekatan komputasi
Gambar 73 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 0 \circ \text{pada} U_0$ $= 6 \text{m/s melalui pendekatan komputasi} \dots \dots$
4 Hubungan nilai konfision dwa 8 tarbadan 8 dangan yariasi a = 0 a nada 11
4 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 0$ • pada U_0 $= 22 \text{ m/s melalui pendekatan komputasi} \qquad 83$ 5 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 0$ • pada U_0
= 22 m/s melalui pendekatan komputasi
= 22 m/s melalui pendekatan komputasi84

Optimized using trial version www.balesio.com

Gambar 76 Hubungan nilai koefisien $\textit{drag}\ \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha=15$ • pada
$U_0 = 6 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi85
Gambar 77 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 15$ • pada
$U_0 = 6 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi
Gambar 78 Hubungan nilai koefisien $drag \ \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui pendekatan komputasi
Gambar 79 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 15$ • pada $U_0 = 22$ m/s melalui pendekatan komputasi
Gambar 80 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 81 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan eksperimental92
Gambar 82 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan eksperimental93
Gambar 83 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = -10$ • pada
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan eksperimental95
Gambar 84 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 0$ • pada U_0
= 6 m/s melalui pendekatan eksperimental96
Gambar 85 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 0$ • pada Uo
= 6 m/s melalui pendekatan eksperimental97
Gambar 86 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 0$ • pada U_0
= 22 m/s melalui pendekatan eksperimental98
Gambar 87 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 0$ • pada Uo
= 22 m/s melalui pendekatan eksperimental100
Gambar 88 Hubungan nilai koefisien $\textit{drag}\ \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha=15$ • pada
$U_0 = 6 \text{ m/s}$ melalui pendekatan eksperimental101
Gambar 89 Hubungan nilai koefisien $drag$ δ_k terhadap δ_u dengan variasi $\alpha=15$ • pada
$U_0 = 6 \text{ m/s}$ melalui pendekatan eksperimental102
Gambar 90 Hubungan nilai koefisien $drag$ δ_k terhadap δ_u dengan variasi $\alpha=15$ • pada
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan eksperimental103
Gambar 91 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 15$ • pada
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan eksperimental105
Gambar 92 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = -10$ °).
sudut serang flap kendali ($\delta_k = -10^\circ$)
Gambar 93 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = -10 °).
sudut serang flap kendali ($\delta_k = 0^\circ$)
Gambar 94 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = -10 °).
sudut serang flap kendali ($\delta_k = 15^\circ$)
¹⁵ Hubungan nilai koefisien <i>drag flap</i> kendali terhadap <i>flap</i> utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimentai pada sudut serang (u= -10 °),
sudut serang flap kendali ($\delta_k = 30^\circ$)



Gambar 96 Hubungan nilai koefisien <i>drag flap</i> kendali terhadap <i>flap</i> utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = -10 \circ$),
sudut serang flap kendali ($\delta_k = 45^\circ$)
Gambar 97 Hubungan nilai koefisien <i>drag flap</i> kendali terhadap <i>flap</i> utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = 0$ •), sudut
serang flap kendali ($\delta_k = -10 \circ$)
Gambar 98 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = 0 •), sudut
serang flap kendali ($\delta_k = 0^\circ$)
Gambar 99 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = 0 •), sudut
serang flap kendali ($\delta_k = 15^\circ$)113
Gambar 100 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = 0 \circ), sudut
serang flap kendali ($\delta_k = 30^\circ$)
Gambar 101 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = 0 •), sudut
serang flap kendali ($\delta_k = 45^\circ$)115
Gambar 102 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = 15 \circ$),
sudut serang flap kendali ($\delta_k = -10^\circ$)
Gambar 103 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α= 15), sudut
serang flap kendali ($\delta_k = 0^\circ$)117
Gambar 104 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = 15 °),
sudut serang flap kendali ($\delta_k = 15^\circ$)
Gambar 105 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α= 15), sudut
serang flap kendali ($\delta_k = 30^\circ$)119
Gambar 106 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang (α = 15 °),
sudut serang flap kendali ($\delta_k = 45^\circ$)



DAFTAR SINGKAT ARTI DAN SIMBOL

Lambang/Singkatan	Arti dan Keterangan
α (angle of attack)	Sudut serang airfoil
δ_u	Sudut serang flap utama
δ_{u}	Sudut serang flap pengganti
U_0	Kecepatan freestream
Cd	Koefisien drag
Fd	Gaya <i>drag</i>
Cl	Gaya <i>lift</i>
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
t/c	Thickness to chord rasio
ρ	Massa jenis
g	Gravitasi
Υ	Berat jenis
τ	Tegangan geser
v	Kecepatan



DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1	Karakteristik aliran	138
Lampiran 2	Tabel dan grafik hubungan koefisien drag terhadap f	lap secara
_	ekperimental	178
Lampiran 3	Tabel dan grafik hubungan koefisiean drag terhadap f	lap secara
	komputasi	188
Lampiran 4	Tabel hasil pengamatan	198
Lampitan 5	Tabel hasil perhitungan	202
Lampiran 6	Dokumentasi	206



KATA PENGANTAR

Puji dan syukur kita panjatkan kehadirat Allah Subhanahu wata'ala, karena atas kehendak-Nya penulisan tugas akhir ini dapat terselesaikan. Tak lupa pula shalawat serta 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 karakteristik koefisien hambat model konfigurasi sudut** *flap airfoil* NACA 23012 untuk memenuhi salah satu syarat menyelesaikan studi serta dalam rangka memproleh 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, M.T. selaku Pembimbing Utama dan Bapak Dr. Ir. Rustan Tarakka, ST., M.T. 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. Jeffry Tanyawan dan Ibu Hj. Sitti Hasmida, saudara dan saudari penulis Andika Saputra dan Angeline Tanyawan. yang telah menjadi sumber semangat dan motivasi penulis selama ini.
- 2. Yth. Bapak Prof. Dr. Ir. Jamaluddin Jompa, M.Sc, selaku Rektor Universitas Hasanuddin.
- 3. Yth Bapak Prof. Dr. Eng. Ir. Muhammad Isran Ramli, S.T., M.T. selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.
- 4. Yth. Bapak Prof. Dr. Eng. Jalaluddin, S.T., M.T. selaku Ketua Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.
- 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

c mesin.

Departemen Teknik Mesin, terkhusus Pak Mansur, Kak Yaya, Pak Arham, 1ga Kak Sita yang telah banyak membantu.



- Siti Aura Ramadhani S.A.P yang selalu mendukung dan memotivasi serta selalu setia menemani penulis selama perkuliahan dan proses penulisan tugas akhir berlangsung.
- 8. Teman-teman Laboratorium Mekanika Fluida yang setia menemani selama masa pengambilan data dan penulisan tugas akhir.
- Saudara-saudara seperjuangan mahasiswa Departemen Teknik Mesin BRUZHLEZZ 2019 yang telah memberi bantuan, dukungan, kerjasama yang sudah dijalani selama ini dan kiranya kesuksesan selalu menyertai teman-teman sekalian.
- 10. Rekan S2 serta S3 terkhusus Kak Faqih, Kak Sandra dan Pak Herman yang telah memberi bantuan dan masukan dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
- 11. Bapak Hafrison S.T. yang telah membantu dalam proses pengambilan data dan penyusunan tugas akhir ini.
- 12. Kanda-kanda senior 2017 dan 2018 serta adik-adik tingkat yang telah membantu selama proses perkuliahan maupun masukan dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
- 13. 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, Agustus 2023



Andrian Saputra Tanyawan

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

NACA *airfoil* merupakan salah satu bentuk sederhana sayap pesawat yang dikembangkan *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA). Apabila *airfoil* ditempatkan di suatu aliran fluida maka *airfoil* dapat memproduksi gaya angkat (*lift*) yang lebih besar daripada gaya hambat (*drag*) yang menyebabkan suatu pesawat dapat terbang pada ketinggian tertentu (Fajri Hidayat, 2014)

Aerodinamika termasuk ilmu dasar apabila kita membahas tentang prinsip pesawat terbang. Dan ketika membahas mengenai aerodinamika salah satu pembahasan penting dalam ilmu aerodinamika pesawat terbang adalah mengenai airfoil sayap pesawat. Pada airfoil terdapat fenomena dimana adanya gerakan fluida yang mengalir melewati sayap pesawat yang menjadi salah satu permasalahan dalam perancangan airfoil.

Pada kehidupan di masa ini sudah sangat banyak dilakukan penelitian mengenai pengembangan *airfoil* sebagai salah satu bagian yang penting dalam aerodinamika. Hasil dari eksperimen – eksperimen tersebut telah banyak digunakan untuk medesain serta mengembangkan *airfoil* dalam berbagai konfigurasi sayap sesuai dengan penggunaannya. Karakteristik *airfoil* sendiri tergantung dari banyak hal, sehingga dapat dikatakan bahwa setiap *airfoil* memiliki kegunaan yang spesifik (Lubis, 2012)

Gurney flap merupakan suatu plat datar yang diproyeksikan dari trailing edge dimana panjang dan lokasinya dapat dikendalikan sesuai dengan penggunaannya. Pada aerodinamika telah dilakukan banyak penelitian untuk mengetahui pengaruh berbagai parameter penutup brangkar seperti ketinggian, lokasi dan sudut pemasangan. Gurney flap sendiri memiliki efek yang sangat nyata pada aerodinamis airfoil dalam menghasilkan daya angkat yang lebih tinggi. (Abdelrahman et al, 2020)



m sebuah penelitian mengenai karakteristik aliran fluida yang melewati sawat swasaya dengan variasi *thickness to chord rasio* (t/c) 9%, 12% dan sperimen dilakukan dengan menggunakan terowongan angin dengan

Optimized using trial version www.balesio.com kecepatan sebesar 40 m/s dan variasi *angle of attack* -20°, -15°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°, 15°. Dari eksperimen dan studi numerik diketahui bahwa karakteristik koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada model sayap pesawat swasaya menggunakan model *airfoil* NACA 23012 menunjukkan karakteristik yang sama meskipun besar nilai t/c nya berbeda dan diketahui pula nilai Cl dan Cd maksimum pada perlakukan kecepatan *freestream* 40 m/s dan α = 150, pada t/c 9%, Cl = 1,4299 dan Cd = 3,4925, pada t/c 12%, Cl = 1,4466 dan Cd = 2,1006 dan pada t/c 15%, Cl = 1,4979 dan Cd = 1,6113. (Salam et al, 2021)

Sayap pada sebuah pesawat terbang merupakan komponen yang sangat penting karena sayaplah yang membuat pesawat dapat terangkat ke udara. Sayap pada pesawat juga berfungsi sebagai pembangkit gaya aerodinamika untuk mngontrol pesawat pada aliran fluida. Salah satu inti dari performa gaya angkat pesawat adalah sayapnya, karena tanpa sayapnya maka pesawat tidak akan bisa terbang.

Besaran gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap pesawat bergantung pada bentuk *airfoil*, daerah sayap dan juga kecepatan dari pesawat itu sendiri. Pada saat pesawat lepas landas kecepatannya relatif rendah padahal untuk mendapatkan gaya angkat yang besar dibutuhkan kecepatan yang tinggi. Sedangkan pada saat pesawat mendarat diperlukan kecepatan yang rendah serta efek pengereman yang tinggi dengan tujuan agar pesawat dapat mendarat dengan mulus dan jarak luncur realtif pendek. Untuk mendapatkan hasil tersebut, para desainer pesawat mencoba untuk meningkatkan area saya pesawat serta mengubah bentuk *airfoil* dengan menambahkan bagian yang bergerak di *trailing edge* yang disebut dengan *flap*.

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. Maka dari itu, untuk meningkatkan performa dari pesawat terbang penelitian mengenai airfoil menggunakan flap akan terus berkembang untuk



leh hasil yang optimal. Oleh karenanya pada penelitian ini akan lisa gaya hambat dengan penggunaan *flap* pada *airfoil* NACA 23012, kuran panjang *chord airfoil* adalah 150 mm dan panjang *span airfoil*



adalah 200 mm, panjang *chord flap* utama adalah 48 mm dan panjang *span flap* utama adalah 120 mm, panjang *chord flap* kendali adalah 48 mm dan panjang *span flap* kendali adalah 79 mm.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas, ada beberapa permasalahan yang dapat dirumuskan antara lain :

- 1. Bagaimana karakteristik aliran pada *airfoil* NACA 23012 dengan konfigurasi sudut *flap*?
- 2. Bagaimana pengaruh konfigurasi sudut pada kedua *flap* terhadap gaya *drag* yang terjadi?
- 3. Bagaimana pengaruh sudut serang pada *airfoil* terhadap koefisien *drag* yang terjadi?

1.3 Tujuan Penelitian

Berdasarkan rumusan masalah di atas, ada beberapa tujuan dari penelitianini antara lain :

- 1. Menganalisis karakteristik aliran pada *airfoil* NACA 23012 dengan konfigurasi sudut *flap*.
- 2. Menganalisis pengaruh konfigurasi sudut pada kedua *flap* terhadap gaya *drag* yang terjadi.
- 3. Menganalisis pengaruh sudut serang pada *airfoil* terhadap koefisien *drag* yang terjadi.

1.4 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah dalam penelitian, antara lain:

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

Model uji berbetuk sayap pesawat dengan *airfoil* NACA 23012 bedimensi 1:10 versi original. Geometri model sayap dengan panjang *chord* 150 mm, ang span 200 mm, panjang *flap* utama 120 mm dan panjang *flap* kendali im



3

PDF

- 4. Kecepatan yang digunakan ialah 6m/s, 9 m/s, 12 m/s, 15 m/s, 17 m/s, 20 m/s, 22 m/s.
- 5. Variasi *angle of attack* adalah -10°, 0°, 15°.
- 6. Penelitian dilakukan secara komputasi dan eksperimental.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang diharapkan dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

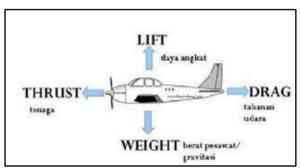
- a. Bagi Penulis
 - Sebagai syarat untuk menyelesaikan studi dan mendapatkan gelar Sarjana Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.
 - 2. Dapat mengaplikasikan ilmu dan keterampilan yang telah diperolah semasa kuliah.
- b. Bagi Universitas:
 - 1. Dapat dijadikan referensi bagi generasi generasi Teknik Mesin yang akan datang dalam pembuatan dan penysunan tugas akhir.
- c. Bagi Industri
 - 1. Sebagai referensi bagi industri dirgantara untuk memproduksi *airfoil* dengan gaya angkat yang optimal sehingga efektif untuk digunakan.



BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Konsep Dasar Aerodinamika Pesawat

Pada prinsipnya, pada saat pesawat mengudara, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada saat pesawat, yakni gaya dorong (*thrust*), hambat (*drag*), angkat (*lift*), dan berat pesawat (*weight*). Pada saat pesawat menjelajah pada kecepatan dan ketinggian, 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) (Samuel Saroinsong et al., 2018)



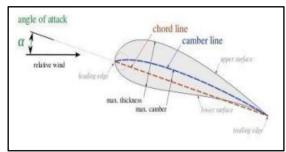
Gambar 1 Resultan Gaya Yang Bekerja Pada Pesawat Terbang (Muhammad Mulyadi, 2010)

Agar bisa terbang, kita memerlukan 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)

2.2 *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). (Awal Saputra et al. ,2016)



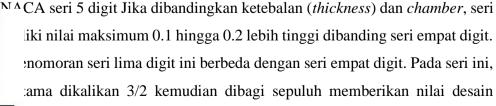


Gambar 2 Bagian – Bagian airfoil (Awal Saputra et al., 2016)

Pada *airfoil* terdapat bagian-bagian seperti berikut:

- 1. Leading Edge adalah bagian yang paling depan dari sebuah airfoil.
- 2. Trailing Edge adalah bagian yang paling belakang dari sebuah airfoil.
- 3. *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil mean chamber line*.
- 4. *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan leading edge dengan *trailing edge*.
- 5. Chord (c) adalah jarak antara leading edge dengan trailing edge.
- 6. *Maksimum chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- 7. 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 CL, dan kemudian akan terkait dengan *lift* (gaya angkat yang dihasilkan). NACA (*National Advisory Committe 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" (Edfi et al, 2018).

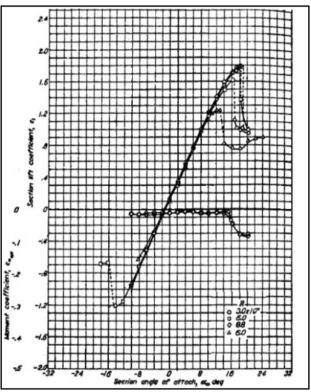




PDF

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 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 3



Gambar 3 Karakteristik aerodinamika *airfoil* NACA 23012 (John D Anderson, 2012)

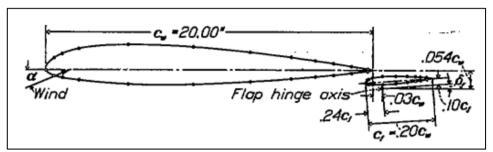
2.3 *Flap*

flap adalah bagian dari sayap yang berada pada pada trailing edge, dimana ketika didefleksikan kearah bawah, akan meningkatkan gaya angkat dari sayap. (Anderson, 2017)

flap digunakan untuk mengubah bentuk sayap ketika *takeoff* dan pendaratan untuk memaksimalkan gaya *lift* dan membuat pesawat dapat terbang atau mendarat epatan rendah. Peningkatan gaya *drag* ketika terbang atau mendarat tidak perhitungkan karena waktunya hanya singkat. Ketika di kecepatan jelajah flap dapat dikembalikan ke posisi semula sehingga koefisien *drag*nya

Optimized using trial version www.balesio.com minimum dan koefisien *lift* dapat disesuaikan untuk menghemat bahan bakar. (Cengel & Cimbala, 2006)

Flap eksternal adalah salah satu model konfigurasi dimana flap berada di trailing edge airfoil.



Gambar 4. Airfoil dengan Konfigurasi Flap Eksternal (Wenzinger, 1937)

2.4 Karakteristik Aliran Luar

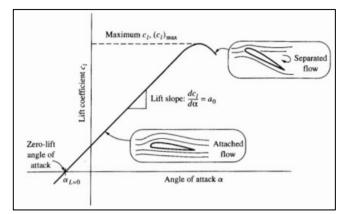
Sebuah benda yang terendam di dalam fluida yang bergerak mengalami gayagaya resultan akibat interaksi antara benda dengan fluida di sekelilingnya. Dalam beberapa situasi (seperti pesawat yang terbang melewati udara yang diam), fluida yang berada jauh dari benda berada dalam keadaan diam dan benda tersebut 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 nginya, dibandingkan benda tumpul seperti parasut dan gedung. Pada

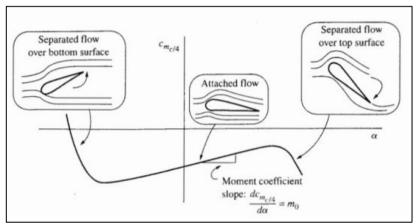
asanya tapi tidak selalu, akan lebh mudah untuk mendorong sebuah benda



streamlined melewati suatu fluida daripada mendorong sebuah benda tumpul yang ukurannya sama agar bergerak dengan kecepatan sama (Salam dan Tarakka, 2021).



Gambar 5. Separasi Aliran dan Koefisien Lift (Anderson, 2012)



Gambar 6. Separasi Aliran pada beberapa sudut serang Airfoil dan Koefisien Momen (Anderson, 2012)

2.5 Sifat Aliran

Fluida terdapat 2 macam yaitu fluida cair dan fluida gas, watak dari fluida adalah mengalir, mengisi ruangan yang mewadahinya. Fluida juga memiliki sifat – sifat sebagai berikut: kerapatan, berat jenis, viskositas, dan *compressibility*.

2.5.1 Kerapatan (density)



Kerapatan (density) dari sebuah fluida , dilambangkan dengan huruf Yunani lidefinisikan sebagai massa fluida per satuan volume. Kerapatan biasanya n untuk mengkarakteristikkan massa sebuah sistem fluida. Dalam satuan kerapatan adalah Kg/m^3 .



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

$$\rho = \frac{m}{V} \tag{1}$$

Dimana ρ adalah massa jenis, m adalah massa, dan V adalah volume. Setiap zat memiliki massa jenis yang berbeda – beda.

2.5.2 Berat Jenis

Berat jenis dari sebuah fluida dilambangkan dengan huruf Yunani γ (gamma), didefinisikan sebagai berat fluida per satuan volume. Berat jenis berhubungan dengan kerapatan melalui persamaan (2.2) (Munson et al., 2012)

$$\gamma = \rho g \tag{2}$$

Dimana γ adalah berat jenis, ρ 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/m³ (Munson et al., 2012).

2.5.3 Kekentalan

Nilai kekentalan (viskositas) dari sebuah fluida tergantung dari jenis fluida tersebut. Viskositas disimbolkan dengan huruf Yunani μ (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 lapisanlapisan fluida yang bersebelahan.

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



$$\tau = \mu \frac{du}{dy} \tag{3}$$

Dimana τ adalah tegangan geser (N/m²) dan dU/dy adalah laju regangan geser (1/s). Dengan demikian dalam sistem SI satuan untuk viskositas dinamik adalah 12 N.s/m². Sedangkan viskositas kinematik, dilambangkan dengan huruf Yunani ϑ (nu) merupakan rasio antara viskositas dinamik dengan kerapatan fluida (Munson et al., 2009):

$$\vartheta = \frac{\mu}{\rho} \tag{4}$$

Oleh karena itu, dalam system SI satuan viskositas kinematic adalah m²/s (Munson et al., 2012).

2.5.4 Compressibility

Fluida dapat diklasifikasikan kompresibel dan inkompresibel berdasarkan variasi rapat massa fluida tersebut. Aliran kompresibel (aliran termampatkan) adalah aliran dimana perbedaan massa jenis aliran tidak dapat diabaikan. Persamaan Bernoulli untuk aliran termampatkan adalah sebagai berikut:

$$\frac{v^2}{2} + \emptyset + W = \text{Konstan} \tag{5}$$

di mana \emptyset = energi potensial gravitasi per satuan massa; jika gravitasi konstan maka \emptyset = gh dan w = entalpi fluida per satuan massa (kJ/kg)

Aliran inkompresibel (aliran tak termampatkan) adalah aliran dimana perbedaaan massa jenis aliran dapat diabaikan. Persamaan Bernoulli untuk aliran yang tak termampatkan adalah sebagai berikut:

$$P_1 + \rho g h_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \rho g h_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$
 (6)

di mana:

v = Kecepatan fluida (m/s)

g = Percepatan gravitasi bumi (m/s²)



- ketinggian relative suatu referensi (m)

= tekanan fluida (N/m²)



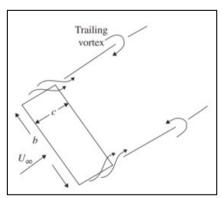
 ρ = densitas fluida (kg/m³)

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 ρ/ρ_0 , di mana ρ adalah densitas udara pada kecepatan nol (Houghton et al., 2013).

2.6 Olakan (vortex)

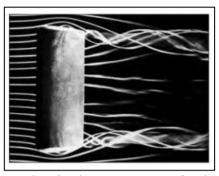
Katz mengemukakan bahwa Pada model sayap pesawat 3 dimensi, efek ujung sayap berpengaruh pada distribusi tekanan airfoil. Dapat diasumsikan, semakin pendek bentangan (*span*), maka distribusi tekanan akan berkurang, karena pada ujung sayap di bagian bawah, tekanan tinggi membuat aliran bergerak dari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



Gambar 7. Pengaruh *edge* menciptakan *trailing vortex* pada sebuah plat yang memiliki sudut serang (Katz, 2016)

ini selaras dengan Cengel dan Cimbala yang menambahkan bahwa Untuk sawat dan airfoil lain yang memiliki bentuk *finite*, efek pada ujung sayap penting untuk diperhitungkan karena perbedaan tekanan antara permukaan

Optimized using trial version www.balesio.com 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 menimbukan 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 *trailing edge* sayap dan bergabung dengan *tip vortex* untuk membentuk dua *trailing vortex* besar diujung sayap. (Cengel & Cimbala, 2006)



Gambar 8. *Trailing vortex* pada sebuah sayap *rectangular* dengan *vortex* bermunculan pada ujung *trailing edge* (Cengel dan Cimbala, 2006)

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):

$$\frac{\partial v}{\partial t} = 0 \tag{7}$$

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).



nolds Number

nurut Reynold, ada tiga faktor yang mempengaruhi keadaan aliran yaitu n fluida μ (mu), rapat massa fluida ρ (rho) dan luas penampang dari benda.

Optimized using trial version www.balesio.com

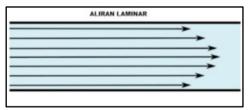
Reynold menunjukkan bahwa aliran dapat diklasifikasikan berdasarkan suatu angka tertentu. Angka tersebut diturunkan dengan membagi kecepatan aliran dengan nilai $\mu/\rho l$, yang disebut dengan Bilangan Reynold. Bilangan Reynolds didapatkan dari persamaan (2.8) (Tris Sugiarto, 2010):

$$Re = \frac{V}{\frac{\mu}{\rho l}} = \frac{\rho l}{\mu} = \frac{Vl}{\vartheta} \tag{8}$$

dengan ϑ (nu) adalah kekentalan kinematik. Dengan bertambahnya bilangan Reynolds baik karena bertambahnya kecepatan atau berkurangnya kekentalan suatu fluida, akan menyebabkan kondisi aliran laminer menjadi tidak stabil. Sampai suatu bilangan reynolds di atas nilai tertentu aliran berubah dari laminer menjadi turbulen.

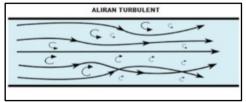
2.9 Aliran Laminar, Transisi, dan Turbulen

Aliran viskos, terbagi menjadi tiga tipe yaitu aliran laminar, transisi, dan turbulen. Aliran laminar terjadi apabila partikel-partikel zat cair bergerak teratur dengan membentuk garis lintasan kontiniu dan tidak saling berpotongan. Aliran laminar terjadi apabila kecepatan aliran rendah, ukuran saluran sangat kecil dan zat cair mempunyai kekentalan besar. (Rahmayanti, 2011)



Gambar 9 Aliran Laminar

Aliran transisi merupakan aliran peralihan dari aliran laminar menjadi aliran tubulen. sedangkan aliran turbulen terjadi apabila pergerakan dari partikel- partikel fluida sangat tidak menentu karena mengalami percampuran serta putaran partikel antar lapisan, yang mengakibatkan saling tukar momentum dari satu bagian fluida kebagian fluida yang lain dalam skala yang besar.



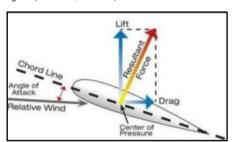
Gambar 10 Aliran Turbulen



Pengaruh kekentalan pada suatu aliran sangatlah besar, kekentalan dapat meredam gangguan yang dapat menyebabkan suatu aliran menjadi turbulen. Jika kekentalan berkurang dan kecepatan bertambah maka daya redam terhadap gangguan kan berkurang, sampai pada suatu batas tertentu akan menyebabkan suatu aliran berubah dari laminar menjadi turbulen. Apabila aliran turbulen maka zat cair atau gas tidak teratur, aliran ini dapat terjadi jika kecepatan aliran tinggi dan kekentalan zat cair atau gas kecil (Triatmodjo, 2013)

2.10 Sudut Serang (Angle of Attack)

Sudut serang merupakan sudut yang dibentuk oleh tali busur dengan arah aliran udara yang melewatinya ($relative\ wind$). Biasanya sudut serang ditandai dengan simbol α (alpha). Untuk suatu airfoil yang simetris, apabila sudut serang nol maka besar lift yang dihasilkan akan nol pula, berbeda dengan airfoil yang tidak simetris meskipun pada saat sudut serang nol gaya angkat telah timbul. Gaya angkat tidak akan timbul pada airfoil yang tidak simetris apabila airfoil membentuk sudut negative terhadap aliran udara. Sudut serang dimana sudutnya sebesar nol biasa disebut dengan $zero\ angle\ lift$. (Lubis, 2012)



Gambar 11 Posisi sudut serang (angle of attack) (Faris et al., 2020)

Sudut serang sendiri terbagi menjadi dua yaitu sudut serang mutlak dan sudut serang kritis. Sudut serang mutlak diukur dari keadaan *zero angle lift*. Sedangkan sudut serang kritis merupakan sudut serang yang dimana gaya angkat yang dihasilkan mendekati maksimum (Faris et al., 2020)

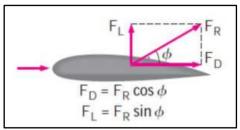
2.11 Gaya Angkat dan Gaya Hambat Pada Sayap Pesawat



a umumnya pesawat terbang dirancang untuk menghasilkan gaya hambat ecil mungkin. Gaya hambat ini dapat berupa gaya yang dihasilkan karena liran udara. Apabila suatu benda diletakkan pada suatu aliran fluida atau



benda tersebut bergerak melewati aliran fluida maka akan menghasilkan gaya. Jika aliran fluida tersebut merupakan aliran udara maka gaya tersebut disebut dengan gaya aerodinamika. Gaya aerodinamika yang tegak lurus dengan aliran udara disebut juga dengan gaya angkat / *lift force*, sedangkan gaya aerodinamika yang searah dengan aliran udara disebut dengan gaya hambat / *drag force*. (Hidayat et al., 2018)



Gambar 12 Gaya angkat dan gaya hambat pada sayap pesawat (Cengel, 2006)

Geometri dari suatu *airfoil* sangat mempengaruhi besarnya gaya angkat dan juga gaya hambat dari sebuah pesawat terbang. Yang diharapkan dari suatu *airfoil* adalah gaya angkat yang tinggi dengan gaya hambat yang sekecil mungkin. Performa dari suatu *airfoil* biasa disebut dengan rasio antara gaya angkat dengan gaya hambat (L/D) atau disebut juga dengan efisiensi aerodinamka. Nilai L/D untuk suatu *airfoil* dapat melebihi 100, dimana perbandingan ini adalah perbandingan L/D yang besar. Namun, untuk suatu sayap yang konfigurasi pesawatnya lengkap, nilai maksimum dari L/D lebih kecil, biasanya berkisar antara 10 sampai 20 (Anderson, 1999)

Berikut merupakan persamaan untuk koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada sayap pesawat:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times A} \tag{9}$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times A} \tag{10}$$

di mana:

 C_L = koefisien gaya angkat

 C_D = koefisien gaya hambat

= massa jenis udara (kg/m³)

= Kecepatan freestream (m/s)

= luas area *planform* sayap (m^2)





 F_L = Gaya angkat (N)

 F_D = Gaya hambat (N)

2.12 CFD

Perkembangan teknologi komputer membawa cara berpikir baru mengenai system fisis. Untuk kepentingan komputasi, akan dibagi menjadi tiga bagian computer yaitu analisis numerik, manipulasi simbol, visualisasi, simulasi dan pengumpulan serta analisis data. Analisis numerik mengacu pada solusi yang tepat pada permasalahan matematika fasilitas visual bagi solusi metode numerik.

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

