

ANALISIS CFD PADA SAYAP MINI GLIDER DENGAN PENAMPANG LOW REYNOLD NUMBER AIRFOIL DAN FOLDED FLAT PLATE AIRFOIL

¹Dede Dahendi, ²Reo Yudhono, ³Arfie Armelia Erissonia

^{1,2} *Teknik Dirgantara, STTKD Yogyakarta*, ³ *Aeronautika, STTKD Yogyakarta*

Abstrak

Tujuan penelitian ini adalah untuk membuat pesawat tanpa awak dengan ukuran yang sangat kecil sebagai alat peraga di lokakarya teknik kedirgantaraan, karena ukurannya yang sangat kecil, pesawat tanpa awak jenis ini disingkat sebagai Micro Air Vehicle, MAV ini hanya dioperasikan pada bilangan reynold rendah. penelitian pengembangan MAV untuk ukuran yang lebih kecil terus dilakukan seperti Micro Glider. Pada penelitian ini, penulis menggunakan metode Computational Fluid Dynamic serta software yang digunakan ANSYS Fluent dan membandingkan data DATCOM yang telah ada, Penulis mensimulasikan 4 tipe airfoil tersebut kedalam suatu objek sayap. Hasil dari penelitian ini dapat diketahui bahwa berdasarkan nilai diff simpangan rata-rata yang telah didapat pada suatu populasi untuk menentukan error dari perbandingan nilai koefisien lift airfoil reference dan FFP nya dengan membandingkan kedua metode yaitu pada geometri airfoil reference IISHI bernilai 6,22 % sedangkan FFPnya bernilai 11,25 % dan pada geometri airfoil reference SD 7037 bernilai 3,71 % sedangkan FFPnya bernilai 2,11 %. Kemudian untuk perbandingan nilai ratio lift to drag maximum, diperoleh yaitu Pada geometri airfoil reference (SD 7037) memiliki nilai $(CL/CD)_{(max)} = 9,96$ sedangkan pada geometri airfoil reference (IISHI) memiliki nilai $(CL/CD)_{(max)} = 8,81$. Pada geometri Folded Flat Plate airfoil (SD 7037) memiliki nilai $(CL/CD)_{(max)} = 7,61$ sedangkan pada geometri Folded Flat Plate airfoil (IISHI) memiliki nilai $(CL/CD)_{(max)} = 7,37$. Kemudian untuk visualisasi aliran fluida dapat diperoleh yaitu hasil visualisasi aliran fluida pada beberapa bagian sudut pandang/ plane dari geometri sayap saat AoA tinggi yaitu plane root sampai plane half wing, Pertama bahwa secara umum pada geometri IISHI (airfoil reference) lebih mudah terjadi aliran turbulensi lebih awal, sedangkan pada geometri SD 7037 (airfoil reference) tidak mudah terjadi aliran turbulensi lebih awal. Kedua bahwa secara umum pola aliran fluida yang terlihat pada geometri FFP airfoil (FFP IISHI) memiliki pola aliran turbulensi yang paling dominan (sangat banyak/besar) sedangkan pada geometri FFP airfoil (FFP SD 7037) memiliki pola aliran turbulensi yang sangat sedikit/kecil..

Kata kunci: Computational Fluid Dynamic, Low Reynold Number Airfoil, Fold Flat Plate Airfoil.

Abstract

The purpose of this research is to make a very small unmanned aircraft as a teaching aid in aerospace engineering workshops, because of its very small size, this type of unmanned aircraft is abbreviated as Micro Air Vehicle, this MAV is only operated at low Reynolds numbers. MAV development research for smaller sizes continues to be carried out such as the Micro Glider. In this study, the author uses the Computational Fluid Dynamic method and the software used ANSYS Fluent and compares the existing DATCOM data, the author simulates the 4 types of airfoils into a wing object. The results of this study can be seen that based on the average deviation diff value that has been obtained in a population to determine the error from the comparison of the reference airfoil lift coefficient and its FFP by comparing the two methods, namely the IISHI airfoil reference geometry is 6.22% while the FFP is 11.25% and the SD 7037 airfoil reference geometry is 3.71% while the FFP is 2.11%. Then for the comparison of the maximum lift to drag ratio values, it is obtained that the airfoil reference geometry (SD 7037) has a value of = 9.96 while the airfoil reference geometry (IISHI) has a value of = 8.81. In the Folded Flat Plate airfoil geometry (SD 7037) it has a value of = 7.61 while the Folded Flat Plate airfoil (IISHI) has a value of = 7.37. Then for the visualization of fluid flow can be obtained, namely the results of visualization of fluid flow in several parts of the angle of view / plane of the wing geometry when the AoA is high, namely the root plane to the half wing plane. early, while the geometry of SD 7037 (airfoil reference) is not easy to occur early turbulence flow. Second, that in general the fluid flow pattern seen in the FFP airfoil geometry (FFP IISHI) has the most dominant turbulence flow pattern (very much/large) while the FFP airfoil geometry (FFP SD 7037) has very little/small turbulence flow pattern..

Keywords: Computational Fluid Dynamic, Low Reynold Number Airfoil, Fold Flat Plate Airfoil.

¹Email Address: 170102036@students.sttkd.ac.id

Received 1 Desember 2023, Available Online 30 Desember 2023

Pendahuluan

Pesawat tanpa awak adalah pesawat udara yang mampu menggantikan fungsi indera manusia saat melakukan tugas pengamatan di tempat-tempat yang sulit dijangkau atau karena alasan lain (Defence,2003). Tujuan program ini adalah untuk membuat pesawat tanpa awak dengan ukuran yang sangat kecil untuk alat peraga di lokakarya teknik kedirgantaraan, karena ukurannya yang sangat kecil, pesawat tanpa awak jenis ini disingkat sebagai *Micro Air Vehicle* (MAV), MAV ini hanya dioperasikan pada bilangan reynold rendah. penelitian pengembangan MAV untuk ukuran yang lebih kecil terus dilakukan seperti *Micro Glider*. Ukurannya yang kecil juga memerlukan teknik fabrikasi atau desain sendiri. Penulis memiliki konsep untuk menggunakan profil *airfoil* dengan penampang plat datar lengkung, atau profil *airfoil* dengan penampang plat datar terlipat (*Folded Flat Plate airfoil*) pada sayap. Untuk menemukan pengaturan yang paling cocok pada profil FFP, maka penulis mengambil bentuk dari dua jenis/tipe profil *airfoil* bilangan Reynolds rendah dengan kode IISHI dan SD 7037 sebagai referensi dalam pembuatan profil FFP, sehingga total geometri *airfoil* yang digunakan terdiri 4 tipe *airfoil* yang berbeda. Dalam proses desain hal yang dipertimbangkan untuk pemilihan tipe *airfoil* yaitu karakteristik aerodinamikanya yang efisien dan dinamis saat fluida udara melewati permukaan *airfoil* tersebut serta performa meluncur yang baik dari suatu *micro glider*.

Pada zaman sekarang pembuatan serta analisis dari suatu *airfoil* dapat dilakukan dengan cara simulasi, dengan cara ini pembuatan serta pengujian dapat dilakukan dengan cepat dan murah serta hasil yang didapatkan dari simulasi lebih baik dan akurat dibandingkan hasil eksperimen.

Pada penelitian ini, penulis menggunakan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) serta *software* yang digunakan ANSYS Fluent, Penulis mensimulasikan 4 (empat) tipe *airfoil* tersebut kedalam suatu objek *wing* 3D kemudian *meshing*, *setup* parameter dan *merunning* hingga konvergen, guna menganalisis perbandingan performa atau karakteristik aerodinamika terhadap variasi sudut serang (*angle of attack*) dari ke 4 (empat) tipe *airfoil* tersebut berdasarkan parameter koefisien *lift*, koefisien *drag*, *ratio lift to drag maximum*, *ratio lift to drag minimum*, visualisasi aliran fluida dan membandingkan data DATCOM.

Tinjauan Pustaka dan Pengembangan Hipotesis

(Erissonia et al., 2020) melakukan penelitian dengan judul “Analisis Aerodinamis Airfoil Plat Datar diteuk yang dibangun dari Airfoil bernomor Reynold Rendah”. Penelitian ini melakukan analisis aerodinamis terhadap delapan *airfoil* pelat datar tekuk yang dibuat dari delapan *airfoil* referensi Reynolds rendah. dianalisis menggunakan Digital DATCOM dengan kecepatan terbang 5,5 m/s. Dari hasilnya, Sayap pelat datar tekuk memiliki kemiringan kurva angkat yang lebih rendah dibandingkan sayap dengan *airfoil* acuannya pada selisih 7,60-21,08%. Sebaliknya rasio lift-to-drag maksimum sayap pelat datar tekuk lebih tinggi pada kisaran 3,8-10,2% dibandingkan sayap dengan *airfoil* acuannya.

(Fatahian et al., 2020) melakukan penelitian dengan judul “Studi aerodinamis aliran udara di atas roket sirip melengkung”. Penelitian ini melakukan analisis karakteristik aerodinamis dari sirip melengkung roket. Penelitian dilakukan dengan menggunakan metode semi empiris dan simulasi numerik. Metode semi-empiris diimplementasikan dengan USAF DATCOM sebagai referensi. ANSYS *Fluent* digunakan untuk simulasi numerik. Karakteristik aerodinamis dapat berupa diprediksi melalui metode ini. Pola aliran udara di sekitar kurva sirip roket adalah akibatnya dipelajari melalui penggunaan CFD. Melalui simulasi numerik, ini dapat dianggap lebih mudah dan solusi yang lebih murah daripada pengujian terowongan angin. Seperti disebutkan sebelumnya, CFD adalah pengganti terbaik untuk terowongan angin yang mahal dan memakan waktu. CFD juga dapat memprediksi aerodinamis karakteristik yang meliputi koefisien *lift* dan *drag*. Dalam penelitian ini terowongan angin, USAF DATCOM dan hasil CFD, semuanya menunjukkan tren yang serupa.

(Hidayat, 2016) melakukan penelitian dengan judul “Analisa Aerodinamika *Airfoil* NACA 0021 dengan ANSYS *fluent*”. Penelitian ini melakukan analisis performa aerodinamika suatu penampang *airfoil* untuk menentukan gaya angkat maksimum yang terjadi serta gaya-gaya yang bekerja pada penampang *airfoil* seperti gaya *drag* dan gaya *lift*.

(Shetty et al., 2013) melakukan penelitian dengan judul “Simulasi CFD Arus/ Aliran yang Melewati MAV Sayap”. Penelitian ini melakukan analisis Simulasi aliran turbulen melewati sayap tipis rasio aspek rendah (AR) yang digunakan untuk Konfigurasi MAV (*Micro Air Vehicle*) untuk menganalisis karakteristik aerodinamisnya. Simulasi ini telah dilakukan menggunakan kode solusi aliran internal untuk menyelesaikan persamaan *Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes* (URANS) digabungkan ke yang berbeda model turbulensi. Model k- ϵ standar telah digunakan untuk memprediksi aliran turbulen melewati sayap. Pengaruh tiga model turbulensi yang berbeda (standar k- ϵ , SA dan SST) dalam memprediksi koefisien aerodinamis..

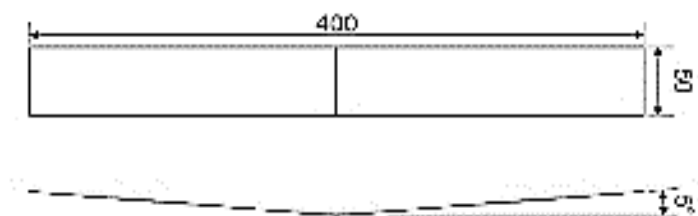
Metode Penelitian

Rancangan penelitian ini dilakukan dengan cara pengumpulan data serta mempelajari teori yang dibutuhkan untuk menentukan berbagai macam parameter penelitian. kegiatan penelitian dilakukan dengan cara diskusi oleh pembimbing untuk menentukan gambaran teknis proses penelitian, sehingga didapatkan suatu tujuan berdasarkan cara diskusi oleh pembimbing yaitu data yang digunakan untuk penelitian ini berupa data *kuantitatif*.

Penelitian ini menggunakan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) untuk mendapatkan hasil analisis dari ke 4 (empat) tipe *airfoil* tersebut. Dalam proses penelitian menggunakan metode CFD, Penulis mensimulasikan suatu objek wing 3D dengan empat tipe *airfoil* tersebut, guna menganalisis *performa aerodinamikanya* berdasarkan parameter C_L , C_D , $\frac{C_L}{C_D}$, $(\frac{C_L}{C_D})_{max}$, $(\frac{C_L}{C_D})_{min}$. dan membandingkan analisis data DATCOM pada penelitian terdahulu (Erissonia et al., 2020) serta visualisasi aliran fluida.

Alat yang diperlukan pada penelitian ini yaitu laptop dengan spesifikasi yaitu (*Acer Aspire E 14, Intel Core i7 gen 4, NVIDIA GeForce 920 M, RAM 8 GB, Storage Capacity 1 TB, System type 64 bit operating system*). kemudian bahan yang diperlukan dalam penelitian ini yaitu Aplikasi *software* (perangkat lunak) *Solidwork* 2018 Premium untuk membuat desain 3D *wing*, *software ANSYS Fluent* 2021 R2 dan *microsoft excel* 2016.

Berikut dimensi geometri sayap ;



Gambar 1. Wing geometri dimension

Pada **Gambar 1** merupakan rancangan geometri sayap bertipe *straight wing* yang akan digunakan sebagai bahan penelitian ini, satuan pengukuran untuk dimensi sayap tersebut adalah *milimeter*, dengan panjang bentang sayap (*wing span*) yaitu dari *wing tip* (ujung) sampai ke *wing tip* (ujung) 400 mm, panjang setengah bentang sayap yaitu dari *wing root* (tengah) sampai ke *wing tip* (ujung) 200 mm, luas *area* sayap keseluruhan 20000 mm^2 , panjang garis *chord tip* maupun *chord root* 50 *milimeter* dan sudut *dihedral* sayap 5°.

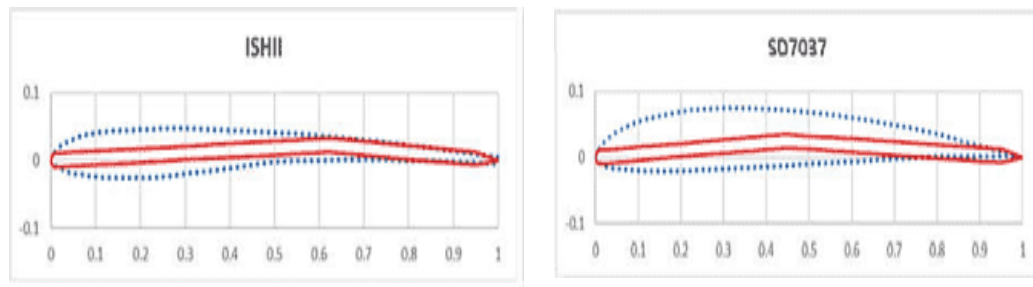
Berikut desain *Airfoil* FFP;

Tabel 1. koordinat posisi *max chamber* dan *max chamber airfoil low Reynold number*

No	Airfoil Code	Airfoil Name	Posisi Max Camber	Max Camber
			% chord	% chord
1	ISHII	Ishii Airfoil	62	2.3
2	SD7037	Selig/Donovan 7037	44.7	2.5

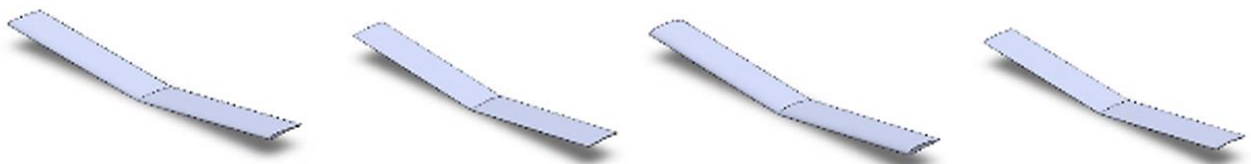
Pada **Tabel 1** menjelaskan posisi *max chamber* dan *max chamber* dari pada *low Reynold number airfoil* dinyatakan dalam bentuk persentase *chord*. *Chord* (*c*) adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*. maksimum *chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*. Maksimum *Chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Pada penelitian ini dipilih dua 2 (dua) tipe *low Reynold number airfoil* dengan berbagai ketebalan dan posisi *max chamber* sebagai acuan pembuatan *airfoil* FFP.

Berikut plot koordinat desain *Airfoil FFP* dan *Low Re airfoil* pada data yang telah ada;



Gambar 2. plot koordinat *airfoil*

Pada **Gambar 2.** merupakan plot koordinat kartesius yang membentuk rangkaian pola garis-garis dan titik-titik permukaan serta penampang *airfoil* (*airfoil surface*) pada *low Re Airfoil* (*airfoil reference*) dan FFP *Airfoil* berdasarkan data desain *koordinat geometri* masing- masing jenis *airfoil*. *airfoil* bernomor Reynold rendah (garis putus-putus biru) dan 2 (dua) *airfoil* plat datar yang ditekuk FFP (garis merah *solid*) yang dibuat darinya dengan menggunakan *software excel*. Berikut desain geometri *wing* (3D) ;



(a). Geometri IISHI Airfoil (b). Geometri IISHI FFP (c) Geometri SD 7037 (d) Geometri SD 7037 FFP

Gambar 3. *Wing* geometri

Pada **Gambar 3.** menjelaskan desain geometri *wing* dengan penampang *low Re Airfoil* (*airfoil reference* IISHI dan SD 7037) dan FFP *Airfoil* yang dibuat dari *airfoil low re* (*airfoil reference*) berdasarkan data desain *koordinat geometri* masing- masing jenis *airfoil* dengan menggunakan *software solidwork*. Berikut kondisi batas dan variabel yang akan digunakan dalam penelitian ini;

Tabel 2. Kondisi batas

<i>Initial (kondisi batas)</i>		
<i>Altitude</i>	0	m
<i>Pressure</i>	101325	Pa
<i>Temperatur</i>	288.16	°K
<i>Density</i>	1.225	kg/m ³
<i>Dynamic Viscos</i>	1.8121E-05	kg/ms
<i>Dihedral Angle</i>	5	deg
<i>Velocity</i>	5.5	m/s

Pada **Tabel 2.** menjelaskan beberapa data kondisi batas yaitu spesifikasi *fluida* yang diperlukan pada proses simulasi dengan menggunakan aplikasi *ANSYS Fluent 2021 R2 (CFD)*.

Tabel 3. variabel terikat

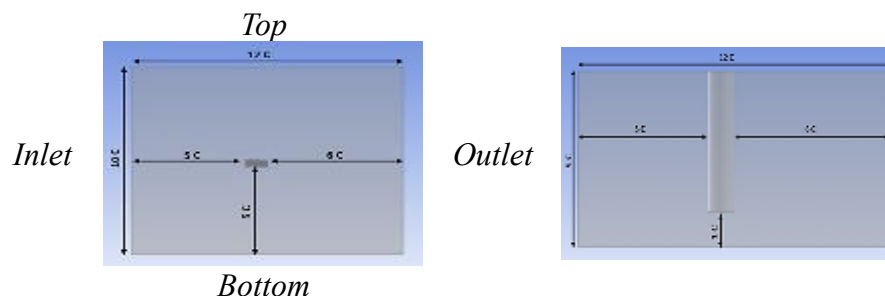
No	Variabel Terikat
1	C_L (<i>Koefisien Lift</i>)
2	C_D (<i>Koefisien Drag</i>)
3	$\frac{C_L}{C_D}$ (<i>Ratio Lift to Drag</i>)
4	Kontur Tekanan (<i>pressure</i>)
5	Kontur Kecepatan (<i>velocity</i>)
6	<i>Velocity Streamline</i> (pola aliran dengan kecepatannya)

Pada **Tabel 3.** Menjelaskan variable terikat yang diperlukan untuk data hasil dari proses simulasi dengan menggunakan aplikasi *ANSYS Fluent (CFD)*.

Tabel 4. variabel bebas

No	Variabel bebas	Nilai Input
1	<i>Angle of attack (deg)</i>	0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°.

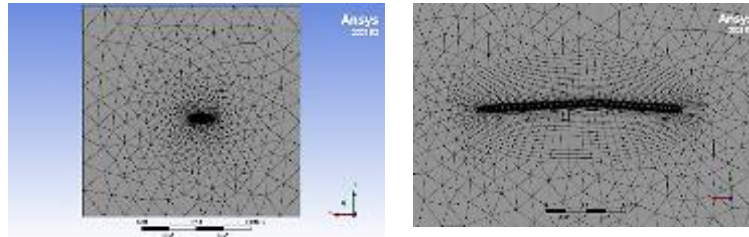
Pada **Tabel 4** menjelaskan data variabel bebas yang diperlukan yaitu penentuan *Angle of Attack* pada proses simulasi dijalankan dengan cara mengatur *rotation* pada aplikasi *ANSYS Fluent (CFD)*. Berikut desain *far field* untuk simulasi;

**Gambar 4. Far Field dimension**

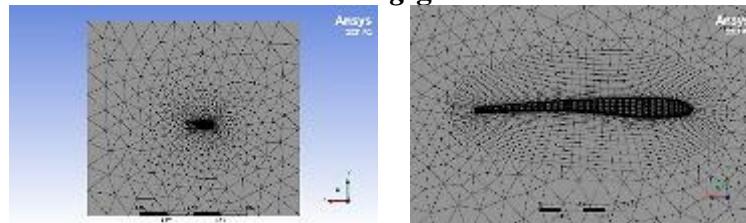
Pada **Gambar 4.** sebelah kiri menjelaskan bentuk dan dimensi *far field* untuk mensimulasikan *wind tunnel* pada pandangan samping $\frac{1}{2}$ *span wing* 3D, dengan bentuk persegi yang terdiri dari panjang 12 C dan lebar 10 C pada bagian sisi luar, sedangkan pada bagian sisi dalam dari objek yang terdiri dari 5 C dari *leading edge wing*, 6 C dari *trailing edge wing* dan 5 C dari *lower wing*. Sebelah kanan menjelaskan bentuk dan dimensi untuk mensimulasikan *wind tunnel* pada pandangan atas $\frac{1}{2}$ *span*

wing 3D, dengan bentuk persegi panjang yang terdiri dari panjang 12 C dan lebar 5 C pada bagian sisi luar, sedangkan pada bagian sisi dalam dari objek yang terdiri dari 5 C dari *leading edge wing*, 6 C dari *trailing edge wing* dan 1 C dari *tip wing*.

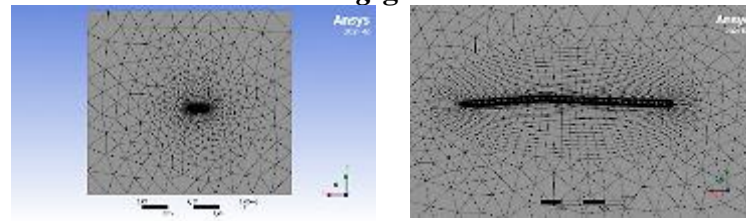
Berikut *meshing* pada keempat geometri *airfoil*;



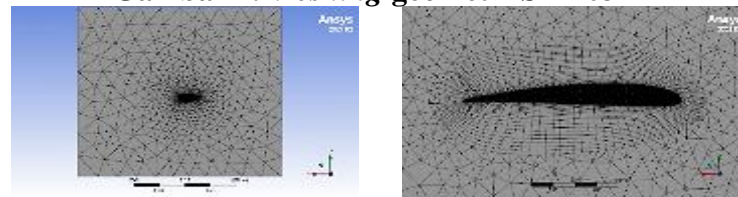
Gambar 5. Meshing geometri IISHI



Gambar 6. Meshing geometri IISHI FFP



Gambar 7. Meshing geometri SD 7037



Gambar 8. Meshing geometri SD 7037 FFP

Pada **Gambar 5-7**. *unstructured mesh* diaplikasikan pada proses *meshing*, dimana hasilnya akan membagi menjadi 3 bentuk *cells*, yaitu *tetrahedral*, *prismatic*, dan *pyramid*. *Meshing airfoil* ini menggunakan *face sizing* dan *inflation*. *Meshing* pada analisis ini umumnya berjumlah kurang lebih 660347 elemen, namun setiap geometri dengan variasi *angle of attack* mempunyai total elemen berbeda-beda dan setiap geometri mempunyai ukuran elemen yang sama, hal ini berdasarkan *setup meshing* yang sama. Berikut parameter umum ukuran untuk *meshing* dan *point wise*;

Tabel 5. meshing parameter

<i>Meshing</i>		
<i>Default</i>		
<i>Element Order</i>	<i>Linier</i>	
<i>Element Size</i>	6.e-002	<i>m</i>
<i>Sizing</i>	<i>Default</i>	
<i>Inflation</i>		
<i>Option</i>	<i>First Layer Thickness</i>	
<i>Height</i>	4.7052e-005	<i>m</i>

<i>Meshing</i>		
<i>Max Layer</i>	25	
<i>Growth Rate</i>	1.2	
<i>Face Sizing Wing</i>		
<i>Element Size</i>	1.5e-003	<i>m</i>
<i>Quality</i>		
<i>Average</i>	0.39331	<i>m</i>

Pada **Tabel 5**, merupakan parameter *meshing* dalam *setup* proses *meshing*.

Tabel 6. parameter *point wise*

<i>Input sea level condition</i>			<i>Output compute wall spacing</i>		
Variabel	Angka	Satuan	Variabel	Angka	Satuan
<i>Freestream velocity (U_{∞})</i>	5.5	<i>m/s</i>	<i>Wall spacing (Δs)</i>	0.000047051890218581496	<i>m</i>
<i>Freestream density (ρ)</i>	1.225	<i>kg/m³</i>	<i>Reynold number (Re_x)</i>	18826.142841175817	-
<i>Dynamic viscosity (μ)</i>	0.000017894	<i>kg/m s</i>			
<i>Reference length (L)</i>	0.05	<i>m</i>			
<i>Desired (y^+)</i>	1	-			

Note: -1 indicated an input error

Pada **Tabel 6** merupakan parameter *point wise* untuk menentukan *first layer thickness* pada proses *meshing*.

Kemudian input parameter *setting* untuk melakukan proses *running* dan validasi dengan simulasi yaitu pertama parameter *boundary condition* terhadap tipe kondisi terdiri dari *airfoil (wall)*, *Inlet (Velocity inlet)*, *Outlet (Pressure outlet)*, *symmetry*, *Wall* belakang (*Wall*) dan *Wall* depan (*Wall*). kedua parameter *setup* dan *solution* terdiri dari *Altitude = 0 m*, *Pressure = 101325Pa*, *Temperatur = 288.15 K*, *Density = 1.225 Kg/m³*, *Dynamic Viscos = 1.81E-05 kg/m-s*, *Area = 0.0085 m²*, *Length Chord = 0.05 m*, *Velocity = 5.5 m/s*, *Model Viscous (Standar k-Omega)*, *Solver (Pressure Based)*, *Scheme (Coupled)*, *Momentum (Second Order Upwind)* dan *Dihedral Angle = 5 deg*.

Hasil dan Pembahasan

Hasil penelitian adalah hasil yang diperoleh dari pengolahan data-data pengujian/ simulasi yang telah dilakukan. Pengolahan data-data menggunakan rumus statistika dasar (kuantitatif). Hasil penelitian ini akan menyajikan data dalam bentuk tabel dan gambar/grafik, pembahasan akan berisikan analisis-analisis pada penyajian data yang diperoleh dari hasil penelitian.

Pada hasil penelitian ini telah dilakukan proses pengujian/ simulasi CFD 3 (tiga) dimensi sayap mini *glider* yang memiliki 4 macam tipe penampang (bentuk) *airfoil* yaitu 2 macam tipe *Airfoil Folded Flat Plate (FFP)* dan 2 macam tipe *Low Re Airfoil*. simulasi dijalankan pada variabel bebas (variasi sudut serang dengan *range* per 2 *degress* yaitu 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°) serta kondisi batas seperti propertis *fluida* pada ketinggian tertentu (0 m) yang berdasarkan *International Standart Atmosphere (ISA)*/asumsi *sea level* dan kecepatan aliran udara bebas (*freestream*) 5,5 m/s (*Ma = 0,0162 M*).

Pada penelitian ini akan mendapatkan data *output* dari hasil pengujian/ simulasi CFD berupa variabel terikat (*koefisien lift*, *koefisien drag*, *ratio lift to drag* dan membandingkan data digital DATCOM pada penelitian terdahulu). Kemudian data dikumpulkan, diolah, disajikan dan dianalisis, pada bagian

analisis data karakteristik aerodinamika ($C_L, C_D, C_L/C_D, (C_L/C_D)_{Max}, (C_L/C_D)_{Min}$) dan visualisasi aliran fluida hanya dilakukan pada kondisi sudut serang tertentu.

Perbandingan nilai Koefisien Lift dengan dua metode

Koefisien *lift* adalah parameter dalam menentukan karakteristik aerodinamika tanpa dimensi / satuan yang berperan dalam menentukan besarnya gaya angkat sayap dan merupakan fungsi dari *Angle of Attack* (α).

Pada pembahasan ini, penulis akan membahas mengenai perbandingan nilai koefisien *lift* dengan menggunakan metode digital Datcom dan simulasi CFD pada geometri sayap mini *glider* (3D) dengan 4 (empat) tipe penampang *airfoil* yaitu 2 (dua) *low reynold number airfoil* dan 2 (dua) *folded flat plate airfoil* (FFP) dengan kode *airfoil* yaitu IISHI dan SD 7037 untuk proses validasi data.

Perbandingan nilai koefisien *lift* (C_L) pada geometri IISHI *Airfoil Reference*

Tabel 7. Hasil validasi IISHI

Pada **Tabel 7** telah dilakukan validasi dan analisis pada pengujian/ simulasi menggunakan metode digital datcom dan metode *computational fluid dyamic* (CFD) pada geometri sayap mini *glider* dengan tipe penampang *airfoil* yaitu IISHI *airfoil reference*, Data disajikan dalam bentuk tabel perbandingan nilai koefisien *lift* terhadap *variasi angle of attack* (AoA). Untuk membandingkannya penulis menentukan nilai *diff* (%), maksud nilai *diff* disini untuk mengukur keakuratan suatu sampel pada populasi data kelompok, beberapa informasi yang diperoleh berdasarkan data tabel diatas yaitu nilai *diff* yang terkecil terdapat pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 8° sedangkan nilai *diff* terbesar pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 16° dari kedua metode tersebut didapatkan standar deviasi yaitu 6,22 %.

Perbandingan nilai koefisien *lift* (C_L) pada geometri IISHI *Folded Flat Plate* (FFP) *Airfoil*

Tabel 8. hasil validasi IISHI FFP

AoA	DATCOM	CFD	Diff (%)
0	0.23	0.14	39.26
2	0.39	0.31	19.36
4	0.55	0.48	12.03
6	0.69	0.64	5.99
8	0.79	0.79	0.34
10	0.87	0.89	3.21
12	0.88	0.93	5.27
14	0.87	0.94	7.01
16	0.89	0.94	6.47
Standar Deviasi			11.25

Pada **Tabel 8** telah dilakukan validasi dan analisis pada pengujian/ simulasi dengan menggunakan metode digital datcom dan metode *computational fluid dyamic* (CFD) pada geometri sayap mini *glider* dengan tipe penampang *airfoil* yaitu IISHI *Folded Flat Plate Airfoil*, Kemudian data disajikan dalam bentuk tabel perbandingan nilai koefisien *lift* terhadap *variasi angle of attack* (AoA). Untuk membandingkannya penulis menentukan nilai *diff* (%), maksud nilai *diff* disini untuk mengukur keakuratan suatu sampel pada populasi data kelompok, beberapa informasi yang diperoleh berdasarkan data tabel diatas yaitu nilai *diff* yang terkecil terdapat pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 8° sedangkan nilai *diff* terbesar pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 0° dari kedua metode tersebut didapatkan standar deviasi yaitu 11,25 %.

Perbandingan nilai koefisien $lift$ (C_L) pada geometri SD 7037 *Airfoil Reference*

Tabel 9. hasil validasi SD 7037

AoA	DATCOM	CFD	Diff (%)
0	0.26	0.28	7.35
2	0.44	0.48	9.64
4	0.63	0.69	8.39
6	0.83	0.88	6.06
8	1.03	1.05	2.17
10	1.22	1.20	1.98
12	1.39	1.31	5.26
14	1.51	1.37	9.35
16	1.61	1.37	14.56
Standar Deviasi			3.71

Pada **Tabel 9** telah dilakukan validasi dan analisis pada pengujian/ simulasi dengan menggunakan metode digital datcom dan metode *computational fluid dynamic* (CFD) pada geometri sayap mini *glider* dengan tipe penampang *airfoil* yaitu SD 7037 *Airfoil Reference*, Kemudian data disajikan dalam bentuk tabel perbandingan nilai koefisien *lift* terhadap *variasi angle of attack* (AoA). Untuk membandingkannya penulis menentukan nilai *diff* (%), maksud nilai *diff* disini untuk mengukur keakuratan suatu sampel pada populasi data kelompok, beberapa informasi yang diperoleh berdasarkan data tabel diatas yaitu nilai *diff* yang terkecil terdapat pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 10° sedangkan nilai *diff* terbesar pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 16° dari kedua metode tersebut didapatkan standar deviasi yaitu 3,71 %.

Perbandingan nilai koefisien $lift$ (C_L) pada geometri SD 7037 FFP *Airfoil*

Tabel 10. hasil validasi SD 7037

AoA	DATCOM	CFD	Diff (%)
0	0.13	0.13	0.80
2	0.29	0.30	3.85
4	0.44	0.46	4.04
6	0.60	0.62	2.65
8	0.74	0.76	3.72
10	0.84	0.87	4.08
12	0.91	0.91	0.32
14	0.91	0.91	0.22
16	0.86	0.92	7.08
Standar Deviasi			2.11

Pada **Tabel 10** telah dilakukan pengujian/ simulasi menggunakan metode digital datcom dan metode *computational fluid dynamic* (CFD) pada geometri sayap mini *glider* dengan tipe penampang *airfoil* yaitu SD 7037 FFP *airfoil*, Kemudian data dikumpulkan, diolah dan disajikan dalam bentuk tabel perbandingan nilai koefisien *lift* terhadap *variasi angle of attack* (AoA). Untuk membandingkannya penulis menentukan nilai *diff* (%), maksud nilai *diff* disini untuk mengukur keakuratan suatu sampel pada populasi data kelompok, beberapa informasi yang diperoleh berdasarkan data tabel diatas yaitu nilai *diff* yang terkecil terdapat pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 14° sedangkan nilai *diff* terbesar pada sudut serang (*Angle of Attack*) = 16° dari kedua metode tersebut didapatkan standar deviasi yaitu 2,11 %.

Perbandingan nilai C_L/C_D dengan metode CFD

Rasio *lift to drag* (C_L/C_D) adalah perbandingan *lift* yang dihasilkan oleh sayap atau *airfoil* dengan *drag*-nya, rasio *lift to drag* menunjukkan efisiensi pada *airfoil* atau sayap pesawat, sayap pesawat dengan nilai rasio *lift to drag* lebih tinggi/besar maka lebih efisien jika dibandingkan dengan nilai rasio *lift to drag*-nya lebih rendah/ kecil maka kurang efisien

Perbandingan nilai (C_L/C_D) pada geometri IISHI *Airfoil Reference* dan FFP *Airfoil*

Tabel 11. Hasil simulasi IISHI

IISHI Airfoil simulation

AoA	Reference			FFP		
	CL	CD	CL/CD	CL	CD	CL/CD
0	0.17	0.05	3.51	0.14	0.05	2.77
2	0.37	0.05	6.84	0.31	0.06	5.66
4	0.57	0.07	8.53	0.48	0.07	7.11
6	0.75	0.09	8.81	0.64	0.09	7.37
8	0.92	0.11	8.19	0.79	0.12	6.63
10	1.06	0.15	7.13	0.89	0.16	5.65
12	1.15	0.19	5.94	0.93	0.20	4.66
14	1.18	0.25	4.79	0.94	0.24	3.91
16	1.11	0.30	3.69	0.94	0.28	3.38

Pada **Tabel 11** merupakan penyajian data dalam bentuk tabel, informasi yang dapat diperoleh dari data tabel tersebut yaitu pertama semakin bertambah/meningkat sudut serang, maka nilai C_L, C_D , dan C_L/C_D juga akan mengalami pertambahan/ peningkatan hingga batas maximum/ *stall*, kedua gaya *lift* (L) pada geometri *airfoil reference* lebih besar dari pada gaya *lift* pada FFP *airfoil* yang dibuat darinya, ketiga gaya *drag* (D) pada kedua geometri *airfoil* (*reference* dan FFP) sama besar/ sebanding, keempat nilai rasio *lift to drag* C_L/C_D pada kedua geometri tidak sama besar/ tidak sebanding, kelima nilai rasio *lift to drag* C_L/C_D pada *airfoil reference* lebih besar dari pada FFP *airfoil* yang dibuat darinya, kelima nilai C_D pada kedua geometri tersebut sebanding/ mirip, sedangkan nilai C_L pada geometri *airfoil reference* lebih besar dari pada FFP yang dibuat darinya.

Perbandingan nilai (C_L/C_D) pada geometri SD 7037 *Airfoil Reference* dan FFP *Airfoil*

Tabel 12. Hasil simulasi SD 7037

SD 7037 Airfoil simulation

AoA	Reference			FFP		
	CL	CD	CL/CD	CL	CD	CL/CD
0	0.28	0.06	4.77	0.13	0.05	2.66
2	0.48	0.06	8.14	0.30	0.05	5.69
4	0.69	0.07	9.64	0.46	0.06	7.30
6	0.88	0.09	9.96	0.62	0.08	7.61
8	1.05	0.11	9.34	0.76	0.11	6.95
10	1.20	0.14	8.33	0.87	0.15	5.89
12	1.31	0.18	7.21	0.91	0.19	4.81
14	1.37	0.23	5.99	0.91	0.23	3.98
16	1.37	0.28	4.86	0.92	0.27	3.42

Pada **Tabel 12** merupakan penyajian data dalam bentuk tabel, informasi yang dapat diperoleh dari data tabel tersebut yaitu pertama semakin bertambah/meningkat sudut serang, maka nilai C_L, C_D dan C_L/C_D juga akan mengalami pertambahan/ peningkatan hingga batas maximum/ *stall*, kedua gaya *lift* (L) pada geometri *airfoil reference* lebih besar dari pada gaya *lift* pada FFP *airfoil* yang dibuat darinya, ketiga gaya *drag* (D) pada kedua geometri *airfoil* (*reference* dan FFP) sama besar/ sebanding, keempat nilai rasio *lift to drag* (C_L/C_D) pada kedua geometri tidak sama besar/ tidak sebanding, kelima nilai C_D dari kedua geometri tersebut sebanding/ mirip, sedangkan nilai C_L pada geometri *airfoil reference* lebih besar dari pada FFP yang dibuat darinya.

Perbandingan nilai $(C_L/C_D)_{min}$ dan $(C_L/C_D)_{max}$ pada geometri IISHI dan SD 7037 *Airfoil Reference* serta FFP *Airfoil*

Tabel 13. Hasil nilai *ratio lift to drag maximum* dan *minimum* dengan simulasi

IISHI <i>Airfoil simulation</i>			
<i>reference</i>		FFP	
(CL/CD) Max	(CL/CD) Min	(CL/CD) Max	(CL/CD) Min
8.81	3.51	7.37	2.77
SD 7037 <i>Airfoil simulation</i>			
<i>reference</i>		FFP	
(CL/CD) Max	(CL/CD) Min	(CL/CD) Max	(CL/CD) Min
9.96	4.77	7.61	2.66

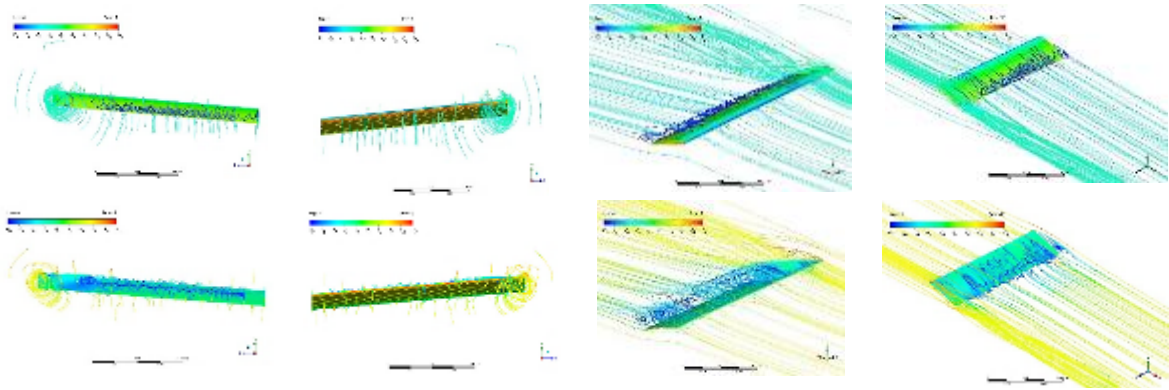
Pada **Tabel 13** merupakan penyajian data dalam bentuk tabel, informasi yang dapat diperoleh dari data tabel tersebut yaitu pertama pada geometri *airfoil reference* memiliki nilai $(C_L/C_D)_{min}$ lebih besar dari pada geometri FFP *airfoil* memiliki $(C_L/C_D)_{min}$ lebih kecil, kedua pada *airfoil reference* memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max}$ lebih besar dari pada geometri FFP *airfoil* memiliki $(C_L/C_D)_{max}$ lebih kecil, ketiga pada geometri *airfoil reference* (SD 7037) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max}$ lebih besar dari pada geometri *airfoil reference* (IISHI) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max}$ lebih kecil, keempat pada geometri *Folded Flat Plate airfoil* (SD 7037) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max}$ lebih besar dari pada geometri *Folded Flat Plate airfoil* (IISHI) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max}$ lebih kecil.

Berdasarkan uraian diatas maka dapat diperoleh nilai efisiensi karakteristik aerodinamika terutama nilai *rasio lift to drag maximum* sebagai performa *glider* saat meluncur/ terbang jelajah, pada pemilihan geometri *airfoil reference* dan FFP dengan kode *airfoil* IISHI dan SD 7037 yang telah dianalisis dan diteliti, maka penulis dapat memilih tipe geometri *airfoil* yang terbaik yaitu untuk bagian *airfoil reference* dengan kode SD 7037 sedangkan untuk bagian *Folded Flat Plate airfoil* dengan kode SD 7037.

Visualisasi aliran fluida

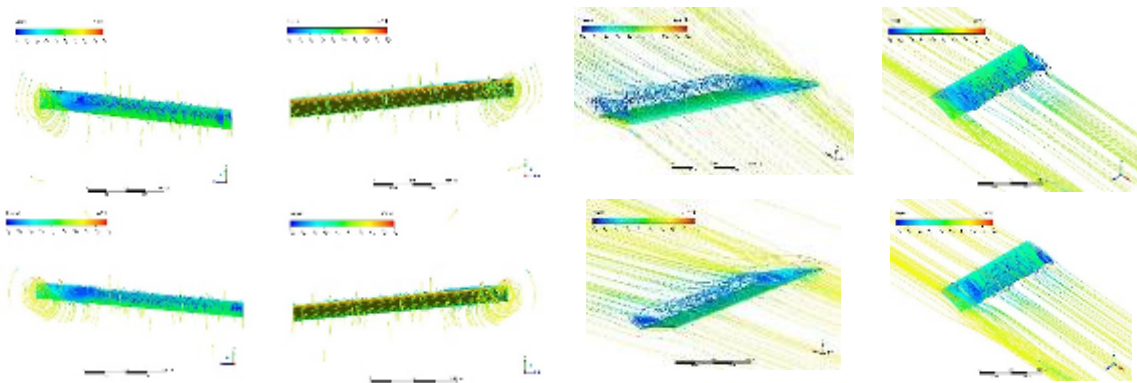
Visualisasi aliran dalam dinamika fluida digunakan untuk membuat pola aliran terlihat untuk mendapatkan informasi kualitatif atau kuantitatif, dengan pengembangan model komputer dan proses aliran simulasi CFD dapat memecahkan persoalan berupa solusi numerik dari persamaan yang mengatur sehingga dapat menghasilkan semua sifat fluida dalam ruang dan waktu.

Berikut hasil visualisasi aliran fluida saat $\alpha = 16^\circ$;



Gambar 9. Streamline $\alpha = 16^\circ$ pada geometri IISHI (baris atas) dan geometri IISHI FFP (baris bawah)

Pada **Gambar 9** merupakan pola aliran fluida dengan *velocity* saat sudut serang = 16° , beberapa analisis posisi *plane* yaitu *back*, *front*, dan *isometric*, pola aliran tersebut mengikuti bentuk dari *wing* ketika *inlet* melewati bagian (sumbu x) depan (*leading edge*) sampai *outlet* bagian (sumbu x) belakang (*trailing edge*) *upper surface airfoil* dan *lower surface airfoil* pada *wing root* maupun *wing tip*, pola aliran tersebut memiliki *velocity* total minimum (warna biru muda) = 0.0 m/s (IISHI dan FFP) dan *velocity* total maximum (warna merah) = 8.0 m/s (IISHI) dan 7.4 m/s (IISHI FFP), terlihat bahwa pola aliran yang terbentuk pada bagian depan (*front*) *wing* yaitu polanya seragam mulai dari *lower surface root* sayap sampai *half* (antara *root* dan *tip*), pada bagian belakang (*back*) *wing* terlihat bahwa pola aliran yang terbentuk yaitu polanya tidak seragam dan aliran turbulensi mulai dari *upper surface root* sayap sampai bagian *half* (antara *root* dan *tip*), sedangkan pola yang terbentuk di ujung (*tip*) sayap yaitu pusaran aliran (*vortex*), pola *vortex* tersebut lebih jelas.



Gambar 10. Streamline $\alpha = 16^\circ$ pada geometri SD 7037 (baris atas) dan geometri SD 7037 FFP (baris bawah)

Pada **Gambar 10** merupakan pola aliran fluida dengan *velocity* saat sudut serang = 16° , beberapa analisis posisi *plane* yaitu *back*, *front*, *isometric 1* dan *isometric 2*, pola aliran tersebut mengikuti bentuk dari *wing* ketika *inlet* melewati bagian (sumbu x) depan (*leading edge*) sampai *outlet* bagian (sumbu x) belakang (*trailing edge*) *upper surface airfoil* dan *lower surface airfoil* pada *wing root* maupun *wing tip*, pola aliran tersebut memiliki *velocity* total minimum (warna biru muda) = 0.0 m/s (SD 7037 dan FFP) dan *velocity* total maximum (warna merah) = 14.6 m/s (SD 7037) dan 7.3 m/s (SD 7037 FFP), terlihat bahwa pola aliran yang terbentuk pada bagian depan (*front*) *wing* yaitu polanya seragam mulai dari *lower surface root* sayap sampai *half* (antara *root* dan *tip*), pada bagian belakang (*back*) *wing* terlihat bahwa pola aliran yang terbentuk yaitu polanya tidak seragam mulai dari *lower surface root* sayap dan *upper surface root* sayap sampai bagian *half* (antara *root* dan *tip*), sedangkan pola yang terbentuk di ujung (*tip*) sayap berbentuk pusaran aliran (*vortex*), pola *vortex*

tersebut cukup kuat/terlalu jelas.

Kesimpulan

Berdasarkan hasil penelitian dan menganalisa karakteristik aerodinamika dengan menggunakan metode CFD pada sayap mini *glider* dengan penampang berbentuk *Folded Flat Plate Airfoil* dan *Low Reynold number Airfoil* (airfoil reference) dengan kode *airfoil* yaitu IISHI dan SD 7037 untuk membuat rancangan/ desain mini *glider* berbasis MAV sebagai alat peraga dalam pengenalan teknologi kedirgantaraan serta menjawab permasalahan pada rumusan masalah, maka dapat disimpulkan sebagai berikut :

Berdasarkan nilai *diff* simpangan rata-rata (standar deviasi) yang telah didapat pada suatu populasi untuk menentukan *error* dari perbandingan nilai koefisien *lift* (C_L) *airfoil reference* (IISHI dan SD 7037) dan FFP nya terhadap variasi *Angle of attack* ($0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ$) dengan menggunakan kedua metode (DATCOM dan CFD) yaitu pada geometri *airfoil reference* IISHI bernilai 6,22 % sedangkan FFPnya bernilai 11,25 % dan pada geometri *airfoil reference* SD 7037 bernilai 3,71 % sedangkan FFPnya bernilai 2,11 %.

Pada geometri *airfoil reference* (SD 7037) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max} = 9,96$ sedangkan pada geometri *airfoil reference* (IISHI) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max} = 8,81$. Pada geometri *Folded Flat Plate airfoil* (SD 7037) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max} = 7,61$ sedangkan pada geometri *Folded Flat Plate airfoil* (IISHI) memiliki nilai $(C_L/C_D)_{max} = 7,37$. *Maximum lift to drag ratio* adalah kuantitas aerodinamis yang signifikan dari sebuah pesawat terbang, *performance* meluncur yang terbaik terdapat pada tipe *airfoil reference* SD 7037 dan FFP yang dibuat darinya.

Berdasarkan hasil analisis visualisasi aliran fluida pada *low Re Airfoil reference* dan *Folded Flat Plate Airfoil* (FFP) pada geometri IISHI dan SD 7037 dengan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) yaitu Berdasarkan hasil visualisasi aliran fluida pada beberapa bagian sudut pandang/ *plane* dari geometri sayap saat AoA tinggi ($\alpha = 16^\circ$) yaitu *plane root* sampai *plane half wing*, Pertama bahwa secara umum pada geometri IISHI (*airfoil reference*) lebih mudah terjadi aliran turbulensi lebih awal, sedangkan pada geometri SD 7037 (*airfoil reference*) tidak mudah terjadi aliran turbulensi lebih awal. Kedua bahwa secara umum pola aliran fluida yang terlihat pada geometri FFP *airfoil* (FFP IISHI) memiliki pola aliran turbulensi yang paling dominan (sangat banyak/besar) sedangkan pada geometri FFP *airfoil* (FFP SD 7037) memiliki pola aliran turbulensi yang sangat sedikit/kecil.

Daftar Pustaka

- Anderson, J. (2001). Fundamental of Aerodynamics. In *Schweizerische medizinische Wochenschrift* (Vol. 78, Issue 38, p. 937).
- Blazek, J. (2015). Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications: Third Edition. In *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications: Third Edition*. <https://doi.org/10.1016/C2013-0-19038-1>
- Defence, O. o. (Feb 2003). *Unmanned Aerial Vehicles Reliability Study*.
- Erissonia, A., Yudhono, R., & Permana, I. (2020). *Aerodynamic Analysis of Folded-Flat Plate Airfoils Constructed from Low Reynolds Number Airfoils*.
- Fatahian, H., Salarian, H., Nimvari, M. E., & Khaleghinia, J. (2020). CFD simulation of aerodynamic performance and flow separation of single element and slatted airfoils under rain condition. *Applied Mathematical Modelling*. <https://doi.org/10.1016/j.apm.2020.01.060>
- Hidayat, M. F. (2016). Analisa Aerodinamika Airfoil NACA 0021 dengan ANSYS FLUENT. *Jurnal Kajian Teknik Mesin*, 1(1), 43–59.
- Houghton, E. L. (2012). *Aerodynamics for engineering students*. [electronic resource].
- Lissaman, P. B. S. (1983). *LOW-REYNOLDS-NUMBER AIRFOILS*. 223–239.
- Shetty, P., Subrahmanya, M., Kulkarni, D., & Rajani, B. (2013). CFD simulation of flow past MAV wings. *International Journal of Aerospace Innovations*, 5(1), 19–28. <https://doi.org/10.1260/1757-2258.5.1.19>
- White, F. M. (U. of R. I. (1998). *Fluid mechanics Fourth Edition*. 23–44. <https://doi.org/10.2478/jtam-2013-0011>