

TUGAS AKHIR-TM184835

STUDI NUMERIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELINTASI BODY PESAWAT CESSNA 182 MENGGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160 DENGAN PENAMBAHAN REARWARD WINGTIP FENCE VARIASI KETINGGIAN H/S=0.15; 0.2; 0.25 DAN CANT ANGLE 90°

MUHAMMAD ALVIT RIZKY AKBAR NRP. 02111640000053

Dosen Pembimbing Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T.

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



TUGAS AKHIR-TM184835

STUDI NUMERIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELINTASI BODY PESAWAT CESSNA 182 MENGGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160 DENGAN PENAMBAHAN REARWARD WINGTIP FENCE VARIASI KETINGGIAN H/S=0.15; 0.2; 0.25 DAN CANT ANGLE 90°

MUHAMMAD ALVIT RIZKY AKBAR NRP. 02111640000053

Dosen Pembimbing Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T.

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



FINAL PROJECT-TM184835

NUMERICAL STUDY OF THREE DIMENSIONAL FLOW CHARACTERISTICS THROUGH CESSNA AIRCRAFT 182 BODY USING AUGUST 160 AIRFOIL WITH ADDITION OF REARWARD WINGTIP FENCE VARIATION OF HEIGHT H/S=0.15; 0.2 ;0.25 AND CANT ANGLE 90°

MUHAMMAD ALVIT RIZKY AKBAR NRP. 02111640000053

Advisor Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T.

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

LEMBAR PENGESAHAN

STUDI NUMERIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELINTASI BODY PESAWAT CESSNA 182 MENGGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160 DENGAN PENAMBAHAN REARWARD WINGTIP FENCE VARIASI KETINGGIAN H/S = 0.15; 0.2; 0.25 DAN CANT ANGLE 90°

TUGAS AKHIR

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





STUDI NUMERIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELINTASI *BODY* PESAWAT CESSNA 182 MENGGUNAKAN *AIRFOIL AUGUST* 160 DENGAN PENAMBAHAN REARWARD WINGTIP FENCE VARIASI KETINGGIAN H/S=0.15; 0.2; 0.25 DAN CANT ANGLE 90° Nama Mahasiswa : Muhammad Alvit Rizky Akbar

Nama Manasiswa	: Munammad Alvit Kizky Akbar
NRP	: 02111640000053
Jurusan	: Teknik Mesin FTIRS-ITS
Dosen Pembimbing	: Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T.

ABSTRAK

Sebagian besar gaya hambat (drag force) yang timbul pada pesawat terbang dihasilkan oleh sayap, hal ini dikarenakan pada sayap terjadi fenomena *profile drag* dan *induced drag*. *Profile drag* merupakan *drag* yang muncul akibat bentuk dari sayap sedangkan induced drag terbentuk akibat adanya perbedaan tekanan (pressure imbalance) pada permukaan atas dengan bawah sayap. Perbedaan tekanan yang terjadi menghasilkan gaya angkat (lift force). Meskipun begitu di daerah dekat tip udara bertekanan tinggi dari permukaan bawah cenderung bergerak menuju permukaan atas streamline menjadi menggulung. menyebabkan Gerakan menggulung streamline menyebabkan terjadinya vortex, hal ini dapat mengurangi efisiensi aerodinamika dari pesawat. Salah satu metode untuk mengurangi terbentuknya wingtip vortex adalah memasang *winglet* pada *tip* sayap.

Penelitian ini menggunakan metode numerik tiga dimensi dengan menggunakan *Gambit* 2.4 dalam proses *meshing* dan *Ansys Fluent* 19.1 dalam proses analisa. Benda uji berupa pesawat tanpa awak jenis cessna 182 tanpa dan dengan penambahan *winglet* jenis *rearward wingtip fence* yang dipasang pada ujung *airfoil August* 160. Panjang root chord 186 mm dan tip chord 136 mm, aspect ratio (AR) sebesar 2.95, Swept Angle (Λ) 2.78°dan cant angle 90°. Variasi yang dilakukan adalah rasio tinggi winglet terhadap panjang *span* H/S=0.15; 0.2; 0.25. Simulasi numerik ini menggunakan *hexahedral map mesh* dengan jumlah *cells* 2.2 juta. Aliran fluida berupa *freestream* dengan kecepatan v = 12 m/s dan sudut serang sebesar 0° dalam kondisi *steady. Reynolds number* yang digunakan sebesar 1.54x10⁵ didasarkan panjang *midspan chord. Turbulence viscous model* pada penelitian ini menggunakan k- ω shear stress transport dengan kriteria konvergensi sebesar 10⁻⁶.

Hasil yang didapatkan dari studi ini adalah peningkatan koefisien *lift* (CL) pada *airfoil* dengan penambahan *rearward wingtip fence*. Namun penggunaan *rearward wingtip fence* memberikan dampak berupa peningkatan koefisien *drag* (CD). Visualisasi *tip* dan *trailing vortex* didapatkan dari kontur *vorticity magnitude* dan *velocity pathline* di sekitar *wingtip*. Tip vortex pada sayap dengan *rearward wingtip fence* lebih merata jika dibandingkan dengan *baseline*, dimana pada *tip vortex* pada *baseline* lebih terkonsentrasi di pusat pusaran.

Kata Kunci: drag force, induced drag, lift force, wingtip vortex, winglet, rearward wingtip fence, pressure coefficient, lift coefficient, drag coefficient. NUMERICAL STUDY OF THREE-DIMENSIONAL FLOW THROUGH CESSNA AIRCRAFT 182 BODY USING AUGUST 160 AIRFOIL WITH ADDITION OF REARWARD WINGTIP FENCE VARIATION OF HEIGHT H/S=0.15; 0.2; 0.25 AND CANT ANGLE 90°

Name	: Muhammad Alvit Rizky Akbar
Student ID	: 02111640000053
Department	: Teknik Mesin FTIRS-ITS
Advisor	: Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T.

ABSTRACT

A large amount of drag is generated by the aircraft's main wing, this is due to the phenomenon of profile drag and induced drag. The profile drag is the drag due to the shape of the wing while induced drag is formed due to a difference in pressure (pressure imbalance) between its upper and lower surface of the wing. That imbalance is necessary in order to produce a positive lift force. However, near the tip the high pressure air from the lower side tends to move upwards, where the pressure is lower, causing the streamlines to curl. this three-dimensional motion leads to the formation of a vortex, this can reduce the aerodynamic efficiency of the aircraft. one of the methods to reduce the formation of wingtips vortex is to place winglets on wingtip.

This research used numerical study method using Gambit 2.4 to create mesh and Ansys Fluent 19.1 for analysis process. The simulation object is a Cessna 182 unmanned aircraft with and without rearward wingtip fence which is added on the tip of airfoil August 160. root and tip chord are 186 mm and 136 mm, aspect ratio (AR) 2.95, Swept Angle (Λ) 2.78°, cant angle 90° and ratio of winglet height to span length variation H/S=0.15; 0.2; 0.25. This numerical simulation used a hexahedral map mesh with the number of cells are 2.2 million. Velocity of freestream is 12 m/s with steady condition. The Reynolds number of simulation is 1.54×10^5 at midspan chord length. Turbulence model that is used in this simulation is k- ω shear stress transport with convergence criteria is 10^{-6}

The result that gained from the simulation is the increase of lift coefficient (C_L) of wing with rearward wingtip fence. However, wing with rearward wingtip fence also shown an increase in the drag coefficient (C_D) compared to the wing without wingtip fence. Tip and trailing vortex visualization are shown in the vorticity magnitude contour and velocity pathline around wingtip. Tip vortex, which generated on wing with rearward wingtip fence is more evenly spread but on the baseline the tip vortex is more concentrated on the centre.

Keywords: drag force, induced drag, lift force, wingtip vortex, winglet, rearward wingtip fence, pressure coefficient, lift coefficient, drag coefficient

KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT. yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis mampu menyelesaikan tugas akhir yang berjudul STUDI NUMERIK ALIRAN TIGA DIMENSI MELINTASI BODY PESAWAT CESSNA 182 MENGGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160 DENGAN PENAMBAHAN REARWARD WINGTIP FENCE VARIASI KETINGGIAN H/S = 0.15; 0.2; 0.25 DAN CANT ANGLE 90°. Penulis menyadari dalam penyelesaian tugas akhir ini, penulis tidak terlepas dari dukungan dan bantuan yang diberikan oleh banyak pihak. Pada kesempatan ini, penulis ingin menyampaikan ucapan terimakasih yang sebesar – besarnya kepada:

- 1. Bpk Dr. Wawan Aries Widodo, S.T, M.T. sebagai dosen dan pembimbing tugas akhir yang telah memberikan ilmu yang bermanfaat serta meluangkan waktu untuk membimbing dan memotivasi khususnya kepada penulis.
- 2. Bpk Prof Dr Ir Tri Yogi Tuwono, DEA; Bpk Prof. Ir. Sutardi, M.Eng., Ph.D. dan Ibu Vivien Suphandani Djanali ST, ME, PhD sebagai dosen penguji seminar dan sidang tugas akhir yang telah memberikan kritik, saran, dan masukan untuk penelitian ini.
- 3. Bapak Dr. Ir.Atok Setiyawan M.Eng.Sc. selaku Kepala Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.
- 4. Seluruh Dosen beserta staff karyawan Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya yang telah memberikan bekal ilmu pengetahuan serta sarana dan prasarana kepada penulis selama menjalani perkuliahan.
- 5. Bapak Ismail dan Ibu Murgiyati, orangtua penulis, Adek Najwa yang selalu memberikan dukungan dalam doa dan bentuk lainnya hingga terselesaikannya tugas akhir ini.

- 6. Keluarga besar yang selalu memberikan dukungan moral dan doa.
- 7. Keluarga besar Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida serta keluarga besar Laboratorium Mekanika Benda Padat
- 8. Teman-teman angkatan 2016 (M59) Teknik Mesin ITS.
- 9. Seluruh Keluarga Mahasiswa Mesin ITS khususnya mantan pengurus MMC 2018/2019 yang memberikan semangat dan dukungan kepada penulis.
- 10. Teman-teman TIMNAS volly Departemen Teknik Mesin
- 11. Keluarga kontrakan barokah Zulfan Faruqi, Shaffan Ahda Izzatullah, Aditiya Fajar Bekti, Refi Tri Yulianto, Lentera Ruh Insan, Fuad Alhanif, Ahmad Rifqy, Iqra Iffagano dan Fajri Wahidin

Penulis menyadari bahwa dalam tugas akhir ini masih banyak kekurangan, baik dalam penulisan maupun analisis yang dilakukan. Oleh sebab itu, diharapkan bila ada mahasiswa yang melakukan penelitian dibidang konfigurasi airfoil dapat menyempurnakan tugas akhir ini. Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi para pembaca.

Surabaya, Juli 2020

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN	I JUDUL i
LEMBAR P	ENGESAHAN v
ABSTRAK.	vii
ABSTRACT	ix
KATA PEN	GANTAR xi
DAFTAR IS	۲ xiii
DAFTAR G	AMBAR xvii
DAFTAR T	ABEL xxi
DAFTAR SI	MBOL xxiii
BAB I PENI	DAHULUAN 1
1.1	Latar Belakang1
1.2	Perumusan Masalah4
1.3	Tujuan penelitian4
1.4	Batasan Masalah5
1.5	Manfaat Penelitian5
BAB II TIN	JAUAN PUSTAKA 7
2.1	Pesawat Tanpa Awak7
2.2	Airfoil August 1609
2.3	Incompressible Flow dan Compressible Flow11
2.4	Aliran laminer dan Turbulent12
2.5	Boundary Layer12
2.6	Pressure Coefficient (C _P)16
2.7	Lift Coefficient dan Drag Coefficient17
2.8	Wing-tip Vortex19
2.9	Winglet21
2.10	Penelitian Terdahulu21
2.10	.1 Design , performance evaluation and
	optimization of a UAV21
2.10	.2 Design of A Medium Range Tactical UAV and
	Improvement of Its Performance by Using
	Winglets25
2.10	.3 Winglet design and optimization for a MALE
	UAV using CFD27

2.10.4	4 Numerical study of three-dimensional flow
	characteristics around the wing airfoil E562 with
	forward and rearward wingtip fence
BAB III MET	ODOLOGI
3.1 7	Sahap Pre-Processing 39
3.1.1	Geometri Benda Uji
3.1.2	Meshing44
3.1.3	Boundary Condition47
3.2 7	Tahap Solver / Processing48
3.2.1	Materials48
3.2.2	Operating Condition49
3.2.3	Turbulence Model49
3.2.4	Boundary Condition49
3.2.5	Solution50
3.2.6	Initialization50
3.2.7	Reference Value50
3.2.8	Monitor Residual50
3.2.9	Grid Independency51
3.2.10	Comparison
3.3 7	Tahap Post-processing53
3.3.1	Prosedur Pengambilan Data Cp53
3.3.2	Prosedur Pengambilan Data C _L , C _D , dan C _L /C _D
3.3.3	Prosedur Pengambilan kontur kecepatan dan
	streamline54
BAB IV HAS	IL DAN PEMBAHASAN57
4.1 F	Pressure Coefficient (CP) Area Span58
4.2 F	Kontur Kecepatan dan Streamline di Sekitar Airfoil
F	Bidang z-y
4.3 F	Kontur Kecepatan Pada Bidang x-y Sisi Wingtip64
4.4 F	Kontur Kecepatan dan Streamline Upper dan Lower
S	Surface Bidang x-z67
4.5 F	Kontur Tekanan Upper dan Lower Surface Bidang x-
Z	
4.6 F	Performa Aerodinamika72

BAB V KESIMPULAN DAN SARAN	77
5.1 Kesimpulan	77
5.2 Saran	78
DAFTAR PUSTAKA	79
LAMPIRAN-LAMPIRAN	81
BIODATA PENULIS	99

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Bagian-bagian airfoil (John J. Bertin & Russell M.
Combar 2.2 Coomstri <i>girfail gugust</i> 160 (Martin, 2012)
Gambar 2.2 Geolifetti <i>ulijoti uligust</i> 100 (Matuli, 2012)11
Gambai 2.5 Grank perbandingan milai C_L/C_D ternadap variasi sudut serong (angle of attack) (Mortin 2012) 11
Combor 2.4 Doundory lower node <i>sinfeil</i> (Asso Encore Encircoring
Gambar 2.4 Boundary layer pada <i>airfoil</i> (Aerospace Engineering,
$2010)\dots 15$
$\begin{array}{c} \text{Gambai 2.5 Karaktenstik annan viscous yang melewati piat datai } \\ \text{(Munson at al. 2012)} \\ 15 \end{array}$
(Mullisofi <i>el al.</i> , 2013)
boundary layer (Munson et al. 2013)
Combar 2.7 Aliran viscous di solvitar girfoil (Eov. et. al. 2011) 16
Gailloar 2.7 Allfan viscous di sekitar <i>airjoit</i> (Fox <i>et al.</i> , 2011)10
Gaindar 2.8 Tekanan dan gaya geser pada seduan elemen kech di
Combor 2.0. Einite wing dengen lange streamling node
Gainbar 2.9 Finite wing dengan kurva streumine pada
Comber 2 10 Wing tip vortex (Snuder & Devitely, 2016)
Combar 2.10 Willg-up voltex (Silydel & Fovitsky, 2010)
& Nudalman 2017) 21
Comber 2 12 Konfiguredi winglet
Gambar 2.12 Rollingurasi wingici
<i>coefficient</i> nada setian konfigurasi winglet terhadan sudut serang
Gambar 2 14 Grafik lift to drag ratio pada setian konfigurasi
winglet terhadan sudut serang
Gambar 2 15 Grafik lift to drag ratio pada konfigurasi haseline
dan final model dengan fan dan tanna fan terhadan angle of attack
23 Yang ang ang ang ang ang ang ang ang ang
Gambar 2 16 Flow field dan vortices di sekitar wingtin (baseline)
24 Odinodi 2.10 Piow field dan vornees di sekitai wingup (buselme)
Gambar 2.17 <i>Flow field</i> dan <i>vortices</i> di sekitar wingtin <i>final</i>
model
Gambar 2.18 Baseline wing (1). Hoerner type wingtin (2). Shifted
Downstream type wingtip (3), Blended type wingtip (4)

Gambar 2.19 Grafik lift coefficient	.26
Gambar 2.20 Grafik drag coefficient	.27
Gambar 2.21 Grafik lift to drag ratio	.27
Gambar 2.22 Lima konfigurasi berbeda desain winglet	.29
Gambar 2.23 Grafik rasio L/D vs AoA (wing)	.30
Gambar 2.24 Grafik L/D vs AoA (UAV)	.31
Gambar 2.25 Bentuk <i>vortex</i> pada ujung sayap dengan variasi	
sudut serang 0° dan 4°	.32
Gambar 2.26 Cross-flow velocity dan streamwise vorticity pada	ı
x/c=0.2.	.33
Gambar 2.27 Bentuk geometri winglet	.34
Gambar 2.28 Vektor kecepatan y dan z pada wing airfoil $\alpha = 1$	7°
	.35
Gambar 2.29 Velocity pathline pada sayap dengan sudut serang	g
17°	.36
Gambar 2.30 Velocity magnitude contour pada wing airfoil α	=
17°	.37
Gambar 3.1 Pesawat tanpa awak jenis pesawat Cessna 182	.40
Gambar 3.2 Isometric view geometri baseline	.41
Gambar 3.3 Side view geometri baseline	.41
Gambar 3.4 Front view geometri baseline	.41
Gambar 3.5 Top view geometri baseline	.41
Gambar 3.6 Isometric view geometri dengan tambahan winglet	.42
Gambar 3.7 Side view geometri winglet	.42
Gambar 3.8 (a) <i>isometric view</i> dan (b) <i>side view</i> konfigurasi	
winglet H/S = 0.15	.42
Gambar 3.9 (a) <i>isometric view</i> dan (b) <i>side view</i> konfigurasi	
winglet $H/S = 0.2$.43
Gambar 3.10 (a) <i>isometric view</i> dan (b) <i>side view</i> konfigurasi	
winglet H/S = 0.25	.43
Gambar 3.11 Front view geometri winglet	.43
Gambar 3.12 Dimensi wind tunnel simulasi	.44
Gambar 3.13 Dimensi pemodelan dan kondisi latar (Mulvany e	t
<i>al.</i> , 2004)	.44
Gambar 3.14 Tampak samping mesh pada baseline	.45

Gambar 4.8 *vorticity magnitude* di sekitar *wingtip* pada *baseline* (a) dan *rearward wingtip fence* H/S = 0.25 (b) dengan sudut serang 0°66 Gambar 4.9 Kontur kecepatan dan streamline area Upper surface *airfoil* bidang x-z *baseline* (a) dan *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°67 Gambar 4.10 Kontur kecepatan dan *streamline* area *lower surface airfoil* bidang x-z (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°......68 Gambar 4.11 Kontur tekanan dan *streamline* area *Upper surface airfoi* bidang z-x (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) Gambar 4.12 Kontur tekanan dan streamline area lower surface airfoil bidang z-x (a) baseline, rearward wingtip fence variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°.....71 Gambar 4.13 Grafik pressure dan friction drag coefficient74

k lift to drag ratio

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Komparasi diantara <i>Baseline</i> dengan Konfigurasi	
Optimalisasi	30
Tabel 2.2 Komparasi diantara Baseline dengan Konfigurasi F	inal
	31
Tabel 3. 1 Spesifikasi Asli Prototype Pesawat	39
Tabel 3. 2 Spesifikasi Desain Baseline Pesawat	40
Tabel 3. 3 Spesifikasi Desain Winglet	40
Tabel 3.4 Pengaturan Kondisi Batas	49
Tabel 3.5 Pengaturan Solusi	50
Tabel 3.6 Analisis Grid Independency Model Baseline Pesaw	at 52
Tabel 4.1 Performa Aerodinamika	72

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

DAFTAR SIMBOL

Simbol

С	: Chord length
CD	: Drag coefficient
CL	: Lift coefficient
Cp	: Pressure coefficient
C_L/C_D	: Lift-to-drag-ratio
S	: Span length
Re	: Reynold number
AR	: Aspect Ratio
V_{∞}	: Freestream velocity
Н	: winglet height
L:	<i>Length</i> total

Simbol Yunani

- A : Angle of attack
- φ : Cant angle
- Λ : Swept angle
- μ : Dynamic viscocity
- ρ : Kerapatan udara

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Sistem tanpa awak yang dioperasikan pada dunia militer kini mulai dikembangkan sebagai *platform* untuk memenuhi kebutuhan masyarakat sipil. Tanpa adanya kru dapat dikatakan sistem pesawat tanpa awak dapat terbang lebih lama dan melintasi daerah yang dapat mengancam keselamatan manusia. Pendeteksi titik api, misi pencarian dan penyelamatan, pemantauan garis pantai dan jalur laut dan pengawasan keamanan merupakan beberapa fungsi yang dapat dilakukan oleh UAV. Salah satu tipe dari sistem pesawat tanpa awak adalah *Medium Altitude Long Endurance* (MALE), dapat terbang dengan rentang ketinggian diantara 5000-15000meter dan waktu jelajah 24 jam dengan jarak jelajah sekitar 500 km.

Memaksimalkan *flight time* dan *range* adalah hal paling utama agar pesawat dapat menyelesaikan misi yang telah ditentukan. mengoptimalkan nilai *lift to drag ratio* dapat meningkatkan *cruise range* dan kinerja keseluruhan yang lebih baik. Oleh karena itu, optimalisasi *overall aerodynamic efficiency* adalah hal penting yang harus dilakukan. Salah satu faktor yang berkontribusi mengurangi efisiensi aerodinamika adalah *drag force*. Sebagian besar *drag* dihasilkan dari sayap pesawat. Sekitar 40 % dari total *drag* dihasilkan oleh sayap pesawat. Oleh karena itu dengan meminimalkan adanya *drag* dapat membantu dalam meningkatkan efisiensi aerodinamika secara keseluruhan sehingga dapat mengurangi konsumsi bahan bakar.

Beberapa hal memungkinkan untuk mengurangi *drag* dan meningkatkan *lift* diantaranya adalah desain sayap pesawat, *wingtip device/winglet*, bahan material pesawat dan sebagainya. *Winglet* memiliki kelebihan dalam hal mengurangi terjadinya *tip vortex* dan mengurangi daerah tidak efektif akibat aliran mengalir dari sisi bawah menuju sisi atas sayap. *Wingtip fence* dan *blended winglet* adalah konfigurasi winglet yang sering digunakan pada pesawat terbang. Untuk memperoleh desain winglet yang optimal terdapat parameter yang harus diperhatikan diantaranya *cant angle, taper ratio, twist angle* dan ketinggian *winglet*.

Wingtip fence merupakan perangkat tambahan yang berbentuk sebuah sirip pada bagian atas dan bawah pada posisi tegak di ujung sayap. Contoh pesawat yang menggunakan model ini adalah Airbus A320 dan A380. Selain digunakan untuk mengurangi terjadinya *drag force* fungsi lain dari *wingtip fence* adalah digunakan untuk meningkatkan kemampuan *handling* pesawat dan meningkatkan faktor keamanan pesawat. *Wingtip fence* pertama kali digunakan oleh desainer pesawat jet pada tahun 1980 (A300 dan A310).(Simon, 2014)

Berdasarkan simulasi yang dilakukan oleh Maksoud dan Seetlo semua model *wingtip* dan *winglet* dapat mereduksi *induced drag* dan meningkatkan performa aerodinamika. Masing-masing model bekerja secara berbeda dan efektif pada spesifik *range of flight. Raked wingtip* bekerja optimal pada pesawat jenis *long range* karena memiliki C_L/C_D tertinggi pada *cruise angle of attack*. meskipun demikian, pada *angle of attack* yang tinggi intensitas dari *vortices* mengalami kenaikan sehingga *raked wingtip* tidak mampu untuk mereduksi *downwash*. Di sisi lain konfigurasi *triple blended winglet* mampu untuk mereduksi terjadinya *downwash* tetapi konfigurasi ini tidak bekerja optimal pada sudut serang yang rendah sehingga *triple blended winglet* untuk jenis pesawat *low range*. model *wingtip fence* bekerja optimal pada jenis pesawat *mid-long range* sedangkan model *blended winglet* bekerja optimal pada jenis medium range.(Maksoud & Seetloo, 2014)

Kontogiannis & Ekaterinaris melakukan penelitian melakukan penelitian berupa simulasi numerik mengenai performansi *endplates*, *Hoerner tips* and *blended winglets* pada UAV. *Airfoil* yang digunakan pada penelitian ini adalah *Eppler* 420 dengan kondisi pengujian pada kecepatan udara sebesar 12 m/s. Metode yang digunakan berbasis *Computational Fluid Dynamics* dengan *software Ansys Fluent*. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui nilai *lift to drag ratio* setiap konfigurasi *winglet* sehingga dapat memilih desain yang *optimal* untuk di aplikasikan pada UAV. Penelitian ini menghasilkan kesimpulan dengan pemasangan *winglet* dapat meningkatkan nilai *lift coefficient* dan menurunkan *drag coefficient*.(Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Turanoğuz & Alemdaroğlu melakukan simulasi menggunakan jenis *airfoil* Eppler 562 dengan menambahkan *winglet* berupa *Hoerner type wingtip*, *Shifted Downstream type wingtip*, *Blended type wingtip*. Pada penelitian tersebut diperoleh bahwa penambahan *winglet* mampu meningkatkan nilai *lift to drag ratio*. (Turanoğuz, 2015)

Panagiotou *et al.* melakukan penelitian berupa simulasi numerik tiga dimensi untuk melihat efek penambahan *blended winglet* terhadap *wingtip vortex*. Terdapat dua variasi *airfoil* yang digunakan pada penelitian yaitu NASA NLF (1)-1015 yang digunakan pada konfigurasi tanpa *winglet* dan *airfoil* PSU 94-097 yang digunakan pada konfigurasi menggunakan *winglet*. pada konfigurasi dengan menggunakan *winglet* terdapat variasi *cant angle* $\Phi = 90^{\circ}$, $\Phi = 70^{\circ}$, $\Phi = 60^{\circ}$, $\Phi = 50^{\circ}$. Hasil yang diperoleh pada penelitian ini menunjukkan konfigurasi ke lima dengan *cant angle* $\Phi = 50^{\circ}$ adalah yang paling *optimal*. Panagiotou menyimpulkan jika penambahan *winglet* pada sayap dapat meningkatkan *lift to drag ratio* sehingga efisiensi aerodinamika pesawat juga meningkat. Berdasarkan kalkulasi yang dilakukan oleh Panagiotou terdapat penambahan *flight time* sebesar 10% (1 jam). (Panagiotou *et al.*, 2014)

Hariyadi melakukan simulasi menggunakan jenis *airfoil* E562 dengan menambahkan *winglet* berupa *forward wingtip fence* dan *rearward wingtip fence*. Kondisi pengujian berada pada kecepatan 10 m/s (Re = 2.34×10^4) dengan variasi sudut serang yang digunakan 0°, 2°, 4°, 6°, 8°, 10°, 12°, 15°, 16°, 17°, 19° dan 20°. Pada penelitian ini diperoleh bahwa dengan menambahkan *wingtip fence* dapat mengurangi ukuran *wake* dan *vortex*. (Hariyadi, 2019)

Berdasarkan penelitian yang telah disebutkan membuahkan pemikiran untuk melakukan penelitian tentang karakteristik aliran fluida pada *full body* UAV dengan tipe *airfoil August* 160 yang

dikombinasikan dengan *rearward wingtip fence*. Pada penelitian ini menggunakan variasi H/S = 0,15; 0,2; 0,25 dengan *cant angle* 90°. Penelitian secara numerik ini dilakukan menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) yang didasarkan pada kelebihan penggunaan simulasi ini yaitu dapat meninjau aliran fluida secara makroskopis. Penelitian ini diharapkan dapat memberikan hasil aliran fluida secara akurat dan dapat meningkatkan performa pesawat bila disandingkan dengan pesawat tanpa *winglet*.

1.2 Perumusan Masalah

Ketika sayap dilewati oleh aliran subsonic maka timbul profile *drag* dan *induced drag*. *Profile drag* merupakan *drag* yang muncul akibat bentuk dari sayap: yaitu kombinasi dari skin friction drag dan pressure drag. Sedangkan induced drag disebabkan oleh adanya perbedaan besarnya tekanan antara permukaan atas dan bawah dari sebuah sayap di sekitar tip. Perbedaan tekanan yang terjadi dibutuhkan untuk menghasilkan positive lift force. Bagaimanapun juga di sekitar tip, udara bertekanan tinggi dari sisi bawah cenderung bergerak naik menuju daerah bertekanan rendah, menyebabkan terjadinya putaran streamline. Gerakan tiga dimensi ini menyebabkan terbentuknya vortex, yang dapat mengubah arah aliran fluida yang melewati sayap dan menimbulkan terjadinya downwash. Akibatnya terjadi kerugian pada performansi pesawat menurunnya luasan efektif vang berupa vang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien drag pada pesawat. Dari penelitian sebelumnya untuk mengurangi pengaruh dari tip vortex dilakukan penambahan winglet pada sayap pesawat.

1.3 Tujuan penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah melakukan simulasi numerik dengan perangkat lunak CFD, untuk mengetahui pengaruh dari penambahan *rearward wingtip fence* pada 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*

Parameter yang akan ditinjau berupa:

- 1. *Lift coefficient* (C_L)
- 2. Drag coefficient (C_D)
- 3. Lift to drag ratio (C_L/C_D)
- 4. Pressure Coefficeint (C_P)

Visualisasi aliran di sekitar *airfoil* dan body pesawat, yang meliputi:

- 1. Kontur tekanan
- 2. Velocity pathline
- 3. *Tip vortex* dan *trailing vortex*

1.4 Batasan Masalah

Batasan masalah pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

- 1. Airfoil yang digunakan adalah August 160
- 2. Fluida kerja yang digunakan adalah udara
- 3. Fluida mengalir secara steady flow
- 4. Fluida diasumsikan incompressible dan viscous
- 5. Freestream inlet merupakan aliran uniform
- 6. Kondisi adiabatik
- 7. Jenis *material* airfoil, *winglet* dan pesawat diabaikan dan tidak berdeformasi (*rigid body*)

1.5 Manfaat Penelitian

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

- 1. Mendapatkan data untuk pertimbangan penelitian selanjutnya tentang pesawat tanpa awak.
- 2. Memberikan informasi kepada pelaku industri sebagai pertimbangan bisnis produksi

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Pesawat Tanpa Awak

Unmanned aerial vehicle (UAV) adalah tipe pesawat yang dapat terbang tanpa pilot di dalamnya. Unmanned aircraft system terdiri dari komponen pesawat, sensor payload dan ground station. UAV dapat dikendalikan dengan perangkat elektronik onboard atau melalui perangkat elektronik darat. UAV yang dikendalikan dari daratan disebut RPV (Remotely Piloted Vehicle) dan membutuhkan sistem komunikasi nirkabel yang mumpuni untuk kontrol (Narayanan & Ibe, 2015). Pesawat tanpa awak tidak bisa disamakan dengan drone. Pesawat drone harus digunakan di dalam jangkauan pandangan. Operator hanya bisa mengendalikan drone untuk bergerak naik atau turun dan ke kanan ke kiri. Pesawat drone dapat diperintahkan untuk terbang di luar jangkauan pandangan operator tetapi tidak memiliki kecerdasan buatan sehingga drone tidak dapat berkomunikasi dengan operator. Di lain sisi, UAV dilengkapi dengan automatic intelligence sehingga dapat berkomunikasi dengan operator dan memberikan payload data. Jika kesalahan terjadi pada sistem dan komponen pesawat, UAV otomatis melakukan perbaikan didesain untuk dan/atau memberikan sinyal peringatan kepada *operator* (Austin, 2010)

Sebuah sistem pesawat terbang didesain dari awal untuk menjalankan tugas tertentu. Perancang harus menentukan tipe pesawat yang paling tepat untuk digunakan menjalankan tugas, apakah menggunakan pesawat tanpa awak atau menggunakan pesawat berawak. Dengan kata lain tidak mungkin untuk menyimpulkan jika pesawat tanpa awak selalu menguntungkan atau merugikan dibandingkan dengan pesawat berawak tergantung seberapa penting tugas yang dilaksanakan. Menurut (Austin, 2010) dalam beberapa peran pesawat tanpa awak memiliki kelebihan dibandingkan pesawat berawak seperti berikut:

- 1. Lebih efektif untuk menjalankan peran yang menjemukan, kotor, dan berbahaya (*Dull, Dirty, and Dangerous*; DDD)
- 2. Rendah resiko dalam peran penyamaran
- 3. Lebih efektif untuk kepentingan penelitian
- 4. Lebih ramah lingkunan
- 5. Lebih murah dalam biaya permulaan dan biaya operasi

Sistem UAV memiliki elemen yang lebih banyak dari pada pesawat terbang lainnya, UAV dikategorikan berdasarkan ukuran pesawat yang dibutuhkan kapabilitas dan untuk menjalankan Bagaimanapun suatu misi. juga sangat memungkinkan jika suatu sistem menerapkan lebih dari satu jenis pesawat terbang untuk menjalankan tugas tertentu. Penjelasan di atas akan tetap berubah seiring perkembangan teknologi yang memungkinkan sistem terkecil untuk mengerjakan tugas sistem di atasnya. Istilah saat ini yang digunakan untuk mengklasifikasikan UAV adalah jarak tempuh yang dapat dijangkau oleh UAV, adalah sebagai berikut:

- 1. *High altitude long endurance* (HALE), mampu terbang dengan ketinggian lebih dari 15000 m dan waktu jelajah lebih dari 24 jam. HALE UAV biasanya digunakan untuk proses pengintaian dan pengawasan oleh Angkata Udara dengan jarak lebih dari 500 km
- Medium altitude long endurance (MALE), dapat terbang dengan rentang ketinggian diantara 5000-15000 meter dan waktu jelajah 24 jam. MALE UAV memiliki fungsi yang sama dengan HALE dengan jarak jelajah hingga 500 km.
- 3. *Medium range* atau *tactical* UAV (TUAV), memiliki jarak jelajah diantara 300-1000 km. model pesawat ini memiliki bentuk dan sistem yang lebih

sederhana dari pada HALE. TUAV biasanya digunakan oleh Angkatan Darat dan Laut.

- 4. *Close range* UAV, digunakan pada kegiatan militer dan kegiatan sipil yang beragam. *Close range* UAV memiliki jarak jelajah hingga 100 km.
- Mini UAV (MUAV), model UAV yang memiliki berat kurang dari 20 kg. MUAV dapat diterbangkan dengan tangan tanpa bantuan landasan pacu dan memiliki jarak jelajah hingga 30 km. Model ini biasanya digunakan untuk kegiatan militer maupun sipil.
- 6. Micro UAV (MAV), didefinisikan sebagai UAV yang memiliki panjang span kurang dari 150 mm. MAV pada dasarnya digunakan untuk kegiatan perkotaan yang terdapat banyak bangunan. MAV beroperasi dengan kecepatan rendah, mampu untuk melayang dan mendarat di tembok ataupun tiang.
- 7. *Nano air vehicle* (NAV), dirancang dengan ukuran sebesar biji *sycamore* dan digunakan dalam kelompok dengan tujuan sebagai pengacau dan deteksi radar, kamera, dan tenaga penggerak (Austin, 2010).

2.2 Airfoil August 160

Fungsi utama dari sebuah sayap adalah untuk menghasilkan gaya angkat. Jika sebuah sayap horizontal dipotong dengan bidang vertikal yang sejajar dengan sumbu simetri pesawat, maka bagian yang terbentuk disebut *airfoil section*. Gaya angkat (*lift*) yang dihasilkan oleh *airfoil* terjadi akibat adanya perbedaan tekanan antara sisi atas *airfoil* dengan sisi bawah *airfoil*. Sisi atas *airfoil* memiliki tekanan statis lebih rendah daripada sisi bawah *airfoil*. (Sadraey, 2013)

Berbagai istilah dasar *airfoil* dapat dilihat pada gambar 2.1. *leading edge* merupakan titik terdepan dari *airfoil. Trailing edge* merupakan titik paling belakang *airfoil. Chord line* merupakan garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*. *Mean chamber line* merupakan garis tengah yang membagi permukaan atas dan bawah *airfoil* menjadi sama besar. *Maximum chamber* merupakan jarak terjauh diantara *mean chamber line* dengan *chord line*. *Maximum thickness* merupakan jarak terjauh diantara permukaan atas (*upper surface*) dengan permukaan bawah (*lower surface*). *Leading-edge radius* merupakan jari-jari lingkaran yang sesuai dengan kurva leading edge (John J. Bertin & Russell M. Cummings, 2013).



Gambar 2.1 Bagian-bagian airfoil (John J. Bertin & Russell M. Cummings, 2013)

Terdapat beberapa jenis airfoil. Salah satu nya adalah August. Pada penelitian ini digunakan August 160 dengan spesifikasi nilai maximum thickness 16% pada 25% chord dan maximum chamber 5.4% pada 25% chord. Geometri dari airfoil ditampilkan pada gambar 2.2.

Pada nilai *Reynolds number* 500000 dapat dianalisa karakteristik aliran fluida dengan software X foil. Didapatkan nilai C_L/C_D terhadap variasi *angle of attack*. Grafik C_L/C_D dapat dilihat pada gambar 2.3.


Gambar 2.2 Geometri airfoil august 160 (Martin, 2012)



Gambar 2.3 Grafik perbandingan nilai C_L/C_D terhadap variasi sudut serang (*angle of attack*) (Martin, 2012)

2.3 Incompressible Flow dan Compressible Flow

Aliran dimana variasi masa jenis dapat diabaikan disebut *incompressible flow*; ketika variasi masa jenis sebuah aliran tidak dapat diabaikan disebut *compressible flow*. Contoh umum dari aliran *compressible* adalah aliran dari *gas*, sedangkan aliran dari sebuah *liquid* dapat dikategorikan sebagai *incompressible flow*. Aliran *gas* yang dapat diabaikan proses perpindahan panasnya juga dapat dikategorikan sebagai *incompressible flow* dengan syarat kecepatan aliran adalah relatif kecil terhadap kecepatan suara; rasio dari kecepatan aliran, V, terhadap kecepatan udara, c, di dalam sebuah *gas* didefinisikan sebagai *Mach number*

untuk M< 0.3, dengan maksimal variasi masa jenis kurang dari 5 persen. Maka aliran gas dengan M<0.3 dapat dikategorikan *incompressible*. Kecepatan suara pada kondisi gas ideal diketahui sebagai berikut $c = \sqrt{kRT}$, dimana k adalah rasio dari *specific heat*, R adalah konstanta *gas*, dan T adalah temperatur absolut. Untuk kondisi STP, k = 1.4 dan R = 268.9 J/kg.k (Fox *et al.*, 2011)

$$M \equiv \frac{V}{c} \tag{2.1}$$

2.4 Aliran laminer dan Turbulent

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 *turbulent* akan terjadi peralihan yang dinamakan aliran transisi. Bilangan *Reynolds* dari aliran transisi disebut *critical Reynolds number*.

Aliran *turbulent* merupakan aliran fluida yang partikelpartikelnya bergerak secara acak dan tidak stabil dengan kecepatan berfluktuasi yang saling interaksi. Garis alir antar partikelnya 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

2.5 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* (AeroSpace Engineering, 2016)

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 perubahan pada 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 berlapislapis. 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 turbulent. Sesaat sebelum aliran menjadi turbulent, 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 turbulent dan daerah ini dinamakan lapisan batas turbulent (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, 2011)

konsep dari *boundary layer* menjelaskan jika suatu aliran dengan nilai *Reynolds number* yang besar dapat dibagi menjadi dua bagian berbeda. Bagian pertama merupakan daerah *inviscid* dimana viskositas aliran dapat diabaikan. Bagian kedua merupakan daerah sangat tipis dari *boundary layer* pada dinding (*wall*) dimana viskositas tidak dapat diabaikan. (Schlichting & Gersten, 2017). Pada daerah *boundary layer* kecepatan meningkat secara signifikan dari nol (pada permukaan dinding) menjadi sama besar dengan aliran *inviscid* (pada bagian tepi luar *boundary layer*). Perubahan cepat nilai kecepatan menghasilkan gradiensi kecepatan yang besar dan menimbulkan tegangan geser (*shear stress*) yang signifikan. (John J. Bertin & Russell M. Cummings, 2013).

Partikel fluida yang mengalir di atas daerah *boundary layer* cenderung mempertahankan bentuknya. Namun partikel fluida akan mengalami distorsi ketika memasuki daerah *boundary layer* akibat adanya gradien si kecepatan, bagian atas partikel memiliki kecepatan yang lebih besar dari pada bagian bawah partikel. Berdasarkan fenomena yang terjadi dapat disimpulkan aliran mengalami rotasi pada bagian *boundary layer*. pada jarak tertentu dari *leading edge* partikel fluida mengalami distorsi yang kuat karena mengalami turbulensi yang acak dan tidak beraturan (Munson *et al.*, 2013).

Pada daerah *laminar boundary layer* proses perpindahan momentum hanya terjadi pada skala molekul. Sebagai akibat adanya pergerakan molekul fluida, partikel fluida yang bersifat lambat bergerak ke atas dan memperlambat partikel fluida pada lapisan atas. Pada daerah *turbulent boundary layer*, proses pergerakan partikel fluida bersifat makroskopik, laju perubahan momentum yang besar pada daerah ini menyebabkan terjadinya *turbulent shear stress*. jika dibandingkan dengan *laminar boundary layer*, *turbulent boundary layer* memiliki ketebalan yang relatif besar akibat dari partikel fluida di dekat dinding yang cenderung lambat, berpindah jauh ke atas. Sebaliknya partikel yang cenderung cepat dari lapisan atas, bergerak menuju dinding akibatnya kecepatan partikel di daerah dinding sangat besar. Akibatnya tegangan geser (*shear stress*) pada dinding *turbulent boundary layer* lebih besar dari pada *laminar boundary layer* (John J. Bertin & Russell M. Cummings, 2013).

Pada gambar 2.7 ditampilkan beberapa fenomena yang terjadi pada sebuah aliran viscous yang melewati sebuah airfoil. aliran freestream terbelah di titik stagnasi dan mengalir di sekitar airfoil. Boundary layer terbentuk pada permukaan atas dan bawah airfoil. Pada awalnya aliran pada boundary layer adalah laminar. proses transisi menuju aliran turbulent terjadi pada jarak tertentu bergantung dengan kondisi freestream, kekasaran permukaan (surface roughness), dan pressure gradient. Turbulent boundary layer yang terbentuk setelah proses transisi mengembang lebih besar dari pada laminar boundary layer. pada daerah tertentu tekanan mengalami peningkatan sesuai dengan arah dari aliran atau disebut kondisi adverse pressure gradient. Pada kondisi ini partikel fluida akan mengalami perlambatan. Apabila adverse pressure gradient yang terjadi cukup besar maka aliran partikel dapat terhenti. Apabila kondisi ini terjadi, partikel fluida akan terdorong menjauhi permukaan airfoil (fenomena flow separation) yang menciptakan ruang kosong untuk partikel lainnya, akibatnya terbentuk sebuah wake (Fox et al., 2011)



Gambar 2.5 Karakteristik aliran viscous yang melewati plat datar (Munson et al., 2013)









2.6 Pressure Coefficient (CP)

Engineer menggunakan data eksperimen dan solusi teoritis pada suatu kondisi aliran untuk mengamati lebih dalam bidang aliran (*flow field*) yang ada pada suatu kondisi aliran. Data *windtunnel*, dimana model skala diatur pada kondisi aliran tertentu sesuai dengan desain kondisi lingkungan penerbangan (*flight environment*), digunakan untuk memahami lebih dalam bidang aliran pada kondisi nyata. Oleh karena itu, sangat diperlukan untuk menampilkan korelasi pada hal ini koefisien tanpa dimensi yang bergantung pada konfigurasi geometri dan sudut serang (*angle of* attack). Salah satu koefisien tanpa dimensi yang dimaksud adalah pressure coefficient (John J. Bertin & Russell M. Cummings, 2013)

$$C_{\rm P} = \frac{p_{\rm c} - p_{\infty}}{\frac{1}{2}\rho V_{\infty}^2}$$
(2.2)

dimana:

C_P : koefisien tekanan

pc : tekanan statis di titik tertentu pada kontur

 p_{∞} : tekanan statis freestream

ρ : massa jenis fluida

 V_{∞} : kecepatan freestream

2.7 Lift Coefficient dan Drag Coefficient





Ketika suatu benda bergerak melewati fluida, akan terjadi interaksi diantara benda dan fluida. Bentuk interaksi tersebut berupa gaya-gaya yang terjadi pada daerah di sekitar dinding yang dilingkupi fluida. Gaya yang terjadi berupa *wall shear stress* pada dinding, τ_w , akibat dari efek *viscous* dan *normal stress* akibat dari tekanan, P. Keduanya baik τ_w dan P memiliki besar dan arah yang bervariasi di sepanjang permukaan. Pada aliran dua dimensi

resultan gaya yang searah dengan kecepatan *upstream* disebut *drag*, D, dan resultan gaya yang tegak lurus dengan kecepatan *upstream* disebut lift, *L*.

Resultan dari tegangan geser (*shear stress*) dan distribusi tekanan (*pressure distribution*) dapat diperoleh dengan menggabungkan efek dari kedua kuantitas pada permukaan dinding seperti gambar 2.8 Komponen x dan y dari gaya fluida pada luasan yang kecil *d*A adalah sebagai berikut:

$$dF_{x} = (p dA) \cos \theta + (\tau_{w} dA) \sin \theta \qquad (2.3)$$

$$dF_{y} = -(p dA) \sin \theta + (\tau_{w} dA) \cos \theta$$
(2.4)

.....

Kemudian, kedua persamaan tersebut diintegralkan sebagai berikut

$$F_D = \int dF_x = \int p \cos \theta \, dA + \int \tau_w \sin \theta \, dA$$
 (2.5)

$$F_{L} = \int dF_{y} = -\int p \sin \theta \, dA + \int \tau_{w} \cos \theta \, dA \quad (2.6)$$

Untuk menyelesaikan persamaan dan menentukan *lift* dan *drag*, kita harus mengetahui geometri benda dan distribusi τ_w dan *P* di sepanjang permukaan dinding. Pada kenyataannya distribusi dari *shear stress* dan *pressure* sulit untuk ditentukan sehingga persamaan di atas sulit untuk diterapkan. Alternatif yang digunakan adalah menggunakan koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) (White, 2011).

$$C_{\rm L} = \frac{F_{\rm L}}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}$$
(2.7)

$$C_{\rm D} = \frac{F_{\rm D}}{\frac{1}{2}\rho U^2 A}$$
(2.8)

2.8 Wing-tip Vortex

Pada sebuah *finite wing* fluida mengalir di sepanjang span. Mekanisme fisik terjadinya *lift* (gaya angkat) akibat perbedaan tekanan yang terjadi diantara permukaan atas sayap dengan permukaan bawah sayap. Sebagai akibat adanya perbedaan besar tekanan, aliran di dekat *wing tip* cenderung memutar di sekitar *tip*, bergerak dari daerah bertekanan tinggi di permukaan bawah sayap menuju daerah bertekanan rendah di permukaan atas sayap. Gerakan memutar aliran pada *tip* mengakibatkan perubahan arah dari *streamline* aliran. Pada sisi permukaan atas *streamline* cenderung membelok ke arah *root* sedangkan pada sisi permukaan bawah sayap *streamline* cenderung membelok ke arah *tip*.



Gambar 2.9 *Finite wing* dengan kurva *streamline* pada permukaan atas dan bawah sayap (Anderson, 2011)

Kecenderungan aliran untuk bergerak di sekitar *wing tip* memiliki pengaruh yang penting terhadap aerodinamika sayap.

Aliran ini membentuk gerakan memutar yang berada di *downstream* dari sayap, akibatnya pada ujung sayap terbentuk *tip vortex*. Sketsa dari *wing-tip vortex* terdapat pada gambar 2.10. *Tip vortex downstream* menimbulkan *downwards* (gerakan ke arah bawah) dari komponen kecepatan udara di sekitar sayap. Hal ini divisualisasikan pada gambar 2.10, *vortex* yang terbentuk cenderung menghambat aliran udara dan menyebabkan aliran udara bergerak ke arah bawah sayap. Komponen dari *downwards* disebut *downwash*.(Anderson, 2011)

Vortex ini menambah drag karena energinya digunakan untuk membuat turbulensi udara. Besarnya *tip vortex* cenderung meningkat seiring meningkatnya *angle of attack*. Meningkatnya *angle of attack* menyebabkan perbedaan tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah sayap semakin besar. Sehingga *induced drag* yang ditimbulkan semakin besar, dapat diartikan *tip vortex* yang timbul juga semakin besar. (Federal Aviation Administration, 2016)



Gambar 2.10 Wing-tip vortex (Snyder & Povitsky, 2016)

2.9 Winglet



Gambar 2.11 Pengaruh penambahan *winglet* pada sayap (Zhang & Nudelman, 2017)

winglet adalah salah satu aksesoris pada sayap pesawat yang memungkinkan penambahan performansi sayap tanpa harus memperbesar *wingspan*. *Winglet* berfungsi untuk meredam pusaran aliran (*vortex*) pada bagian ujung sayap (*tip vortex*) yang disebabkan aliran udara dari bagian bawah sayap yang bertekanan tinggi ke aliran udara bagian atas sayap yang bertekanan rendah yang dan mengakibatkan terjadinya *trailing vortex*. Hal ini akan menghambat gerak laju pesawat dan menurunkan luas efektif dari sayap akibat bertambahnya gaya hambat bagi pesawat tersebut.

2.10 Penelitian Terdahulu

2.10.1 Design , performance evaluation and optimization of a UAV

Kontogiannis & Ekaterinaris melakukan penelitian mengenai desain, evaluasi performa dan optimalisasi UAV pengintai.

Penelitian yang dilakukan berupa simulasi numerik dengan metode Computational Flow Dynamics dengan software ANSYS Fluent. Spesifikasi airfoil yang digunakan pada simulasi ini adalah Eppler 420, panjang *tip chord* dan *root chord* masing-masing 150 mm dan 375 mm dengan kondisi pengujian pada kecepatan udara sebesar 12 m/s. Reynolds number yang digunakan pada simulasi ini berada di bawah nilai 2.4×10^5 dengan model turbulen k-w SST. mengalkulasikan untuk Penelitian ini bertujuan properti aerodinamika dari geometri winglet dan menentukan desain winglet yang paling optimal sehingga dapat meningkatkan efisiensi aerodinamika. (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)



Gambar 2.12 Konfigurasi winglet



Gambar 2.13 Perbandingan grafik *lift coefficient* dan *drag coefficient* pada setiap konfigurasi winglet terhadap sudut serang



Gambar 2.14 Grafik l*ift to drag ratio* pada setiap konfigurasi *winglet* terhadap sudut serang



Gambar 2.15 Grafik *lift to drag ratio* pada konfigurasi *baseline* dan *final model* dengan *fan* dan tanpa *fan* terhadap *angle of attack*

Gambar 2.12 menunjukkan masing-masing konfigurasi winglet yang digunakan dalam simulasi. Ke empat konfigurasi winglet tersebut dibandingkan bagaimana performa aerodinamika yaitu berupa *lift coefficient* (C_L), *drag coefficient* (C_D) terhadap *angle of attack* yang bervariasi dari 0 hingga 18 derajat.

Gambar 2.13 menunjukkan perbandingan *lift coefficient* dan *drag coefficient* setiap konfigurasi *winglet* terhadap sudut serang. Dari gambar 2.13 konfigurasi nomor empat memiliki nilai yang optimal dibandingkan ketiga model lainnya (L tinggi, D rendah dan L/D tinggi). Pada gambar 2.14 dijelaskan nilai *lift to drag ratio* untuk setiap konfigurasi *winglet*. Kontogiannis & Ekaterinaris menggunakan konfigurasi *winglet* nomor empat sebagai *final model*.

Gambar 2.15 menunjukkan hasil simulasi pada seluruh bagian UAV baik dengan atau tanpa *fan* untuk mengetahui pengaruh dari pemasangan *winglet* terhadap efisiensi aerodinamika. pada kurva hasil simulasi dengan menggunakan *fan* diperoleh hasil nilai *lift to drag ratio* pada model hasil optimalisasi (*final aircraft*) lebih besar dari pada model *baseline*. Begitu juga pada kurva hasil simulasi tanpa menggunakan *fan* diperoleh hasil nilai *lift to drag ratio* pada model *baseline*. Begitu juga pada kurva hasil simulasi tanpa menggunakan *fan* diperoleh hasil nilai *lift to drag ratio* pada model *final aircraft* lebih besar dari pada model *baseline*. Sehingga dapat disimpulkan penambahan *winglet* pada sayap pesawat dapat meningkatkan efisiensi aerodinamika. Fenomena medan aliran dan vortex di sekitar *tip* divisualisasikan pada gambar 2.16 dan gambar 2.17.



Gambar 2.16 Flow field dan vortices di sekitar wingtip (baseline)



Gambar 2.17 Flow field dan vortices di sekitar wingtip final model

2.10.2 Design of A Medium Range Tactical UAV and Improvement of Its Performance by Using Winglets

Turanoğuz & Alemdaroğlu melakukan simulasi numerik tiga dimensi pada sayap dengan model *airfoil* Eppler 562. variasi berupa penambahan *winglet* pada bagian *tip* sayap dan juga sudut serang *airfoil*. Karakteristik airfoil sayap dan *winglet* yang digunakan adalah Eppler 562 dan Psu 90-125. Gambar 2.18 menunjukan perbandingan tiga model *winglet* yaitu, *Hoerner type wingtip*, *Shifted Downstream type wingtip* dan *Blended type wingtip*. model turbulensi yang digunakan adalah k-*epslion* model dengan *enhanced wall treatment* dengan nilai *inlet* kecepatan sebesar 45 m/s. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan parameter aerodinamika berupa koefisien *lift*, koefisien *drag* dan koefisien tekanan dari konfigurasi *winglet* yang sudah ditentukan. (Turanoğuz, 2015)



Gambar 2.18 Baseline wing (1), Hoerner type wingtip (2), Shifted Downstream type wingtip (3), Blended type wingtip (4).

gambar 2.19 menunjukan hasil simulasi dari grafik *lift coefficient*. Pada grafik *lift coefficient* kurva hasil simulasi semuanya saling berhimpit sehingga tidak dapat terlihat pengaruh penambahan *wingtip device* pada sayap. gambar 2.20 menunjukan hasil simulasi dari grafik *drag coefficient*. Pada grafik tersebut nilai *drag coefficient* paling besar terdapat pada konfigurasi *baseline* sedangkan nilai paling rendah terdapat pada konfigurasi *Blended type wingtip*. Berdasarkan grafik *drag coefficient* dapat dilihat pengaruh penambahan *winglet* terhadap nilai *drag coefficient*. gambar 2.21 menunjukan hasil simulasi dari grafik *lift to drag ratio*. Berdasarkan grafik *lift to drag ratio* konfigurasi *blended type wingtip* adalah yang paling efisien, konfigurasi *Shifted Downstream type wingtip* memberikan nilai kenaikan *lift to drag ratio* rata-rata dan konfigurasi *Hoerner type wingtip* tidak memberikan nilai kenaikan yang signifikan.



Gambar 2.19 Grafik lift coefficient





2.10.3 Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD

Panagiotou melakukan simulasi mengenai optimalisasi desain winglet pada MALE UAV dengan variasi yang diberikan berupa *cant angle* pada geometri *winglet* dengan tujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika pesawat. gambar 2.22 menunjukan lima model konfigurasi *winglet* yang berbeda dengan variasi *cant angle*. Desain winglet yang digunakan dalam simulasi adalah *blended winglet* dengan variasi cant angle 50°, 60°, 70° dan 90°. Pada konfigurasi pertama spesifikasi *airfoil* yang digunakan adalah NASA NLF 1015 sedangkan untuk ke lima konfigurasi lainya menggunakan PSU 94-097. Desain dan komputasi 3D dilakukan dengan ANSYS CFX *flow solver* pada *mesh* yang kecil dengan 3.000.000 *nodes* dengan model *turbulent* Spalart dan Allmaras. Kondisi *inlet* dengan kecepatan 140 km/jam, ketinggian terbang 2.000m. Komputasi dilakukan Re = $1,2 \times 10^6$ dan $4,8 \times 10^5$ dengan $\alpha = -8^\circ$ sampai 16° dengan kenaikan 4°. (Panagiotou *et al.*, 2014)

Hasil yang diperoleh dari simulasi Panagiotou tahap pertama penulis memvisualisasikan pada gambar 2.23 Gambar tersebut menunjukkan perbandingan nilai L/D terhadap variasi perubahan *angle of attack* dari sayap. Berdasarkan grafik L/D terhadap *angle of attack* dapat dinyatakan jika nilai L/D meningkat seiring berkurangnya nilai *cant angle* sayap, hal ini disebabkan adanya penambahan ukuran *span* pada sayap. meskipun demikian tidak terdapat pengaruh perubahan nilai *cant angle* terhadap *stall degree*.

Pada gambar 2.25 dan gambar 2.26 *bidang aliran* pada daerah di sekitar *wingtip* ditampilkan dan perbandingan pada setiap konfigurasi dibuat untuk *angle of attack* yang berbeda. Pada gambar 2.25 *streamline* digunakan untuk membandingkan *tip vortex* pada *tip*. Konfigurasi yang paling efektif memiliki *vortex* yang kecil pada *tip*. Hal tersebut dapat diamati lebih detil pada gambar 2.26, dimana *cross-flow* velocity dan *streamwise vorticity* ditampilkan untuk setiap konfigurasi.

Pada simulasi tahap pertama Panagiotou menyimpulkan jika konfigurasi ke enam adalah yang paling efektif, kemudian diikuti konfigurasi ke lima. Konfigurasi ke lima dan ke enam pada umumnya memiliki kemiripan tetapi konfigurasi ke lima memiliki span yang lebih pendek dan memiliki bentuk kemiringan kurva *lift*

lebih tinggi dari pada konfigurasi ke enam. Sehingga konfigurasi ke lima paling cocok digunakan untuk simulasi tahap ke dua. Tabel 2.1 menampilkan perbandingan *baseline* dengan masing masing konfigurasi.



Gambar 2.22 Lima konfigurasi berbeda desain winglet



Gambar 2.23 Grafik rasio L/D vs AoA (*wing*) Tabel 2.1 Komparasi diantara *Baseline* dengan Konfigurasi Optimalisasi

Configuration	Span (m)	(L/D)0	(L/D)4	CL max	Stall degree
1-No winglet	5.80	22.25	19.20	1.63	19
2-Baseline	6.01	24.19	21.11	1.72	18
3-Optimized, 90° cant	5.91	24.21	21.28	1.82	18
4-Optimized, 70° cant	6.19	25.17	21.54	1.77	18
5-Optimized, 60° cant	6.35	25.39	22.31	1.75	18
6-Optimized, 50° cant	6.57	25.85	22.82	1.71	18

Pada simualasi tahap kedua, Panagiotou memodelkan pola aliran fluida pada seluruh badan UAV dengan model konfigurasi *baseline* dan konfigurasi optimal dari tahap pertama (konfigurasi ke lima). Gambar 2.24 menampilkan perbandingan L/D terhadap *angle of attack* dimana konfigurasi ke lima memiliki rasio L/D lebih besar dibanding konfigurasi *baseline* pada kondisi *angle of* *attack* rendah namun pada kondisi *angle of attack* yang tinggi menunjukan nilai yang sama.

Tabel 2.2 menunjukan perbandingan parameter aerodinamika antara kofingurasi *baseline* dengan konfigurasi ke lima (konfigurasi hasil optimasi). Pada tabel 2.2 nilai C_L max hasil optimasi lebih rendah dari pada model *baseline*, hal ini disebabkan meningkatnya *reference area* meskipun kenyataanya *lift force* juga meningkat. Sedangkan nilai L/D max mengalami kenaikan artinya wingtip meningkatkan *lift* pada sayap tanpa adanya beban tambahan dari *induced drag*. menurut perhitungan yang dilakukan Panagiotou, waktu terbang (*flight time*) mengalami peningkatan sebesar 1 jam atau 10 %. Meskipun demikian tidak terdapat perubahan posisi *stall* pada UAV.



Gambar 2.24 Grafik L/D vs AoA (UAV)

Tabel 2.2 Komparasi diantara Baseline dengan Konfigurasi Final

Configuration	Span (m)	L/Dmax	C _L max	Total flight time (h)
1- baseline	6.01	15.4	1.84	10
5- optimized (final)	6.35	16.6	1.78	11



Gambar 2.25 Bentuk *vortex* pada ujung sayap dengan variasi sudut serang 0° dan 4°



Gambar 2.26 *Cross-flow velocity* dan *streamwise vorticity* pada x/c=0.2.

2.10.4 Numerical study of three-dimensional flow characteristics around the wing airfoil E562 with forward and rearward wingtip fence

Hariyadi melakukan simulasi menggunakan *airfoil Eppler* 562 dengan menambahkan *winglet* berupa *forward wingtip fence* dan *rearward wingtip fence*. Simulasi dilakukan dengan *software* ANSYS 19.0 dengan model turbulen K- ω SST. Kecepatan aliran *freestream* diatur pada 10 m/s (Re = 2.34 x 10⁴) dengan $\propto = 0^{\circ}, 2^{\circ}, 4^{\circ}, 6^{\circ}, 8^{\circ}, 10^{\circ}, 12^{\circ}, 15^{\circ}, 16^{\circ}, 17^{\circ}, 19^{\circ}$ dan 20°. panjang *chord* yang digunakan dalam simulasi sebesar 200 mm (Hariyadi, 2019)



Gambar 2.27 Bentuk geometri winglet

Pada gambar 2.28 divisualisasikan vektor kecepatan dari *plain wing, forward wingtip fence,* dan *rearward wingtip fence*. Ketika kecepatan bergerak dari sudut 90° menuju 270°, memiliki nilai besar dari pada saat bergerak dari sudut 270° menuju 90°. Pada gambar 2.28 (a) ditampilkan jika kerapatan kecepatan pada model *plain wing* sangat tinggi. Gambar 2.28 (b) mengalami penurunan kerapatan tetapi masih memiliki nilai kecepatan yang tinggi. Hal ini dapat diindikasi dari panjang vektor resultan. Pada gambar 2.28 (c) vektor kecepatan berkumpul pada sekitar *fence* dan memiliki kerapatan yang lebih besar dari pada model plain wing. Pada gambar 2.28 (d) terjadi fenomena yang sama dimana vektor kecepatan berkurang. Berdasarkan gambar 2.28 (e) model *rearward wingtip fence* menghasilkan nilai kecepatan yang paling rendah dibandingkan dengan kedua model lainnya.



Gambar 2.28 Vektor kecepatan y dan z pada wing airfoil $\alpha = 17^{\circ}$

Gambar 2.29 menampilkan velocity pathline pada sayap dengan sudut serang 17°. Pada daerah midspan Airfoil dengan forward wingtip fence (2.29 (c)) menghasilkan daerah wake yang lebih kecil dari pada plain wing (2.29a). konfigurasi rearward wingtip fence memiliki daerah wake yang lebih kecil diantara kedua model lainnya (gambar 2.29 (e)). Pada model plain wing (gambar 2.29b) dan rearward wingtip fence (gambar 2.29f) sebagian kecil dari velocity pathline bertabrakan dengan daerah wake. Hal ini diduga akibat efek dari lompatan fluida dari lower surface menuju upper surface. Sedangkan pada konfigurasi forward wingtip fence tidak dijumpai adanya lompatan fluida (gambar 2.29 d)

Gambar 2.30 memberikan informasi mengenai terjadinya *tip* vortex di sekitar tip sayap. Pada konfigurasi *plain wing*, dapat

dikatakan apabila fenomena *tip vortex* yang terjadi relatif lebih besar dibanding dua konfigurasi lainnya. *Tip vortex* akan semakin menyusut pada jarak yang relatif besar dari sayap.

Pada penelitian ini dapat disimpulkan apabila penambahan *winglet* dapat mempengaruhi darah *wake* dan ukuran *tip vortex*. Menambahkan *winglet* pada sayap dapat mengurangi ukuran *wake* dan *tip vortex*.



Gambar 2.29 Velocity pathline pada sayap dengan sudut serang 17°



Gambar 2. 30 Velocity magnitude contour pada wing airfoil $\alpha = 17^{\circ}$

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

BAB III METODOLOGI

Penelitian numerik dilakukan dengan menggunakan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) dengan software Fluent 19.1, Inventor Professional 2019 untuk membuat geometri pesawat dan software Gambit 2.4 untuk meshing. Prosedur yang dilakukan pada penelitian numerik adalah sebagai berikut:

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

Membuat geometri *baseline* pesawat *Cessna* 182 dengan spesifikasi *airfoil August* 160 dan geometri pesawat *Cessna* 182 dengan tambahan winglet model *rearward wingtip fence*.

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Root chord length (Cr)	195 mm
2.	<i>Tip chord line length</i> (Ct)	140 mm
3.	Span (S)	540 mm
4.	Horizontal stabilizer length (empennage)	150.3 mm
5.	Vertical stabilizer length (rudder)	120 mm
6.	Panjang total pesawat	1100 mm

Tabel 3.1 Spesifikasi Asli Prototype Pesawat

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Tipe <i>airfoil</i>	August 160
2.	Root chord length (Cr)	189 mm
3.	<i>Tip chord line length</i> (Ct)	136 mm
4.	Span (S)	518 mm
5.	Aspect Ratio (AR)	2.95
6.	Wing Area	90771.171 mm2
7.	Swept Angle (Λ)	2.78°
8.	Panjang total pesawat (L)	1000 mm
9.	Horizontal stabilizer	150 mm
	length (empennage)	
10.	Vertical stabilizer length	139 mm
	(rudder)	

Tabel 3.2 Spesifikasi Desain Baseline Pesawat

Tabel 3.3 Spesifikasi Desain Winglet

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Tipe <i>wingtip</i>	Rearward wingtip fence
2.	Ketebalan	4 mm
3.	Cant angle (ϕ)	90°



Gambar 3.1 Pesawat tanpa awak jenis pesawat Cessna 182



Gambar 3.2 Isometric view Geometri baseline



Gambar 3.4 Front view geometri baseline



Gambar 3.5 Top view geometri baseline



Gambar 3.6 Isometric view geometri dengan tambahan winglet



Gambar 3.7 Side view geometri winglet



Gambar 3.8 (a) *isometric view* dan (b) *side view* konfigurasi *winglet* H/S = 0.15



Jambar 3.10 (a) *isometric view* dan (b) *side view* konfigurasi *winglet* H/S = 0.25



Gambar 3.11 Front view Geometri winglet



Gambar 3.12 Dimensi wind tunnel simulasi



Gambar 3.13 Dimensi pemodelan dan kondisi latar (Mulvany *et al.*, 2004)

3.1.2 Meshing

Pada simulasi numerik ini menggunakan *hexahedral map mesh. 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 *mesh* yang terlalu banyak membutuhkan waktu yang lebih lama untuk diselesaikan, tetapi hasil yang didapat lebih akurat dan mudah konvergen. Sedangkan *mesh* yang renggang akan menyebabkan hasil yang didapat kurang akurat dan akan sulit konvergen.



Gambar 3.14 Tampak samping mesh pada baseline



Gambar 3.15 Domain mesh baseline



Gambar 3.16 Detil mesh di sekitar body pada baseline



Gambar 3.17 Tampak samping *mesh* pada pesawat dengan tambahan *winglet*


Gambar 3.18 Domain mesh pesawat dengan tambahan winglet



Gambar 3.19 Detil *mesh* di sekitar *body* pada pesawat dengan tambahan *winglet*

3.1.3 Boundary Condition

Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet* dengan kecepatan 12 m/s searah dengan z negatif. Kondisi batas *outlet* adalah *outlet pressure. Upper surface, lower surface, near wall* dan *far surface*

adalah symmetry. Fuselage, rudder, wing, empennage dan wingtip fence adalah wall. Berikut adalah dimensi dan boundary condition dari hasil design geometry. Simpan file meshing dalam bentuk msh. Visualisasi pemodelan dan kondisi latar tampak pada gambar 3.20.



Gambar 3.20 Pemodelan dan kondisi latar

3.2 Tahap Solver / Processing

Hasil domain yang telah dibuat kemudian diekspor ke software Ansys Fluent 18.1 untuk diproses (solving). Tahapan solver adalah sebagai berikut: Tahap ini merupakan tahap penentuan material, operating conditions, turbulence model, boundary conditions, solutions, initialize, reference value, monitor residual, comparation, dan grid independency.

3.2.1 Materials

Tahap ini merupakan penetapan jenis *material* yang akan digunakan yaitu udara dengan nilai *density* (ρ) = 1.225kg/m³ Dan viskositas (μ) = 1.7894× 10⁻⁵ kg/m.s yang sesuai dengan kondisi eksperimen.

3.2.2 Operating Condition

Operating conditions yaitu menentukan kondisi daerah operasi dan lingkungan di sekitar benda uji. *Operating conditions* menggunakan *operating pressure* sebesar 101.325 pascal.

3.2.3 Turbulence Model

Tahapan ini dilakukan pemodelan karakteristik aliran fluida, meliputi pemilihan *solver* dan *turbulence model* yang akan digunakan. Pada simulasi ini akan digunakan *turbulence viscous model viscous k-w Shear Stress Transport* (SST) mengikuti penelitian yang dilakukan oleh Hariyadi (Hariyadi, 2019). Bilangan Reynolds yang digunakan pada penelitian ini adalah 1.54 $\times 10^5$ didasarkan panjang chord pada midspan.

3.2.4 Boundary Condition

Parameter-parameter pada batasan ditunjukkan pada tabel 3.4

No	Zona Batas	Jenis	Keterangan	
1	Upper surface	Symmetry		
2	Lower surface	Symmetry		
3	Far surface	Symmetry		
4	Near wall	Symmetry		
5	Fuselage	Wall	Shear	No slip
			Condition	
6	Wing	Wall	Shear	No slip
			Condition	
7	rudder	Wall	Shear	No slip
			Condition	
8	Empennage	Wall	Shear	No slip
			Condition	
9	Inlet	Velocity	Velocity	-12 m/s
		Inlet	Magnitude	
10	Outlet	Pressure	Gauge	0 Pascal
		Outlet	Pressure	

Tabel 3.4 Pengaturan Kondisi Batas

3.2.5 Solution

Solusi pada penelitian diatur seperti pada tabel 3.5

Tabel	3.5	Pengaturan	Solusi
1 4001	2.2	1 ongataran	DOIGDI

Metode Solusi	Pressure-velocity couplin	28		
Skema	SIMPLE			
Diskritisasi	Gradient	Least squares cell		
Spasial	Pressure	based		
	Momentum	Second order		
	Modified Turbulent	Second order upwind		
	Viscosity	Second order upwind		
	Turbulent Kinetic	Second order upwind		
	Energy	Second order upwind		
	Spesific Dissipation			
	Rate			

3.2.6 Initialization

Inisialisasi dilakukan untuk mengawali iterasi agar memudahkan dalam mendapatkan hasil yang konvergen. Metode inisialisasi yang digunakan adalah *hybrid initialization*.

3.2.7 Reference Value

Reference value digunakan untuk menentukan referensi perhitungan koefisien *drag* dan koefisien *lift*. Nilai referensi ditentukan oleh kondisi sisi *inlet*.

3.2.8 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

50

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 konvergen yang telah ditentukan. Kriteria konvergen 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.

3.2.9 Grid Independency

Langkah *grid independensi* diperlukan untuk menentukan tingkat struktur *grid* terbaik dan paling efisien agar hasil pemodelan mendekati sebenarnya. Untuk mendapatkan informasi yang lebih lengkap pada daerah di sekitar *wall* maka memerlukan perhitungan y+ pada masing-masing *meshing*. Pada gambar 3.21 ditampilkan grafik *grid Independency* perbandingan C_D. Pada Tabel 3.6 ditampilkan analisis *grid independency* model *baseline airfoil August 160* tiga dimensi.

Hasil grid independency test menunjukkan bahwa *mesh* A merupakan mesh yang paling renggang dengan jumlah elemen 1841144, sedangkan *mesh* H merupakan *mesh* yang paling rapat dengan jumlah elemen 2589901. Berdasarkan tabel 3.6 penulis menggunakan *mesh* E karena memiliki *error* relatif yang paling rendah terhadap *mesh* D dan *mesh* F. Sehingga simulasi cukup akurat untuk mengevaluasi nilai *Coefficient drag*. Selain itu *mesh* E memiliki nilai Y+ 82.7 dimana berdasarkan *wall function* terdapat pada daerah *log raw* sehingga efek *viscous* dan *turbulensi* aliran memiliki pengaruh yang penting. (LearnCAx, 2019)



 $Gambar \ 3.21 \ Grid \ Independency \ perbanding an \ C_D$ Tabel 3.6 Analisis Grid Independency Model Baseline Pesawat

Nama	Jumlah <i>cell</i>	Nilai C _D	Y+	Skew	Error (%)
Mesh A	1841144	0.03062	127.3868	0.886	1.552
Mesh B	1944579	0.03062	127.4478	0.886	1.553
Mesh C	2007217	0.03017	121.0412	0.886	0.083
Mesh D	2134685	0.03028	89.70354	0.886	0.451
Mesh E	2222293	0.03015	82.69807	0.886	0.000
Mesh F	2382058	0.02999	81.5839	0.886	0.531
Mesh G	2492806	0.02993	78.921	0.886	0.738
Mesh H	2589901	0.02992	75.451	0.886	0.752

3.2.10 Comparison

Validasi dilakukan untuk mengkonfirmasi bahwa simulasi yang dilakukan dapat menggambarkan keadaan yang sebenarnya. Validasi pada penelitian ini membandingkan hasil C_P simulasi pada *midspan* sayap terhadap hasil simulasi *software X-foil* 6.99 dengan $Re = 1.54 \times 10^5$.

Gambar 3.22 merupakan hasil validasi C_P simulasi. Grafik hasil simulasi mempunyai *trendline* yang mirip dan kadang berimpit dengan grafik *X-foil*. Hal ini menunjukkan bahwa hasil simulasi mempunyai akurasi yang cukup baik.

3.3 Tahap Post-processing

Prosedur pengambilan data hasil simulasi menggunakan perangkat lunak *Ansys Fluent*. Data yang diolah pada simulasi ini adalah C_P , C_L , dan C_D , serta ditambah visualisasi aliran berupa kontur tekanan, kontur *velocity magnitude*, *streamline* dan kontur *vorticity magnitude*.



Gambar 3.22 Grafik comparison C_P hasil simulasi dengan X-foil pada *midspan*

3.3.1 Prosedur Pengambilan Data Cp

Prosedur pengambilan C_p pada simulasi sayap ditunjukkan pada gambar 3.23. C_P diambil pada X/S = 0.1, 0.5 dan 0.9. Tujuan pengambilan data C_P adalah untuk melihat perbedaan kontur C_{P} , terutama pada daerah dekat *tip*, pada sayap tanpa dan dengan *rearward wingtip fence*.

3.3.2 Prosedur Pengambilan Data C_L , C_D , dan C_L/C_D

Prosedur pengambilan C_L , C_D , dan C_L/C_D ditunjukkan pada gambar 3.24. F_L dan F_D yang diperoleh pada simulasi diolah menggunakan persamaan koefisien *lift* dan koefisien *drag*. C_L/C_D didapatkan dari pembagian C_L oleh C_D . Pengambilan data koefisien aerodinamika hanya dilakukan pada sayap pesawat

3.3.3 Prosedur Pengambilan kontur kecepatan dan *streamline*

Prosedur pengambilan kontur kecepatan dan *streamline* pada bidang z-y ditunjukkan pada gambar 3.25. Pengambilan kontur kecepatan dan *streamline* dilakukan pada X/S = 0.1, 0.5 dan 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*.

Prosedur pengambilan kontur kecepatan pada bidang x-y ditunjukkan pada gambar 3.26. Pengambilan kontur kecepatan dan *streamline* dilakukan pada *leading edge, mid chord, trailling edge* dan Z/L=-0.5; -1; -1.5; -2; -3. Pengambilan data dilakukan untuk melihat perkembangan *vortex* di dekat *wingtip*.



Gambar 3.23 Prosedur pengambilan data C_p



Gambar 3.24 Prosedur pengambilan koefisien aerodinamik pada sayap



Gambar 3.25 Prosedur pengambilan kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar sayap bidang *z*-*y*



Gambar 3.26 Prosedur pengambilan kontur kecepatan pada bidang x-y

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN

Simulasi numerik penambahan *rearward wingtip fence* pada pesawat *Cessna* 180 dengan *airfoil August* 160 dilakukan untuk melihat pengaruh ketinggian *wingtip* terhadap unjuk kerja sayap yang meliputi C_p di area Z/S = 0.1, *midspan* (Z/S = 0.5) dan Z/S = 0.9. Bilangan *Reynolds* (*Re*) yang digunakan sebesar 1.54 x 10⁵. Selain menampilkan karakteristik secara kuantitatif, fenomena aliran akan ditampilkan secara kualitatif berupa tampilan vektor, kontur kecepatan, serta kontur tekanan. Penampilan kontur kecepatan dan *streamline* hanya di area Z/S = 0.1, *midspan* (Z/S = 0.5) dan Z/S = 0.9 pada simulasi tanpa *wingtip fence* dan simulasi menggunakan *wingtip fence cant angle* 90° dengan sudut serang 0°.

Analisa fenomena *tip vortex* dilakukan dengan menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* bidang x-y sisi *wingtip* pada bagian *leading edge* hingga daerah Z/L = -3. Ilustrasi fenomena *tip vortex* ditampilkan dengan vektor kecepatan arah x dan y. Analisa kontur kecepatan dan streamline area *upper surface airfoil* bidang x-z berguna untuk menampilkan bentuk pergerakan aliran fluida vektor x-z pada sisi *upper surface airfoil*. Unjuk kerja *airfoil* dan pesawat ditunjukkan pada tabel 4.1 dengan menampilkan perbandingan CL, CD dan CL/CD pada variasi ketinggian *wingtip*.

Fenomena aliran lebih lanjut ditampilkan berupa kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* pada $\alpha = 0^{\circ}$. Fenomena *tip vortex* pada bagian *leading edge* hingga Z/L = -3 sisi *tip airfoil* baseline dan dengan rearward wingtip fence variasi ketinggian Wingtip H/S = 0.15, 0.2, dan 0.25 pada sudut serang 0° . Kontur kecepatan dan *streamline* area *lower surface airfoil* bidang *x-z* pada *airfoil* tanpa rearward wingtip fence, airfoil dengan rearward wingtip fence variasi ketinggian wingtip fence variasi ketinggian wingtip fence variasi ketinggian wingtip H/S = 0.15, 0.2, dan 0.25 dan pada sudut serang 0° .

Kontur kecepatan dan *streamline* area *upper surface airfoil* bidang *x-z* pada *airfoil baseline, airfoil* dengan *rearward wingtip*

fence variasi ketinggian wingtip H/S = 0.15, 0.2, dan 0.25 pada sudut serang 0°. Kontur tekanan dan streamline area lower surface airfoil bidang x-z pada airfoil tanpa rearward wingtip fence, airfoil dengan rearward wingtip fence variasi ketinggian wingtip H/S =0.15, 0.2, dan 0.25 pada sudut serang 0°. Kontur tekanan dan streamline area upper surface airfoil bidang x-z pada airfoil baseline, airfoil dengan rearward wingtip fence variasi ketinggian wingtip H/S = 0.15, 0.2 dan 0.25 dan pada sudut serang 0°.

4.1 Pressure Coefficient (CP) Area Span

Koefisien tekanan (C_P) dapat menunjukkan distribusi tekanan fluida pada permukaan *airfoil* dalam satu bidang. Pada simulasi numerik ini mampu menampilkan distribusi C_P pada area X/S=0.1, *midspan* dan X/S=0.9 untuk melihat pengaruh penambahan *wingtip fence* serta perubahan ketinggian *wingtip* pada sisi sekitar *wingtip*. 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 menunjukkan distribusi C_P pada X/S = 0.1 terhadap Z/C pada sudut serang 0°. Pada *lower surface*, grafik distribusi C_P yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang berhimpit. Sedangkan pada *upper surface* grafik distribusi C_P dengan penambahan *rearward wingtip fence* variasi H/S = 0.15 dan H/S = 0.25 mengalami sedikit penurunan nilai dibandingkan dengan *baseline*.

Gambar 4.2 menunjukkan distribusi C_P pada *midspan* terhadap Z/C pada sudut serang 0°. Pada *lower surface*, grafik distribusi C_P yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang berhimpit. Sedangkan pada *upper surface* grafik distribusi C_P dengan penambahan *rearward wingtip fence* mengalami sedikit

penurunan nilai dibandingkan dengan *baseline*. Pada simulasi *baseline* dan dengan penambahan *rearward wingtip fence* grafik distribusi C_P pada *midspan* relatif mengalami kenaikan nilai jika dibandingkan dengan area X/S = 0.1.

Gambar 4.3 menunjukkan distribusi C_P pada X/S = 0.9 terhadap Z/C pada sudut serang 0° . Pada *lower surface*, grafik distribusi C_P yang ditampilkan memperlihatkan hasil yang berhimpit. Pada upper surface distribusi C_P dengan penambahan rearward wingtip fence mengalami penurunan nilai yang signifikan dibandingkan dengan baseline. Kondisi ini menunjukkan bahwa fenomena aliran di area X/S = 0.9 mengalami perubahan dengan penambahan wingtip. Pada simulasi baseline (tanpa menggunakan rearward wingtip fence) grafik distribusi CP pada daerah X/S = 0.9 mengalami kenaikan nilai dibandingkan dengan midspan. Sedangkan simulasi dengan penambahan rearward wingtip fence relatif sama terhadap midspan.



Gambar 4.1 Grafik distribusi C_P pada X/S = 0.1 VS Z/C pada sudut serang 0°



Gambar 4.2 Grafik distribusi C_P pada *midspan* VS Z/C pada sudut serang 0°



Gambar 4.3 Grafik distribusi C_P pada X/S = 0.9 VS Z/C pada sudut serang 0°



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

Gambar 4.4 Kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil* pada X/C = 0.1 dengan $\alpha = 0^{\circ}$



Gambar 4.5 Kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar *airfoil* pada *midspan* dengan $\alpha = 0^{\circ}$

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*.



Gambar 4.6 Kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar *airfoil* pada X/S = 0.9 dengan $\alpha = 0^{\circ}$

Gambar 4.4 menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar *airfoil* pada sudut serang 0° model *baseline* dan dengan tambahan *rearward wingtip fence* di area X/S = 0.1. Dari gambar yang ditampilkan terlihat kesamaan kontur kecepatan dan *streamline*. Hal ini menunjukkan tidak ada perubahan dari kontur kecepatan dan *streamline* di area Z/S = 0.1 dengan penambahan *rearward wingtip fence* maupun *baseline*.

Gambar 4.5 menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar *airfoil* pada sudut serang 0° model *baseline* dan dengan tambahan *rearward wingtip fence* di area *midspan*. Dari gambar yang ditampilkan terlihat kesamaan kontur kecepatan dan *streamline* baik dengan penambahan *rearward wingtip fence* maupun model *baseline*. Kontur kecepatan pada daerah *midspan* relatif mengalami penurunan nilai kecepatan jika dibandingkan dengan daerah X/S = 0.1

Gambar 4.6 menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar *airfoil* pada sudut serang 0° model *baseline* dan dengan tambahan *rearward wingtip fence* di area X/S = 0.9. Dari gambar yang ditampilkan terlihat pada bagian *upper surface* variasi dengan penambahan *rearward wingtip fence* mengalami kenaikan kecepatan dibandingkan model *baseline*. Kondisi ini menandakan terdapat pengaruh penambahan *wingtip fences* pada daerah *tip*.

4.3 Kontur Kecepatan Pada Bidang x-y Sisi Wingtip

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

Gambar 4.7 menampilkan velocity pathline pada sisi wingtip baseline dan rearward wingtip fence dengan sudut serang 0°. Dari gambar 4.7(a) dapat dilihat pembentukan pusaran pada bagian belakang trailing edge sisi wingtip. 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. Sedangkan pada gambar 4.7(b) fenomena terbentuknya tip vortex berkurang jika dibandingkan dengan bagian tip pada airfoil tanpa wingtip fence.

Gambar 4.8 menampilkan *vorticity magnitude* pada sisi *wingtip baseline* dan *rearward wingtip fence* dengan sudut serang 0°. Dari gambar 4.7(a) dan 4.7(b) pengaruh penambahan *wingtip fence* kurang begitu terlihat, karena fenomena *tip vortex* kurang

begitu terbentuk dengan jelas sehingga hasil dari visualisasinya tidak dapat begitu bisa dibedakan.



Gambar 4.7 velocity pathline pada sisi wingtip baseline, rearward wingtip fence dengan ketinggian H/S = 0.25 (b) dengan sudut serang 0°



serang 0°



4.4 Kontur Kecepatan dan *Streamline Upper* dan *Lower Surface* Bidang x-z





Gambar 4.10 Kontur kecepatan dan *streamline* area *lower surface airfoil* bidang x-z (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°

Gambar 4.9 menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* di area *upper surface* sayap bidang x-z pada *baseline*(a), sayap

dengan *rearward wingtip fence* H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) sudut serang 0°. Dari gambar yang ditampilkan, pada daerah *tip airfoil* tampak terjadi belokan aliran. Hal tersebut mengindikasikan adanya *secondary flow* dari area *lower surface*. Pengaruh penambahan *wingtip fences* dapat dilihat pada daerah *tip sayap* yaitu pada variasi dengan penambahan *rearward wingtip fences* memiliki daerah kontur berwarna kuning yang lebih luas jika dibandingkan *baseline*. Pada gambar 4.9 (b) variasi H/S = 0.15 mengalami penurunan kecepatan dibandingkan variasi yang lain. Hal ini dapat dilihat dari mengecilnya kontur berwarna merah dan munculnya kontur berwarna biru gelap di dekat sisi *trailing edge*. Penulis menduga terdapat *error* simulasi dari *fluent* sehingga menyebabkan perubahan kontur yang signifikan pada variasi H/S = 0.15.

Gambar 4.10 menampilkan kontur kecepatan dan *streamline* di area *lower surface* sayap bidang x-z pada *baseline*(a), sayap dengan *rearward wingtip fence* H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) sudut serang 0°. Dari gambar yang ditampilkan, pada daerah *tip airfoil* aliran cenderung berbelok menuju sisi luar *airfoil*, gambar 4.10 (a) menampilkan perubahan arah *streamline* aliran di sekitar *wingtip* yang mengalami pembelokan. Sedangkan pada gambar 4.10 (b), 4.10 (C) dan 4.10 (d) sebagian aliran di sekitar *wingtip* terhalang oleh *wingtip fences* sehingga dapat mengurangi terbentuknya pusaran.

4.5 Kontur Tekanan Upper dan Lower Surface Bidang x-z

Gambar 4.11 menampilkan distribusi tekanan di area *upper* surface sayap bidang x-z pada baseline (a), sayap dengan rearward wingtip fence H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) sudut serang 0°. Dari gambar yang ditampilkan dapat dilihat hasil simulasi memiliki kesamaan kontur. Namun pada simulasi dengan penambahan rearward wingtip fence pada daerah sekitar wingtip memiliki daerah berwarna biru terang yang lebih luas dan pada daerah dekat trailing edge memiliki daerah berwarna kuning lebih kecil dibandingkan dengan model baseline. Hal ini mengakibatkan

perbedaan tekanan yang lebih besar pada *airfoil* dengan *rearward wingtip fence* sehingga terjadi peningkatan gaya angkat (*lift*) dibandingkan dengan *baseline*.



Gambar 4.11 Kontur tekanan dan *streamline* area *Upper surface airfoi* bidang z-x (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Gambar 4.12 Kontur tekanan dan *streamline* area *lower surface airfoil* bidang z-x (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°

Gambar 4.12 menampilkan distribusi tekanan di area lower surface sayap bidang x-z pada baseline (a), sayap dengan rearward wingtip fence H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) sudut serang 0°. Dapat dilihat bahwa hasil simulasi memiliki kontur tekanan yang hampir sama. Namun pada daerah tip sayap dengan penambahan rearward wingtip fence memiliki nilai tekanan yang lebih besar dari pada baseline. Hal ini ditandai dengan adanya daerah berwarna kuning di sekitar *wingtip*

4.6 Performa Aerodinamika

variasi	C_{Dp}	C_{Df}	$C_{D \ total}$	C_L	C_L/C_D
baseline	0.0188	0.0113	0.0301	0.3639	12.0693
H/S 0.15	0.0309	0.0104	0.0412	0.3757	9.1101
H/S 0.2	0.0260	0.0112	0.0373	0.3692	9.9085
H/S 0.25	0.0266	0.0116	0.0381	0.3765	9.8706

Tabel 4.1 Performa Aerodinamika Sayap

Tabel 4.1 menunjukkan koefisien *drag*, *lift*, dan *Lift to Drag ratio* pada $\alpha = 0^{\circ}$. Dari tabel dapat dilihat bahwa *airfoil* dengan penambahan *rearward wingtip fence* dengan H/S = 0.15, 0.2 dan 0.25 mengalami peningkatan nilai C_L namun nilai C_D juga meningkat_. Hal ini mengakibatkan nilai C_L/C_p mengalami penurunan jika dibandingkan dengan *baseline*. Nilai C_L terbesar pada *rearward wingtip fence* H/S = 0.25 dengan nilai 0.3765. nilai C_D terbesar pada *rearward wingtip fence* dengan H/S = 0.15 dengan nilai 0.0412. Nilai C_L/C_p terbesar pada *baseline* dengan nilai 12.0693.

Gambar 4.13 menampilkan grafik perbandingan *pressure* dan friction drag coefficient dari model baseline dan dengan penambahan rearward wingtip fence. Dari grafik yang ditampilkan dapat dilihat nilai pressure drag coefficient lebih besar dari pada friction drag coefficient baik model baseline dan dengan penambahan rearward wingtip fences. Grafik pressure drag

coefficient dan *friction drag coefficient* memiliki *trendline* menaik seiring dengan bertambahnya ketinggian *wingtip fences*. Namun pada grafik *pressure drag coefficient* terjadi penurunan nilai dari variasi H/S = 0.15 menuju variasi H/S = 0.2. begitu juga dengan grafik *friction drag coefficient* terjadi penurunan nilai pada variasi H/S = 0.15.

Gambar 4.14 menampilkan grafik *total drag coefficient*. Dari grafik yang ditampilkan dapat dilihat grafik *total drag coefficient* memiliki trendline menaik seiring dengan bertambahnya ketinggian *wingtip fences*. Nilai *total drag coefficient* terbesar terdapat pada variasi H/S = 0.15 sedangkan nilai terkecil pada model *baseline*. Dari kondisi tersebut dapat disimpulkan dengan penambahan *rearward wingtip fence* pada sayap dapat meningkatkan *drag coefficient* yang dihasilkan oleh sayap.

Gambar 4.15 menampilkan grafik *lift coefficient*. Dari grafik yang ditampilkan dapat dilihat grafik *lift coefficient* memiliki trendline menaik seiring dengan bertambahnya ketinggian *wingtip fences*. Nilai *lift coefficient* terbesar terdapat pada variasi H/S = 0.15 sedangkan nilai terkecil pada model *baseline*. Hal ini menandakan dengan penambahan *rearward wingtip fences* pada sayap dapat meningkatkan *lift coefficient* yang dihasilkan sayap.

Gambar 4.16 menampilkan grafik *lift to drag ratio*. Dari grafik yang ditampilkan dapat dilihat grafik *lift to drag ratio* memiliki trendline menurun seiring dengan bertambahnya ketinggian *wingtip fences*. Dari grafik *lift to drag ratio*, model *baseline* memiliki nilai *lift to drag ratio* paling besar sedangkan pada variasi H/S = 0.15 memiliki nilai *lift to drag ratio* paling kecil. Kondisi ini diakibatkan pada model *baseline* memiliki *total drag coefficient* paling rendah jika dibandingkan dengan variasi dengan penambahan *rearward wingtip fences*. Sedangkan pada variasi H/S = 0.15 kenaikan nilai *lift coefficient* yang terjadi tidak sebanding dengan kenaikan dari *total drag coefficient* sehingga *lift to drag ratio* yang dihasilkan akan mengalami penurunan.



Gambar 4.13 Grafik pressure dan friction drag coefficient



Gambar 4.14 Grafik total drag coefficient



Gambar 4.15 Grafik lift coefficient



Gambar 4.16 Grafik lift to drag ratio

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

BAB V KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Studi numerik karakteristik aliran tiga dimensi di sekitar *airfoil* August 160 dengan penambahan *rearward wingtip fence* variasi ketinggian winglet H/S = 0.15; 0.2; 0.25 dengan *cant angle* 90° menghasilkan kesimpulan sebagai berikut:

- 1. Penambahan *rearward wingtip fence* menyebabkan penurunan nilai C_P pada *upper surface* sepanjang *span* terutama pada daerah *wingtip* sedangkan pada daerah *lower surface* tidak terlihat pengaruh Penambahan *rearward wingtip fence* terhadap distribusi nilai C_P. Hal ini menyebabkan meningkatknya gaya angkat (*lift force*) yang dihasilkan sayap.
- 2. Penambahan *rearward wingtip fence* bertujuan untuk mengurangi terbentuknya *induced drag* yang dihasilkan oleh sayap namun akibat penambahan geometri *wingtip fence* menyebabkan bertambahnya *drag force* (kombinasi *pressure drag* dan *friction drag*).
- 3. Penambahan *rearward wingtip fence* mengakibatkan nilai C_L/C_D mengalami penurunan jika dibandingkan dengan *baseline*. Sehingga tidak direkomendasikan untuk melakukan penambahan *rearward wingtip fences*
- 4. Nilai C_L hasil simulasi terbesar terdapat pada *rearward* wingtip fences H/S = 0.15 dengan nilai 0.371. nilai C_D terbesar terdapat pada *rearward* wingtip fence H/S = 0.15 dengan nilai 0.040. Nilai C_L/C_D terbesar terdapat pada baseline dengan nilai 12.145
- 5. Tip vortex pada *airfoil* dengan *rearward wingtip fence* lebih merata jika dibandingkan dengan *baseline*, dimana pada tip vortex pada *baseline* lebih terkonsentrasi di pusat pusaran. Meskipun tidak terjadi pengaruh yang signifikan terhadap nilai *vorticity* pada *wingtip*.

5.2 Saran

- 1. Melakukan analisa lanjutan mengenai penyebab menurunya gaya *lift* pada sayap dengan *rearward wingtip fence* dengan meninjau kontur tekanan dan kecepatan pada *upper surface* syap.
- 2. Menambahkan variasi sudut serang untuk mengetahui pengaruh *rearward wingtip fence* terhadap C_L , C_D , C_L/C_D dan *vorticity magnitude*.
- 3. Menggunakan *software* Ansys ICEM untuk melakukan proses *meshing* agar lebih efisien dalam proses pembuatan *mesh*.

DAFTAR PUSTAKA

AeroSpace Engineering 2016. *Boundary Layer Separation and Pressure Drag*. Tersedia di https://aerospaceengineeringblog.com/boundary-layerseparation-and-pressure-drag/ [Accessed 26 April 2016].

Anderson, J.D. 2011. *Fundamentals of Aerodynamics*. fifth ed. New York: McGraw-Hill.

Austin, R. 2010. Unmanned aircraft systems : UAVs design, development and deployment. chichester: John Wiley & Sons Ltd.

Federal Aviation Administration 2016. *Pilot 's Handbook of Aeronautical Knowledge*. Washington, D.C.: U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration.

Fox, R.W., Pritchard, P.J. & McDonald, A.T. 2011. Fox and McDonald's introduction to fluid mechanics. eight ed. Chicester: John Wiley & Sons, Inc.

Hariyadi, S. 2019. Numerical study of three-dimensional flow characteristics around the wing airfoil E562 with forward and rearward wingtip fence. *AIP Conference Proceedings*, 2187(December).

John J. Bertin & Russell M. Cummings 2013. Aerodynamics for Engineers. sixth ed. Harlow: PEARSON.

Kontogiannis, S.G. & Ekaterinaris, J.A. 2013. Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace Science and Technology*, 29(1): 339–350.

LearnCAx 2019. Basics of Y Plus, Boundary Layer and Wall Function in Turbulent Flows. Tersedia di https://www.learncax.com/knowledge-base/blog/bycategory/cfd/basics-of-y-plus-boundary-layer-and-wallfunction-in-turbulent-flows.

Maksoud, T.M.. & Seetloo, S. 2014. Wingtips and Multiple Wing Tips Effects on Wing Performance : (July): 2224–2230.

Martin, L. 2012. *AUGUST 160 - AUGUST 160 airfoil*. Tersedia di http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=august160-il#polars [Accessed 21 Maret 2020].

- 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.
- Munson, B.R., Young, D.F. & Okiishi, T.H. 2013. *Fundamentals* of fluid mechanics. 7th ed. Hoboken: John Wiley & Sons, Inc.
- Narayanan, R.G.L. & Ibe, O.C. 2015. Joint Network for Disaster Relief and Search and Rescue Network Operations. *Wireless Public Safety Networks 1: Overview and Challenges*, 163– 193.
- Panagiotou, P., Kaparos, P. & Yakinthos, K. 2014. Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD. *Aerospace Science and Technology*, 39: 190–205.
- Sadraey, M.H. 2013. *Aircraft Design*. first ed. chichester: John Wiley & Sons Ltd.
- Schlichting, H. & Gersten, K. 2017. *Boundary-layer theory*. ninth ed. berlin: Springer.
- Simon, G.M. 2014. *THE AIRBUS A380 A HISTORY*. Barnsley: Pen & Sword Aviation.
- Snyder, T. & Povitsky, A. 2016. Far-Field Induced Drag Prediction Using Vorticity. *Journal of Aircraft*, 51(6): 1953– 1958.
- Turanoğuz, E. 2015. Design of A Medium Range Tactical UAV and Improvement of Its Performance by Using Winglets. Turkey.
- White, F.M. 2011. *Fluid Mechanics*. seventh ed. New York: McGraw-Hill.
- Zhang, B. & Nudelman, M. 2017. *Here's the simple reason why planes have winglets*. Bussines Insider. Tersedia di https://www.businessinsider.com/boeing-airplanes-wingletsexplain-nasa-2017-7?IR=T [Accessed 25 Maret 2020].

LAMPIRAN-LAMPIRAN

Lampiran 1



body pesawat (b) dengan sudut serang 0°




Fenomena *tip vortex* pada *rearward wingtip fence* H/S = 0.2 di sekitar *wingtip* (a) dan *full body* pesawat (b) dengan sudut serang 0°



Fenomena *tip vortex* pada *rearward wingtip fence* H/S = 0.25 di sekitar *wingtip* (a) dan *full body* pesawat (b) dengan sudut serang 0°





 $\frac{1\ 2\ 3\ 4\ 5\ 6\ 7\ 8\ 9\ 10\ 11\ 12\ 13\ 14}{velocity\ pathline\ pada\ sisi\ wingtip\ (a)\ baseline,\ rearward\ wingtip\ fence\ variasi\ ketinggian\ H/S = 0.15\ (b),\ H/S = 0.2\ (c)\ dan\ H/S = 0.25\ (d)\ pada\ sudut\ serang\ 0^\circ$



Vektor kecepatan area *leading edge* bidang x-y (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan area *middle chamber* bidang x-y (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan area *trailing edge* bidang x-y (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan area Z/L = -0.5 bidang x-y (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan area Z/L = -1 bidang x-y (a) *baseline, rearward* wingtip fence variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan area Z/L = -1.5 bidang x-y (a) *baseline*, *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan area Z/L = -2 bidang x-y (a) *baseline*, *rearward* wingtip fence variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan area Z/L = -3 bidang x-y (a) *baseline*, *rearward* wingtip fence variasi ketinggian H/S = 0.15 (b), H/S = 0.2 (c) dan H/S = 0.25 (d) dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan pada *baseline* area *lower* (a) dan *upper* (b) *surface* dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan pada *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.15 area *lower* (a) dan *upper* (b) *surface* dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan pada *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.2 area *lower* (a) dan *upper* (b) *surface* dengan sudut serang 0°



Vektor kecepatan pada *rearward wingtip fence* variasi ketinggian H/S = 0.25 area *lower* (a) dan *upper* (b) *surface* dengan sudut serang 0°

BIODATA PENULIS



Muhammad Alvit Rizky Akbar dilahirkan di Pati pada tanggal 27 Maret 1998. Penulis merupakan anak pertama dari dua bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal vaitu TK Kartini Tayu Kulon, SDN 02 Tayu Kulon (2004-2010), SMPN 1 Tayu (2011-2013), dan SMAN 01 Pati (2014-2016). Setelah lulus dari SMA, penulis mengikuti SNMPTN dan diterima di Departemen Teknik Mesin FTI-ITS pada tahun 2016 dan terdaftar dengan NRP 02111640000053.

Penulis mengambil bidang studi konversi energi dan melakukan tugas akhir di Laboratorium Mekanikan dan Mesin-Mesin Fluida. Selama perkuliahan penulis aktif dalam kegiatan akademik, organisasi, dan kepanitiaan. Dalam kegiatan akademik penulis menjadi asisten praktikum di Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida. Dalam organisasi kemahasiswaan, penulis aktif menjadi Staff HRD Mesin Musik Club Teknik Mesin ITS pada periode 2017-2018. Pada tahun yang sama penulis aktif menjadi anggota TIMNAS volly Teknik Mesin ITS. Selaniutnya menjadi Kabiro Pelatihan HRD Mesin Musik Club Teknik Mesin ITS pada periode 2018-2019. Dalam bidang kepanitiaan penulis aktif dalam kegiatan Mechanical city 2017 sebagai staff keamanan dan perijinan. Pada tahun yang sama penulis menjadi staff authorization Kontes Mobil Hemat Energi 2017. Pada tahun 2018 penulis menjadi ketua pelaksana mechanical festival. Penulis pernah Kerja Praktek di perusahaan PT. Pembangkitan Jawa Bali UP Paiton.