



TUGAS AKHIR - TM184730

STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI PADA *BODY* PESAWAT TANPA AWAK JENIS *CESSNA 182* MENGGUNAKAN *AIRFOIL AUGUST 160* DAN PENAMBAHAN *TRAPEZOIDAL WINGLET* VARIASI $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$ DENGAN *CANT ANGLE* 90°

SYIFA' ZAIN SALSABILA
NRP. 0211164000021

Dosen Pembimbing
Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI DAN REKAYASA SISTEM
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA - 2020



TUGAS AKHIR - TM184730

STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI PADA *BODY* PESAWAT TANPA AWAK JENIS *CESSNA 182* MENGGUNAKAN *AIRFOIL AUGUST 160* DAN PENAMBAHAN *TRAPEZOIDAL WINGLET* VARIASI $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$ DENGAN *CANT ANGLE* 90°

SYIFA' ZAIN SALSABILA
NRP. 0211164000021

Dosen Pembimbing
Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI DAN REKAYASA SISTEM
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA - 2020



FINAL PROJECT - TM184730

**NUMERICAL STUDY THREE DIMENSIONAL FLOW
CHARACTERISTIC AROUND BODY UNMANED
AERIAL VEHICLE TYPE CESSNA 182 USING AIRFOIL
AUGUST 160 WITH TRAPEZOIDAL WINGLET $h/S =$
 $0,15; 0,20; 0,25$ AND CANT ANGLE 90°**

SYIFA' ZAIN SALSABILA
NRP. 0211164000021

Supervisor
Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY AND SYSTEM ENGINEERING
SEPULUH NOPEMBER INSTITUTE OF TECHNOLOGY
SURABAYA - 2020

LEMBAR PENGESAHAN

STUDI NUMERIK ALIRAN TIGA DIMENSI PADA BODY PESAWAT TANPA AWAK JENIS CESSNA 182 MENGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160 DAN PENAMBAHAN TRAPEZOIDAL WINGLET VARIASI h/S = 0,15; 0,20; 0,25 DENGAN CANT ANGLE 90°

TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Program Studi S-1 Departemen Teknik Mesin
Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :

Syifa' Zain Salsabila
NRP. 02 1 1 16 4000 0021

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Dr. Wawan Aries Widodo, ST, MT (Pembimbing)
NIP. 19710405 199702 1 0001
2. Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D (Penguji I)
NIP. 19641228 199003 1 002
3. Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA (Penguji II)
NIP. 19600129 198701 1 001
4. Vivien Suphandani Djanali, (Penguji III)
ST., M.Eng., Ph.D
NIP. 19810529 200312 2 001

**SURABAYA
AGUSTUS, 2020**

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI PADA *BODY* PESAWAT TANPA AWAK JENIS
CESSNA 182 MENGGUNAKAN *AIRFOIL AUGUST 160*
DAN PENAMBAHAN *TRAPEZOIDAL WINGLET* VARIASI
 $h/S = 0,15; 0,2; 0,25$ DENGAN *CANT ANGLE* 90°**

Nama Mahasiswa : Syifa' Zain Salsabila
NRP : 0211164000021
Departemen/Fakultas : Teknik Mesin/FTIRS-ITS
Dosen Pembimbing : Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

ABSTRAK

Salah satu faktor yang mempengaruhi kinerja dari pesawat adalah bentuk geometri dari pesawat tersebut dan juga penambahan geometri lain pada salah satu atau beberapa bagiannya. *Winglet* sebagai bentuk usaha untuk mengurangi timbulnya *wingtip vortex* telah berkembang cukup pesat di dunia penerbangan. Berbagai macam jenis *winglet* telah dikembangkan untuk mencari optimalisasi pengurangan *wingtip vortex*. *Winglet* jenis *trapezoidal* dipasang pada sayap pesawat dengan *airfoil August 160* untuk melihat karakteristik aerodinamika fluida yang mengalir dengan sudut serang 0° . Pada penelitian ini diharapkan bisa memberikan hasil aliran fluida secara akurat dan dapat meningkatkan performa pesawat termasuk bagian sayap pesawat bila dibandingkan dengan pesawat dengan sayap tanpa *winglet* (*baseline aircraft*). Peningkatan performa ini berupa peningkatan gaya *lift* dan penurunan gaya *drag* pada sudut serang yang sama.

Penelitian ini menggunakan metode numerik tiga dimensi dengan menggunakan *software Inventor 2019* dan *Gambit 2.4* dalam perancangan geometri dan *meshing*. Serta *Ansys Fluent 18.1* dalam proses analisa simulasi. Benda uji berupa pesawat *full body* yang dalam hal ini pengidentifikasiannya berupa bentuk simetri dari pesawat itu sendiri, yang nantinya akan dioptimasi antara

baseline pesawat dan juga yang sudah dipasang *winglet* berjenis *trapezoidal winglet*. Benda uji pada simulasi kali ini memiliki spesifikasi yang diidentifikasi yaitu panjang *root chord* dan *tip chord* = 189 mm; 136 mm, panjang *span* sebesar 518 mm, *aspect ratio* (*AR*) sebesar 2,8, dan variasi $h/S = 0,15; 0,2; 0,25$ serta *cant angle* (φ) = 90° . Aliran fluida berupa *freestream* dengan kecepatan $v = 12$ m/s dalam kondisi *steady* dengan $Re = 1,54 \times 10^5$. *Turbulence model* pada penelitian ini menggunakan pemodelan *k- ω Shear Stress Transport* dengan kriteria konvergensi sebesar 10^{-6} .

Pada penelitian ini dimaksudkan untuk meninjau karakteristik aerodinamika dari fluida yang mengalir di sekitar benda uji, berupa koefisien tekanan (C_p), koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D), dan *lift-to-drag ratio* (C_L/C_D), serta mengevaluasi aliran berupa kontur kecepatan dan tekanan, *streamline*, separasi, *tip vortex*, *trailing vortex* pada *airfoil* dan *body* pesawat secara detail. Dari hasil simulasi tersebut didapatkan kesimpulan bahwa dengan penambahan *trapezoidal winglet* dapat meningkatkan gaya angkat (C_L) pada pesawat. Selain itu juga menyebabkan kenaikan gaya *drag* (C_D) yang disebabkan karena bentuk, ketebalan dan ketinggian yang menimbulkan *drag* yang lain. Penambahan *trapezoidal winglet* akan meningkatkan luasan daerah bertekanan tinggi *upper surface* di bagian *maximum chamber airfoil* tinjauan area *midspan*. Dan juga akan mengurangi terjadinya *tip vortex* jika dibandingkan dengan *baseline*.

Kata kunci : *koefisien drag, koefisien lift, lift-to-drag ratio, trapezoidal winglet, wingtip vortex*

**NUMERICAL STUDY THREE DIMENSIONAL FLOW
CHARACTERISTIC AROUND BODY UNMANED AERIAL
VEHICLE TYPE CESSNA 182 USING AIRFOIL AUGUST
160 WITH TRAPEZOIDAL WINGLET $h/s = 0,15; 0,20; 0,25$
AND CANT ANGLE 90°**

Name : Syifa' Zain Salsabila
Student ID : 0211164000021
Department/Faculty : **Mechanical Engineering/INDSYS- ITS**
Supervisor : **Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.**

ABSTRACK

One of the factors that affect the performance of an airplane is the geometric shape of the plane and also the addition of other geometries to one or more of its parts. Winglets as an effort to reduce the incidence of wingtip vortices have developed quite rapidly in the world of aviation. Various types of winglets have been developed to optimize the reduction of vortex wingtip. The trapezoidal winglet is mounted on the aircraft wing with an August 160 airfoil to see the aerodynamic characteristics of the fluid flowing with an angle of attack of 0° . In this study, it is hoped that it can provide accurate fluid flow results and can improve aircraft performance, including the aircraft wing when compared to aircraft with wings without winglets (baseline aircraft). This performance increase is in the form of an increase in lift force and a decrease in drag force at the same angle of attack.

This study uses a three-dimensional numerical method using Inventor 2019 and Gambit 2.4 software in designing geometry and meshing. And Ansys Fluent 18.1 in the simulation analysis process. The test object is in the form of a full body aircraft, in this case the identification is in the form of symmetry from the aircraft itself, which will be optimized between the baseline of the aircraft and also those that have been installed with trapezoidal winglets. The specimens in this simulation have

identified specifications, namely the length of the root chord and tip chord = 189 mm; 136 mm, span length of 518 mm, aspect ratio (AR) of 2.8, and variation of $h/S = 0.15; 0.2; 0.25$ and can't angle (φ) = 90° . Fluid flow in the form of freestream with velocity $v = 12$ m/s under steady conditions with $Re = 1.54 \times 10^5$. The turbulence model in this study uses $k-\omega$ Shear Stress Transport modeling with the convergence criteria of 10^{-6} .

This study aims to review the aerodynamic characteristics of the fluid flowing around the specimen, in the form of pressure coefficient (C_p), lift coefficient (C_L), drag coefficient (C_D), and lift-to-drag ratio (C_L/C_D), as well as evaluate the flow in the form of velocity and pressure contours, streamline, separation, tip vortex, trailing vortex on airfoil and aircraft body in detail. From the simulation results, it can be concluded that the addition of a trapezoidal winglet can increase the lift (C_L) of the aircraft. In addition, it also causes an increase in drag force (C_D) due to the shape, thickness and height which cause another drag. The addition of a trapezoidal winglet will increase the area of the upper surface high pressure in the maximum chamber airfoil in the overview of the Midspan area. And it will also reduce the occurrence of tip vortices when compared to baseline.

Keywords : drag coefficient, lift coefficient, lift-to-drag ratio, trapezoidal winglet, wingtip vortex

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis sampaikan kepada Allah SWT atas anugerah dan rahmatnya penulis dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan baik. Penyusunan laporan tugas akhir ini dilakukan sebagai salah satu syarat akademis untuk kelulusan mahasiswa Program Studi S1 Departemen Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Dalam kesempatan ini, penulis mengucapkan terima kasih kepada pihak-pihak yang telah banyak membantu dan mendukung baik secara moril maupun materil dalam proses penyelesaian tugas akhir ini, antara lain :

1. Tuhan Yang Maha Esa atas segala berkat dan anugerah yang telah diberikan-Nya.
2. Keluarga tercinta Ayah Haryono, Ibu Muji Utami, Adik Jayastu Farhan Adiyatma atas segala kasih sayang, dukungan, dan doa yang selalu dipanjatkan.
3. Bapak Dr. Ir. Atok Setiyawan, M.Eng.Sc selaku Kepala Departemen Teknik Mesin atas segala arahan dan dukungan yang diberikan.
4. Bapak Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT., selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah mencurahkan ilmu, perhatian, waktu, tenaga, bimbingan, dan arahan kepada penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.
5. Ibu Vivien Suphandani, ST., M.Eng, Ph.D., Bapak Prof. Dr. Ir. Triyogi Yuwono, DEA., Bapak Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, Ph.D selaku dosen penguji seminar proposal dan sidang Tugas Akhir yang telah memberikan ilmu, saran, dan masukan demi perbaikan Tugas Akhir ini.
6. Bapak Arif Wahyudi, ST., MT., Ph.D selaku dosen wali penulis yang telah banyak memberikan perhatian, pelajaran, waktu, tenaga, dan masukan yang membangun hingga penulis mampu mengembangkan diri selama berkuliah di Teknik Mesin ITS.

7. Seluruh dosen serta karyawan di Departemen Teknik Mesin ITS yang telah memberikan banyak sekali bantuan selama penulis menuntut ilmu di ITS baik dalam bidang akademik maupun non akademik.
8. Muhammad Alvit dan Titania Eriani selaku teman mengerjakan Tugas Akhir kali ini, yang banyak sekali memberikan bantuan dan bertukar informasi selama ini.
9. Retno Palupi dan Ulfa Inas selaku sahabat penulis dalam keadaan sulit maupun senang telah berbagi cerita penting maupun tidak, terimakasih atas kesetiiaannya menghibur dan memberikan dukungan dalam keadaan apapun.
10. Elza Lisdarina, Cendy Margaretha, dan Cholifatus Eka selaku teman berbagi cerita perkuliahan dan masalah Tugas Akhir ini, dan tempat berkeluh kesah selama masa perkuliahan.
11. Aditiya Fajar Bekti selaku teman sederhana penulis yang telah banyak membantu dalam Tugas Akhir saya kali dengan membantu untuk meng-*install* beberapa *software* di laptop penulis ketika laptop penulis bermasalah.
12. Mas Wawan yang selaku senior di Teknik Mesin yang telah banyak menjelaskan mengenai hal-hal yang tidak penulis pahami mengenai Tugas Akhir yang sedang dilakukan.
13. Semua pihak yang telah banyak membantu penulis dalam menyelesaikan perkuliahan S1 yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu.

Penulis menyadari masih banyak kekurangan dalam penyusunan tugas akhir ini. Oleh sebab itu, penulis sangat mengharapkan saran dan masukan dari semua pihak. Diharapkan tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan sumbangsih bagi perkembangan ilmu pengetahuan.

Surabaya, Agustus 2020

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	
LEMBAR PENGESAHAN	
ABSTRAK	i
ABSTRACK	iii
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR TABEL	xv
DAFTAR SIMBOL	xvii
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah.....	6
1.3 Batasan Masalah.....	6
1.4 Tujuan Penelitian.....	7
1.5 Manfaat Penelitian.....	8
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA	9
2.1 Pesawat Tanpa Awak (UAV) : Definisi dan Karakteristik	9
2.2 Klasifikasi UAV	10
2.3 <i>High Wing Arrangement</i>	12
2.4 <i>Airfoil</i>	13
2.5 <i>Airfoil August 160</i>	14
2.6 <i>Compressible Flow</i> dan <i>Incompressible Flow</i>	15
2.7 Aliran Laminer dan Turbulen.....	15

2.8	<i>Boundary Layer</i>	16
2.9	<i>Winglet</i>	17
2.10	<i>Aerodynamics Force</i>	19
2.11	Koefisien Tekanan (C_p)	20
2.12	Koefisien <i>Lift</i> dan Koefisien <i>Drag</i>	21
2.13	Penelitian Terdahulu.....	24
2.13.1	<i>CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic Flow</i>	24
2.13.2	<i>Design, Performance Evaluation and Optimization of a UAV</i>	28
2.13.3	<i>Design of a Medium Range Tactical UAV and Improvement of its Performance by Using Winglets</i>	32
2.13.4	<i>Aerodynamics Analysis of the Wingtip Fence Effect of UAV Wing</i>	34
2.13.5	<i>Computational Aerodynamics Analysis of a Light Sport Aircraft : Compliance Study for Stall Speed and Longitudinal Stability Certification Requirement</i>	38
BAB 3	METODOLOGI	43
3.1	Tahap <i>Pre-Processing</i>	43
3.1.1	Geometri Benda Uji.....	43
3.2	Meshing	49
3.2.1	<i>Boundary Conditions</i>	50
3.3	Tahap <i>Solver / Processing</i>	51
3.3.1	<i>Materials</i>	51
3.3.2	<i>Operating Conditions</i>	51
3.3.3	<i>Turbulence Model</i>	52
3.3.4	<i>Boundary Conditions</i>	52
3.3.5	<i>Solution</i>	52

3.3.6	<i>Initialize</i>	52
3.3.7	<i>Reference Value</i>	52
3.3.8	<i>Monitor Residual</i>	52
3.3.9	<i>Comparasion</i>	53
3.3.10	<i>Grid Independency</i>	54
3.4	Tahap <i>Post-Processing</i>	56
BAB 4	HASIL DAN PEMBAHASAN	59
4.1	Parameter Aerodinamik.....	59
4.1.1	Koefisien Tekanan.....	59
4.1.2	Koefisien <i>Lift</i> (C_L).....	63
4.1.3	Koefisien Drag (C_D).....	64
4.1.4	Rasio Koefisien <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> (C_L/C_D).....	67
4.2	Visualisasi Aliran.....	68
4.2.1	Kontur Tekanan di Sekitar <i>Airfoil</i> Bidang $y-z$	69
4.2.2	Kontur Kecepatan dan <i>Streamline</i> di Sekitar <i>Airfoil</i> Bidang $y-z$	74
4.2.3	Kontur <i>Vorticity Magnitude</i> pada Bidang $x-y$ Sisi <i>Wingtip</i> (<i>Tip Vortex</i>).....	78
4.2.4	Kontur <i>Vorticity Magnitude</i> pada Bidang $y-z$ Sisi <i>Midspan</i> dan <i>Wingtip</i> pada Bagian <i>Trailing Edge</i> (<i>Trailing Vortex</i>).....	81
4.2.5	Kontur Tekanan dengan <i>Streamline</i> Sepanjang <i>Span</i>	84
BAB 5	KESIMPULAN DAN SARAN	87
5.1	Kesimpulan.....	87
5.2	Saran.....	88
DAFTAR PUSTAKA	89

LAMPIRAN 1	93
LAMPIRAN 2	95
LAMPIRAN 3	96
LAMPIRAN 4	97
BIOGRAFI PENULIS	99

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Posisi <i>mission profile</i> dari UAV	10
Gambar 2.2 Jenis-jenis <i>wing arrangement</i> : (a) <i>High wing</i> ; (b) <i>Mid-wing</i> ; (c) <i>Low wing</i> ; dan (d) <i>Parasol wing</i>	12
Gambar 2.3 Parameter geometri <i>airfoil</i>	14
Gambar 2.4 <i>Boundary layer</i> pada <i>airfoil</i>	16
Gambar 2.5 <i>Pathlines</i> yang menunjukkan <i>trailing vortex</i> pada sayap tanpa <i>winglet</i> (a) dan dengan <i>winglet</i> (b)	18
Gambar 2.6 Jenis <i>winglet</i> dan <i>wingtip device</i> yang biasanya digunakan. <i>Whitcomb winglet</i> (A); <i>Wingtip fence</i> (B); <i>Trapezoidal winglet</i> (C); <i>Raked wingtip</i> (D); <i>Blended winglet</i> (E); <i>Blended split winglet</i> (F); <i>Sharklet</i> (G); <i>Active winglet</i> (H)	18
Gambar 2.7 Resultan gaya pada <i>airfoil</i>	19
Gambar 2.8 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan sudut serang 0° (a) dan sudut serang 15° (b)	21
Gambar 2.9 Aliran di sekitar <i>airfoil</i> dengan sudut serang kecil (a) dan sudut serang besar (b)	21
Gambar 2.10 Ilustrasi tekanan dan <i>shear stress</i> pada permukaan <i>airfoil</i>	21
Gambar 2.11 Gaya tekan dan gaya geser pada elemen permukaan benda	22
Gambar 2.12 Luas area penampang <i>airfoil</i> (Anderson Jr, 2013)	23
Gambar 2.13 <i>Lift coefficient versus angle of attack</i> , pada kecepatan 40 m/s	25
Gambar 2.14 <i>Drag coefficient versus angle of attack</i> , pada kecepatan 40 m/s	26
Gambar 2.15 <i>Lift-to-drag-ratio versus angle of attack</i> , pada kecepatan 40 m/s	27
Gambar 2.16 <i>Pathline</i> : <i>Baseline wing</i> pada sudut serang 12° (a) dan <i>elliptical winglet cant angle</i> 45° pada sudut serang 12° (b) ..	28

Gambar 2.17 <i>Wing surface mesh</i> (a) dan <i>Final configuration volume mesh</i> (b)	29
Gambar 2.18 C_L dan C_L/C_D <i>baseline wing result</i>	30
Gambar 2.19 <i>Winglet configuration</i>	31
Gambar 2.20 <i>Wing with winglets result</i>	32
Gambar 2.21 <i>Baseline wing</i> (1), <i>Hoerner winglet</i> (2), <i>Shifted Downstream winglet</i> (3), <i>Blended winglet</i> (4).....	33
Gambar 2.22 C_L , C_D dan C_L/C_D pada sayap dengan <i>winglet</i> dan tanpa <i>winglet</i>	34
Gambar 2.23 Bentuk geometri <i>Forward Wingtip Fence</i> (a), <i>Rearward Wingtip Fence</i> (b)	35
Gambar 2.24 Domain simulasi dan <i>boundary conditions</i>	35
Gambar 2.25 <i>Meshing : Side View</i> (a), <i>Section View</i> (b)	36
Gambar 2.26 <i>Vorticity Magnitude</i> (s^{-1}) pada <i>xy plane</i> . <i>Plain wing</i> $\alpha = 12^\circ$ (a); <i>Forward Wingtip Fence</i> $\alpha = 12^\circ$ (b); <i>Rearward Wingtip Fence</i> $\alpha = 12^\circ$ (c); <i>Plain Wing</i> $\alpha = 17^\circ$ (d); <i>Forward Wingtip Fence</i> $\alpha = 17^\circ$ (e); dan <i>Rearward Wingtip Fence</i> $\alpha = 17^\circ$ (f)	37
Gambar 2.27 <i>Pathline Structure : Plain Wing</i> $\alpha = 17^\circ$ (a); <i>Plain Wing</i> $\alpha = 19^\circ$ (b); <i>Forward Wingtip Fence</i> $\alpha = 17^\circ$ (c); <i>Forward Wingtip Fence</i> $\alpha = 19^\circ$ (d); <i>Rearward Wingtip Fence</i> $\alpha = 17^\circ$ (e); dan <i>Rearward Wingtip Fence</i> $\alpha = 19^\circ$ (f)	38
Gambar 2.28 <i>Boundary conditions</i>	39
Gambar 2.29 C_L vs α (a) dan C_L vs C_D (b)	40
Gambar 2.30 <i>Streamline</i> di sekitar sayap (a) dan daerah separasi aliran pada kondisi <i>stall</i> (b)	40
Gambar 2.31 <i>Force distribution</i> pada sayap pesawat terbang saat posisi <i>cruise</i> (a) dan posisi <i>stall</i> (b)	41
Gambar 3.1 Pesawat tanpa awak jenis <i>Cessna 182</i>	45
Gambar 3.2 Geometri <i>baseline</i> pesawat <i>Cessna 182</i>	46
Gambar 3.3 Geometri <i>winglet</i>	47

Gambar 3.4 Pemodelan <i>meshing</i> pada <i>baseline</i> pesawat	48
Gambar 3.5 Pemodelan <i>meshing</i> dengan variasi penambahan <i>winglet</i>	48
Gambar 3.6 Dimensi <i>wind tunnel</i> simulasi (a), dimensi pemodelan dan kondisi latar (b)	49
Gambar 3.7 <i>Meshing</i> simulasi menggunakan <i>Gambit 2.4</i>	50
Gambar 3.8 Pemodelan dan kondisi latar	51
Gambar 3.9 Grafik <i>Comparasion</i> C_p	54
Gambar 3.10 Luas area penampang <i>airfoil</i>	55
Gambar 3.11 <i>Grid independency</i> perbandingan C_D	56
Gambar 3.12 Area tinjauan distribusi C_p pada <i>span</i>	57
Gambar 3.13 Area tinjauan kontur tekanan, kecepatan dan <i>streamline</i> di sekitar <i>airfoil</i> : pada bidang <i>yz</i> pemodelan latar (a) dan pada bidang <i>yz isometric view</i>	58
Gambar 3.14 Tinjauan fenomena <i>tip vortex</i> dan <i>velocity vector</i> : pada bidang <i>xy</i> pemodelan latar (a) dan pada bidang <i>xy isometric view</i> (b).....	58
Gambar 4.1 Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,1$ vs x/C pada sudut serang 0°	60
Gambar 4.2 Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,5$ vs x/C pada sudut serang 0°	61
Gambar 4.3 Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,9$ vs x/C pada sudut serang 0°	62
Gambar 4.4 Koefisien <i>lift</i> hasil simulasi <i>baseline</i> dan dengan variasi penambahan <i>trapezoidal winglet</i>	64
Gambar 4.5 Koefisien <i>skin friction drag</i> hasil simulasi <i>baseline</i> dan dengan variasi penambahan <i>trapezoidal winglet</i>	65
Gambar 4.6 Koefisien <i>pressure drag</i> hasil simulasi <i>baseline</i> dan dengan variasi penambahan <i>trapezoidal winglet</i>	66
Gambar 4.7 Koefisien <i>drag</i> total hasil simulasi <i>baseline</i> dan dengan variasi penambahan <i>trapezoidal winglet</i>	67

Gambar 4.8 <i>Lift-to-drag ratio</i> antara <i>baseline</i> dan dengan variasi penambahan <i>trapezoidal winglet</i>	68
Gambar 4.9 Kontur tekanan pada tinjauan area dekat <i>root</i> ($x/S = 0,1$).....	69
Gambar 4.10 Kontur tekanan pada tinjauan area <i>midspan</i> ($x/S = 0,5$).....	70
Gambar 4.11 Kontur tekanan pada tinjauan area dekat <i>wingtip</i> ($x/S = 0,9$)	71
Gambar 4.12 Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada tinjauan area dekat <i>root</i> ($x/S = 0,1$)	74
Gambar 4.13 Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada tinjauan area <i>midspan</i> ($x/S = 0,5$).....	75
Gambar 4.14 Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada tinjauan area dekat <i>wingtip</i> ($x/S = 0,9$).....	76
Gambar 4.15 Fenomena <i>tip vortex</i> pada bagian belakang <i>trailing edge</i> sisi <i>tip airfoil</i> tanpa penambahan <i>trapezoidal winglet</i>	79
Gambar 4.16 Fenomena <i>tip vortex</i> pada bagian belakang <i>trailing edge</i> sisi <i>tip airfoil</i> pada variasi penambahan <i>trapezoidal winglet</i> $h/S = 0,15$ (a); $h/S = 0,20$ (b); $h/S = 0,25$ (c)	80
Gambar 4.17 Fenomena <i>trailing vortex</i> pada bagian <i>trailing edge</i> sisi <i>midspan</i> dan <i>tip airfoil</i> pada : <i>Baseline</i> (a); $h/S = 0,15$ (b); $h/S = 0,20$ (c); $h/S = 0,25$ (d)	82
Gambar 4.18 Kontur tekanan dengan <i>streamline</i> area <i>upper surface</i> : <i>Baseline</i> (a); $h/S = 0,15$ (b); $h/S = 0,20$ (c); $h/S = 0,25$ (d)	84
Gambar 4.19 Kontur tekanan dengan <i>streamline</i> area <i>lower surface</i> : <i>Baseline</i> (a); $h/S = 0,15$ (b); $h/S = 0,20$ (c); $h/S = 0,25$ (d)	85

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 <i>Winglet characteristic</i>	32
Tabel 2.2 Kondisi Batas (<i>Boundary Condition</i>)	33
Tabel 3.1 Spesifikasi Asli Pesawat Tanpa Awak Jenis <i>Cessna 182</i>	43
Tabel 3.2 Spesifikasi Sayap Hasil <i>Scanning</i>	44
Tabel 3.3 Spesifikasi Pesawat Hasil <i>Scanning</i>	44
Tabel 3.4 Spesifikasi <i>Winglet</i> Hasil Desain	44
Tabel 3.5 Analisis <i>grid independency</i> model <i>baseline</i> pesawat ..	56

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR SIMBOL

Simbol

C	: Chord length
C_D	: Drag coefficient
C_L	: Lift coefficient
C_p	: Pressure coefficient
C_L/C_D	: Lift-to-drag-ratio
S	: Span length
Re	: Reynold number
AR	: Aspect Ratio
V_∞	: Freestream velocity
h	: Trapezoidal winglet height
L	: Length total

Simbol Yunani

α	: Angle of attack
φ	: Cant angle
Λ	: Swept angle
μ	: Dynamic viscosity
ρ	: Kerapatan udara

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Di era modern kini banyak sekali teknologi-teknologi canggih yang telah diciptakan, tujuannya tentu untuk memfasilitasi dan mempermudah manusia dalam bekerja dan beraktivitas. Teknologi tentu memiliki banyak kegunaan, contohnya di bidang transportasi dan visualisasi, pesawat tanpa awak (UAV atau *Unmanned Aerial Vehicle*) kini marak digunakan dalam bidang tersebut, penggunaan pesawat tanpa awak kini diminati oleh para pengusaha-pengusaha *shipping*, bahkan juga diminati perusahaan *online shopping* seperti *Amazon*. Hal tersebut bisa terjadi karena pesawat tanpa awak memiliki fungsi-fungsi dan karakteristik yang unggul dalam bidang tersebut. Teknologi pesawat tanpa awak ini mampu membuat penggunanya dapat memperoleh dan bertransaksi informasi secara jarak jauh. Oleh karena itu banyak kalangan orang yang tertarik untuk memiliki pesawat tanpa awak tersebut. Sejak meningkatnya minat masyarakat terhadap pesawat tanpa awak, kini banyak perusahaan-perusahaan yang memproduksinya. Dari segi harga hingga kualitas, pesawat tanpa awak kini memiliki macam jenis, dan juga memiliki beragam kegunaan.

Dampak dari perkembangan teknologi yang semakin maju di era globalisasi menuntut adanya efisiensi sumber daya yang tinggi dengan penerapan otomatisasi di segala bidang teknologi, salah satunya adalah teknologi penerbangan yang ditandai dengan semakin meningkatnya kebutuhan pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*; UAV). Pesawat jenis ini banyak digunakan untuk kegiatan operasi sipil seperti deteksi kebakaran, pencarian dalam penyelamatan, pemantauan garis pantai dan jalur untuk pengawasan keamanan, dan pemantau terjadinya pemanasan global (*global warming*)

(Austin, 2010). Pada pesawat tanpa awak memiliki beberapa kelebihan dibandingkan dengan pesawat berawak, yaitu dapat bertahan lebih lama ketika terbang di udara dengan konsumsi bahan bakar yang irit, atau tipe pesawat ini disebut dengan *Medium Altitude Long Endurance UAV* (MALE UAV). Hal tersebut dapat dicapai dengan mengoptimalkan *lift-to-drag ratio* (C_L/C_D) sehingga menghasilkan kinerja yang lebih baik pada pesawat.

Desain dalam perancangan pesawat tanpa awak meliputi *conceptual design*, *preliminary design*, dan *detail design*. Pada tahap *conceptual design*, desainer menyertakan sketsa berbagai konfigurasi pesawat sebagai bahan pertimbangan agar memenuhi spesifikasi yang dibutuhkan seperti aerodinamika, propulsi, performa, struktur, dan kontrol. Aspek fundamental seperti bentuk badan pesawat, konfigurasi sayap, dan ukuran mesin ditentukan dalam tahap ini. Pada tahap *preliminary design* akan direvisi dan dimodelkan. Model kemudian diuji menggunakan *wind tunnel* maupun *Computational Fluid Dynamics* (CFD) untuk melihat aerodinamika model. Analisa mayor terhadap struktur dan kontrol juga dilakukan pada tahap ini. Tahap terakhir adalah *detail design*. Pada tahap ini, desain harus sudah siap masuk dalam tahap manufaktur.

Pada tahap desain pesawat, *Computational Fluid Dynamics* (CFD) digunakan untuk menghitung dengan lebih rinci dan akurat mengenai karakteristik aerodinamis pesawat, baik itu bagian *body* maupun sayap pesawat. Simulasi CFD ini digunakan untuk mengetahui aliran udara (fluida) *viscous* di area dekat *body* dan sayap pesawat tersebut. Dengan menggunakan alternatif cara ini, gaya dan momen aerodinamis pesawat dapat dihitung dengan lebih akurat. Selain itu dari hasil simulasi CFD ini dapat diketahui dan dideteksi untuk zona aliran udara pada saat kondisi penerbangan tertentu yang dapat mempengaruhi kinerja atau stabilitas aerodinamis pesawat.

Salah satu fokus penting perancangan UAV adalah memilih bentuk desain *airfoil* pada sayap pesawat yang sesuai dengan kebutuhan. Bentuk *airfoil* inilah yang dapat membangkitkan gaya angkat (*lift*) pada pesawat akibat adanya perbedaan tekanan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari *airfoil*. Bentuk *streamline* dari *airfoil* menyebabkan daerah *wake* yang terjadi di belakang *airfoil* lebih kecil dibandingkan dengan bentuk yang lain. Hal ini menyebabkan gaya hambat (*drag*) yang dihasilkan oleh *airfoil* juga kecil. Perbandingan antara *lift* dan *drag* merupakan salah satu faktor yang menentukan performansi dari *airfoil* (Houghton et al., 2013). Selain itu pada perancangan suatu sayap pesawat terbang juga harus memperhatikan rasio dari sayap pesawat. Aspek rasio dari pesawat terbang merupakan perbandingan antara panjang *span* terhadap *chord*. Secara teori menunjukkan bahwa penggunaan sayap dengan *span* yang tidak terhingga (*infinite wing*) merupakan desain sayap yang paling ideal karena memiliki gaya angkat yang paling besar dan gaya hambat yang paling kecil, tetapi pada kenyataannya tidak memungkinkan untuk membuat sayap dengan panjang tidak terhingga. Oleh karena itu, panjang sayap dibatasi dan dibuat dengan dimensi yang proporsional terhadap *fuselage* pesawat.

Pada penelitian ini, penulis fokus pada analisa uji numerik menggunakan metode *Computational Fluid Dynamic* untuk mengetahui karakteristik aliran tiga dimensi pada *body* pesawat tanpa awak jenis *Cessna 182* menggunakan *airfoil August 160* dan penambahan *trapezoidal winglet* variasi $h/s = 0,15; 0,2; 0,25$ dengan *cant angle* 90° . Pada analisa kali ini tidak hanya dilakukan pada bagian sayap pesawat melainkan seluruh bagian pesawat untuk mengetahui performansi terbang secara keseluruhan saat posisi tertentu. Pada penelitian ini diharapkan bisa memberikan hasil aliran fluida secara akurat dan dapat meningkatkan performa pesawat termasuk bagian sayap pesawat bila dibandingkan antara pesawat dengan sayap tanpa

winglet (baseline aircraft) dan dengan pemasangan *winglet*. Peningkatan performa ini berupa peningkatan gaya *lift* dan penurunan gaya *drag* pada sudut serang yang sama.

Azlin (2011) melakukan simulasi numerik pada berbagai tipe *winglet* pada aliran *low subsonic*. Simulasi numerik yang berfokus kepada penentuan efisiensi dari beberapa ukuran dari desain *winglet*. Simulasi ini menggunakan bentuk *trapezoidal winglet (elliptical winglet)* dan *semi circular winglet*. Analisa *lift* dan *drag* pada penelitian kali ini yaitu menggunakan *trapezoidal winglet* dengan *cant angle* 45° dan 60° . Analisa yang digunakan pada penelitian ini yaitu pada *baseline wings (without winglet)* dan dengan menggunakan *elliptical* dan *semi circular winglet cant angle* 45° dan 60° . Spesifikasi pada sayap pesawat ini itu panjang *span* 660 mm dan panjang *chord* 121 mm pada berbagai sudut serang pada wilayah *low subsonic (Mach number < 0,3)*. Ketebalan dari *winglet* yaitu setengah dari *chord airfoil* sebesar 60,5 mm. Penelitian ini difokuskan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika seperti *drag coefficient* (C_D), *lift coefficient* (C_L), dan *lift-to-drag-ratio* (C_L/C_D). *Elliptical winglet cant angle* 45° memberikan desain bentuk *winglet* terbaik dan menyebabkan peningkatan nilai *lift* sebesar 8% dan *lift-to-drag-ratio* yang dihasilkan pun juga paling tinggi.

Kontogiannis & Ekaterinaris (2013) melakukan simulasi numerik pada pesawat UAV yang memiliki spesifikasi yaitu *small size light UAV*. Pada penelitian ini dilakukan optimasi untuk desain aerodinamis UAV pada bagian sayap, *horizontal stabilizer*, *vertical stabilizer (rudder)*, dan *aileron*. *Airfoil* yang digunakan adalah *Eppler 420* dengan $Re = 1,3 \times 10^5 - 2,4 \times 10^5$. Sayap dengan pemasangan *wingtip fence* akan menghasilkan performa terbaik dibandingkan dengan jenis *winglet* lain seperti *blended winglet*, *hoerner*, dan *elliptical winglet*. Hasil yang didapatkan menunjukkan perbandingan bidang aliran di area *baseline (plain wing)* dan pada ujung

daerah *wingtip*. Hal ini menunjukkan bahwa dengan pemasangan *winglet* akan menunjukkan daerah *vortex* yang semakin berkurang. Dari hasil modifikasi desain ini akan menaikkan kinerja sebesar 7,7%.

Turanoğuz & Alemdaroglu (2015) melakukan simulasi numerik pada pesawat UAV dengan penggunaan *winglet* pada sayap pesawat. *Winglet* yang digunakan ada tiga jenis yaitu *Horner type wingtip*, *Shifted Downstream type wingtip*, dan *Blended type wingtip*. Hasil yang didapatkan pada penelitian ini berupa penurunan *drag* pada sayap pesawat yang menggunakan *winglet* dibandingkan dengan sayap tanpa *winglet*.

Hariyadi (2018) melakukan simulasi menggunakan jenis *airfoil Eppler 562* dengan dan tanpa *winglet* pada mengetahui efek aerodinamis yang terjadi pada UAV *wing*. Kecepatan yang digunakan yaitu 10 m/s ($Re = 5,3 \times 10^5$) dengan sudut serang (*angle of attack*, α) = 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, dan 19°. *Winglet* yang digunakan adalah jenis *wingtip fence* dengan bentuk *forward* dan *rearward*. Dari hasil penelitian tersebut didapatkan hasil bahwa dengan pemasangan *winglet* dapat meminimalkan *vorticity magnitude* di bagian sayap terutama untuk jenis *forward wingtip fence*. *Forward wingtip fence* menghasilkan *vorticity area* yang paling kecil jika dibandingkan dengan *plain wing* dan *rearward wingtip fence*. Sehingga dapat disimpulkan bahwa jenis *forward wingtip fence* menghasilkan *tip vortex* yang paling kecil dan minimum jika dibandingkan dengan yain lain.

Piedra (2018) melakukan simulasi numerik *full body* pesawat terbang yaitu *light sport aircraft* untuk mengetahui *stall speed* pada pesawat tersebut. Dari hasil penelitian tersebut didapatkan hasil bahwa pesawat tersebut dapat memenuhi *stall speed* yang diperlukan sesuai dengan standar ASTM yang digunakan dan pesawat juga mampu menghasilkan daya angkat yang cukup untuk mempertahankan posisi terbang pada 45 kts

dan sudut serang 16° . Selain itu juga dapat diketahui bahwa zona optimasi potensial pada pesawat tersebut adalah bagian *root* sayap yang berguna untuk meminimalkan *boundary layer separation*.

1.2 Perumusan Masalah

Pada daerah sayap pesawat memiliki panjang yang terbatas yang mengakibatkan adanya aliran tiga dimensi yang terjadi pada bagian *tip* sayap yang diakibatkan oleh perbedaan tekanan pada sisi atas sayap dan sisi bawah sayap. Aliran ini mengakibatkan munculnya *vortex* atau biasa disebut dengan *tip vortex*. *Tip vortex* mengakibatkan kerugian pada performansi pesawat yang berupa mengakibatkan menurunnya luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien *drag* pada pesawat. Pada penelitian sebelumnya telah dilakukan penambahan plat datar atau *winglet* yang ditujukan untuk mengurangi pengaruh dari *tip vortex* sehingga pesawat mampu meningkatkan performa pada pesawat.

Selain itu fluida yang mengalir pada *wing-fuselage* akan membentuk separasi tiga dimensi. Separasi tiga dimensi diakibatkan oleh dua *boundary layer* yang saling berinteraksi, yaitu *boundary layer* pada *wing* dan *boundary layer* pada *fuselage*. Separasi ini juga mengakibatkan kerugian pada performansi pesawat yang berupa menurunnya luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien *drag* pada pesawat. Analisa kasus tersebut menggunakan metode simulasi numerik dengan pendekatan aliran berupa aliran *steady* sehingga dapat memberikan informasi data dan visualisasi yang mendekati realistik.

1.3 Batasan Masalah

Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui untuk mengetahui karakteristik aliran tiga dimensi pada *body* pesawat tanpa awak jenis *Cessna 182* menggunakan *airfoil August 160*

dan penambahan *trapezoidal winglet* variasi $h/s = 0,15; 0,2; 0,25$ dengan *cant angle* 90° . Oleh karena itu diperlukan suatu batasan masalah agar penelitian sesuai dengan tujuan antara lain :

1. Tipe *airfoil* yang digunakan adalah *airfoil August 160*.
2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara.
3. Fluida kerja berupa udara pada kondisi *steady flow, incompressible, viscous, dan uniform* pada aliran *freestream inlet*.
4. Simulasi dilakukan pada kondisi adiabatik.
5. Pengaruh material dari *airfoil* diabaikan.
6. Jenis material *airfoil* dan *body* diabaikan dan tidak berdeformasi (*rigid body*).

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah melakukan simulasi numerik dengan *software* CFD, untuk mengetahui pengaruh dari penambahan *trapezoidal winglet* variasi $h/s = 0,15; 0,2; 0,25$ dengan *cant angle* 90° yang nantinya data tersebut akan digunakan untuk menentukan bagaimana performa sayap dengan menggunakan *winglet* dan tanpa *winglet*. Pada kasus ini pengaruh sudut serang (α) tidak dijadikan parameter penelitian ($\alpha = 0^\circ$). Berikut merupakan parameter yang akan ditampilkan pada penelitian ini yaitu :

1. Karakteristik aerodinamika yang meliputi :
 - a. *Lift coefficient* (C_L).
 - b. *Drag coefficient* (C_D).
 - c. *Lift to drag ratio* (C_L / C_D).
 - d. *Pressure coefficient* (C_p) pada *midspan* dan beberapa lokasi terhadap *midspan*.

2. Visualisasi aliran di sekitar *airfoil* dan *body* pesawat, yaitu meliputi :
 - a. Kontur tekanan
 - b. *Velocity pathline*
 - c. *Tip vortex* dan *trailing vortex*

1.5 Manfaat Penelitian

Terdapat beberapa manfaat yang diperoleh ingin diperoleh dalam penelitian yang dilakukan ini, antara lain :

1. Menambah wawasan dalam memahami aplikasi *airfoil* dan pengaruh bentuk *body* pesawat dalam dunia industri.
2. Memperoleh data optimasi dari *airfoil* pesawat tanpa awak (UAV).
3. Mendapatkan data untuk pertimbangan penelitian selanjutnya tentang pesawat tanpa awak.

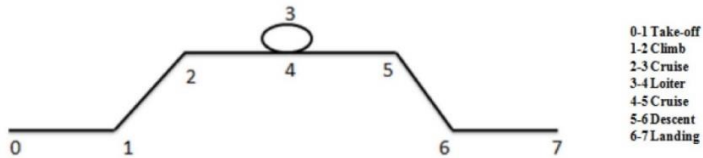
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Pesawat Tanpa Awak (UAV) : Definisi dan Karakteristik

Pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*; UAV) merupakan pesawat terbang tanpa pilot dan penumpang di dalamnya. UAV biasa disebut juga sebagai “robot terbang”, yang dioperasikan secara *autonomous* (otomatis) ataupun dikendalikan dari jarak jauh oleh manusia (Boukoberine et al., 2019). Pesawat tanpa awak merupakan komponen dari sistem pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial System*; UAS) yang terdiri dari sejumlah sub sistem yang meliputi pesawat tanpa awak itu sendiri, muatan (*payload*), stasiun kontrol, peluncuran dan pemulihan pesawat (jika ada), peralatan pendukung, komunikasi, transportasi, dan lain-lain. Isitilah pesawat tanpa awak tidak boleh dirancukan dengan pesawat model atau *drone*. Sebuah *drone* diperlukan untuk terbang keluar dari pandangan operator, tetapi tidak memiliki kecerdasan (Austin, 2010). UAV telah memiliki minat besar dalam beberapa tahun terakhir karena kemajuan dari mikroprosesor dan *Artificial Intelligence* (AI) (Boukoberine et al., 2019). Disisi lain, UAV akan memiliki tingkat “kecerdasan otomatis” yang lebih besar atau lebih rendah. Jika kesalahan terjadi di salah satu sub komponen, UAV dapat dirancang secara otomatis untuk mengambil tindakan perbaikan dan/atau meningkatkan operatornya tentang kejadian tersebut. UAV yang lebih cerdas memiliki program lebih lanjut yang memungkinkannya untuk merespons dalam situasi yang membutuhkan keputusan (Austin, 2010).

Berdasarkan jenis penggeraknya UAV dibagi menjadi dua jenis, yaitu *fixed wing* dan *multi-rotor*. Meskipun relatif murah dan mampu bermanuver, *multi-rotor* digunakan untuk pengawasan skala yang kecil, karena keterbatasan kapasitas muatan dan daya tahan penerbangan selama di udara. Akan

tetapi hal ini tidak berlaku untuk pesawat tanpa awak tipe *fixed-wing* seperti *Medium Altitude Long Endurance* (MALE), karena pada pesawat tipe ini memiliki jangkauan misi yang jauh lebih luas (Panagiotou & Yakinthos, 2019). UAV tipe *fixed-wing* ini adalah salah satu solusi ideal untuk berbagai misi operasi, misalnya deteksi kebakaran, pencarian dan penyelamatan, pemantauan garis pantai dan jalur laut, serta pengawasan keamanan dan misi terkait pertahanan. Dalam proses pengoperasiannya pesawat tanpa awak ini memiliki istilah yang digunakan pada saat berada pada posisi tertentu, seperti ditunjukkan pada gambar 2.1 berikut ini.



Gambar 2.1 Posisi *mission profile* dari UAV (Turanoğuz & Alemdaroglu, 2015)

Pesawat tanpa awak (UAV) memiliki kelebihan dibandingkan pesawat berawak yaitu sebagai berikut (Austin, 2010) :

1. Lebih efektif dan lebih murah untuk menjalankan peran yang menjemukan, kotor, dan berbahaya (*Dull, Dirty, and Dangerous; DDD*).
2. Rendah risiko.
3. Menyebabkan gangguan atau pencemaran lingkungan yang lebih sedikit.
4. Lebih murah dalam biaya permulaan, biaya operasi, dan biaya tenaga kerja.

2.2 Klasifikasi UAV

Pesawat tanpa awak (UAV) biasanya diklasifikasikan berdasarkan kemampuan atau ukuran yang disesuaikan dengan

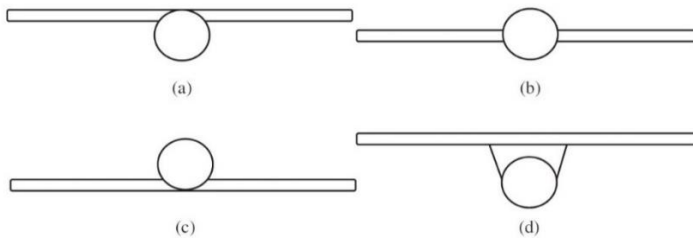
tujuan pembuatan UAV itu sendiri. Klasifikasi tersebut adalah sebagai berikut : *Micro*, *Mini*, *Tactical*, *Medium Altitude*, dan *High Altitude*. *Medium* dan *High Altitude UAV* disebut juga sebagai *Medium Altitude Long Endurance* (MALE) dan *High Altitude Long Endurance* (HALE) UAV, yaitu jenis pesawat tanpa awak yang memiliki kemampuan untuk tetap terbang tinggi dan dalam jangka waktu lama. *Micro* dan *Mini UAV* cenderung dioperasikan dengan ketinggian jelajah rendah dan tidak mampu mencapai ketinggian di atas 5.000 ft. *Tactical UAV* memiliki ketinggian jelajah tinggi atau mendekati 18.000 ft (Weibel & Hansman, 2005).

HALE UAV (*High Altitude Long Endurance UAV*) adalah pesawat tanpa awak yang terbang di ketinggian jelajah lebih dari 30.000 ft dan waktu terbang lebih dari 24 jam. UAV tipe ini digunakan untuk pengintaian dan pengawasan dengan jarak yang sangat jauh (global) dan memiliki persenjataan yang memadai. UAV tipe ini juga dioperasikan oleh Angkatan Udara (Austin, 2010). Pesawat tipe ini memiliki kecepatan maksimum berkisar 20 kts untuk *Helios* bertenaga surya atau listrik hingga 400 kts untuk *Global Hawk* bertenaga jet (Weibel & Hansman, 2005).

MALE UAV (*Medium Altitude Long Endurance UAV*) adalah pesawat tanpa awak yang terbang di ketinggian jelajah 10.000 hingga 30.000 ft untuk waktu terbang yang lama, yaitu biasanya 24 hingga 48 jam (Weibel & Hansman, 2005). Tugas dari tipe UAV ini adalah pengintaian dan pengawasan jarak jauh, umumnya lebih dari 500 km. Jenis pesawat ini menggunakan konfigurasi badan pesawat konvensional dengan unit propulsi terpasang di belakang. Di bagian belakang, pesawat ini memiliki permukaan ekor horizontal untuk memberikan stabilitas aerodimanis di *pitch* dan permukaan ekor vertika untuk memberikan stabilitas aerodinamis di *yaw*. MALE UAV cenderung memiliki beban sayap (*wing loading*) sebesar 1.000 N/m^2 (Austin, 2010).

2.3 *High Wing Arrangement*

Salah satu parameter sayap dapat ditentukan pada tahap awal proses desain pesawat adalah lokasi vertikal sayap relatif terhadap *center line* pesawat. Parameter sayap ini akan secara langsung mempengaruhi desain komponen pesawat lainnya termasuk desain pesawat terbang, desain *landing gear*, dan pusat gravitasi. Gambar 2.2 menunjukkan jenis-jenis *wing arrangement*.



Gambar 2.2 Jenis-jenis *wing arrangement* : (a) *High wing*; (b) *Mid-wing*; (c) *Low wing*; dan (d) *Parasol wing* (Sadraey, 2013)

Konfigurasi *high wing* memiliki beberapa kelebihan dan kekurangan yang membuatnya cocok untuk beberapa operasi penerbangan, tetapi tidak cocok untuk misi penerbangan lainnya. Beberapa keuntungan dari konfigurasi *high wing* yaitu sebagai berikut :

1. Mempermudah proses *loading* dan *unloading* maupun *cargo* ke dalam pesawat.
2. Mempermudah proses pemasangan mesin di sayap, karena jarak antara mesin (dan baling-baling) terhadap landasan lebih tinggi dibandingkan dengan *low wing*.
3. Melindungi sayap dari gas buang yang bersuhu tinggi saat *vertical take-off* dan *landing* pada pesawat VTOL.

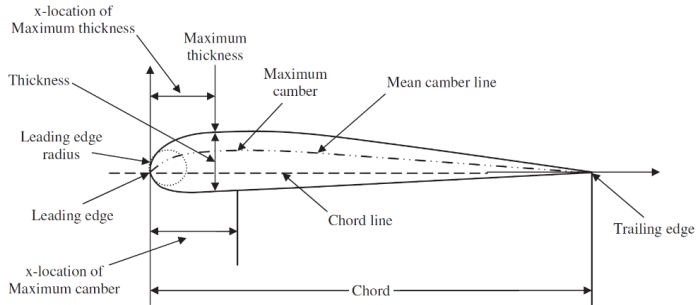
2.4 *Airfoil*

Airfoil adalah penampang melintang dari sayap pesawat terbang, *blade* (dari *propeller*, *rotor*, atau *turbine*). Selain itu *airfoil* juga memiliki deifinisi yaitu suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih dari gaya hambatan (*drag*) (Sarjito, 2017). Pemilihan *airfoil* banyak dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) – yang merupakan pendahulu dari Badan Administrasi Nasional saat ini yaitu *Aeronautics and Astronautics* (NASA). *Airfoil* merupakan bagian penting yang ada pada sayap pesawat, yaitu berperan untuk mampu membangkitkan gaya angkat (*lift*) akibat adanya perbedaan tekanan yang terjadi pada sisi atas dan sisi bawah sayap. Perbedaan tekanan ini terjadi dikarenakan adanya perbedaan kecepatan aliran fluida yang melewati permukaan *airfoil* (Austin, 2010).

Secara terminologi geometri ada beberapa istilah umum yang terdapat pada *airfoil*, yaitu seperti dijelaskan pada gambar 2.3 (Hurt Jr., 1965).

- Tepi depan (*leading edge*) adalah titik di bagian depan *airfoil* yang memiliki kelengkungan maksimum.
- Tepi belakang (*trailing edge*) adalah titik kelengkungan maksimum di bagian belakang *airfoil*.
- *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge* pada *airfoil*.
- *Chord* adalah garis karakteristik dimensi dari *airfoil*.
- *Mean camber line* adalah lokus titik di tengah-tengah bagian *upper* dan *lower surface*.
- *Maximum camber* adalah jarak maksimum antara *mean camber line* dengan *chord line*. Posisi *maximum camber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk presentase *chord* (x/c).

- *Maximum thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.



Gambar 2.3 Parameter geometri *airfoil* (Sadraey, 2013)

Selain itu juga ada beberapa istilah yang terkait dengan *airfoil* yaitu, permukaan isap (*suction surface*) adalah permukaan yang memiliki tekanan statis yang relatif lebih rendah. Permukaan isap pada *airfoil* pesawat terletak pada permukaan atas. Sedangkan permukaan tekanan (*pressure surface*) adalah permukaan yang memiliki tekanan statis yang relatif lebih tinggi daripada permukaan isap. Permukaan isap pada *airfoil* pesawat terletak pada permukaan bawah. Gradien tekanan antara permukaan tekanan dan permukaan isap berkontribusi terhadap gaya *lift* yang dihasilkan untuk *airfoil* tertentu.

2.5 *Airfoil August 160*

Hal terpenting yang harus diperhatikan pada setiap perancangan pesawat adalah pemilihan *airfoil* dan ukurannya. *Airfoil* dipilih terutama berdasarkan karakteristik dari *stall*. *Airfoil August 160* ini dibuat pada awal tahun 1920-an di negara Jerman. *Airfoil* ini memiliki *maximum thickness* 16% di 25% *chord* dan *maximum camber* 5.4% di 25% *chord*.

Airfoil ini merupakan jenis *biconvex airfoil*, yang menampilkan performa aerodinamik yang tinggi. Dan biasanya dirancang untuk pembangunan turbin angin, sehingga nilai *lift* dan *drag* nya tetap. (Rosato, 2001)

2.6 *Compressible Flow dan Incompressible Flow*

Compressible flow adalah aliran yang variasi densitas fluidanya tidak dapat diabaikan. Sedangkan *incompressible flow* adalah aliran yang variasi densitas fluidanya sangat kecil sehingga dapat diabaikan. Suatu aliran fluida yang dikategorikan *incompressible flow* jika variasi densitasnya kurang dari 5% dan *mach number* nya kurang dari 0,3 (Pritchard, 2011).

Aliran dengan densitas ($\rho = \text{konstan}$) dinamakan *incompressible*. Sebaliknya, jika aliran dimana nilai densitasnya ternilai atau bervariasi maka dinamakan *compressible*. Ada sejumlah masalah tentang aerodinamis yang dapat dimodelkan dengan *incompressible*. Contohnya, aliran cairan homogen yang dikategorikan sebagai *incompressible flow*, dan dapat diidentifikasi dengan asumsi $\rho = \text{konstan}$. Selain itu juga untuk aliran gas pada *Mach number* rendah pada dasarnya merupakan *compressible flow*, untuk $M < 0,3$, dengan asumsi $\rho = \text{konstan}$. Pada salah satu penerbangan pesawat, yaitu penerbangan pertama Wright bersaudara pada tahun 1903 sebelum Perang Dunia II, didapatkan sebagian besar data eksperimental dan teoritis tentang aerodinamik untuk *incompressible flow* pada pesawat tersebut. Di sisi lain, untuk aliran dengan kecepatan tinggi (*Mach number* mendekati 1 atau dibawahnya) diidentifikasi sebagai *compressible flow*, untuk nilai ρ yang bervariasi (Anderson Jr, 2013).

2.7 Aliran Laminer dan Turbulen

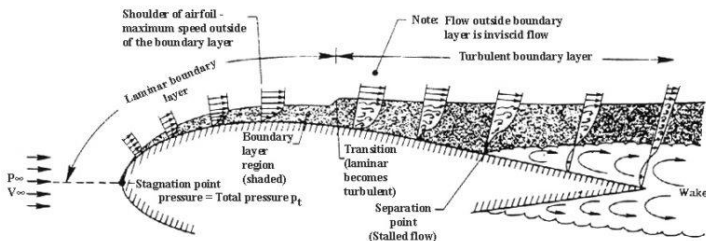
Aliran laminar merupakan aliran fluida yang bergerak dengan kecepatan rendah dan membentuk garis-garis alir yang sejajar satu sama lain. Aliran laminar tergambar sebagai filamen

Panjang yang mengalir sepanjang aliran. Dari aliran laminar akan menjadi aliran turbulen akan terjadi peralihan yang dinamakan aliran transisi. Bilangan *Reynolds* dari aliran transisi disebut *critical Reynolds number*.

Aliran turbulen merupakan aliran fluida yang partikel-partikelnya bergerak secara acak dan tidak stabil dengan kecepatan berfluktuasi yang saling interaksi. Garis alir antarpartikelnya saling berpotongan sehingga digambarkan dalam bentuk yang tidak stabil dengan Bilangan *Reynolds*. Contohnya yaitu aliran udara yang mempunyai viskositas fluida rendah dan mengalir dengan kecepatan tinggi.

2.8 *Boundary Layer*

Boundary layer merupakan lapisan tipis di dekat dinding padat yang memisahkan daerah di dalam dan di luar *boundary layer*. Daerah di dalam *boundary layer* adalah daerah dimana tegangan geser sangat berpengaruh (aliran *viscous*), sedangkan daerah di luar *boundary layer* adalah daerah dimana tidak ada pengaruh tegangan geser (aliran *inviscid*). Proses terbentuknya *boundary layer* sangat tergantung pada bentuk geometri permukaan yang dilalui. Terbentuknya *boundary layer* pada aliran yang melewati *airfoil* dapat dilihat pada gambar 2.4.



Gambar 2.4 *Boundary layer* pada *airfoil* (Rainer, 2020)

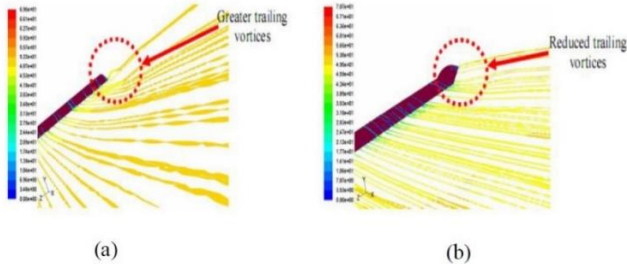
Pada gambar 2.4 menunjukkan bahwa sebelum aliran menyentuh *airfoil*, aliran fluida memiliki profil kecepatan yang

uniform. Pada saat pertama aliran menyentuh *leading edge* menyebabkan kecepatan aliran menjadi nol dimana titik ini disebut *stagnation point*. Kemudian pada saat aliran telah melewati *leading edge*, terjadi tegangan geser sehingga menyebabkan berubahnya profil kecepatan aliran dan membentuk *boundary layer*. *Boundary layer* pada permukaan padat berkembang dari *leading edge*. Pada daerah *leading edge*, tebal *boundary layer* masih tipis dimana partake-partikel fluida masih bergerak secara berlapis-lapis. Lapisan batas ini dinamakan lapisan batas laminar (*laminar boundary layer*). Semakin jauh fluida bergerak dari *leading edge*, lapisan batas akan semakin berkembang dan aliran akan berubah menjadi turbulen. Sesaat sebelum aliran menjadi turbulen, aliran berada pada daerah transisi dimana daerah tersebut dinamakan lapisan batas transisi (*transition boundary layer*). Semakin jauh dari *leading edge*, aliran fluida akan menjadi aliran turbulen dan daerah ini dinamakan lapisan batas turbulen (*turbulent boundary layer*). Pada *turbulent boundary layer*, profil kecepatan aliran yang terbentuk lebih tebal dari profil kecepatan aliran laminar, dikarenakan pada aliran *turbulent* terjadi pergerakan partikel secara acak sehingga menyebabkan tumbukan antar partikel, pertukaran momentum, dan meningkatnya energi dalam aliran fluida tersebut (Anderson Jr, 2013).

2.9 *Winglet*

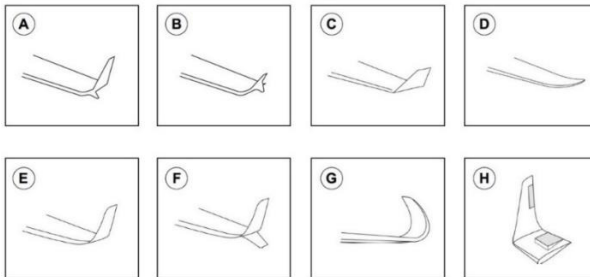
Winglet merupakan bagian tambahan berupa penampang vertikal yang berada pada ujung sayap pesawat. Tujuan dari adanya *winglet* adalah untuk mengurangi *vortex* pada bagian ujung sayap pesawat (*tip vortex* dan *trailing vortex*) yang terbentuk dari perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah dari sayap pesawat terbang. Perbedaan *trailing vortex* pada sayap tanpa *winglet* dengan yang menggunakan *winglet*, dapat dilihat pada gambar 2.5. dengan berkurangnya

vortex pada ujung sayap, diharapkan *winglet* dapat meningkatkan performa pesawat terbang berupa meingkatkan efisiensi bahan bakar dan jarak tempuh pesawat.



Gambar 2.5 *Pathlines* yang menunjukkan *trailing vortex* pada sayap tanpa *winglet* (a) dan dengan *winglet* (b) (Azlin et al., 2011)

Terdapat beberapa jenis *winglet* yang digunakan terutama pada pesawat *Airbus* maupun pesawat jenis lainnya seperti ditampilkan pada gambar 2.6 berikut. *Winglet* dengan beberapa desain yang berbeda digunakan sesuai dengan fungsi dari pesawat itu, yaitu biasanya dioptimalkan untuk kondisi penerbangan tertentu (misalnya dalam pesawat jarak menengah dan panjang, dan kondisi jelajah).



Gambar 2.6 Jenis *winglet* dan *wingtip device* yang biasanya digunakan. *Whitcomb winglet* (A); *Wingtip fence* (B); *Trapezoidal winglet* (C); *Raked wingtip* (D); *Blended winglet*

(E); *Blended split winglet* (F); *Sharklet* (G); *Active winglet* (H)
(Guerrero et al., 2018)

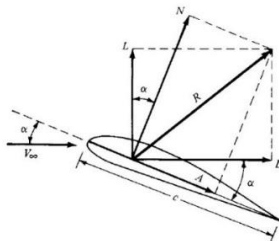
2.10 Aerodynamics Force

Gaya aerodinamika timbul karena adanya gesekan aliran udara dengan permukaan sayap yang menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas sayap. *Relative wind* (V_∞) adalah kecepatan aliran yang berada di depan *body* atau kecepatan aliran yang menuju ke *body*. Aliran tersebut disebut sebagai *freestream*, oleh karena itu V_∞ juga disebut sebagai kecepatan *freestream*. Gaya angkat atau *lift force* (L) adalah komponen dari resultan (R) yang tegak lurus terhadap kecepatan *freestream* (V_∞). Gaya hambat atau *drag force* (D) adalah komponen dari resultan (R) yang sejajar dengan kecepatan *freestream* (V_∞). Gaya normal (N) adalah komponen dari resultan (R) yang tegak lurus dengan *chord* (c). Gaya aksial (A) adalah komponen dari resultan (R) yang sejajar dengan *chord* (c).

Sudut serang (*angle of attack*, α) didefinisikan sebagai sudut antara kecepatan *freestream* (V_∞) dan *chord* (c). Selain itu, α juga didefinisikan sebagai sudut antara L dan N dan juga sudut antara D dan A . Hubungan geometrik antara gaya-gaya tersebut dapat dilihat pada gambar 2.7.

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.1)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (2.2)$$



Gambar 2.7 Resultan gaya pada *airfoil* (Anderson Jr, 2013)

2.11 Koefisien Tekanan (C_p)

Fluida yang mengalir pada suatu permukaan *airfoil* akan menghasilkan tekanan. Tekanan yang dihasilkan pada tiap daerah permukaan *airfoil* tidak seragam. Distribusi tekanan yang terjadi pada permukaan *airfoil* dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut dengan koefisien tekanan (C_p) (Houghton et al., 2013). Koefisien tekanan merupakan selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Bilangan tak berdimensi ini juga disebut dengan bilangan *Euler*, yaitu perbandingan antara gaya tekan dengan gaya inersia fluida.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (2.3)$$

Dimana :

C_p = koefisien tekanan

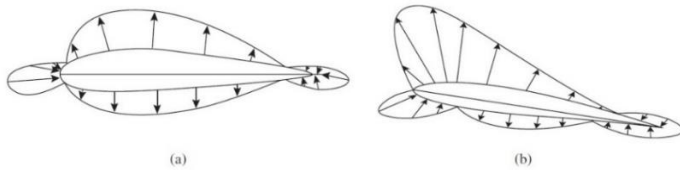
p = tekanan statis di titik tertentu pada kontur

p_∞ = tekanan statis *freestream*

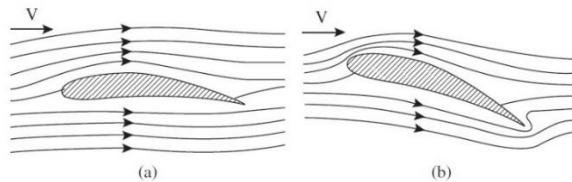
ρ = massa jenis fluida

V_∞ = kecepatan *freestream*

Dengan bertambahnya sudut serang (*angle of attack*) dari *airfoil* maka perbedaan tekanan antara *upper surface* dan *lower surface* menjadi lebih besar. Gambar 2.8 menunjukkan tipikal distribusi tekanan pada *airfoil* dengan beberapa variasi *angle of attack* (sudut serang). Pada gambar 2.9 juga digambarkan aliran di sepanjang *airfoil* jika terdapat perbedaan *angle of attack* (sudut serang).



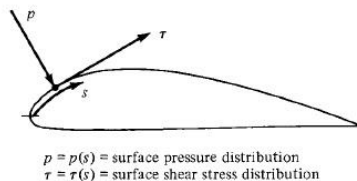
Gambar 2.8 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan sudut serang 0° (a) dan sudut serang 15° (b) (Sadraey, 2013)



Gambar 2.9 Aliran di sekitar *airfoil* dengan sudut serang kecil (a) dan sudut serang besar (b) (Sadraey, 2013)

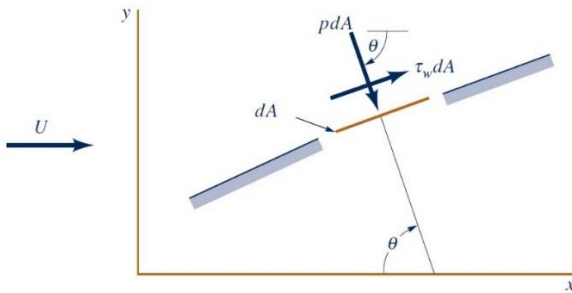
2.12 Koefisien *Lift* dan Koefisien *Drag*

Sebuah benda padat apabila dilalui oleh aliran fluida akan mengalami gaya-gaya akibat interaksi fluida. Gaya-gaya yang ditimbulkan antara lain yaitu gaya geser (*wall shear stress*) akibat adanya viskositas fluida dan gaya tekan (*normal stress*) akibat adanya tekanan fluida. Gambar 2.10 menunjukkan tekanan (p) tegak lurus terhadap permukaan *airfoil* sedangkan *shear stress* (τ) menyinggung permukaan *airfoil*.



Gambar 2.10 Ilustrasi tekanan dan *shear stress* pada permukaan *airfoil* (Anderson Jr, 2013)

Pada aliran dua dimensi, gaya yang arahnya sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (daya hambat). Sedangkan gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut *lift force* (gaya angkat). Distribusi tekanan dan tegangan geser (*shear stress*) dapat diperoleh dari hasil integral dari dua efek tegangan tersebut yang dapat dijelaskan dalam gambar 2.11. Pada gambar tersebut menjelaskan distribusi gaya pada elemen kecil permukaan benda yaitu pada *airfoil*.



Gambar 2.11 Gaya tekan dan gaya geser pada elemen permukaan benda (Munson et al., 2013)

Dari gambar 2.11, resultan gaya terhadap masing-masing sumbu dapat diperoleh sebagai berikut :

$$dF_x = (p \, dA) \cos \theta + (\tau_w \, dA) \sin \theta \quad (2.4)$$

$$dF_y = -(p \, dA) \sin \theta + (\tau_w \, dA) \cos \theta \quad (2.5)$$

Komponen gaya ke arah sumbu- x adalah gaya *drag* (D) dan komponen gaya ke arah sumbu- y adalah gaya *lift* (L). Kemudian kedua persamaan di atas diintegrasikan sehingga didapatkan persamaan sebagai berikut :

$$D = \int dF_x = \int p \cos \theta \, dA + \int \tau_w \sin \theta \, dA \quad (2.6)$$

$$L = \int dF_y = - \int p \sin \theta \, dA + \int \tau_w \cos \theta \, dA \quad (2.7)$$

Pada persamaan 2.10 dan 2.11 perlu diketahui bentuk benda yang diamati untuk mengetahui distribusi tekanan pada permukaan benda dan tegangan gesernya agar persamaan tersebut dapat digunakan. Tanpa diketahui kedua komponen tersebut persamaan 2.6 dan 2.7 tidak dapat digunakan. Alternatif yang dilakukan adalah menggunakan koefisien *lift* dan koefisien *drag*. Koefisien *lift* dan *drag* merupakan koefisien yang tak berdimensi dan dapat dituliskan sebagai berikut :

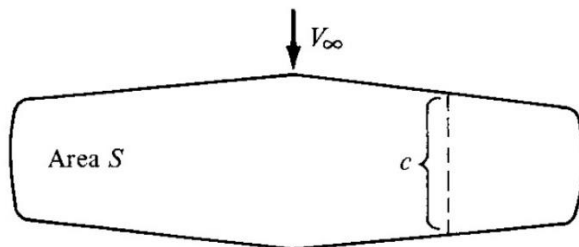
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} \quad (2.8)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} \quad (2.9)$$

Keterangan untuk persamaan (2.8) dan (2.9) adalah :

- ρ = massa jenis fluida
- V_∞ = kecepatan *freestream*
- S = luas area penampang *airfoil*
= $c \times s$

Untuk besar nilai S ini merupakan hasil perkalian antara panjang *chord* (c) dengan panjang *span* (s) pada *airfoil*. Pada gambar 2.12 digambarkan luas area untuk menghitung nilai dari S untuk mendapatkan nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag*.



- S = planform area
- $l = c$ = chord length

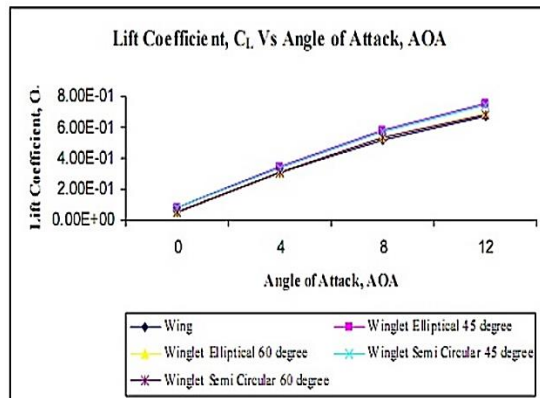
Gambar 2.12 Luas area penampang *airfoil* (Anderson Jr, 2013)

2.13 Penelitian Terdahulu

2.13.1 CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic Flow

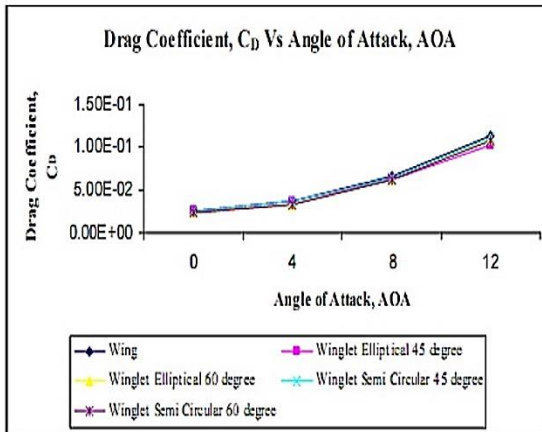
Azlin (2011) melakukan simulasi numerik yang berfokus kepada penentuan efisiensi dari beberapa ukuran desain *winglet*. Sementara dari beberapa penelitian yang telah banyak dilakukan pada *winglet*, sebagian besar didominasi oleh *conventional winglet*, seperti *spiroid winglet* dan *blended winglet*. Sedikit yang melakukan simulasi tentang bentuk *trapezoidal winglet (elliptical winglet)* dan *semi circular winglet*. Analisa *lift* dan *drag* pada penelitian kali ini yaitu menggunakan *trapezoidal winglet* dengan *cant angle* 45° dan 60° . Analisa yang digunakan pada penelitian ini yaitu pada *baseline wings (without winglet)* dan dengan menggunakan *elliptical* dan *semi circular winglet cant angle* 45° dan 60° . Spesifikasi pada sayap pesawat ini itu panjang *span* 660 mm dan panjang *chord* 121 mm pada berbagai sudut serang pada wilayah *low subsonic (Mach number < 0,3)*. Ketebalan dari *winglet* yaitu setengah dari *chord airfoil* sebesar 60,5 mm. Penelitian ini difokuskan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika seperti *drag coefficient* (C_D), *lift coefficient* (C_L), dan *lift-to-drag-ratio* (C_L/C_D).

Penelitian ini menggunakan *airfoil* NACA 65₃218 dengan nilai *stall* pada sudut serang 12° . Simulasi ini dilakukan pada sudut serang antara 0° dan 12° dengan kecepatan 40 m/s, 45 m/s, dan 50 m/s. Pada gambar 2.13 menunjukkan bahwa *elliptical winglet (trapezoidal winglet)* dengan *cant angle* 45° menghasilkan nilai *lift coefficient* tertinggi jika dibandingkan dengan tipe *winglet* lainnya. *Semi circular winglet* dengan *cant angle* 45° menghasilkan nilai *lift coefficient* tertinggi kedua. Untuk tipe *winglet elliptical* dan *semi circular winglet* dengan *cant angle* 45° dan 60° menunjukkan kenaikan performa nilai dari *lift coefficient*.



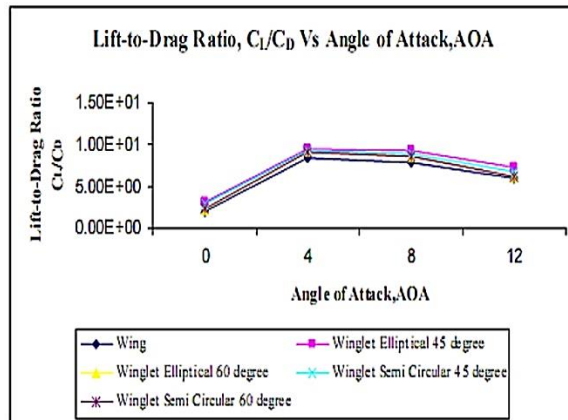
Gambar 2.13 *Lift coefficient versus angle of attack*, pada kecepatan 40 m/s (Azlin et al., 2011)

Pada gambar 2.14 menunjukkan grafik antara C_D dan sudut serang, dengan kecepatan 40 m/s. dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa *elliptical winglet* dengan *cant angle* 45° mempunyai nilai *drag coefficient* paling rendah kemudian nilai *drag coefficient* terendah kedua yaitu pada *semicircular winglet* dengan *cant angle* 60° . Untuk tipe *winglet elliptical* dan *semi circular winglet* dengan *cant angle* 45° dan 60° menunjukkan nilai dari *drag coefficient* yang mengalami penurunan.



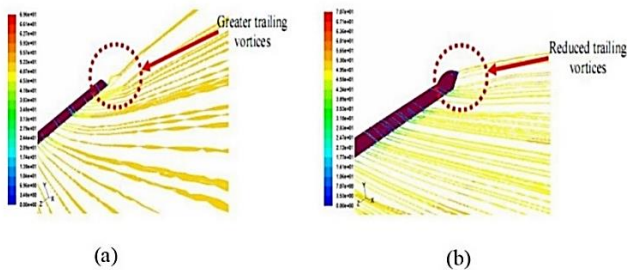
Gambar 2.14 Drag coefficient versus angle of attack, pada kecepatan 40 m/s (Azlin et al., 2011)

Pada gambar 2.15 menunjukkan bahwa *elliptical winglet* dengan *cant angle* 45° mempunyai nilai *lift-to-drag-ratio* yang paling tinggi jika dibandingkan dengan nilai C_L/C_D dari *winglet* yang lain pada semua kecepatan. Dan untuk nilai C_L/C_D tertinggi selanjutnya adalah pada tipe *winglet semi circular winglet* dengan *cant angle* 45° . Dan dapat dilihat bahwa sudut serang yang memiliki nilai paling efisien yaitu pada 4° pada semua nilai kecepatan.



Gambar 2.15 *Lift-to-drag-ratio versus angle of attack*, pada kecepatan 40 m/s (Azlin et al., 2011)

Pada gambar 2.16 menunjukkan *pathline* dari aliran pada *winglet* dengan kecepatan maksimum 50 m/s dan maksimum sudut serang 12°. *Pathline* ini difokuskan pada area *wingtip* ketika *trailing vortices* terjadi. Dari gambar tersebut juga dapat diketahui untuk *baseline wing* (*without winglet*) menunjukkan *trailing vortices* yang sangat jelas. Dan pada *elliptical winglet* dengan *cant angle* 45° akan dapat mengurangi terjadinya *trailing vortices*.



Gambar 2.16 *Pathline* : *Baseline wing* pada sudut serang 12° (a) dan *elliptical winglet cant angle 45°* pada sudut serang 12° (b) (Azlin et al., 2011)

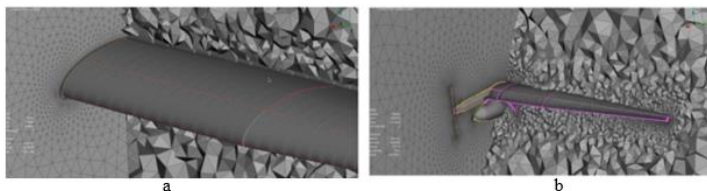
Perbandingan aerodinamika dari penelitian ini yaitu pada nilai koefisien *lift*, C_L , koefisien *drag*, C_D , dan *lift-to-drag-ratio*, C_L/C_D , menunjukkan bahwa dengan adanya penambahan *winglet* berbentuk *elliptical winglet (trapezoidal winglet)* dan *semi circular winglet* akan memberikan bentuk kurva *lift* menjadi lebih besar begitu pula dengan kurva *lift-to-drag ratio* jika dibandingkan dengan *baseline wing*. *Elliptical winglet cant angle 45°* memberikan desain bentuk *winglet* terbaik dan menyebabkan peningkatan nilai *lift* sebesar 8% dan *lift-to-drag-ratio* yang dihasilkan pun juga paling tinggi.

2.13.2 *Design, Performance Evaluation and Optimization of a UAV*

Kontogiannis & Ekaterinaris (2013) melakukan simulasi numerik pada pesawat UAV yang memiliki spesifikasi yang inovatif, yaitu dikenal dengan *small size light UAV*. Oleh karena itu dilakukan perancangan dan pengujian untuk pesawat ini dengan metode CFD. Pada tahap penelitian ini kecepatan yang dihasilkan tidak boleh melebihi 12 m/s dan landasan pacu tidak boleh melebihi 60 m. Pada penelitian ini dilakukan optimasi untuk desain aerodinamis UAV pada bagian sayap, *horizontal stabilizer*, *vertical stabilizer (rudder)*, dan *aileron*.

Airfoil yang digunakan adalah *Eppler 420* dengan $Re = 1,3 \times 10^5 - 2,4 \times 10^5$. Sayap dengan pemasangan *wingtip fence* akan menghasilkan performa terbaik dibandingkan dengan jenis *winglet* lain seperti *blended winglet*, *hoerner*, dan *elliptical winglet*. Hasil yang didapatkan menunjukkan perbandingan bidang aliran di area *baseline (plain wing)* dan pada ujung daerah *wingtip*. Hal ini menunjukkan bahwa dengan pemasangan *winglet* akan menunjukkan daerah *vortex* yang semakin berkurang. Dari hasil modifikasi desain ini akan menaikkan kinerja sebesar 7,7%.

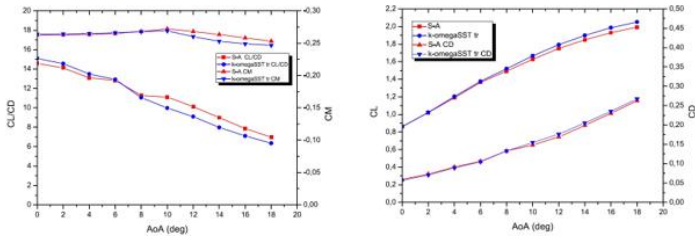
Pada penelitian kali ini dilakukan *meshing* pada *airfoil E420* dan didapatkan nilai dari *grid independency*. Untuk *mesh* yang digunakan adalah *intermediate size mesh* yang memberikan resolusi yang cukup untuk kebutuhan simulasi. Dengan menggunakan *mesh* tersebut didapatkan nilai dari y^+ yang tidak melebihi 1, atau dengan kata lain nilai $y^+ = 0,2 - 0,4$. Untuk *mesh* pada *airfoil E420* menghasilkan sebanyak 2×10^6 elemen, sedangkan untuk *full body UAV* menghasilkan $4,5 \times 10^6$ elemen yang nantinya akan diidentifikasi berbentuk simetri (setengah *body*). Pada identifikasi pesawat UAV simetri dihasilkan nilai y^+ yang mendekati 1. Pada gambar 2.17 menunjukkan gambar *mesh* untuk sayap dan setengah *body* pesawat.



Gambar 2.17 *Wing surface mesh* (a) dan *Final configuration volume mesh* (b) (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

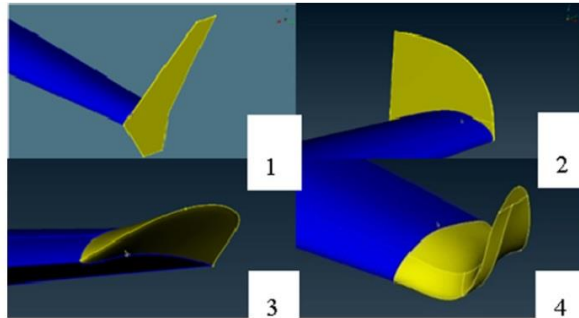
Hasil perhitungan *baseline wing* ditunjukkan pada gambar 2.18 data ini sangat diperlukan untuk pengembangan

dari desain akhir serta nilai referensi untuk setiap desain sayap baru. Tujuan utama dari analisa menggunakan CFD ini adalah untuk memberikan informasi tentang bidang aliran di dekat *body* pesawat sehingga Ketika nanti dilakukan desain ulang dan optimasi nilainya bisa efisien dan efektif.



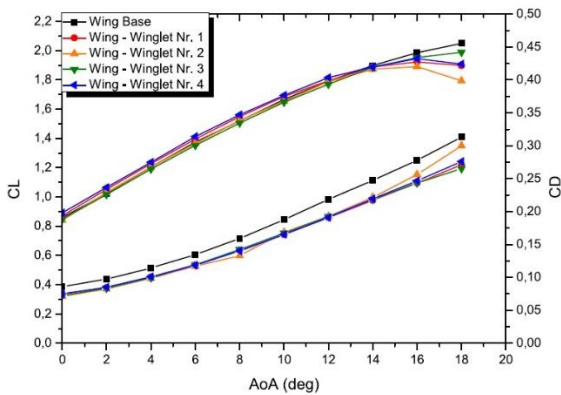
Gambar 2.18 C_L dan C_L/C_D baseline wing result (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Optimasi untuk analisa CFD bertujuan untuk memaksimalkan rasio L/D tanpa mengabaikan nilai koefisien *lift* yang tinggi pada kecepatan yang rendah. Pada daerah sayap pesawat memiliki panjang yang terbatas yang mengakibatkan adanya aliran tiga dimensi yang terjadi pada bagian *tip* sayap yang diakibatkan oleh perbedaan tekanan pada sisi atas sayap dan sisi bawah sayap. Aliran ini mengakibatkan munculnya *vortex* atau biasa disebut dengan *tip vortex*. *Tip vortex* mengakibatkan kerugian pada performansi pesawat yang berupa mengakibatkan menurunnya luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien *drag* pada pesawat. Sehingga untuk mengurangi hal tersebut dipasang *winglet*. Pada gambar 2.19 berikut adalah konfigurasi *winglet* yang digunakan pada penelitian kali ini.



Gambar 2.19 *Winglet configuration* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Dari semua konfigurasi *winglet* yang digunakan dilakukan analisa dan didapatkan hasil grafik seperti pada gambar 2.20. Dari hasil analisa tersebut didapatkan hasil yang diinginkan yaitu *lift coefficient* yang tinggi, *drag coefficient* yang rendah, dan *L/D* yang tinggi. Dan dari grafik yang dihasilkan tersebut dapat disimpulkan dalam tabel 2.1 yang merupakan hasil dari konfigurasi *winglet*. Dimana *winglet* nomer 4 menghasilkan desain yang paling optimal.



Gambar 2.20 *Wing with winglets result* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Tabel 2.1 *Winglet characteristic* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Wingtip	$C_{L_{tip}}/D_{max}$	$C_{D_{tip}}/D_{max}$	$C_L/C_{D_{max}}$	$C_{L_{tip}}/deg$	$C_{D_{tip}}/deg$	$C_L/C_{D_{tip}}/deg$	Increase (%)
Winglet Nr. 1	1.052	0.0844	12.46	1.396	0.1190	11.73	12.91
Winglet Nr. 2	1.029	0.08262	12.45	1.364	0.1170	11.665	12.43
Winglet Nr. 3	1.015	0.0834	12.17	1.353	0.1190	11.369	10.15
Winglet Nr. 4	1.064	0.0851	12.50	1.413	0.1185	11.928	14.36

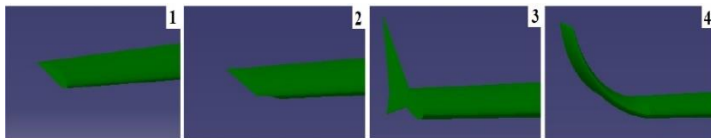
2.13.3 *Design of a Medium Range Tactical UAV and Improvement of its Performance by Using Winglets*

Turanoguz & Alemdaroglu (2015) melakukan simulasi numerik pada *airfoil Eppler 562* dengan memberikan variasi berupa penambahan *winglet* pada bagian *tip* sayap dan juga sudut serang dari *airfoil*. Turanoguz membandingkan tiga jenis *winglet* (gambar 2.21) pada penelitian ini, yaitu *horner winglet*, *shifted downstream winglet*, dan *blended winglet*. Penelitian numerik ini dilakukan dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan menggunakan *software Ansys Fluent 18.1*. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan parameter aerodinamik berupa koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan koefisien tekanan dari konfigurasi *winglet* yang sudah

ditentukan. Parameter batas yang ditentukan oleh Turanoğuz adalah sebagai berikut pada tabel 2.2

Tabel 2.2 Kondisi Batas (*Boundary Condition*) (Turanoğuz & Alemdaroglu, 2015)

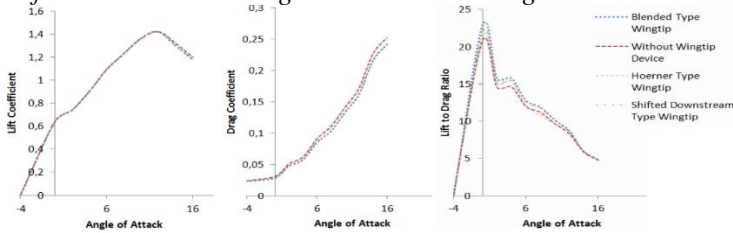
<i>Boundary</i>	<i>Name</i>	<i>Value</i>
<i>Velocity inlet</i>	<i>Velocity</i>	45 m/s
	<i>Temperature</i>	300 K
	<i>Turbulence Intensity</i>	0,5
<i>Pressure Outlet</i>	<i>Hydraulic Diamater</i>	66,66 m
	<i>Gauge Pressure</i>	0 Pa
	<i>Temperature</i>	300 K
	<i>Turbulence Intensity</i>	% 0,5
<i>Symmetry</i>	<i>Hydraulic Diameter</i>	66,66 m



Gambar 2.21 *Baseline wing* (1), *Hoerner winglet* (2), *Shifted Downstream winglet* (3), *Blended winglet* (4) (Turanoğuz & Alemdaroglu, 2015)

Pada perbandingan performa aerodinamik yang dilakukan oleh Turanoğuz, didapatkan hasil seperti gambar 2.22. Pada gambar 2.22 terdapat tiga grafik yang terdiri dari grafik koefisien *lift* (a), grafik koefisien *drag* (b), dan grafik *lift to drag ratio* (c). dari grafik koefisien *lift* pada penelitian Turanoğuz didapatkan bahwa *blended winglet* merupakan yang paling efektif dikarenakan adanya peningkatan koefisien *lift*

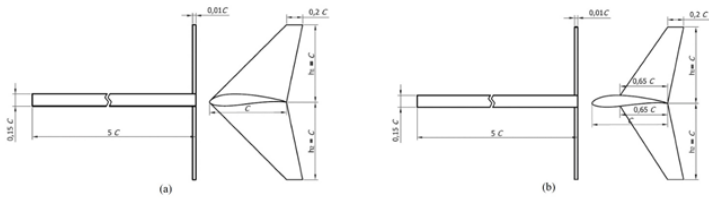
dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *winglet*, begitu pula untuk *shifted downstream winglet*. Namun untuk *hoerner winglet* peningkatan koefisien *lift* tidak sebesar pada *blended* dan *shifted downstream winglet*. Pada grafik koefisien *drag blended winglet* juga memiliki nilai koefisien *drag* yang lebih rendah dibandingkan dengan konfigurasi lainnya. Oleh karena itu *blended winglet* memiliki perbandingan *lift to drag ratio* yang lebih tinggi dibandingkan variasi lainnya, disusul dengan *shifted downstream winglet* dan *hoerner winglet*.



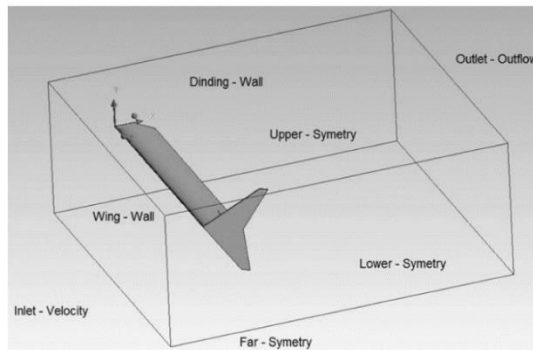
Gambar 2.22 C_L , C_D dan C_L/C_D pada sayap dengan *winglet* dan tanpa *winglet* (Turanoğuz & Alemdaroglu, 2015)

2.13.4 Aerodynamics Analysis of the Wingtip Fence Effect of UAV Wing

Hariyadi (2018) melakukan simulasi menggunakan *airfoil Eppler 562* dengan menambahkan *winglet* berupa *forward wingtip fence* dan *rearward wingtip fence* dan tanpa penambahan *winglet*. Pada penelitian ini menggunakan model simulasi yaitu *turbulent model k- ω SST*. Kecepatan yang digunakan yaitu 10 m/s ($Re = 2,3 \times 10^5$) dengan sudut serang (*angle of attack, α*) = 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, dan 19°. Panjang *chord* yang digunakan yaitu 20 cm. Bentuk geometri dan domain simulasi yang digunakan ditunjukkan seperti pada gambar 2.23 dan 2.24 berikut.

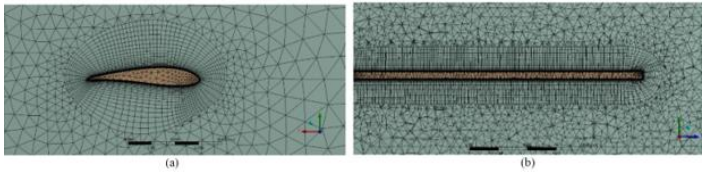


Gambar 2.23 Bentuk geometri *Forward Wingtip Fence* (a), *Rearward Wingtip Fence* (b) (Hariyadi, 2018)



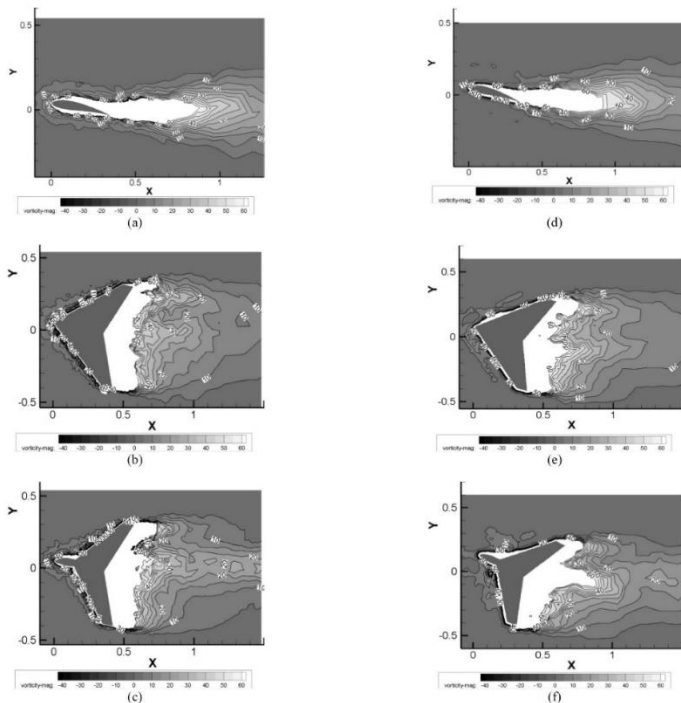
Gambar 2.24 Domain simulasi dan *boundary conditions* (Hariyadi, 2018)

Pada gambar 2.25 menunjukkan bentuk dari *meshing* yang digunakan yaitu pada area di sekitar *wing surface* menggunakan bentuk *quadilateral*. Sementara untuk area yang jauh dari *wing surface* menggunakan bentuk *triangular*. Kondisi aliran fluida yang digunakan yaitu $(\rho) = 1,17 \text{ kg/m}^3$, *viscosity* $(\mu) = 1,86 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$. Kriteria konvergensi yang digunakan yaitu 10^{-5} .



Gambar 2.25 *Meshing* : Side View (a), Section View (b)
(Hariyadi, 2018)

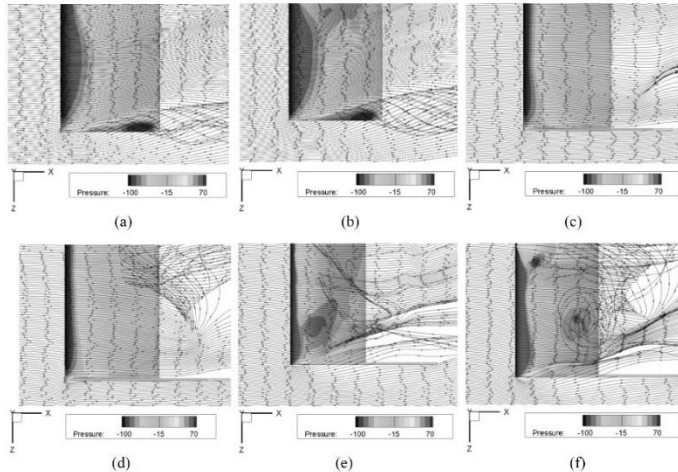
Pada gambar 2.26 menunjukkan *vortex* (*vorticity magnitude*) yang terjadi pada *plain wing* dan *wing with winglet*. Dari hasil simulasi yang didapat menunjukkan bahwa pada semakin tinggi *angle of attack* maka akan semakin besar atau *vorticity area* yang dihasilkan. Hal ini ditunjukkan pada peningkatan *vorticity magnitude* pada $\alpha = 12^\circ$ dan $\alpha = 17^\circ$ untuk *plain wing*, *forward wingtip fence*, dan *rearward wingtip fence*. *Plain wing* akan menghasilkan *vortex* yang paling besar jika dibandingkan dengan kedua jenis *winglet* yang lain. Sementara itu pada *forward wingtip* akan menghasilkan *vorticity area* yang paling kecil dibandingkan dengan yang lain. Artinya tipe *winglet* ini yang paling efektif digunakan untuk mengurangi terjadinya *vortex* di ujung sayap pesawat.



Gambar 2.26 Vorticity Magnitude (s^{-1}) pada xy plane. Plain wing $\alpha = 12^\circ$ (a); Forward Wingtip Fence $\alpha = 12^\circ$ (b); Rearward Wingtip Fence $\alpha = 12^\circ$ (c); Plain Wing $\alpha = 17^\circ$ (d); Forward Wingtip Fence $\alpha = 17^\circ$ (e); dan Rearward Wingtip Fence $\alpha = 17^\circ$ (f) (Hariyadi, 2018)

Pada gambar 2.27 menunjukkan *pathline* pada bagian *wingtip* lonkatan aliran dari *lower surface* ke *upper surface* yang kemudian akan menyatu dengan aliran di *leading edge*. Kombinasi atau penyatuan dari aliran tersebut disebabkan oleh adanya *rotating motion* dari area *leading edge* menuju ke *trailing edge*. Jika semakin meningkat nilai *angle of attack* maka juga akan menyebabkan area *rotating motion* yang

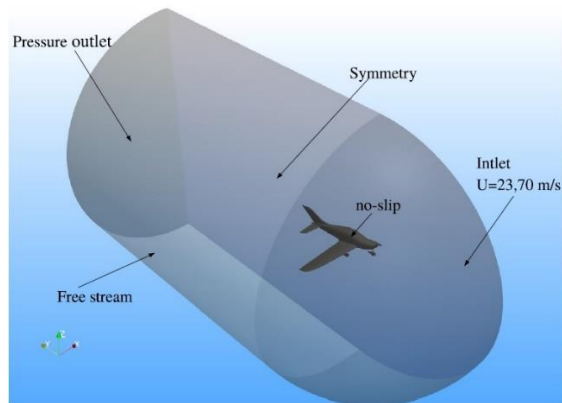
dihasilkan juga semakin lebar seperti pada gambar 2.27(b). Dari gambar 2.27 ini dapat disimpulkan bahwa jenis *forward wingtip* menghasilkan *tip vortex* yang paling kecil jika dibandingkan dengan *rearward winglet*.



Gambar 2.27 Pathline Structure : Plain Wing $\alpha = 17^\circ$ (a); Plain Wing $\alpha = 19^\circ$ (b); Forward Wingtip Fence $\alpha = 17^\circ$ (c); Forward Wingtip Fence $\alpha = 19^\circ$ (d); Rearward Wingtip Fence $\alpha = 17^\circ$ (e); dan Rearward Wingtip Fence $\alpha = 19^\circ$ (f) (Hariyadi, 2018)

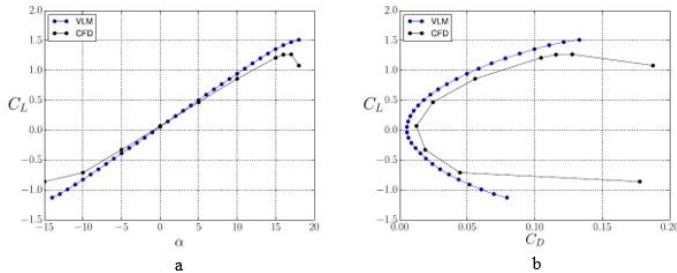
2.13.5 Computational Aerodynamics Analysis of a Light Sport Aircraft : Compliance Study for Stall Speed and Longitudinal Stability Certification Requirement

Penelitian tentang simulasi numerik untuk analisa *full body* pesawat terbang untuk mengetahui *stall speed* dari pesawat tersebut telah dilakukan oleh S. Piedra (2018). Pada metode ini menggunakan analisa *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Untuk kondisi dari domain pesawat dan *boundary condition* seperti pada gambar 2.28.



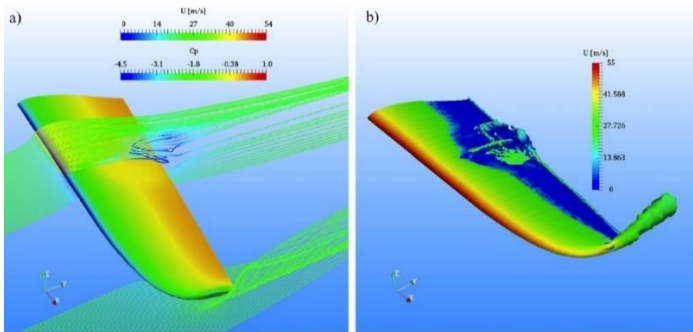
Gambar 2.28 *Boundary conditions* (Piedra et al., 2018)

Pada gambar 2.29a merupakan hasil koefisien *lift* terhadap *angle of attack*. Dari gambar tersebut dapat diketahui dengan dua metode yang ditunjukkan yaitu VLM dan CFD dapat diketahui bahwa koefisien *lift* menunjukkan hubungan yang linear terhadap *angle of attack*. Dari hasil dengan metode CFD dapat diketahui bahwa posisi *stall* pesawat ini adalah pada sudut sekitar 16° . Pada gambar 2.29b merupakan hasil perbandingan antara koefisien *lift* dan koefisien *drag*. Hasil dari metode VLM cenderung memiliki nilai koefisien *drag* yang lebih rendah dibandingkan dengan metode CFD. Sedangkan untuk nilai dengan metode CFD menunjukkan kenaikan koefisien *drag* yang besar setelah mencapai kondisi *stall*. Pada kondisi ini sayap dari pesawat memiliki efisiensi aerodinamis maksimum $C_L/C_D = 20,5$ pada *angle of attack* sekitar 5°



Gambar 2.29 C_L vs α (a) dan C_L vs C_D (b) (Piedra et al., 2018)

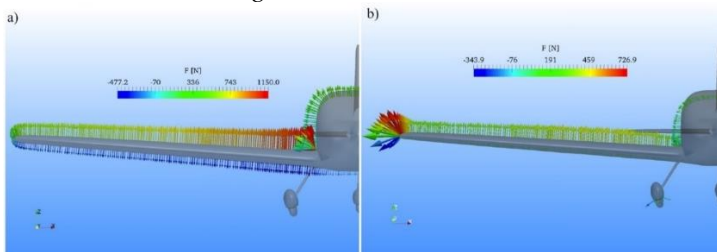
Dari penelitian tersebut didapatkan hasil bahwa dapat diketahui analisa untuk aliran yang terjadi di bagian sayap dan kondisi yang terjadi pada sayap seperti digambarkan pada gambar 2.30. Karena geometri dari sayap merupakan salah satu hal penting dari desain pesawat terbang, oleh sebab itu harus dilakukan analisa aliran yang terjadi pada bagian sayap pesawat terbang.



Gambar 2.30 *Streamline* di sekitar sayap (a) dan daerah separasi aliran pada kondisi *stall* (b) (Piedra et al., 2018)

Dari gambar 2.30a, *streamline* di sekitar sayap pada kondisi *stall* ($\alpha = 16^\circ$, $V = 23$ m/s), dan juga distribusi koefisien tekanan pada permukaan sayap juga ditampilkan pada gambar tersebut. Dapat dilihat bahwa separasi dari *boundary layer* pada

saat kondisi sedang terbang terjadi di pada setengah bagian dari *chord*. Dari gambar 2.30b ditampilkan untuk daerah separasi dari alirannya. Struktur dari pusaran untuk aliran turbulen ditunjukkan bahwa terjadi di daerah sekitar *trailing edge*, hal ini menyebabkan berkurangnya *lift force* dan menaikkan *induced drag*. Meskipun dengan berkurangnya *lift force* pada kondisi *stall*, sayap pesawat dengan model *semi-wing* seperti pada pesawat terbang ini dapat menghasilkan sekitar 42% *lift force* yang diperlukan untuk membuat pesawat terbang dapat terbang dalam kondisi kritis tersebut. Hal ini berarti sisa *lift force* yang dibutuhkan harus dihasilkan oleh badan pesawat (*fuselage*) untuk tetap menjaga agar pesawat terbang dapat terbang dengan stabil saat kondisi *wing stall*.



Gambar 2.31 *Force distribution* pada sayap pesawat terbang saat posisi *cruise* (a) dan posisi *stall* (b) (Piedra et al., 2018)

Pada gambar 2.31 dapat dilihat untuk distribusi dari *lift force* dari sayap pesawat terbang pada kondisi *cruise* dan *stall*. Pada saat terbang dengan posisi *cruise*, sebagian besar gaya distribusi gaya nya dapat diamati. Sedangkan untuk posisi *stall*, *lift force* di daerah *wing root* akan berkurang, karena separasi yang terjadi pada daerah sayap. Selain itu, *lift force* akan meningkat dengan ditambahkan *wingtip* atau *winglet*.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB 3 METODOLOGI

Simulasi penelitian yang akan digunakan pada penelitian ini yaitu simulasi numerik tiga dimensi. Simulasi numerik ini menggunakan *software* yaitu *Ansys Fluent* 18.1. Simulasi numerik ini terdiri dari tiga tahapan yaitu : *Pre-processing*, *Solver / Processing*, dan *Post-Processing*. Benda uji disimulasikan seakan-akan berada di dalam terowongan angin yang dialiri udara.

3.1 Tahap *Pre-Processing*

Pada tahap *pre-processing*, proses pertama yang dilakukan adalah pembuatan geometri benda uji. Proses kedua adalah pembuatan *meshing* pada geometri benda uji dan domain simulasi. Proses ketiga adalah penentuan *boundary condition* untuk simulasi.

3.1.1 Geometri Benda Uji

Benda uji yang digunakan merupakan *prototype* pesawat *Cessna* 182 yang perbandingan ukuran yang dipakai 1 : 10 dari pesawat *Cessna* aslinya. Geometri pesawat yang digunakan merupakan desain dari *prototype* pesawat *Cessna* 182. Benda uji pada pengujian ini menggunakan analisa *body* pesawat dan *airfoil August* 160 dengan penambahan *trapezoidal winglet*. Berikut adalah spesifikasi ukuran *airfoil August* 160, *body* pesawat, dan *winglet* yang digunakan.

Tabel 3.1 Spesifikasi Asli *Prototype* Pesawat Tanpa Awak Jenis *Cessna* 182

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	<i>Root chord length</i>	195 mm
2.	<i>Tip chord length</i>	140 mm
3.	<i>Span</i>	540 mm
4.	<i>Horizontal stabilizer length</i>	150,3 mm

5.	<i>Vertical stabilizer length (rudder)</i>	120 mm
6.	Panjang total pesawat	1000 mm

Tabel 3.2 Spesifikasi Sayap Hasil Desain

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	<i>Type airfoil</i>	<i>August 160</i>
2.	<i>Root chord length (C_r)</i>	189 mm
3.	<i>Tip chord length (C_t)</i>	136 mm
4.	<i>Span (S)</i>	518 mm
5.	<i>Aspect Ratio (AR)</i>	2,8
6.	<i>Wing Area</i>	96.855 mm ²
7.	<i>Body Area</i>	478.078,647 mm ²
8.	<i>Swept Angle (Λ)</i>	2,78°

Tabel 3.3 Spesifikasi Pesawat Hasil Desain

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Panjang total pesawat (L)	920 mm
2.	<i>Horizontal stabilizer length</i>	150 mm
3.	<i>Vertical stabilizer length (rudder)</i>	139 mm

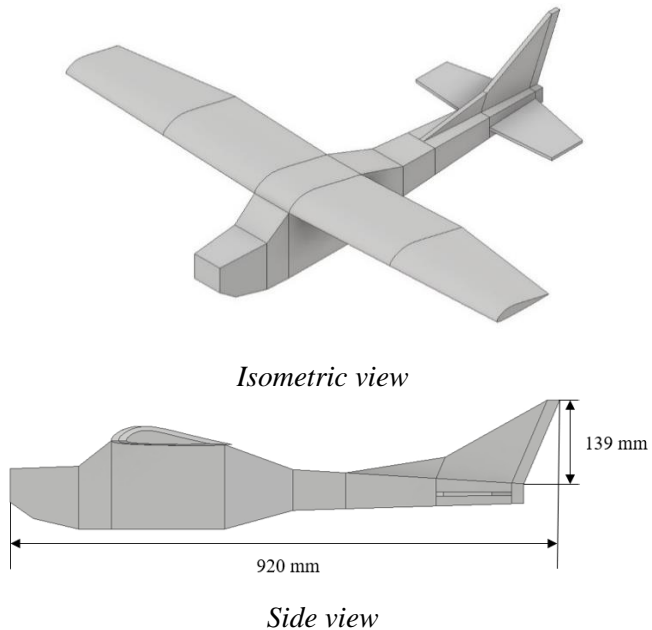
Tabel 3.4 Spesifikasi *Winglet* Hasil Desain

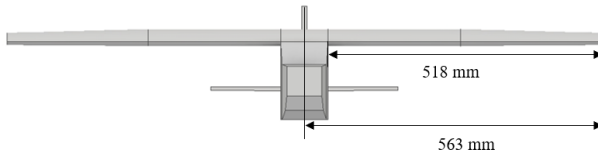
No.	Deskripsi	Dimensi
1.	<i>Type winglet</i>	<i>Trapezoidal winglet</i>
2.	Ketebalan	4 mm
3.	Tinggi (h)	78 mm; 82 mm; 109 mm
4.	<i>Cant angle (φ)</i>	90°

Gambar *prototype* pesawat *Cessna 182* ditampilkan pada gambar 3.1, desain geometri *prototype* pesawat ditampilkan pada gambar 3.2, dan *trapezoidal winglet* dengan $h/S = 0,15$ pada gambar 3.3. Gambar pemodelan untuk *meshing* pada *baseline* pada gambar 3.4 dan *winglet* pesawat ditampilkan pada gambar 3.5. Sedangkan gambar dimensi *wind tunnel* simulasi, dimensi pemodelan dan kondisi latar ditampilkan pada gambar 3.6.

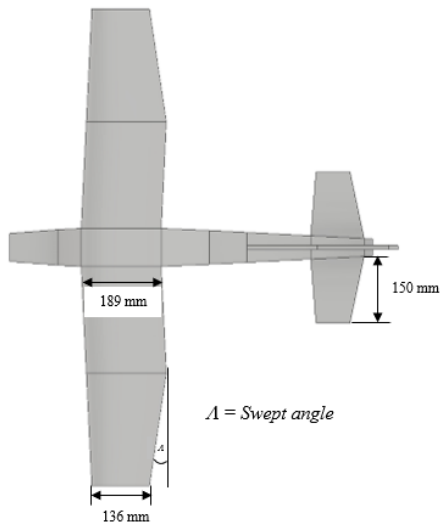


Gambar 3.1 Pesawat tanpa awak jenis *Cessna 182*



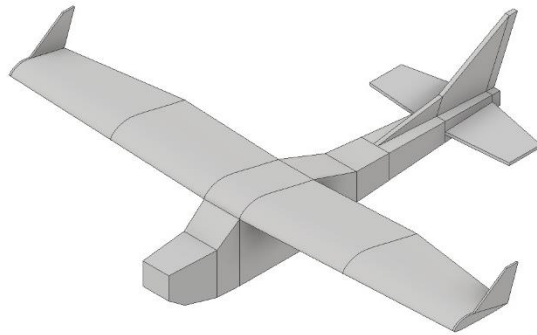


Front view

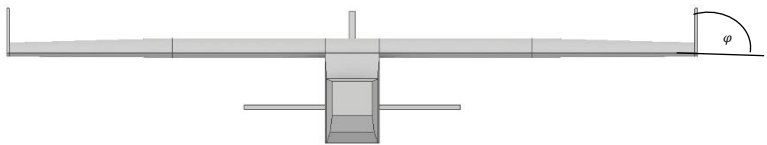


Top view

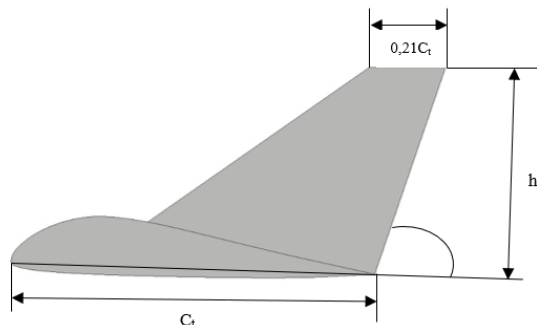
Gambar 3.2 Geometri *baseline* pesawat *Cessna 182*



Isometric view

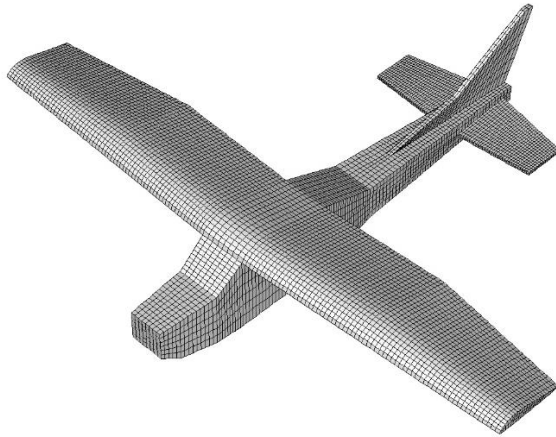


Front view

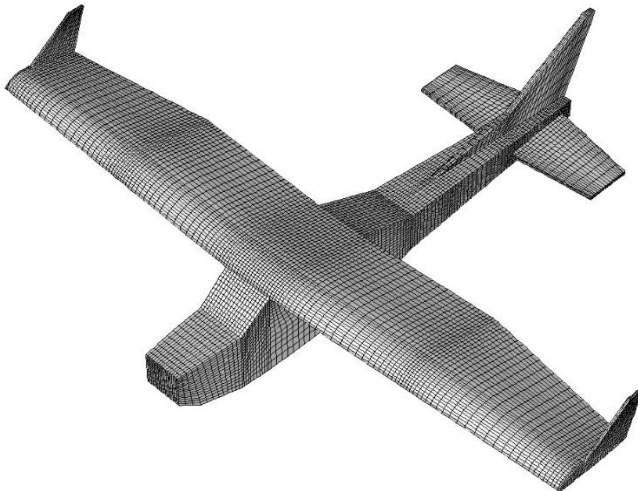


Side view

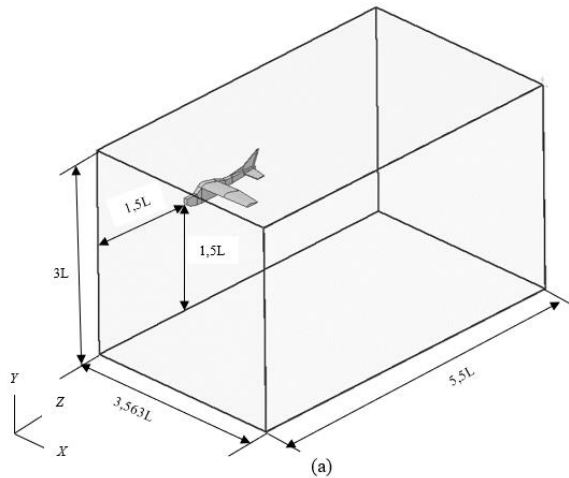
Gambar 3.3 Geometri winglet



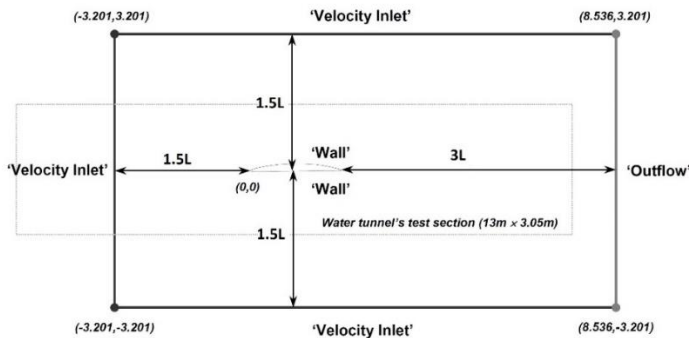
Gambar 3.4 Pemodelan *meshing* pada *baseline* pesawat



Gambar 3.5 Pemodelan *meshing* dengan variasi penambahan *winglet*



(a)



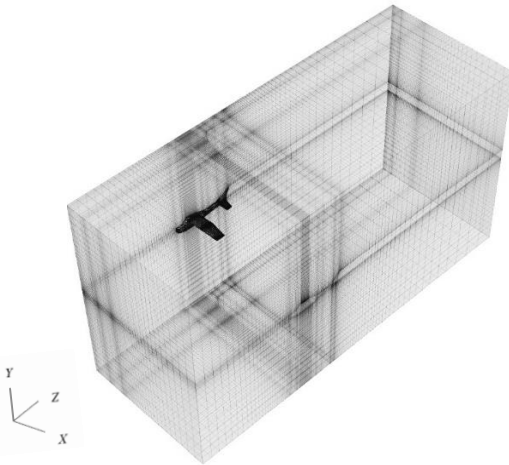
(b)

Gambar 3.6 Dimensi *wind tunnel* simulasi (a), dimensi pemodelan dan kondisi latar (b) (Mulvany et al., 2004)

3.2 Meshing

Pada simulasi numerik ini menggunakan *meshing*, dan jenis *meshing* yang digunakan adalah *meshing hexahedral map*.

Meshing atau disebut juga sebagai diskritisasi merupakan pembagian daerah pada model benda uji menjadi elemen yang lebih kecil. Elemen tersebut terdiri atas nodal yang dibuat pada model benda uji sebagai batas struktur. Elemen tersebut berisi persamaan yang nantinya akan diselesaikan secara numerik. Proses *meshing* dilakukan dari mulai *meshing* garis kemudian *face* lalu volume. Jumlah *meshing* yang terlalu banyak membutuhkan waktu yang lebih lama untuk diselesaikan, tetapi hasil yang didapat lebih akurat dan mudah konvergen. Sedangkan *meshing* yang renggang akan menyebabkan hasil yang didapat kurang akurat dan akan sulit konvergen. Bentuk *meshing* ditunjukkan pada gambar 3.7.

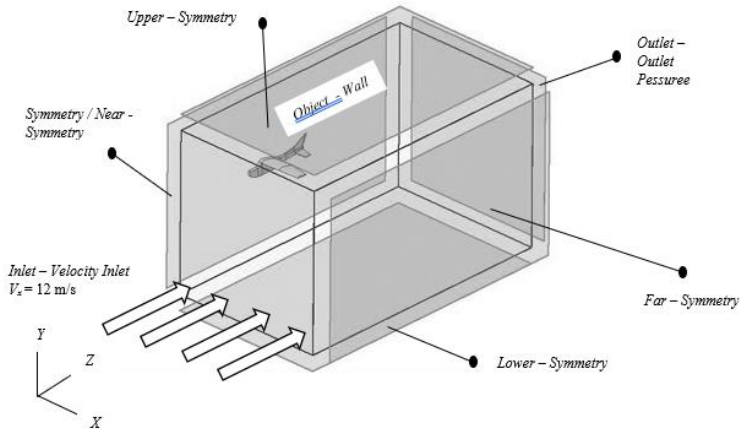


Gambar 3.7 *Meshing* simulasi menggunakan *Gambit 2.4*

3.2.1 *Boundary Conditions*

Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet* dengan kecepatan 12 m/s. Kondisi batas *outlet* adalah *outlet pressure*. *Upper surface*, *lower surface*, *far surface*, *near* atau *symmetry* didefinisikan sebagai *symmetry*. *Aircraft* (*rudder*, *fuselage*, *wing*, *horizontal stabilizer*) dan *trapezoidal winglet* adalah *wall*. Pada bagian *inlet* didefinisikan sebagai *velocity inlet*. Berikut adalah dimensi dan *boundary condition* dari hasil *design geometry*. Simpan file

meshing dalam bentuk .msh. Visualisasi pemodelan dan kondisi latar tampak pada gambar 3.8.



Gambar 3.8 Pemodelan dan kondisi latar

3.3 Tahap Solver / Processing

Hasil domain yang telah dibuat kemudian diekspor ke *software Ansys Fluent 18.1* untuk dilakukan *solver*. Tahapan *solver* adalah sebagai berikut : penentuan *materials*, *operating conditions*, *turbulence model*, *boundary conditions*, *solutions*, *initialize*, *reference value*, *monitor residual*, *comparation*, dan *grid independency*.

3.3.1 Materials

Tahap ini merupakan penetapan jenis material yang akan digunakan yaitu udara dengan nilai *density* (ρ) = 1,225 kg/m³. Dan viskositas (μ) = 1,7894 × 10⁻⁵ kg/m.s yang sesuai dengan kondisi eksperimen.

3.3.2 Operating Conditions

Operating conditions yaitu menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *operating pressure* sebesar 101325 pascal.

3.3.3 *Turbulence Model*

Tahapan ini dilakukan permodelan karakteristik aliran fluida, meliputi pemilihan *solver* dan *turbulence model* yang akan digunakan. Pada simulasi ini akan digunakan *turbulence model viscous k- ω Shear Stress Transport (SST)* mengikuti penelitian **Hariyadi (2018)**. Bilangan *Reynolds* yang digunakan pada penelitian ini adalah $1,54 \times 10^5$ didasarkan panjang *chord* pada *midspan*. Model ini dipilih untuk mendapatkan hasil yang akurat.

3.3.4 *Boundary Conditions*

Boundary conditions yaitu menentukan parameter-parameter dan batasan yang terjadi pada aliran yang melewati benda uji pada *inlet* maupun *outlet*. Pada daerah *inlet* diasumsikan sebagai *velocity inlet* dengan nilai kecepatan ditentukan dari penelitian eksperimen untuk kondisi pada sisi *inlet* adalah *inlet velocity* $V_{\infty} = 12$ m/s. Kondisi batas *outlet* adalah *outlet pressure* ($P_{gauge} = 0$ Pa). *Upper surface, lower surface, far surface, near* atau *symmetry* adalah *symmetry*. *Aircraft* yang terdiri dari *fuselage, wing, rudder, horizontal stabilizer, dan trapezoidal winglet* adalah *wall*.

3.3.5 *Solution*

Solution pada penelitian ini akan menggunakan *second order* untuk *pressure, second order upwind* untuk *momentum, turbulent kinetic energy, dan specific dissipation rate*.

3.3.6 *Initialize*

Initialize yaitu merupakan langkah perhitungan awal untuk memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen pada tahap iterasi. *Initialize* dihitung dari *velocity inlet*.

3.3.7 *Reference Value*

Reference value digunakan untuk menentukan referensi perhitungan koefisien *drag* dan koefisien *lift*.

3.3.8 *Monitor Residual*

Monitor residual merupakan tahapan untuk penyelesaian masalah, berupa proses iterasi sampai mencapai harga kriteria konvergensi yang diinginkan. Konvergensi adalah analisis

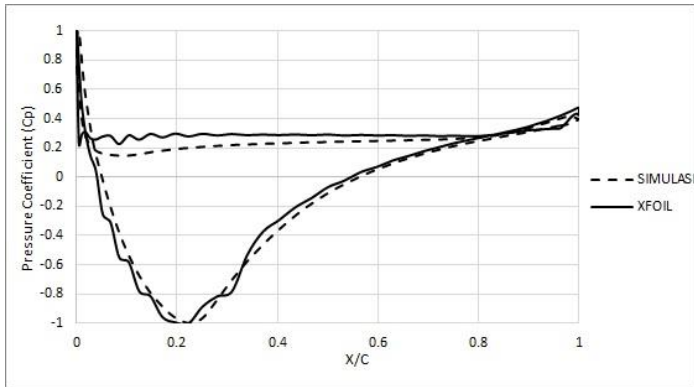
kebenaran internal dimana tingkat kesalahan yang dirancang dipenuhi oleh model yang dikembangkan. Banyaknya proses iterasi berpengaruh terhadap akurasi yang dapat diperoleh. Jumlah iterasi yang dibutuhkan berbanding lurus dengan jumlah total elemen yang digunakan pada pemodelan. Semakin banyak jumlah *grid* yang dipakai dalam pemodelan maka semakin banyak pula iterasi yang perlu dilakukan untuk perhitungan model tersebut.

Proses iterasi berhenti jika telah mencapai batas *convergence* yang telah ditentukan. *Convergence* kriteria yang digunakan dalam proses iterasi menggunakan *Fluent* 18.1 adalah 10^{-6} untuk residual yang artinya proses perhitungan atau *running* akan terus beriterasi agar mencapai hasil dengan tingkat *error* sebesar 10^{-6} . Untuk analisa dengan *pressure-based solver*, angka 10^{-6} mampu mencapai konvergensi yang cukup kualitatif.

3.3.9 *Comparasion*

Tahap *comparasion* merupakan tahap pengujian kebenaran prosedur simulasi dengan metode perbandingan data hasil simulasi dengan data dari *paper* maupun *software* lainnya. Validasi dilakukan untuk mengkonfirmasi bahwa simulasi yang dilakukan dapat menggambarkan keadaan sebenarnya. Validasi pada penelitian ini membandingkan hasil C_p simulasi pada *midspan* sayap terhadap hasil data dari *software X-Foil* 6.99 dengan $Re = 1,54 \times 10^5$.

Gambar 3.9 merupakan hasil validasi C_p simulasi. Grafik hasil simulasi pada *midspan* mempunyai *trendline* yang mirip dan kadang berimpit dengan grafik hasil perhitungan *X-Foil*. Hal ini menunjukkan bahwa hasil simulasi mempunyai akurasi yang cukup baik.



Gambar 3.9 Grafik *Comparasion* C_p

3.3.10 *Grid Independency*

Langkah awal setelah masuk pada *software Ansys Fluent* 18.1 yaitu *read* data hasil *meshing*. Kemudian dilakukan pengecekan *grid* dan kemudian ditentukan skala. Pada penelitian ini menggunakan skala dalam mm. Dalam penggunaan *Ansys Fluent* 18.1 memerlukan keakuratan data baik pada langkah *post-processing* maupun *pre-processing*. Langkah *grid independency* diperlukan untuk menentukan tingkat serta struktur *grid* terbaik dan paling efisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya.

Tahapan ini dilakukan untuk menentukan jumlah *mesh* dan struktur *grid* yang optimal agar memperoleh data yang akurat. Data yang didapat dari simulasi dibandingkan dengan data simulasi sebelumnya dan dinyatakan dalam persen *error relative* seperti persamaan 3.1. Hal ini dilakukan agar dapat diketahui sampai seberapa banyak jumlah *mesh* sudah tidak lagi berpengaruh terhadap data yang diinginkan.

$$\text{Error relative (\%)} = \frac{N_b - N_l}{N_l} \times 100\% \quad (3.1)$$

Keterangan :

N_b = nilai baru

N_l = nilai lama

Nilai koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) didapatkan dengan cara sebagai berikut :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A} \quad (3.2)$$

$$C_D = \frac{F_{Dtotal}}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 A} \quad (3.3)$$

Dimana :

F_L = lift force (kg.m/s²)

F_D = drag force (kg.m/s²)

ρ = massa jenis fluida (kg/m³)

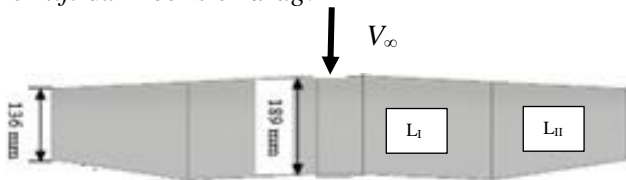
V_∞ = kecepatan *freestream* (m/s)

A = luas area penampang *airfoil* (m²)

$$= L_I + L_{II}$$

$$= (\frac{1}{2} \times (\text{root} + \text{root}) \times 0,5s) + (\frac{1}{2} \times (\text{root} + \text{tip}) \times 0,5s)$$

Untuk besar nilai A ini merupakan hasil perkalian antara panjang *chord* (c) dengan panjang *span* (s) pada *airfoil* dengan rumus menggunakan luas dari trapesium. Pada gambar 3.10 digambarkan luas area untuk menghitung nilai dari A untuk mendapatkan nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag*.

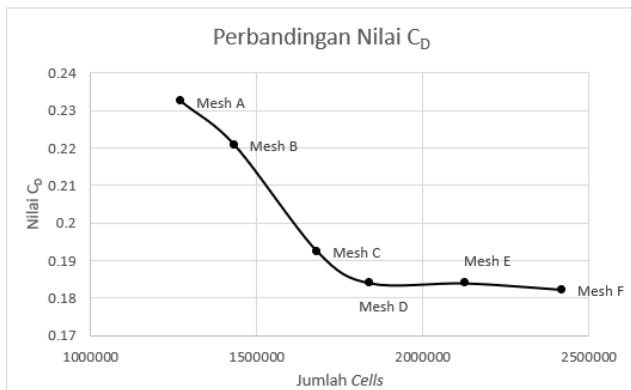


Gambar 3.10 Luas area penampang *airfoil*

Pada tabel 3.5 ditampilkan analisis *grid independency* model *baseline* pesawat . Pada gambar 3.11 ditampilkan grafik *grid independency* perbandingan C_D . Jenis *meshing* yang dipilih adalah *Mesh D*.

Tabel 3.5 Analisis *grid independency* model *baseline* pesawat

No.	Nama	Jumlah Cell	Y+ average	Nilai C_D	Error (%)
1.	Mesh A	1272719	212,74	0,232	26,351
2.	Mesh B	1432883	200,10	0,220	20,035
3.	Mesh C	1682930	176,09	0,192	4,555
4.	Mesh D	1841144	188.72	0,183	0
5.	Mesh E	2130216	100,80	0,183	0,00027
6.	Mesh F	2419288	98,00	0,182	0,932

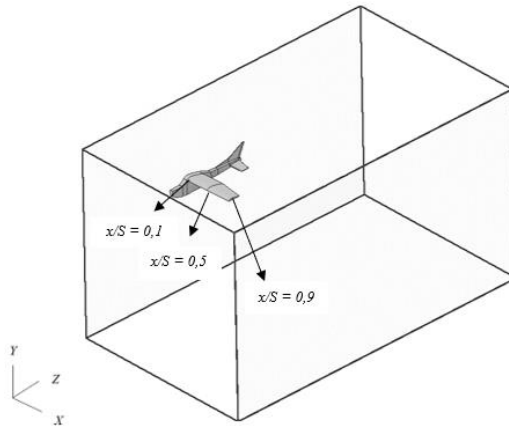
Gambar 3.11 *Grid independency* perbandingan C_D

3.4 Tahap *Post-Processing*

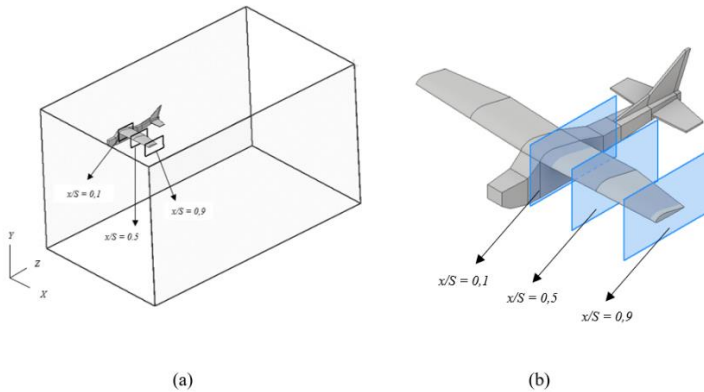
Tahapan ini merupakan proses untuk menampilkan dan mengambil data hasil simulasi. Data yang diperoleh berupa visualisasi kontur dan *streamline* maupun data karakteristik aerodinamika. Pengambilan data nilai C_p dilakukan pada bidang yz pada jarak $x/S = 0,1$; $x/S = 0,5$; dan $x/S = 0,9$. Gambar 3.12 menunjukkan distribusi C_p pada *span*. Penampilan kontur kecepatan dan *streamline* di area tersebut pada simulasi tanpa *winglet* dan simulasi menggunakan *trapezoidal winglet cant angle* 90° dengan *angle of attack* 0° . Gambar 3.13 menunjukkan letak

tinjauan kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar *airfoil* bidang xy .

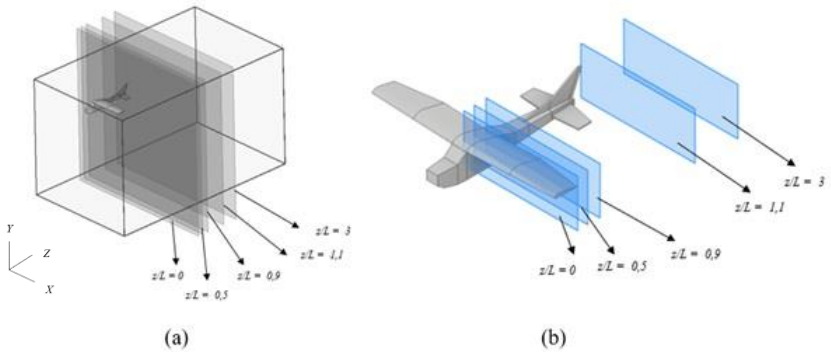
Pada penelitian ini akan ditampilkan fenomena *tip vortex* pada pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline aircraft*) dan yang sudah dipasang *winglet* yaitu *trapezoidal winglet cant angle* 90° dengan *angle of attack* 0° . Gambar 3.14 menunjukkan letak tinjauan fenomena *tip vortex* pada bidang yz pada jarak $z/L = 0$; $z/L = 0,5$; $z/L = 0,9$; $z/L = 1,1$; dan $z/L = 3,0$.



Gambar 3.12 Area tinjauan distribusi C_p pada *span*



Gambar 3.13 Area tinjauan kontur tekanan, kecepatan, dan *streamline* di sekitar *airfoil* : pada bidang yz pemodelan latar (a) dan pada bidang yz *isometric view*



Gambar 3.14 Tinjauan fenomena *tip vortex* dan *velocity vector* : pada bidang xy pemodelan latar (a) dan pada bidang xy *isometric view* (b)

BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil simulasi numerik pada penelitian ini ditampilkan pada bab ini. Pembahasan secara kuantitatif dilakukan dengan meninjau parameter C_p , C_L , C_D , C_L/C_D dan sedangkan pembahasan secara kualitatif dilakukan dengan visualisasi yang menampilkan kontur tekanan, kontur kecepatan, *streamline*, *tip vortex* dan *trailing vortex*.

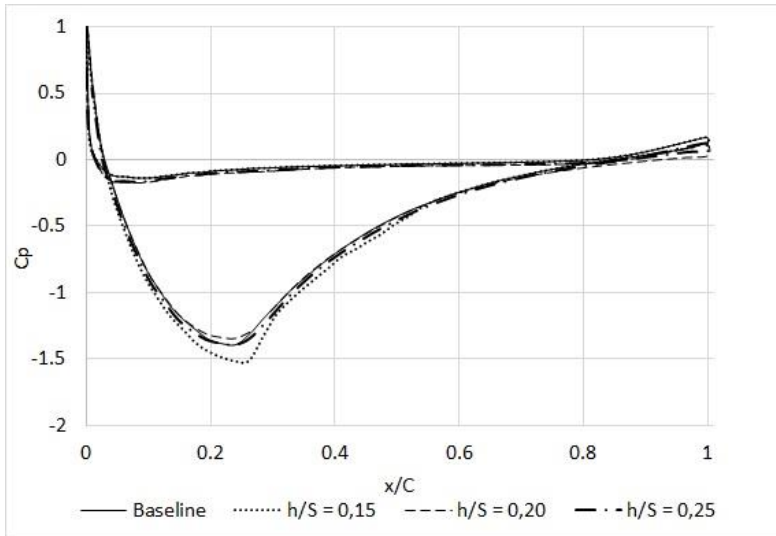
4.1 Parameter Aerodinamik

Parameter aerodinamik yang ditampilkan adalah grafik distribusi C_p dekat *root*, *midspan* dan dekat *tip* dengan fungsi x/c pada $\alpha = 0^\circ$ variasi $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$, serta nilai C_L , C_D , C_L/C_D pada variasi tersebut.

4.1.1 Koefisien Tekanan

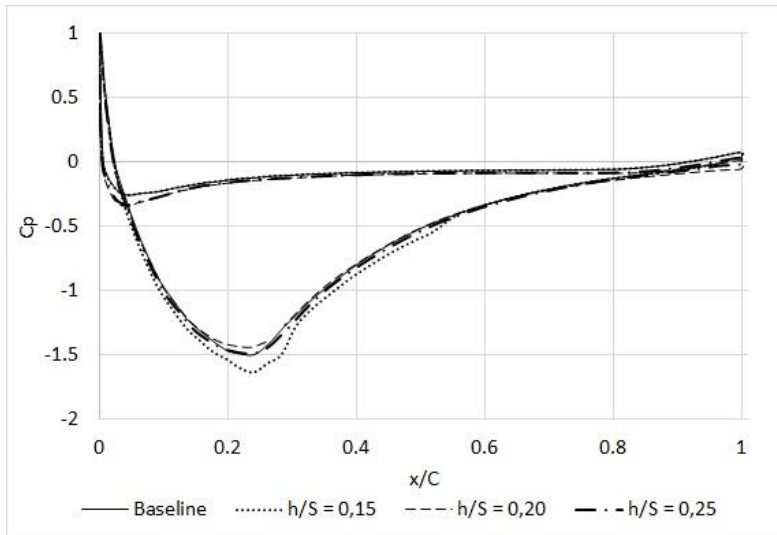
Koefisien tekanan (C_p) dapat menunjukkan distribusi tekanan fluida pada permukaan *airfoil* dalam satu bidang. Jika *mesh* di dekat permukaan sayap cukup padat, metode simulasi numerik mampu memberikan informasi C_p pada berbagai lokasi sepanjang *span*. Pada simulasi numerik ini mampu menghasilkan distribusi C_p pada area dekat *root* ($x/S = 0,1$), *midspan* ($x/S = 0,5$) dan dekat *tip* ($x/S = 0,9$) untuk pengaruh penambahan *trapezoidal winglet* serta perubahan ketinggian *winglet* tersebut. Lokasi dari pengambilan data C_p terbagi dua dimana bagian dominan atas pada grafik merupakan *lower surface* dan bagian dominan bawah merupakan *upper surface* dari *airfoil*.

Distribusi C_p yang diperoleh menunjukkan adanya perbedaan tekanan antara *upper surface* dan *lower surface* pada sepanjang *span airfoil*. Distribusi C_p mampu memberikan informasi titik stagnasi yang ditandai dengan nilai C_p sebesar 1. Pengambilan data distribusi C_p dilakukan pada sudut serang 0° .



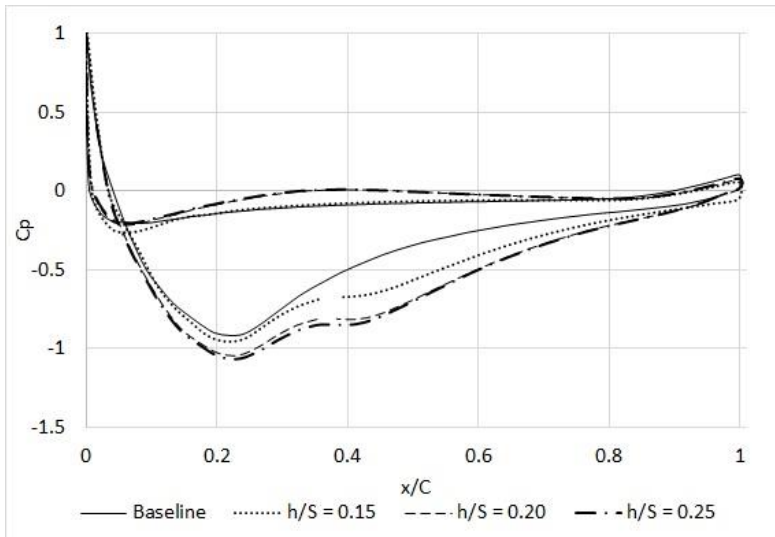
Gambar 4.1 Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,1$ vs x/C pada sudut serang 0°

Gambar 4.1 menunjukkan distribusi C_p pada $x/S = 0,1$ terhadap x/C pada sudut serang 0° . Dari keempat distribusi C_p yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang lumayan sama. Kecuali pada variasi penambahan *trapezoidal winglet* ketinggian $h/S = 0,15$ yang memperlihatkan hasil yang berbeda dan tidak berhimpit. Berbeda dengan ketiga grafik yaitu pada variasi ketinggian $h/S = 0,20$ dan $0,25$ serta pada pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* yang menunjukkan distribusi C_p yang berhimpit. Pada area *upper surface* dan *lower surface* dengan penambahan *trapezoidal winglet* dan tanpa penambahan *trapezoidal winglet* menunjukkan nilai yang sama.



Gambar 4.2 Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,5$ vs x/C pada sudut serang 0°

Gambar 4.2 menunjukkan distribusi C_p pada $x/S = 0,5$ terhadap x/C pada sudut serang 0° . Dari keempat distribusi C_p yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang lumayan sama. Kecuali pada variasi penambahan *trapezoidal winglet* ketinggian $h/S = 0,15$ yang memperlihatkan hasil yang berbeda dan tidak berhimpit, karena ukuran dari *winglet* yang terlalu rendah. Berbeda dengan ketiga grafik yaitu pada variasi ketinggian $h/S = 0,20$ dan $0,25$ serta pada pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* yang menunjukkan distribusi C_p yang berhimpit. Pada area *upper surface* dan *lower surface* dengan penambahan *trapezoidal winglet* dan tanpa penambahan *trapezoidal winglet* menunjukkan nilai yang sama. Pada tinjauan area *midspan* ini hasil distribusi C_p untuk selisih antara *upper surface* dan *lower surface* menunjukkan cakupan wilayah yang lebih luas dibandingkan dengan tinjauan area di dekat *root* ($x/S = 0,1$).



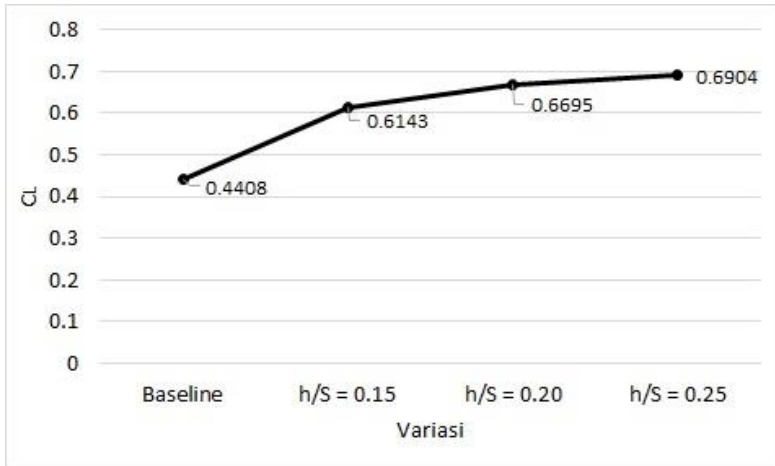
Gambar 4.3 Grafik distribusi C_p pada $x/S = 0,9$ vs x/C pada sudut serang 0°

Gambar 4.3 menunjukkan distribusi C_p pada $x/S = 0,9$ terhadap x/C pada sudut serang 0° . Distribusi C_p yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang berbeda antara penggunaan *trapezoidal winglet* dan tanpa penambahan *trapezoidal winglet*. Dari grafik tersebut menunjukkan bahwa pada distribusi C_p area *upper surface* pada pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* mengalami kenaikan sedangkan dengan penambahan *trapezoidal winglet* terjadi penurunan distribusi C_p . Distribusi C_p pada variasi $h/S = 0,20$ dan $0,25$ menunjukkan grafik yang berhimpit sedangkan untuk variasi $h/S = 0,15$ menunjukkan grafik yang berbeda pada area *upper surface*. Sedangkan distribusi C_p area *lower surface* pada pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* mengalami penurunan dan untuk pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet* menunjukkan kenaikan distribusi C_p . Untuk grafik distribusi C_p dari ketiga variasi pada area *lower surface* pada tinjauan area ini dekat *wingtip* ini menunjukkan grafik yang berhimpit.

Dari ketiga grafik tersebut, pada area *lower surface* terjadi perbedaan distribusi C_p yang tidak terlalu signifikan. Sedangkan pada area *upper surface* distribusi C_p minimumnya cenderung memiliki nilai yang sama juga kecuali pada variasi $h/S = 0,15$. Distribusi tekanan yang berbeda-beda mengindikasikan distribusi gaya angkat yang berbeda-beda pula pada tiap posisi *relative span length* (x/S). Semakin besar selisih distribusi C_p maka koefisien gaya angkat juga akan semakin besar. Dari ketiga grafik tersebut selisih distribusi C_p paling besar terjadi pada $x/S = 0,5$ yaitu pada posisi *midspan*. Hal ini terjadi karena pada posisi ini pengaruh *tip* dan *fuselage* paling minimum. Selisih distribusi C_p terbesar selanjutnya yaitu pada posisi $x/S = 0,1$ dan selisih distribusi C_p paling kecil pada posisi $x/S = 0,9$. Pada ketiga gambar tersebut juga menunjukkan bahwa kurva *upper surface* dan kurva *lower surface* grafik C_p di dekat *tip* sayap menghasilkan luasan daerah yang lebih sempit daripada C_p pada *midspan* dan area dekat *root* sayap. Akibatnya, *lift* yang dihasilkan di daerah *tip* lebih kecil daripada di *midspan*.

4.1.2 Koefisien Lift (C_L)

Gambar 4.4 menunjukkan grafik perbandingan C_L pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) dan dengan penambahan *trapezoidal winglet*. Dari grafik tersebut dapat dilihat bahwa dengan penambahan *trapezoidal winglet* memberikan kenaikan nilai C_L . Dari hasil simulasi didapatkan nilai C_L dengan $h/S = 0,15$ sebesar 0,6143, $h/S = 0,2$ sebesar 0,6695, dan $h/S = 0,25$ sebesar 0,25. Nilai-nilai tersebut lebih besar jika dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* (*baseline*) yaitu dengan nilai C_L sebesar 0,4408. Hal ini diakibatkan karena adanya pengaruh dari *winglet* yang dipasang pada *airfoil*. Adanya *winglet* mengurangi dampak dari *tip vortex* pada *airfoil*, sehingga luasan efektif pada *airfoil* akan meningkat, dimana hal tersebut mengakibatkan pula meningkatnya C_L pada *airfoil* yang menggunakan *winglet*.



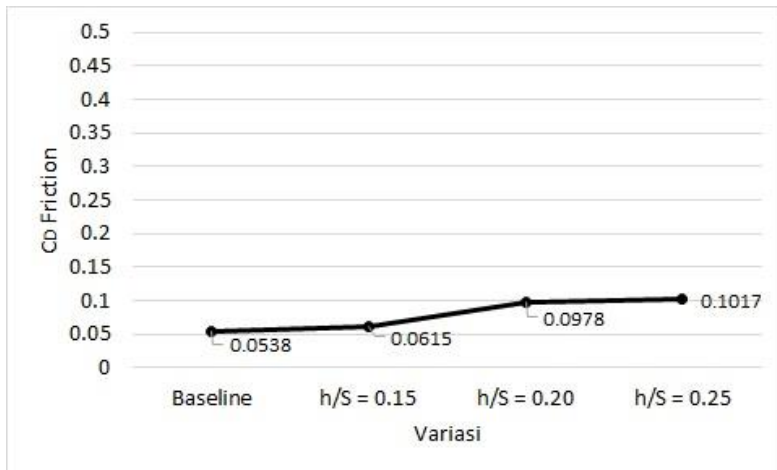
Gambar 4.4 Koefisien *lift* hasil simulasi *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*

4.1.3 Koefisien Drag (C_D)

Gaya hambat yang terjadi dapat berupa *skin friction drag* (F_{Df}) dan *pressure drag* (F_{Dp}). *Skin friction drag* (F_{Df}) adalah gaya hambat yang menyinggung permukaan secara tangensial dan timbul akibat adanya tegangan geser antara fluida dengan permukaan benda, dimana besar gaya hambat ini akan menentukan nilai dari koefisien *skin friction drag* (C_{Df}). *Pressure drag* (F_{Dp}) merupakan gaya hambat yang arahnya tegak lurus terhadap permukaan benda dan timbul karena adanya tekanan fluida yang besarnya akan menentukan nilai dari koefisien *pressure drag* (C_{Dp}).

Gambar 4.5 menunjukkan grafik dari koefisien *skin friction drag* (C_{Df}) dari pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*. Dapat dilihat pada hasil grafik yang didapatkan bahwa nilai koefisien *skin friction drag* pada variasi penambahan *trapezoidal winglet* mengalami kenaikan yang cukup stabil jika dibandingkan dengan *baseline*. Yaitu untuk koefisien *skin friction drag* variasi penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15$ sebesar 0,0615; $h/S = 0,20$ sebesar 0,0978; dan $h/S = 0,25$ sebesar 0,1017 dan nilai-nilai

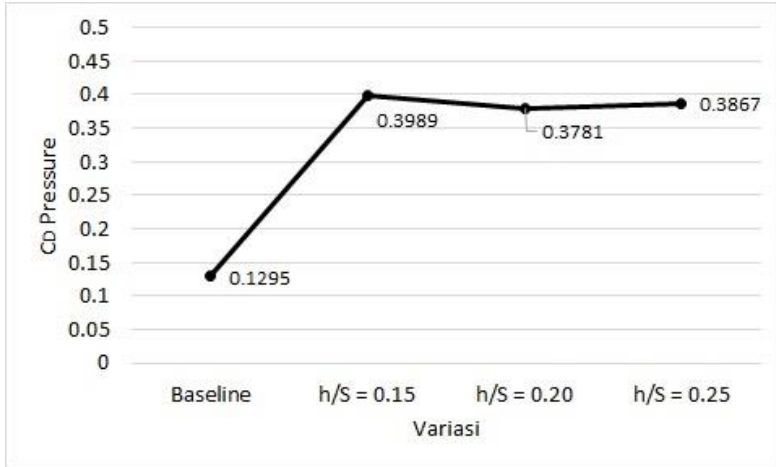
ini lebih besar jika dibandingkan dengan hasil koefisien *skin friction drag* untuk pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) sebesar 0,0538.



Gambar 4.5 Koefisien *skin friction drag* hasil simulasi *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*

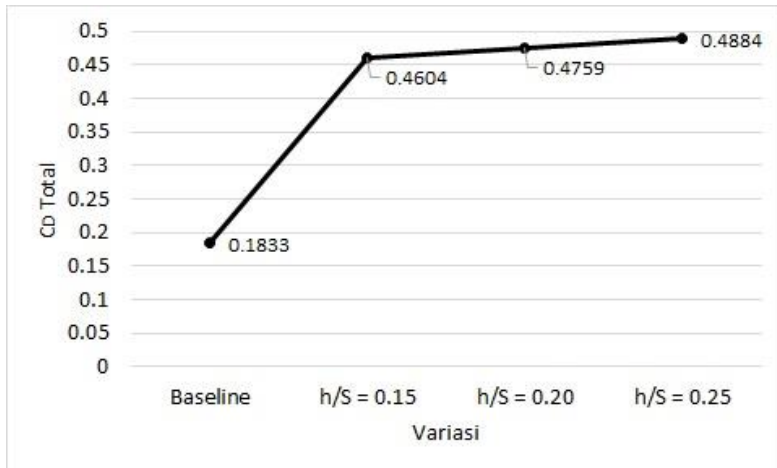
Gambar 4.6 menunjukkan grafik dari koefisien *drag pressure* (C_{Dp}) dari pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*. Dapat dilihat pada hasil grafik yang didapatkan bahwa nilai koefisien *skin friction drag* pada variasi penambahan *trapezoidal winglet* mengalami kenaikan yang cukup signifikan jika dibandingkan dengan *baseline*. Yaitu untuk koefisien *pressure drag* variasi penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15$ sebesar 0,3989; $h/S = 0,20$ sebesar 0,3781; dan $h/S = 0,25$ sebesar 0,3867 dan nilai-nilai ini lebih besar jika dibandingkan dengan hasil koefisien *pressure drag* untuk pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) sebesar 0,1295. Lebih besarnya nilai koefisien *pressure drag* pada pesawat dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet* dikarenakan oleh luasan *frontal area* yang bertambah diakibatkan oleh pemasangan

winglet pada *airfoil* sehingga mengakibatkan gaya hambat yang lebih besar.



Gambar 4.6 Koefisien *pressure drag* hasil simulasi *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*

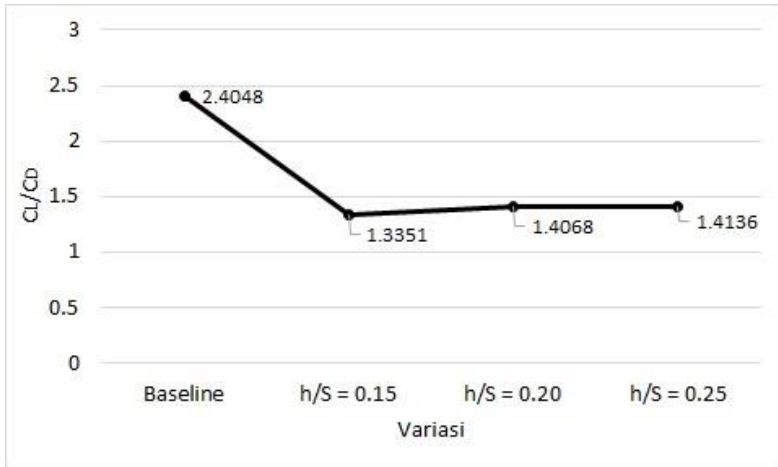
Gambar 4.7 merupakan grafik koefisien *drag* total (C_D) dari pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*. Dari hasil grafik yang didapatkan tren yang hamper sama dengan grafik koefisien *drag pressure*. Hal ini menunjukkan bahwa koefisien *pressure drag* merupakan koefisien *drag* yang paling dominan dalam mempengaruhi koefisien *drag* total dari *airfoil* dari pesawat tersebut.



Gambar 4.7 Koefisien *drag* total hasil simulasi *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*

4.1.4 Rasio Koefisien *Lift* dan *Drag* (C_L/C_D)

Rasio koefisien *lift-to-drag* menunjukkan sejumlah *lift* yang dihasilkan oleh pesawat dibagi dengan *drag* yang muncul akibat gesekan dengan udara. Gambar 4.8 menunjukkan hasil dari nilai dari C_L/C_D . Dari simulasi menunjukkan bahwa nilai C_L/C_D dengan $h/S = 0,15$ sebesar 13,351, $h/S = 0,2$ sebesar 14,068, dan $h/S = 0,25$ sebesar 14,135. Nilai C_L/C_D dengan penambahan *winglet* pada pesawat menghasilkan nilai yang lebih kecil atau terjadi penurunan jika dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *winglet* (*baseline*) yaitu nilai C_L/C_D yang dihasilkan sebesar 21,101. Penurunan nilai C_L/C_D pada pesawat dengan penambahan *winglet* jika dibandingkan dengan *baseline* diakibatkan oleh kenaikan dari C_L yang tidak sebanding dengan tingginya kenaikan C_D pada pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet*, dan juga pengaruh dari penambahan *winglet* itu.



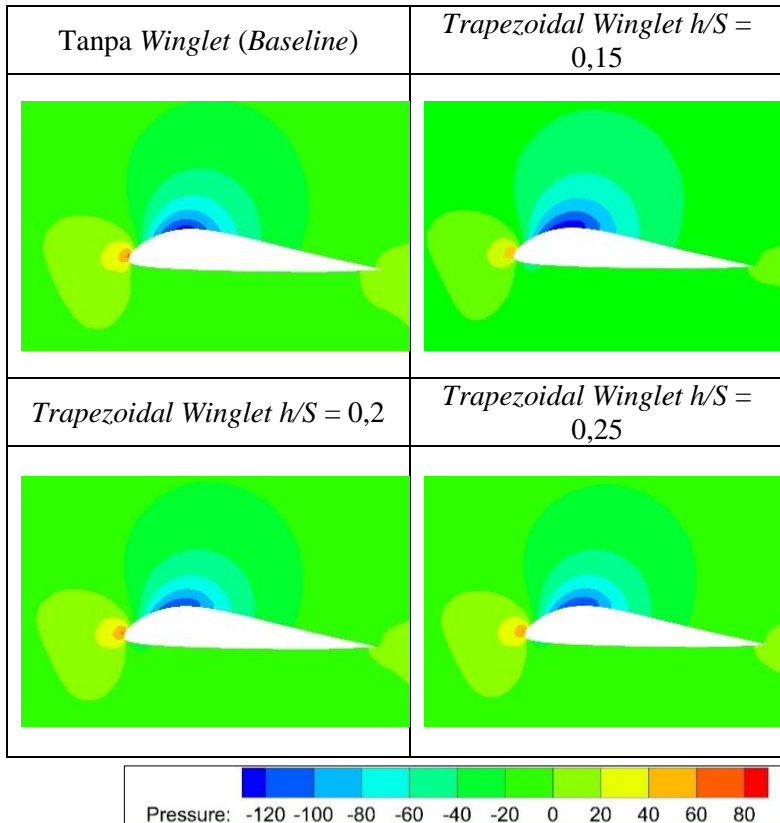
Gambar 4.8 *Lift-to-drag ratio* antara *baseline* dan dengan variasi penambahan *trapezoidal winglet*

4.2 Visualisasi Aliran

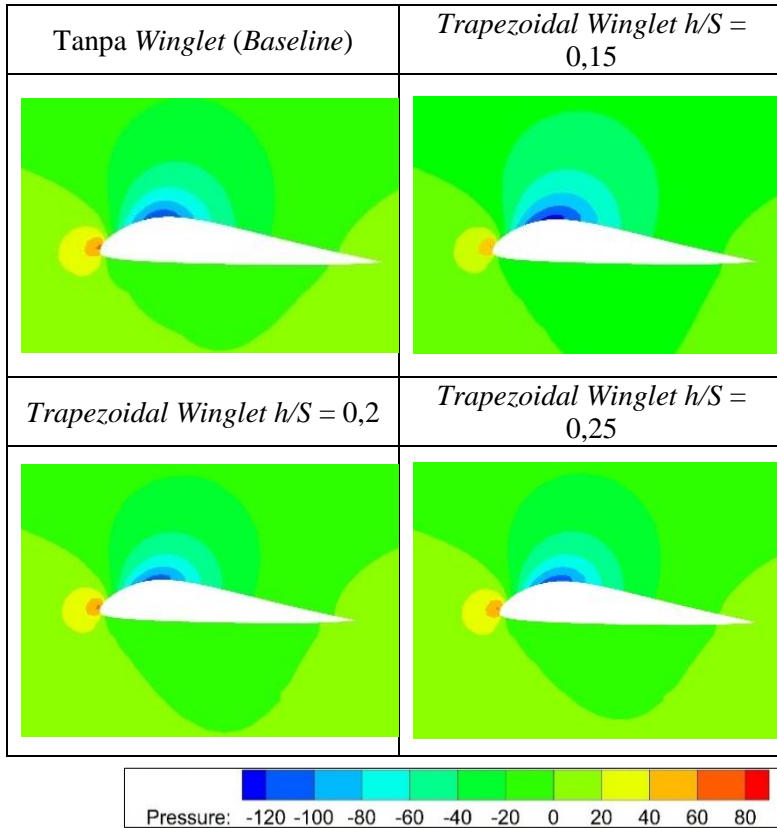
Visualisasi aliran dilakukan untuk mempelajari fenomena yang terjadi pada pesawat secara kualitatif. Visualisasi aliran dilakukan dengan penampilan kontur tekanan, dan kontur kecepatan dilengkapi dengan *streamline* pada area dekat *root*, *midspan*, dan di dekar *tip*, serta kontur *vorticity magnitude*.

4.2.1 Kontur Tekanan di Sekitar *Airfoil* Bidang y - z

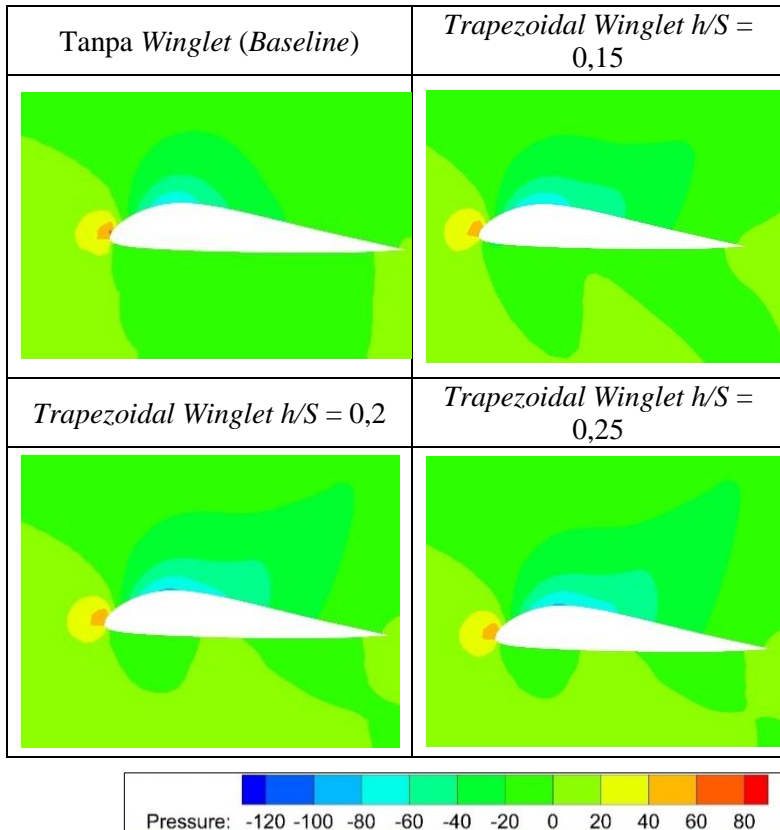
Gambar 4.9, 4.10, dan 4.11 menunjukkan kontur tekanan pada area dekat *root* ($x/S = 0,1$), *midspan* ($x/S = 0,5$), dan di dekat *tip* ($x/S = 0,9$) dengan variasi tinggi *trapezoidal winglet*.



Gambar 4.9 Kontur tekanan pada tinjauan area dekat *root* ($x/S = 0,1$)



Gambar 4.10 Kontur tekanan pada tinjauan area *midspan* ($x/S = 0,5$)



Gambar 4.11 Kontur tekanan pada tinjauan area dekat *wingtip* ($x/S = 0,9$)

Secara umum, kontur tekanan permukaan atas memiliki nilai yang lebih tinggi daripada tekanan permukaan bawah. Kontur tekanan pada gambar tersebut mengalami perubahan seiring dengan kenaikan tinggi *trapezoidal winglet*. Daerah yang paling signifikan terjadi perubahan tekanan adalah daerah *leading edge* dan daerah permukaan atas sayap (*upper surface*) terutama bagian *maximum chamber airfoil*. Pada gambar 4.9 tinjauan area dekat dengan *root* ($x/S = 0,1$) terlihat bahwa dengan kenaikan tinggi

trapezoidal winglet maka terjadi perubahan tekanan pada *maximum chamber airfoil* yaitu pada area ini semakin tinggi tekanan yang dihasilkan ditandai dengan warna biru tua yang sedikit berkurang jika dibandingkan dengan pesawat tanpa pemasangan *trapezoidal winglet*. Namun jika dibandingkan antara pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* maka pada *baseline* menghasilkan area tekanan di bagian *maximum chamber airfoil* yang rendah ditandai dengan warna biru tua yang lumayan luas, ketika dipasang *trapezoidal winglet* dengan $h/S = 0,15$ area pada bagian *maximum chamber airfoil* mengalami penurunan tekanan yang ditandai dengan kontur warna biru tua yang sedikit meluas dikarenakan *error* yang terjadi ketika simulasi. Namun pada *trapezoidal winglet* $h/S = 0,20$ dan $h/S = 0,25$ mengalami kenaikan tekanan pada bagian *maximum chamber airfoil* yang ditunjukkan dengan kontur biru tua yang sudah mulai berkurang. Sedangkan pada area *leading edge* terlihat bahwa seiring kenaikan tinggi *trapezoidal winglet* maka terjadi penurunan tekanan pada area ini yang ditunjukkan dengan warna merah yang semakin menghilang dan semakin berkurangnya luas area yang berwarna kuning tua pada area ini.

Gambar 4.10 tinjauan area pada *midspan* ($x/S = 0,5$) bahwa dengan penambahan *trapezoidal winglet* maka terjadi kenaikan tekanan pada *maximum chamber airfoil* ditandai dengan warna biru tua yang berkurang ketika dilakukan penambahan *trapezoidal winglet*. Dan juga pada area *leading edge* yaitu seiring kenaikan tinggi *trapezoidal winglet* maka terjadi penurunan tekanan pada area ini yang ditunjukkan dengan warna merah yang semakin menghilang dan semakin berkurangnya luas area yang berwarna kuning tua pada area ini. Namun jika dibandingkan pada area dekat *root* ($x/S = 0,1$) tekanan yang terbentuk pada *maximum chamber airfoil* pada *midspan* memiliki tekanan yang lebih tinggi ditunjukkan dengan warna biru tua yang lebih sempit.

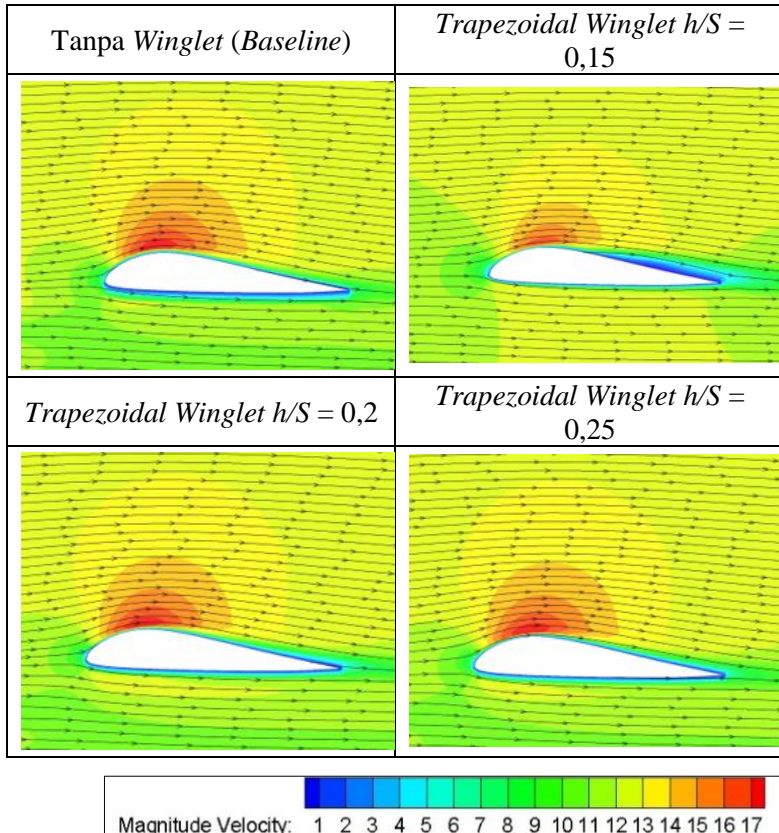
Gambar 4.11 tinjauan area *wingtip* ($x/S = 0,9$) bahwa seiring dengan kenaikan ketinggian *trapezoidal winglet* maka terjadi penurunan tekanan pada *maximum chamber airfoil* yang

ditunjukkan dengan terbentuknya warna biru tua yang semakin melebar atau semakin besar. Keberadaan *trapezoidal winglet* ini akan menambah luas daerah tekanan rendah pada bagian atas sayap (*upper surface*) yang paling terlihat jelas yaitu pada $x/S = 0,9$ karena pada bagian ini yang paling terpengaruh karena adanya penambahan *winglet*.

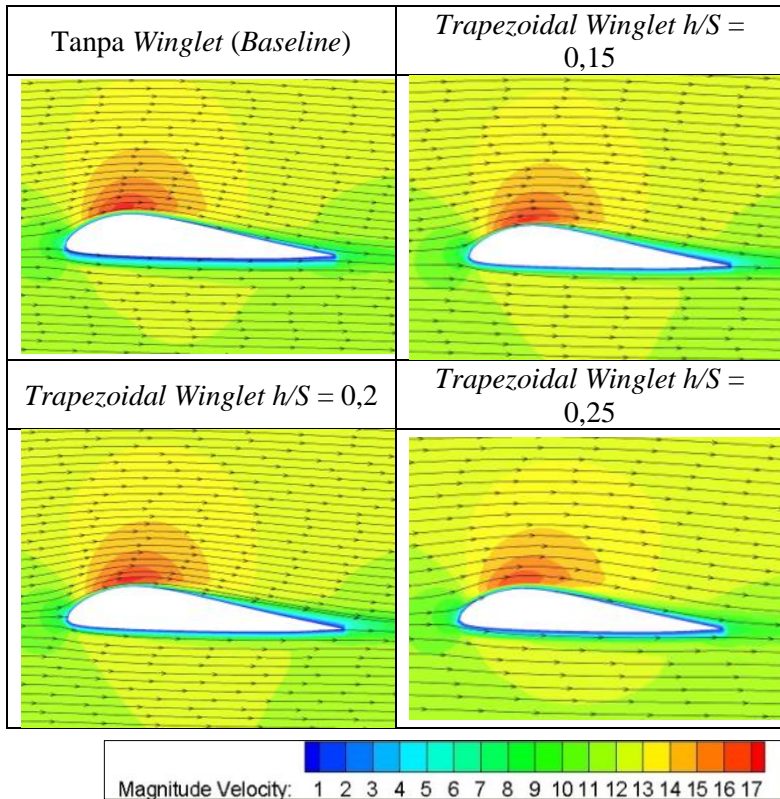
Dari gambar 4.9, 4.10, dan 4.11 didapatkan kesimpulan bahwa jika tinjauan area semakin mendekati *tip* ($x/S = 0,9$) maka akan terjadi penurunan tekanan yang terlihat cukup jelas atau signifikan pada area *upper surface*, hal ini dikarenakan adanya pengaruh dari penambahan *trapezoidal winglet*.

4.2.2 Kontur Kecepatan dan *Streamline* di Sekitar Airfoil Bidang *y-z*

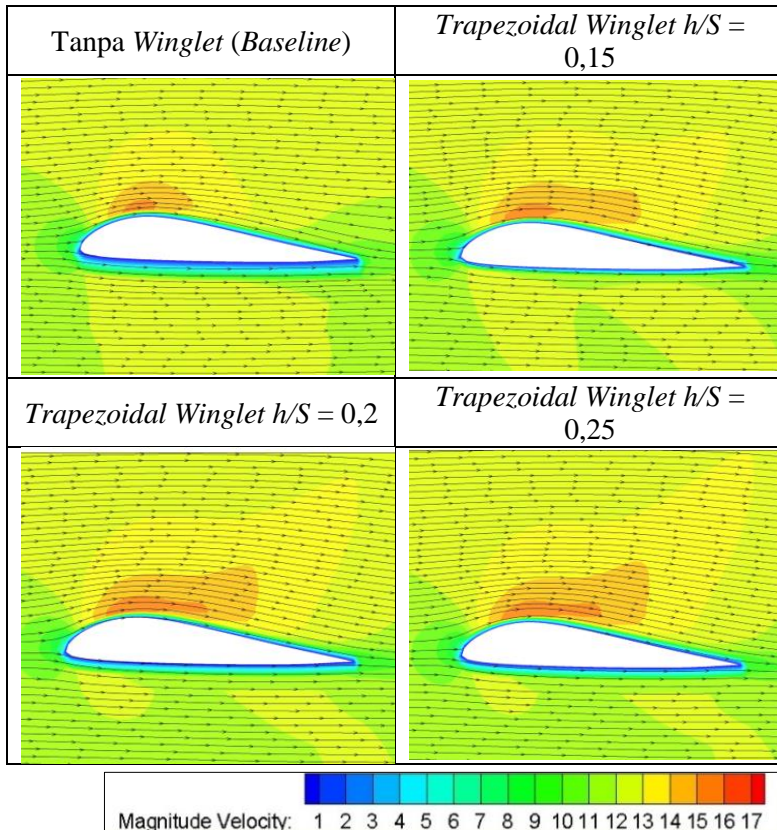
Gambar 4.12, 4.13, dan 4.14 menunjukkan kontur kecepatan dilengkapi dengan *streamline* tiga dimensi pada area dekat *root* ($x/S = 0,1$), *midspan* ($x/S = 0,5$), dan di dekat *tip* ($x/S = 0,9$) dengan variasi tinggi *trapezoidal winglet*.



Gambar 4.12 Kontur kecepatan dan *streamline* pada tinjauan area dekat *root* ($x/S = 0,1$)



Gambar 4.13 Kontur kecepatan dan *streamline* pada tinjauan area *midspan* ($x/S = 0,5$)



Gambar 4.14 Kontur kecepatan dan *streamline* pada tinjauan area dekat *wingtip* ($x/S = 0,9$)

Kontur kecepatan menunjukkan sebaran besar kecepatan di area yang ditinjau. *Streamline* menunjukkan arah pergerakan aliran fluida pada area yang ditinjau. Kontur kecepatan dan *streamline* dapat memberi informasi terkait *stagnation point* serta *separation point*. Kecepatan *freestream* pada kontur kecepatan ini adalah 12 m/s dan kecepatan paling besar bernilai sekitar 17 m/s. Secara umum kumpulan *streamline* aliran yang melewati permukaan atas (*upper surface*) lebih padat daripada aliran yang

melewati bawah (*lower surface*). Hal tersebut menggambarkan kecepatan aliran permukaan atas yang lebih cepat daripada permukaan bawah.

Pada gambar 4.12 menunjukkan kontur kecepatan dan *streamline* pada *baseline* dan dengan penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$ di area dekat *root* ($x/S = 0,1$). Dari gambar yang ditampilkan terlihat bahwa *baseline* (tanpa penambahan *trapezoidal winglet*) kontur kecepatan di area *upper surface* memiliki kecepatan yang lebih tinggi daripada *lower surface* yang ditandai dengan warna merah. Kemudian setelah dilakukan penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15$ maka akan terjadi penurunan kecepatan yang cukup tinggi jika dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet*, hal ini dikarenakan adanya *error* yang terjadi ketika simulasi, yang seharusnya ketika ditambahkan dengan pemasangan *winglet* mengalami kenaikan kecepatan. Namun pada variasi $h/S = 0,20$ dan $h/S = 0,25$ ini terjadi peningkatan kecepatan di area *upper surface* yang ditandai dengan kontur berwarna merah lebih luas.

Pada gambar 4.13 menunjukkan kontur kecepatan dan *streamline* pada *baseline* dan penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$ di area *midspan* ($x/S = 0,5$). Dari gambar yang ditampilkan terlihat bahwa kontur kecepatan area *upper surface* memiliki kecepatan yang lebih tinggi dari *lower surface*. Dan jika dibandingkan dengan area $x/S = 0,1$ kecepatan yang ditampilkan pada area *upper surface* memiliki kecepatan yang lebih rendah karena warna merah yang dihasilkan sudah mulai sedikit, hal ini disebabkan karena pengaruh dari efek *tip* yang tidak terlalu berpengaruh pada area ini. Pada $h/S = 0,20$ dan $h/S = 0,25$ ini terjadi peningkatan kecepatan di area *upper surface* yang ditandai dengan kontur berwarna merah yang lebih luas.

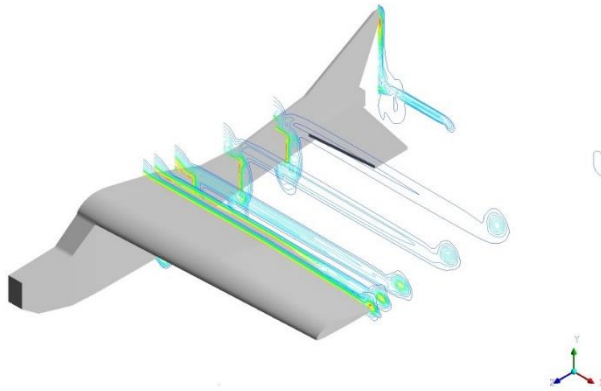
Pada gambar 4.14 menunjukkan kontur kecepatan dan *streamline* pada *baseline* dan penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15; 0,20; 0,25$ di area *wingtip* ($x/S = 0,9$). Dari gambar tersebut dapat ditunjukkan bahwa dengan semakin meningkatnya ketinggian dari *trapezoidal winglet* maka kecepatan di bagian

upper surface semakin meningkat yang ditandai dengan luasan area yang berwarna orange semakin luas. Hal ini disebabkan karena tekanan pada permukaan atas *airfoil* dengan pemasangan *trapezoidal winglet* lebih kecil dibandingkan dengan tanpa *winglet*, sehingga pada pesawat dengan pemasangan *trapezoidal winglet* memiliki nilai kecepatan yang lebih besar pada permukaan atasnya.

Dari ketiga kontur pada tiap tinjauan area tadi dapat disimpulkan bahwa kecepatan akan mengalami kenaikan dan seiring dengan meningkatnya ketinggian dari *trapezoidal winglet*, yang menandakan bahwa dengan semakin luasnya *frontal area* dari *winglet* maka akan menyebabkan aliran yang melewati area tersebut akan lebih cepat atau lebih besar nilainya yang selanjutnya meningkatkan kecepatan dari aliran tersebut. *Streamline* tiga dimensi terlihat jelas pada aliran yang melewati *tip*. Aliran yang melewati *upper surface* cenderung bergerak ke pangkal sayap. Sedangkan aliran yang melewati *lower surface* cenderung bergerak ke *tip*. Semakin mendekati tinjauan area pada *tip* ($x/S = 0,9$) maka *streamline* yang terjadi pada area di *trailing edge* lebih rapat.

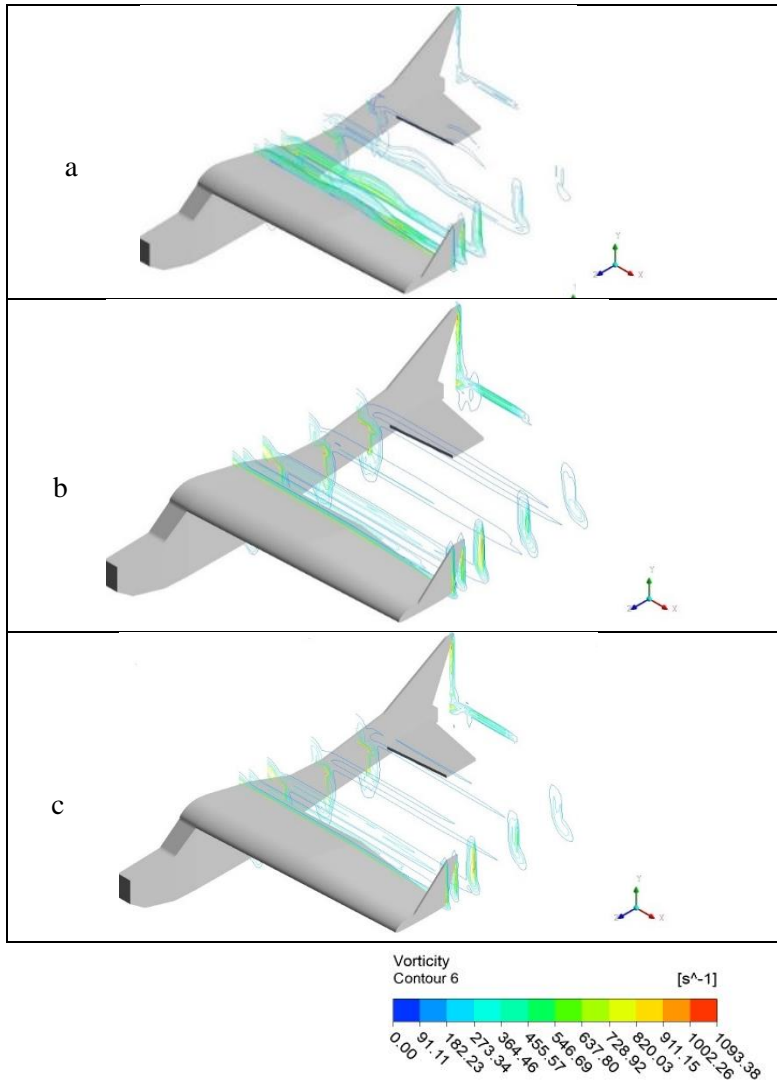
4.2.3 Kontur Vorticity Magnitude pada Bidang x-y Sisi Wingtip (Tip Vortex)

Analisa fenomena *tip vortex* dilakukan dengan menampilkan kecepatan dan *streamline* bidang *x-y* sisi *wingtip* pada bagian belakang *trailing edge*. Ilustrasi fenomena *tip vortex* ditampilkan dengan vektor kecepatan arah *x* dan *y*.



Gambar 4.15 Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tanpa penambahan *trapezoidal winglet*

Gambar 4.15 menampilkan fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tanpa penambahan *trapezoidal winglet* sudut serang 0° . Ilustrasi ditampilkan dengan vektor kecepatan arah x dan y . Dari gambar tersebut dapat dilihat pembentukan pusaran pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil*. Terbentuknya pusaran diakibatkan *secondary flow* yang berasal dari aliran bawah *airfoil* yang bergerak menuju bagian atas *airfoil* akibat perbedaan tekanan di sisi *tip*. Pergerakan tersebut menghasilkan pusaran yang terdiri dari *upwash* dan *downwash*.



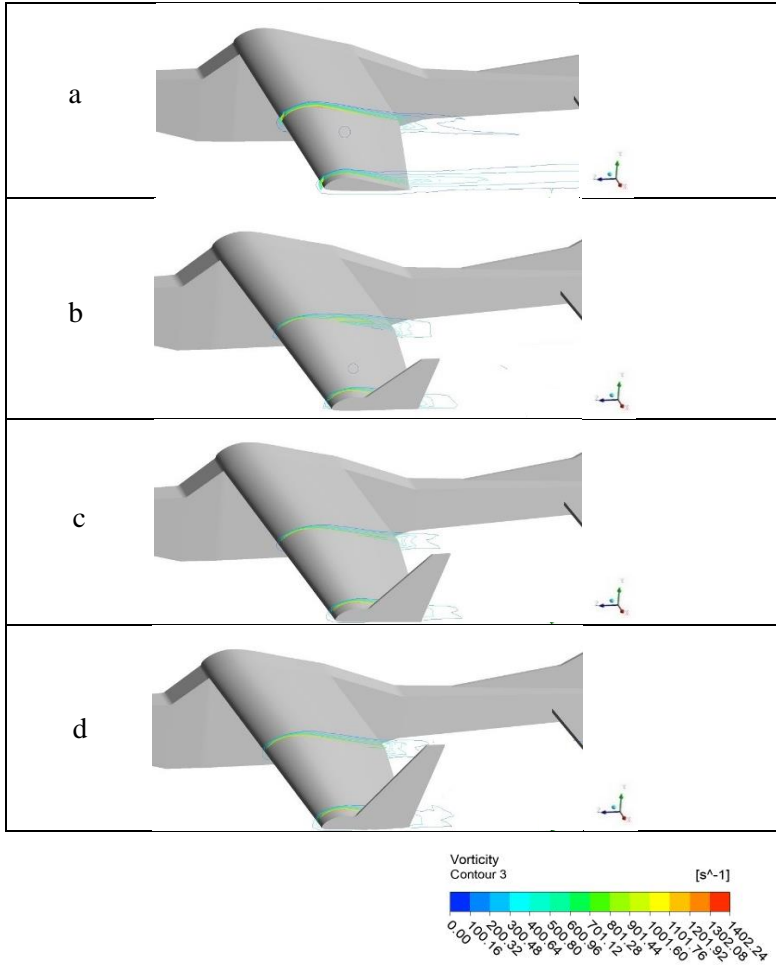
Gambar 4.16 Fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* pada variasi penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,15$ (a); $h/S = 0,20$ (b); $h/S = 0,25$ (c)

Gambar 4.16 menampilkan fenomena *tip vortex* pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* dengan penambahan *trapezoidal winglet* sudut serang 0° dengan $h/S = 0,15; 0,20; 25$. Ilustrasi ditampilkan dengan vektor kecepatan x dan y . Dari gambar tersebut dapat dilihat berkurangnya fenomena terbentuknya *tip vortex* jika dibandingkan dengan bagian *tip* pada *airfoil* tanpa penambahan *trapezoidal winglet*. Dari gambar tersebut juga menunjukkan bahwa dengan semakin meningkatnya ketinggian *trapezoidal winglet* maka fenomena *tip vortex* yang terbentuk juga semakin berkurang. Hal ini ditunjukkan dengan pembentukan pusaran pada bagian belakang *trailing edge* sisi *tip airfoil* tampak kecil dan melemah. Selain itu juga ditunjukkan dengan warna kontur pada *trapezoidal winglet* yang berwarna hijau yang menandakan konsentrasi kontur yang lebih kecil dibandingkan dengan *baseline*. Dapat disimpulkan bahwa penggunaan *winglet* mengurangi konsentrasi *tip vortex* yang terjadi pada pesawat.

Terbentuknya *tip vortex* memiliki dampak kepada performa aerodinamik pesawat. *Tip vortex* dikategorikan sebagai *wake* dan akan mengurangi luasan efektif di bagian *tip*. Semakin besar lebar luas penampang *tip vortex*, maka semakin berkurang luasan efektif sebuah sayap. *Wake* karena *tip vortex* juga akan menambah C_D .

4.2.4 Kontur Vorticity Magnitude pada Bidang y-z Sisi Midspan dan Wingtip pada Bagian Trailing Edge (Trailing Vortex)

Gambar 4.18 menggambarkan kontur *vorticity magnitude* pada *trailing edge* atau disebut dengan *trailing vortex* dengan variasi tinggi *trapezoidal winglet*. Secara umum, terdapat perubahan pada *vortex* pada area *trailing edge* yaitu pada pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* dan pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet*.



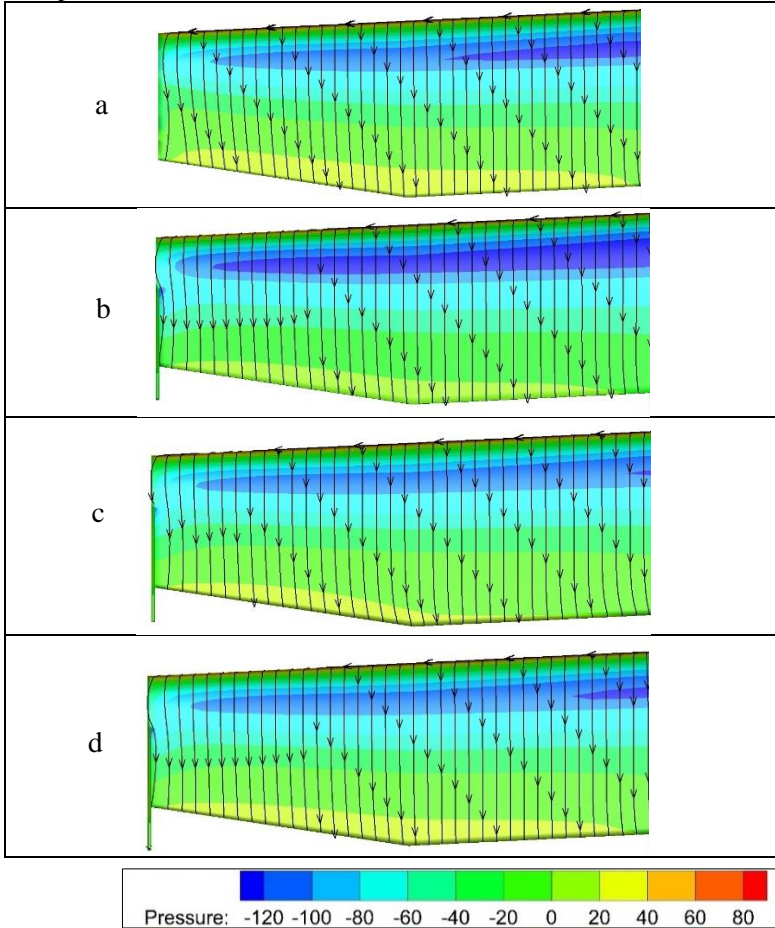
Gambar 4.17 Fenomena *trailing vortex* pada bagian *trailing edge* sisi *midspan* dan *tip airfoil* pada : *Baseline* (a); $h/S = 0,15$ (b); $h/S = 0,20$ (c); $h/S = 0,25$ (d)

Pada pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* tidak terlihat *vortex* yang berarti hal ini dapat dilihat dari gambar 4.8 (a) yang menunjukkan bahwa pada area *tip airfoil* *vortex* yang terjadi masih terdeformasi secara merata di bagian belakang *trailing edge*. Sementara setelah dilakukan penambahan *trapezoidal winglet* maka *vortex* yang terjadi di sisi *tip airfoil* bagian belakang *trailing edge* sudah mulai terbentuk dalam artian sudah tidak terdeformasi seperti di *baseline* tadi. Selain itu pada sisi *midspan* bagian *trailing edge* pada *baseline* juga *vortex* yang terbentuk masih terdeformasi dengan area yang cukup luas.

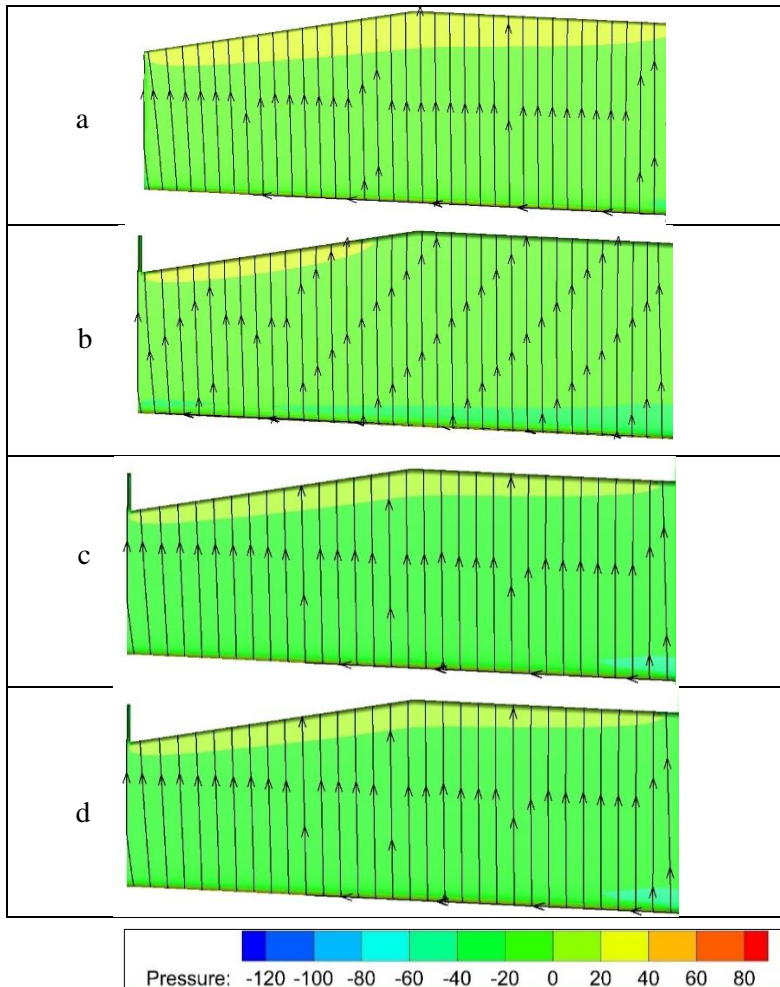
Pada sudut $\alpha = 0^\circ$ pengaruh dari adanya *trapezoidal winglet* mungkin kurang terlihat dengan begitu jelas pada *vortex* yang terjadi di *trailing edge* dikarenakan pada sudut $\alpha = 0^\circ$ fenomena *trailing vortex* memang belum begitu terbentuk, sehingga visualisasi yang didapatkan tidak begitu bisa dibedakan.

4.2.5 Kontur Tekanan dengan *Streamline* Sepanjang *Span*

Gambar 4.9 dan 4.10 menunjukkan kontur tekanan pada permukaan atas dan bawah pesawat pada sudut $\alpha = 0^\circ$ dengan kecepatan *inlet* sebesar 12 m/s.



Gambar 4.18 Kontur tekanan dengan *streamline* area *upper surface* : Baseline (a); $h/S = 0,15$ (b); $h/S = 0,20$ (c); $h/S = 0,25$ (d)



Gambar 4.19 Kontur tekanan dengan *streamline* area lower surface : Baseline (a); $h/S = 0,15$ (b); $h/S = 0,20$ (c); $h/S = 0,25$ (d)

Pada gambar 4.9 (a) tampak terjadi belokan aliran pada sisi *tip airfoil*. Hal tersebut mengindikasikan adanya *secondary flow*

dari area *lower surface*. Berbeda dengan gambar 4.9 (b), 4.9 (c), 4.8 (d) pada gambar tersebut tidak tampak belokan *streamline* pada sisi *wingtip* sebagai efek dari penambahan *trapezoidal winglet*. Selain itu pada *upper surface* juga terlihat bahwa pada bagian *tip airfoil* dengan penambahan *trapezoidal winglet* memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan *baseline*, yang ditunjukkan dengan area *tip airfoil* pada *trapezoidal winglet* yang memiliki warna kontur biru muda yang lebih luas dibandingkan dengan *baseline*. Hal ini mengakibatkan perbedaan tekanan yang lebih besar pada pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet* sehingga terjadi peningkatan gaya angkat (*lift*) dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* (*baseline*). Namun pada *upper surface* $h/S = 0,15$ memiliki tekanan pada bagian *upper surface* terutama pada bagian *maximum chamber airfoil* yang menghasilkan nilai lebih rendah yang ditandai dengan warna biru tua yang lumayan luas jika dibandingkan dengan pesawat tanpa pemasangan *trapezoidal winglet*, yang disebabkan karena *error* ketika simulasi.

Pada gambar 4.10 yaitu tinjauan tekanan pada area *lower surface*. Pada tinjauan area ini perbedaan tekanan pada pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* memiliki tekanan yang lebih tinggi yang ditunjukkan dengan kontur warna kuning yang lebih luas daripada pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet*. Sehingga dengan hasil tersebut menyebabkan *streamline* pada permukaan bawah di dekat *tip* cenderung bergerak ke arah *tip* pada *trapezoidal winglet*. Aliran tersebut akan bergerak ke permukaan atas mengitari *tip* karena tekanan pada permukaan atas lebih rendah daripada permukaan bawah.

BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Studi numerik karakteristik aliran tiga dimensi pada *body* pesawat tanpa awak jenis *Cessna 182* menggunakan *airfoil August 160* dan penambahan *trapezoidal winglet* variasi $h/S = 0,15; 0,2; 0,25$ dengan *cant angle* 90° menghasilkan kesimpulan berikut ini :

1. Penambahan *trapezoidal winglet* merubah distribusi C_p sepanjang *span* terutama pada bagian *tip airfoil*. Hal ini mengakibatkan penambahan *trapezoidal winglet* akan meningkatkan koefisien *lift* (C_L) pada pesawat jika dibandingkan dengan *baseline* sebesar 32,85%. Dengan nilai maksimum C_L pada $h/S = 0,25$.
2. Penambahan *trapezoidal winglet* menyebabkan meningkatnya koefisien *drag* (C_D) pada pesawat jika dibandingkan dengan *baseline* sebesar 61,38%. Dengan nilai maksimum C_D pada $h/S = 0,25$. Kenaikan koefisien *drag* dikarenakan naiknya dari koefisien *lift* (C_L) juga.
3. Penambahan *trapezoidal winglet* mengakibatkan nilai C_L/C_D mengalami penurunan jika dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* (*baseline*) yaitu terjadi penurunan sebesar 73,72%. Hal ini disebabkan karena terjadinya kenaikan pada nilai C_L tidak sebanding dengan kenaikan C_D yang cukup signifikan.
4. Penambahan *trapezoidal winglet* mengakibatkan peningkatan luasan daerah tekanan tinggi di *upper surface* terutama *maximum chamber airfoil* pada khususnya di tinjauan area *wingtip*.
5. Penambahan *trapezoidal winglet* dapat mengurangi terjadinya terjadinya *tip vortex* pada area *wingtip* jika dibandingkan dengan pesawat tanpa penambahan *trapezoidal winglet* (*baseline*) yang memiliki *tip vortex* yang sangat tinggi.

5.2 Saran

Berikut merupakan beberapa saran untuk penelitian berikutnya yang berkaitan dengan penelitian ini :

1. Melakukan studi lanjutan pada tipe-tipe *airfoil* yang lebih bervariasi sehingga mampu menggambarkan pengaruhnya terhadap karakteristik aerodinamik secara menyeluruh agar didapatkan kesimpulan yang lebih *general*.
2. Menambah variasi sudut serang dan *cant angle* untuk mendapatkan pola visualisasi aliran dan peningkatan C_L , C_D , dan C_L/C_D tiap perubahan sudut serang.
3. Melakukan kolaborasi konfigurasi sudut *swept* dengan penggunaan *winglet* untuk mengurangi kerugian pada *wingtip* sehingga mendapatkan performa pesawat yang lebih baik.
4. Melakukan penambahan jenis *winglet* yang lain, selain *trapezoidal winglet*. Karena dari hasil simulasi yang dilakukan justru mengalami kenaikan nilai koefisien *drag*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Anderson Jr, J. D. (2013). Fundamental of Aerodynamics. In *Journal of Chemical Information and Modeling* (Vol. 53, Issue 9).
- [2] Austin, R. (2010). Unmanned Aircraft Systems - UAVS Design, Develepment an Deployment. In *A John Wiley and Sons, Ltd.*
- [3] Azlin, M. A., Mat Taib, C. F., Kasolang, S., & Muhammad, F. H. (2011). CFD Analysis of Winglets at Low Subsonic Flow. *Proceedings of the World Congress on Engineering 2011, WCE 2011, 1*(July 2011), 87–91.
- [4] Boukoberine, M. N., Zhou, Z., & Benbouzid, M. (2019). A Critical Review on Unmanned Aerial Vehicles Power Supply and Energy Management: Solutions, Strategies, and Prospects. *Applied Energy*, 255(April), 113823.
- [5] Guerrero, J., Sanguineti, M., & Wittkowski, K. (2018). CFD Study of the Impact of Variable Cant Angle Winglets on Total Drag Reduction. *Aerospace*, 5(4), 126.
- [6] Hariyadi, S. P., Sutardi, Widodo, W. A., & Mustaghfirin, M. A. (2018). Aerodynamics Analisys of the Wingtip Fence Effect on UAV Wing. *International Review of Mechanical Engineering*, 12(10), 837–846.
- [7] Houghton, E. L., Carpenter, P. W., Collicott, S. H., & Valentine, D. T. (2013). Aerodynamics for Engineering Students: Sixth Edition. In *Oxford Elsevier*.
- [8] Hurt Jr., H. H. (1965). Aerodynamics for Naval Aviators. In *Citeseer* (Issue January).
- [9] Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV.

Aerospace Science and Technology, 29(1), 339–350.

- [10] Mulvany, N., Chen, L., Tu, J., & Anderson, B. (2004). Steady-State Evaluation of Two-Equation RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) Turbulence Models for High-Reynolds Number Hydrodynamic Flow Simulations. *Department of Defence, Australian Government*, 1–54.
- [11] Munson, B. R., Okiishi, T. H., Huebsch, W. W., Rothmayer, & P, A. (2013). Fundamentals of Fluid Mechanics Seventh Edition. *Aerospace*, 5(4), 130.
- [12] Panagiotou, P., & Yakinthos, K. (2019). Aerodynamic Efficiency and Performance Enhancement of Fixed-Wing UAVs. In *Aerospace Science and Technology* (Vol. 1). Elsevier Masson SAS.
- [13] Piedra, S., Martinez, E., Escalante-Velazquez, C. A., & Jimenez, S. M. A. (2018). Computational Aerodynamics Analysis of a Light Sport Aircraft: Compliance Study for Stall Speed and Longitudinal Stability Certification Requirements. *Aerospace Science and Technology*, 82–83, 234–242.
- [14] Pritchard, P. J. (2011). *Fox and McDonald's Introduction to Fluid Mechanics 8th Edition*.
- [15] Rainer. (2020). *Boundary Layer Separation and Pressure Drag*. Aerospace Engineering.
- [16] Rosato, M. A. (2001). *Small Wind Turbines for Electricity and Irrigation : Design and Construction*.
- [17] Sadraey, M. H. (2013). Aircraft Design A Systems Engineering Approach. In *MohaJournal of the American Society for Naval Engineers* (Vol. 36, Issue 1).
- [18] Sarjito, S. (2017). Studi Karakteristik Airfoil Naca 2410 Dan Naca 0012 Pada Berbagai Variasi Angle of Attack. *Media*

Mesin: Majalah Teknik Mesin, 11(1).

- [19] Turanoğuz, E., & Alemdaroglu, N. (2015). Design of a Medium Range Tactical UAV and Improvement of its Performance by Using Winglets. *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2015, July*, 1074–1083.
- [20] Weibel, R. E., & Hansman, R. J. (2005). Safety Considerations for Operation of Unmanned Aerial Vehicles in the National Airspace System. In *Massachusetts Institute of Technology* (Vol. 37, Issue March).

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

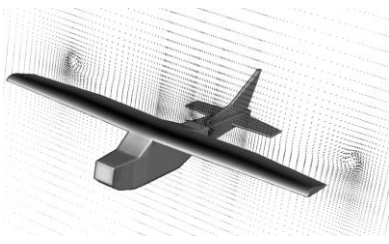
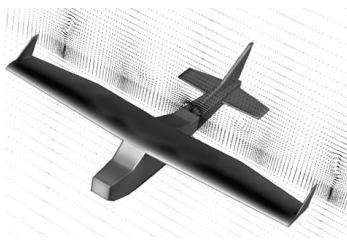
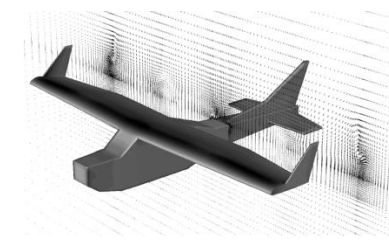
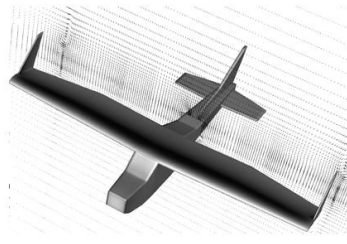
LAMPIRAN 1

Koordinat *Airfoil August 160*

X(mm)	Y (mm)	X(mm)	Y (mm)
1	0	0.30866	0.13107
0.99893	0.00111	0.27886	0.13338
0.99572	0.00175	0.25	0.13406
0.99039	0.00272	0.22221	0.13301
0.98296	0.00406	0.19562	0.12969
0.97347	0.00578	0.17033	0.12467
0.96194	0.00788	0.14645	0.11787
0.94844	0.01033	0.12408	0.11026
0.93301	0.01318	0.10332	0.1013
0.91573	0.01634	0.08427	0.09207
0.89668	0.01986	0.06699	0.08178
0.87592	0.02365	0.05156	0.07169
0.85355	0.02773	0.03806	0.06078
0.82967	0.03214	0.02653	0.05061
0.80438	0.03688	0.01704	0.041
0.77779	0.04193	0.00961	0.0315
0.75	0.04732	0.00428	0.022
0.72114	0.05309	0.00107	0.01311
0.69134	0.05913	0	0
0.66072	0.06546	0.00107	-0.0036
0.62941	0.07195	0.00428	-0.00741
0.59755	0.07869	0.00961	-0.01
0.56526	0.08545	0.01704	-0.0125
0.5327	0.09232	0.02653	-0.015
0.5	0.09903	0.03806	-0.01712
0.4673	0.10571	0.05156	-0.019
0.43474	0.11203	0.06699	-0.02075
0.40245	0.11795	0.08427	-0.02241
0.37059	0.12317	0.10332	-0.0232
0.33928	0.12765	0.12408	-0.02435

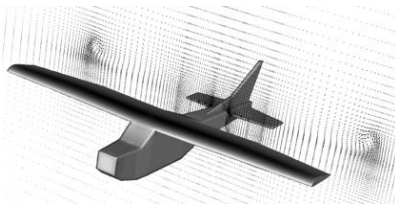
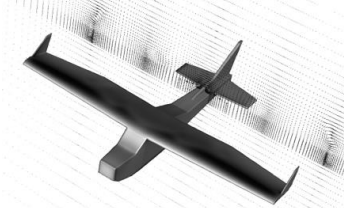
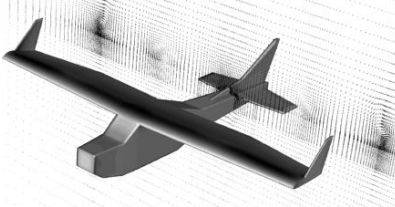
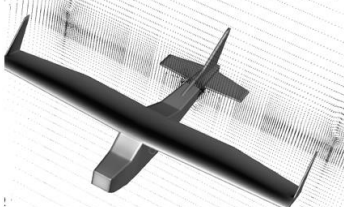
0.14645	-0.02484	0.72114	-0.01881
0.17033	-0.02562	0.75	-0.01768
0.19562	-0.02584	0.77779	-0.01653
0.22221	-0.02629	0.80438	-0.01521
0.25	-0.02632	0.82967	-0.01366
0.27886	-0.0265	0.85355	-0.012
0.30866	-0.02638	0.87592	-0.01024
0.33928	-0.02633	0.89668	-0.00844
0.37059	-0.02606	0.91573	-0.00674
0.40245	-0.02582	0.93301	-0.00517
0.43474	-0.02538	0.94844	-0.00376
0.4673	-0.02498	0.96194	-0.00261
0.5	-0.02439	0.97347	-0.00172
0.5327	-0.02385	0.98296	-0.00113
0.56526	-0.02312	0.99039	-0.00086
0.59755	-0.02243	0.99572	-0.00082
0.62941	-0.02158	0.99893	-0.00085
0.66072	-0.02077	1	0
0.69134	-0.01977		

LAMPIRAN 2

Tanpa Winglet (<i>Baseline</i>)	<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,15$</i>
	
<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,2$</i>	<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,25$</i>
	

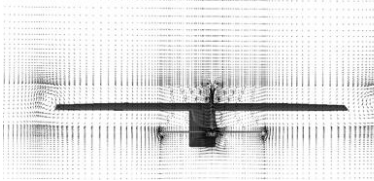
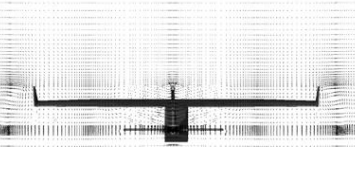
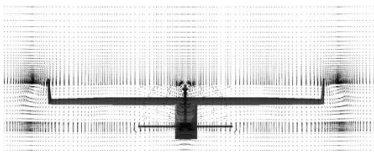
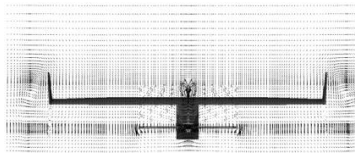
Fenomena terjadinya *vortex* akibat penambahan *trapezoidal winglet* pada tinjauan bidang *xy* pada $z/L = 0,9$

LAMPIRAN 3

Tanpa Winglet (<i>Baseline</i>)	<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,15$</i>
	
<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,2$</i>	<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,25$</i>
	

Fenomena terjadinya *vortex* akibat penambahan *trapezoidal winglet* pada tinjauan bidang *xy* pada $z/L = 1$

LAMPIRAN 4

Tanpa Winglet (<i>Baseline</i>)	<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,15$</i>
	
<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,2$</i>	<i>Trapezoidal Winglet $h/S = 0,25$</i>
	

Fenomena terjadinya *vortex* akibat penambahan *trapezoidal winglet* pada tinjauan bidang *xy* pada $z/L = 1,1$

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BIOGRAFI PENULIS



Syifa' Zain Salsabila dilahirkan di Tulungagung pada tanggal 03 Mei 1997. Penulis merupakan anak pertama dari dua bersaudara. Penulis telah menempuh Pendidikan formal yaitu SD Negeri Sukowidodo (2004 – 2010), SMP Negeri 1 Kauman (2010 – 2013), SMA Negeri 1 Kedungwaru (2013 – 2016), hingga ke jenjang sarjana di Departemen Teknik Mesin Institut Teknologi Sepuluh November (2016 – 2020).

Penulis mengambil bidang studi konversi energi dan melakukan tugas akhir di Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida. Penulis aktif berkegiatan dalam bidang akademik diantaranya menjadi asisten praktikum Perpindahan Panas dan menjadi grader mata kuliah Termodinamika 1. Selama menjadi mahasiswa penulis juga aktif berorganisasi pada organisasi dalam kampus, yaitu menjadi *Staff* Departemen Kesejahteraan Mahasiswa Himpunan Mahasiswa Mesin ITS periode 2017-2018 dan Sekretaris Departemen Kesejahteraan Mahasiswa Himpunan Mahasiswa Mesin ITS periode 2018 – 2019. Serta aktif dalam kepanitiaan baik tingkat kampus maupun nasional dan salah satunya menjadi anggota Sie Kesekretariatan pada Kontes Mobil Hemat Energi 2017. Selain itu penulis juga pernah Kerja Praktek di perusahaan PT. Pembangunan Jawa Bali UP Paiton di Probolinggo.

Penulis terbuka menerima masukan dan saran terkait tugas akhir ini. Pembaca dapat menghubungi penulis melalui *surel* atau *email* syifasalsabila003@gmail.com.