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

i

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 Dr. Ir. Rustan Tarakka, S.T., M.T. NIP 197508272005011002 NIP 195912201986011001 etua Program Studi

alaluddin..ST.,MT 0825200003 1 001



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



Optimized using trial version www.balesio.com Yang menyatakan METERM TEMPER BDAKX63834219

Andrian Saputra Tanyawan

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 vaitu 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



LEME	BAR PENGESAHAN SKRIPSI	i
PERN	YATAAN KEASLIAN	ii
ABST	RAK	iii
ABST	RACT	iv
DAFT	AR ISI	v
DAFT	AR TABEL	. vii
DAFT	AR GAMBAR	ix
DAFT	AR SINGKAT ARTI DAN SIMBOL	.xiv
DAFT	AR LAMPIRAN	xv
KATA	A PENGANTAR	.xvi
BAB	PENDAHULUAN	1
1.1	Latar Belakang	1
1.2	Rumusan Masalah	3
1.3	Tujuan Penelitian	3
1.4	Batasan Masalah	3
1.5	Manfaat Penelitian	4
BAB	II TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1	Konsep Dasar Aerodinamika Pesawat	5
2.2	Airfoil NACA 23012	5
2.3	Flap	7
2.4	Karakteristik Aliran Luar	8
2.5	Sifat Aliran	9
2.5.1	Kerapatan (<i>density</i>)	9
2.5.2	Berat Jenis	10
2.5.3	Kekentalan	10
2.5.4	Compressibility	
2.6	Olakan (vortex)	12
2.7	Aliran Steady dan Aliran Unsteady	13
2.8	Reynolds Number	13
2.9	Aliran Laminar Transisi dan Turbulen	14
$\frac{2.9}{2.10}$	Sudut Serang (Angle of Attack)	15
2.10	Gava Angkat dan Gava Hambat Pada Savan Pesawat	15
2.11	CFD	17
BAR	ΟΙ ΜΕΤΟΠΟΙ ΟGI PENEL ΙΤΙΔΝ	18
3 1	Waktu dan Tempat Penelitian	18
3.1	Obiek Penelitian	18
33	Pendekatan Komputasi	19
3.4	Pendekatan Eksnerimental	20
341	Alat Penelitian	20
3.4.1	Variabel penelitian	20
3/3	Prosedur penelitian	
3.4.5	Diagram Alir Denelition	
BAR	V HASIL DAN DEMBAHASAN	25
	Hasil	24
4.1.	Karaktaristik Aliran	
4.1.1	Kaafisian Drag dangan Dandakatan Komputasi	24 71
+. L. Z	Koafisian Drag dangan Dandakatan Ekonorimental	
PDF	Validasi hasil simulasi koefision drag	90
52	v anuasi nashi siniulasi kuchsicil <i>ulug</i>	100
	IIIValladall. Koraltaristik Aliran	120
201	Katakutisuk Alliali	120
	Koensien Drag uengan pendekatan Komputasi	128

DAFTAR ISI

Koefisien Drag dengan Pendekatan Eksperimental		
Validasi Simulasi Koefisien Drag		
V PENUTUP		
Kesimpulan		
Saran		
DAFTAR PUSTAKA1		
	Koefisien <i>Drag</i> dengan Pendekatan Eksperimental Validasi Simulasi Koefisien <i>Drag</i> V PENUTUP Kesimpulan Saran YAR PUSTAKA	



DAFTAR TABEL

Tabel 1	Kondisi batas model sayap pesawat 19
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 <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui melalui
	pendekatan komputasi
Tabel 7	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui melalui
	pendekatan komputasi
Tabel 8	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 0$ • pada U ₀ = 22 m/s melalui melalui
	pendekatan komputasi
Tabel 9	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 0$ • pada U ₀ = 22 m/s melalui melalui
	pendekatan komputasi
Tabel 10	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui melalui
	pendekatan komputasi
Tabel 11	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui melalui
	pendekatan komputasi
Tabel 12	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 22 m/s melalui
	melalui pendekatan komputasi
Tabel 13	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 22 m/s melalui
	melalui pendekatan komputasi
Tabel 14	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = -10$ • pada U ₀ = 6 m/s melalui
	pendekatan eksperimental
Tabel 15	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui
	pendekatan eksperimental
Tabel 16	Koefisien <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pada U ₀ = 22 m/s melalui
	pendekatan eksperimental
Tabel 17	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pada U ₀ = 22 m/s melalui
	pendekatan eksperimental
Tabel 18	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui
	pendekatan eksperimental
Tabel 19	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui
	pendekatan eksperimental
Tabel 20	Koefisien drag dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U ₀ = 22 m/s melalui
10001 20	pendekatan eksperimental
Tabel 21	Koefisjen drag dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ nada U ₀ = 22 m/s melalui
14001 21	pendekatan eksperimental
Tabel 22	Koefisjen <i>drag</i> dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui
PDF	pendekatan eksperimental
	Koefisjen drag dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 6 m/s melalui
AX	pendekatan eksperimental. 10° putu 0° = 0 m/s metalut 102
a di	r



Tabel 24 Koefisien drag dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 22 m/s melalui
pendekatan eksperimental 103
Tabel 25 Koefisien drag dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada U ₀ = 22 m/s melalui
pendekatan eksperimental
Tabel 26 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = -100$
10°)
Tabel 27 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang $flap$ kendali ($\delta_k = 0^\circ$)
Tabel 28 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = 100$
15)
Tabel 29 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = 100$
30)
Tabel 30 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = 110$
45)
1 abel 31 Hasil validasi koefisien miai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = -10^{\circ}$)
10)
Tabel 52 Hash validasi koensien intal <i>arag</i> pada sudut serang <i>jiap</i> kendan ($o_k = 0$)
Tabel 33 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ nada sudut serang flan kendali (δ_{1} –
Table 55 Thash valuasi koefisien intar <i>urug</i> pada sudut serang <i>jiup</i> kendari ($0_{\rm K} = 15^{\circ}$)
Tabel 34 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ nada sudut serang flan kendali ($\delta_{\rm h} =$
$\frac{114}{30^{\circ}}$
Tabel 35 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ nada sudut serang flan kendali ($\delta_{\rm k}$ =
$\frac{45^{\circ}}{115}$
Tabel 36 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = -$
10°)
Tabel 37 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali (Fk= 0°)
Tabel 38 Hasil validasi koefisien nilai <i>drag</i> pada sudut serang <i>flap</i> kendali (δ_k =
15°)
Tabel 39 Hasil validasi koefisien nilai drag pada sudut serang flap kendali (Fk=
30°)
Tabel 40 Hasil validasi koefisien nilai $drag$ pada sudut serang flap kendali (δ_k =
45°)



DAFTAR GAMBAR

Gambar 1 Resultan Gaya Yang Bekerja Pada Pesawat Terbang (Muhammad Mulyadi,
Gambar 2 Bagian – Bagian <i>airfoil</i> (Awal Sanutra et al. 2016)
Gambar 2 Bagian Bagian <i>unfon</i> (Nwai Saputa et al., 2010)
Gambar J. Airfoil dengan Konfigurasi Elan Eksternal (Wenzinger, 1937)
Gambar 5. Separasi Aliran dan Koefisian Lift (Anderson 2012)
Gambar 6. Saparasi Aliran nada babarana sudut sarang Airfail dan Koafisian Moman
(Anderson, 2012)
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)
Gambar 9 Aliran Laminar
Gambar 10 Aliran Turbulen
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 <i>airfoil</i> dengan <i>flap</i>
Gambar 14 Subsonic Wind Tunnel
Gambar 15 Termometer
Gambar 16 Barometer
Gambar 17 Diagram alir penelitian
Gambar 18 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = -10^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s \ \dots 25$
Gambar 19 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = -10^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s \dots 26$
Gambar 20 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) 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 (a) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = 0^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s28$
Gambar 22 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = 15^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s29$
Gambar 23 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) 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 (a) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = 30^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s31$
Gambar 25 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = 30^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s32$
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 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) pada
$\delta_u = -10^\circ, \ \delta_k = 45^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s34$
B Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pada
$\delta_{\rm u} = 0^{\circ}, \delta_{\rm k} = -10^{\circ} \text{dan} {\rm U}_0 = 6 \text{m/s35}$
\therefore
$\delta u = 0^{\circ}, \delta k = -10^{\circ} dan U_0 = 22 m/s $

	Gambar 30 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) p	oada
	$\delta_u = 0^\circ, \ \delta_k = 0^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s$	37
	Gambar 31 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) p	oada
	$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = 0^\circ \text{ dan } U_0 = 22 \text{ m/s} \dots$	38
	Gambar 32 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) p	oada
	$\delta_u = 0^\circ, \delta_k = 15^\circ \text{ dan } U_0 = 6 \text{ m/s} \dots$	39
	Gambar 33 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (a) p	oada
	$\delta_{\rm u} = 0^{\circ}, \delta_{\rm k} = 15^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 22 {\rm m/s}.$	40
	Gambar 34 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (a) p	oada
	$\delta_{\rm u} = 0^{\circ}, \delta_{\rm k} = 30^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 6 {\rm m/s} $	41
	Gambar 35 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) p	oada
	$\delta_{\rm u} = 0^{\circ}, \delta_{\rm k} = 30^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 22 {\rm m/s}.$	42
	Gambar 36 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) p	oada
	$\delta_{\rm n} = 0^{\circ}, \ \delta_{\rm k} = -10^{\circ} \ {\rm dan} \ {\rm U}_{\rm 0} = 6 \ {\rm m/s}$	43
	Gambar 37 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) p	bada
	$\delta_{\rm u} = 0^{\circ}, \ \delta_{\rm k} = -10^{\circ} \ \text{dan} \ U_0 = 22 \ \text{m/s}.$	44
	Gambar 38 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) p	oada
	$\delta_{\rm u} = 15^{\circ}, \ \delta_{\rm k} = -10^{\circ} \ \text{dan} \ U_0 = 6 \ \text{m/s}$	45
	Gambar 39 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) p	oada
	$\delta_{\rm u} = 15^{\circ}, \ \delta_{\rm k} = -10^{\circ} \ \text{dan } U_0 = 22 \ \text{m/s}.$	
	Gambar 40 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) p	oada
	$\delta_{\rm u} = 15^{\circ}, \ \delta_{\rm k} = 0^{\circ} \ dan \ U_0 = 6 \ m/s$	
	Gambar 41 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) n	nada
	$\delta_{\rm u} = 15^{\circ}$, $\delta_{\rm k} = 0^{\circ}$ dan U ₀ = 22 m/s	
	Gambar 42 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) n	nada
	$\delta_{\rm u} = 15^{\circ}$, $\delta_{\rm t} = 15^{\circ}$ dan U ₀ = 6 m/s	49
	Gambar 43 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) n	nada
	$\delta_{\rm m} = 15^{\circ}$, $\delta_{\rm tr} = 15^{\circ}$ dan U ₀ = 22 m/s	50
	Gambar 44 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) n	nada
	$\delta_{\rm u} = 15^{\circ} \delta_{\rm u} = 30^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 6 {\rm m/s}$	51
	Gambar 45 Pathline kecenatan pada model uji dengan yariasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) n	nada.
	$\delta_{\rm m} = 15^{\circ} \delta_{\rm m} = 30^{\circ} dan U_0 = 22 \text{ m/s}$	52
	Gambar 46 Pathline kecenatan pada model uji dengan yariasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) n	nada
	$\delta_{\rm m} = 15^\circ \delta_{\rm m} = 45^\circ {\rm dan \ U_0} = 6 {\rm m/s}$	53
	Gambar 47 Pathline kecenatan pada model uji dengan yariasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) n	
	Sumbul 477 tumine Receptual pada model aji dengan variasi sudut serang unjou (a) p $\delta_{\rm u} = 15^{\circ} \delta_{\rm u} = 45^{\circ} dan U_0 = 22 \text{ m/s}$	54
	Gambar 48 Pathline kecenatan pada model uji dengan yariasi sudut serang <i>airfoil</i> (a) n	nada
	Sumbal 407 tunnine Receptual pada model aji dengan variasi sudat serang unjou (a) p $\delta_n = 30^\circ \delta_{\rm tr} = -10^\circ \text{dan } U_0 = 6 \text{ m/s}$	55,
	Gambar 49 Pathline kecenatan pada model uji dengan yariasi sudut serang <i>airfoil</i> (a) n	nada
	Sumbul 4.7 <i>Human</i> Receptual pada model aji dengan variasi sudut serang <i>unjou</i> (a) p $\delta = 30^{\circ} \delta_{\rm t} = -10^{\circ} dan U_0 = 22 \text{ m/s}$	56
	Gambar 50 Pathline kecenatan pada model uji dengan yariasi sudut serang <i>airfoil</i> (a) n	
7	Sumbar 507 turnine Reception padd model aff dengan variasi suddt serang urffor (a) p $\delta_{\rm u} = 30^{\circ} \delta_{\rm u} = 0^{\circ} dan U_0 = 6 {\rm m/s}$	57
ĺ	PDF 1 Pathline kecenatan pada model uji dengan yariasi sudut serang <i>airfoil</i> (a) \mathbf{p}	nada
ľ	$\sum_{k=0}^{\infty} \delta_{k} = 0^{\circ} dan U_{0} = 22 m/s$	58
1	2 Pathling kecenatan nada model uji dengan variasi sudut serang girfail (g) n	 ada
10	$\delta = 30^{\circ} \delta_{\rm t} = 15^{\circ} dan U_{\rm t} = 6 m/s$,aua 50
	$ O_{\rm U} = 50$, $O_{\rm K} = 15$ uall $O_{\rm U} = 0$ III/S	

Gambar 53 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) pad	a
$\delta_u = 30^\circ, \delta_k = 15^\circ \text{ dan } U_0 = 22 \text{ m/s} \dots 60^\circ$	0
Gambar 54 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) pad	a
$\delta_u=30^\circ,\delta_k=30^\circ\;dan\;U_0=6\;m/s\ldots\ldots6$	1
Gambar 55 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) pad	a
$\delta_u = 30^\circ, \delta_k = 30^\circ \text{ dan } U_0 = 22 \text{ m/s} \dots 62$	2
Gambar 56 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) pad	a
$\delta_u = 30^\circ, \delta_k = 45^\circ \text{ dan } U_0 = 6 \text{ m/s} \dots 66$	3
Gambar 57 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (a) pad	a
$\delta_u = 30^\circ, \ \delta_k = 45^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s \dots 64$	4
Gambar 58 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pad	a
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = -10^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s64$	5
Gambar 59 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pad	a
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = -10^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s60$	6
Gambar 60 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pad	a
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = 0^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s$	7
Gambar 61 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pad	a
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = 0^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s$	8
Gambar 62 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pad	a
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = 15^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s \dots 6^\circ$	9
Gambar 63 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pad	a
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = 15^\circ \ dan \ U_0 = 22 \ m/s \dots 70$	0
Gambar 64 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pad	a
$\delta_u = 45^\circ, \ \delta_k = 30^\circ \ dan \ U_0 = 6 \ m/s \dots 7$	1
Gambar 65 Pathline kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang airfoil (α) pad	a
$\delta_{\rm u} = 45^{\circ}, \delta_{\rm k} = 30^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 22 {\rm m/s} \dots 72$	2
Gambar 66 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pad	a
$\delta_{\rm u} = 45^{\circ}, \delta_{\rm k} = 45^{\circ} {\rm dan} {\rm U}_0 = 6 {\rm m/s} $	3
Gambar 67 <i>Pathline</i> kecepatan pada model uji dengan variasi sudut serang <i>airfoil</i> (α) pad	a
$\delta_{\rm u} = 45^{\circ}, \ \delta_{\rm k} = 45^{\circ} \ {\rm dan} \ {\rm U}_0 = 22 \ {\rm m/s} \dots 74^{\circ}$	4
Gambar 68 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pad	a
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan komputasi	5
Gambar 69 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_{\mu}$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pad	a
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan komputasi	6
Gambar 70 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_n dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pad	a
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi	8
Gambar 71 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_{\alpha}$ terhadan δ_{α} dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ nad	a
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi	9
Gambar 72 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_{\rm L}$ terhadan $\delta_{\rm L}$ dengan variasi $g = 0$ • pada U	Í.
- 6 m/s melalui pendekatan komputasi	0
Gambar 73 Hubungan nilai koefisien $drag \delta$ terbadan δ_1 dengan variasi $g = 0$, pada U	Io
= 6 m/s melalui pendekatan komputasi	2 2
PDF 4 Hubungan nilai koefisien $drag \delta$, terhadan δ dengan variasi $g = 0$ a pada. U	ے ام
= 22 m/s malalui pandekatan komputasi	2 2
= 22 m/s inclusive period characteristic period characteristic and a set of the set	ן בו
= 22 m/a molelui per deleter homeuteei	0
= 22 m/s metalul pendekatan komputasi	+



Gambar 76 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan komputasi
Gambar 77 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada $U_0 = 6 m/s$ melalui pendekatan komputasi
$C_0 = 0$ m/s inclaid pendekatan komputasi
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi
Gambar 79 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_{\mu}$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada
$U_0 = 22 \text{ m/s}$ melalui pendekatan komputasi
Gambar 80 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = -10 \circ pada$
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 81 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = -10 \circ pada$
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 82 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pada
$U_0 = 22$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 83 Hubungan nilai koefisien drag δ_u terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = -10 \circ$ pada
$U_0 = 22$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 84 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U_0
= 6 m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 85 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U ₀
= 6 m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 86 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U_0
= 22 m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 87 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_u$ terhadap δ_k dengan variasi $\alpha = 0 \circ$ pada U ₀
= 22 m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 88 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 89 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada
$U_0 = 6$ m/s melalui pendekatan eksperimental102
Gambar 90 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada
$U_0 = 22$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 91 Hubungan nilai koefisien $drag \delta_k$ terhadap δ_u dengan variasi $\alpha = 15 \circ$ pada
$U_0 = 22$ m/s melalui pendekatan eksperimental
Gambar 92 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = -10 \circ$),
sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = -10^\circ$)106
Gambar 93 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = -10 \circ$),
sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = 0^\circ$)107
Gambar 94 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = -10 \circ$),
sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = 15^\circ$)
PDF 5 Hubungan nilai koefisien drag flap kendali terhadap flap utama melalui
pendekatan komputasi dan eksperimental pada sudut serang ($\alpha = -10 \circ$),
sudut serang <i>flap</i> kendali ($\delta_k = 30^\circ$)

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



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 drag
Cl	Gaya lift
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
t/c	Thickness to chord rasio
ρ	Massa jenis
g	Gravitasi
Ϋ́	Berat jenis
τ	Tegangan geser
ν	Kecepatan

DAFTAR SINGKAT ARTI DAN SIMBOL



DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1	Karakteristik aliran	•••••	138
Lampiran 2	Tabel dan grafik hubungan koefisien drag terhadap	flap	secara
	ekperimental	••••••	178
Lampiran 3	Tabel dan grafik hubungan koefisiean drag terhadap	flap	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:

- 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.
- 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



Optimized using trial version www.balesio.com 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)



Optimized using trial version www.balesio.com 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 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



Optimized using trial version www.balesio.com 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*

2

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



Optimized using trial version www.balesio.com

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

- 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.
- 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).



Optimized using trial version www.balesio.com

NACA seri 5 digit Jika dibandingkan ketebalan (*thickness*) dan *chamber*, seri liki nilai maksimum 0.1 hingga 0.2 lebih tinggi dibanding seri empat digit.
 nomoran seri lima digit ini berbeda dengan seri empat digit. Pada seri ini, :ama 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 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



Optimized using trial version www.balesio.com 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

minimum dan koefisien *lift* dapat disesuaikan untuk menghemat bahan bakar. (Cengel & Cimbala, 2006)

Flap eksternal adalah salah satu model konfigurasi dimana flap berada di

c, =20.00" .054c. .054c. .054c. .03c. .10c, .24c, .24c, .22c,

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

2.4 Karakteristik Aliran Luar

trailing edge airfoil.

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



Optimized using trial version www.balesio.com 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*)



Optimized using trial version www.balesio.com 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/m³. 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)

 $\gamma = \rho g$

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



Optimized using trial version www.balesio.com s kinematik. Viskositas dinamik dilambangkan dengan huruf Yunani μ a didefinisikan menurut relasi tegangan geser dengan laju regangan geser ida Newtonian, viskositas dinamik adalah rasio dari tegangan geser laju regangan geser dirumuskan seperti rumus 2.3 (Munson et al., 2012):

(2)

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

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:

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



Optimized using trial version www.balesio.com = 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)



Optimized using trial version www.balesio.com ini selaras dengan Cengel dan Cimbala yang menambahkan bahwa Untuk sawat dan airfoil lain yang memiliki bentuk *finite*, efek pada ujung sayap benting untuk diperhitungkan karena perbedaan tekanan antara permukaan bawah yang bertekanan tinggi dan permukaan atas yang bertekanan rendah, sehingga mendorong fluida dari sisi bawah sayap ke sisi atas sayap dimana fluida terdorong ke belakang karena adanya kecepatan aliran pada fluida. Hal ini 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).



Optimized using trial version www.balesio.com

vnolds 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.

13

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

$$Re = \frac{V}{\frac{\mu}{\rho l}} = \frac{\rho l}{\mu} = \frac{V l}{\vartheta}$$
(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



Optimized using trial version www.balesio.com 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_D

 C_L = koefisien gaya angkat

- = koefisien gaya hambat
 - = massa jenis udara (kg/m³)
 - = Kecepatan *freestream* (m/s)
 - = luas area *planform* sayap (m^2)



n

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).

