



ITS
Institut
Teknologi
Sepuluh Nopember

TUGAS AKHIR-TM184835

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI PADA PESAWAT TANPA AWAK CESSNA
182 MENGGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160
DENGAN PENAMBAHAN TRAPEZOIDAL WINGLET
 $h/S = 0,2$ VARIASI ANGLE OF ATTACK 4° ,
 8° , 12° , 16°**

TITANIA ERIANI
NRP. 0211164000068

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

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



TUGAS AKHIR-TM184835

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN
TIGA DIMENSI PADA PESAWAT TANPA AWAK
CESSNA 182 MENGGUNAKAN AIRFOIL
AUGUST 160 DENGAN PENAMBAHAN
TRAPEZOIDAL WINGLET $h/S = 0,2$ VARIASI
ANGLE OF ATTACK $4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$**

TITANIA ERIANI
NRP. 0211164000068

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

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



FINAL PROJECT-TM184835

**NUMERICAL STUDY THREE DIMENSIONAL
FLOW CHARACTERISTIC AT UNMANNED
AERIAL VEHICLE CESSNA 182 USING AIRFOIL
AUGUST 160 WITH TRAPEZOIDAL WINGLET
 $h/S = 0,2$ ANGLE OF ATTACK VARIATIONS
 $4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$**

TITANIA ERIANI
NRP. 0211164000068

Advisor Lecturer
Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING
FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY AND SYSTEMS
ENGINEERING
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA - 2020

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI PADA PESAWAT TANPA AWAK CESSNA
182 MENGGUNAKAN *AIRFOIL* AUGUST 160
DENGAN PENAMBAHAN *TRAPEZOIDAL WINGLET*
 $h/S = 0,2$ VARIASI *ANGLE OF ATTACK* $4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$**

TUGAS AKHIR

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

Oleh:

TITANIA ERIANI
NRP. 0211164000068

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT. (Pembimbing)
NIP. 197104051997021001
2. Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA. (Penguji I)
NIP. 196001291987011001
3. Vivien Suphandani, ST, ME, PhD (Penguji II)
NIP. 198105292003122001
4. Nur Ikhwan, ST, M.Eng. (Penguji III)
NIP. 196709151995121001

SURABAYA
AGUSTUS, 2020

**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA
DIMENSI PADA PESAWAT TANPA AWAK CESSNA
182 MENGGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160
DENGAN PENAMBAHAN TRAPEZOIDAL WINGLET
h/S = 0,2 VARIASI ANGLE OF ATTACK 4°, 8°, 12°, 16°**

Nama Mahasiswa : Titania Eriani
NRP : 0211164000068
Departemen : Teknik Mesin FTIRS-ITS
Dosen Pembimbing : Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

ABSTRAK

Unmanned Aerial Vehicle adalah pesawat yang tidak membutuhkan operator manusia didalamnya. Salah satu faktor desain yang penting dalam perancangan UAV adalah bentuk geometri dari pesawat tersebut. Pada daerah sayap pesawat yang memiliki panjang yang terbatas mengakibatkan adanya aliran tiga dimensi yang terjadi pada bagian *tip* sayap yang diakibatkan oleh perbedaan tekanan pada sisi bawah dan sisi atas sayap. Aliran ini mengakibatkan munculnya *vortex* atau biasa disebut *tip vortex*. *Tip vortex* mengakibatkan kerugian pada performansi pesawat yang berupa mengakibatkan menurunnya luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien *drag* pada pesawat. Sehingga untuk mengurangi hal tersebut dipasang *winglet*. Konfigurasi *winglet* yang beragam dikembangkan untuk mencari optimalisasi pengurangan fenomena *tip vortex*. Pada penelitian ini menggunakan *trapezoidal winglet* pada *angle of attack* yang berbeda, diharapkan bisa mengoptimasi peningkatan performa pada UAV, dibandingkan dengan pesawat tanpa *winglet* (*baseline aircraft*). Peningkatan performa ini berupa peningkatan gaya *lift* dan penurunan gaya *drag*.

Studi numerik yang dilakukan menggunakan *software* dalam proses perancangan geometri, dalam proses *meshing*. *Software Ansys Fluent 19.1* dalam proses analisa, serta *x-foil* dalam proses pengambilan data validasi. Benda uji berupa pesawat tanpa

awak *Cessna 182* dengan *airfoil August 160*. Pada penelitian ini yang akan dioptimasi pada bagian sayap dengan menggunakan *trapezoidal winglet* yang dipasang pada ujung *airfoil*. Benda uji simulasi kali ini memiliki spesifikasi yaitu panjang *root chord* = 189 mm, *tip chord* = 136 mm, panjang *span* sebesar 518 mm, *aspect ratio (AR)* sebesar 2,8, dan variasi $h/S = 0,2$ dengan *angle of attack* $4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$. Aliran fluida berupa *freestream* dengan kecepatan 12 m/s dalam kondisi *steady* dengan $Re = 1,54 \times 10^5$ didasarkan panjang *chord* pada *midspan*. *Turbulence viscous model* pada penelitian ini menggunakan pemodelan *k- ω Shear Stress Transport* dengan kriteria konvergensi sebesar 10^{-5} .

Hasil yang didapatkan dari penelitian ini, yaitu karakteristik aerodinamika dan fenomena aliran di sekitar sayap. Performa terbaik berdasarkan *lift-to-drag ratio* (C_L / C_D) pada pesawat dengan penambahan *winglet* dengan $\alpha = 0^\circ$. Tetapi tidak lebih baik daripada pesawat tanpa penambahan *winglet*. Penambahan *winglet* mampu mengurangi fenomena *tip vortex* pada sudut serang 0° ., tetapi tidak memperbaiki *performance* pada pesawat.

Kata kunci: *angle of attack, drag, lift, studi numerik, tip vortex, winglet*

**NUMERICAL STUDY THREE DIMENSIONAL
FLOW CHARACTERISTIC AT UNMANNED
AERIAL VEHICLE CESSNA 182 USING AIRFOIL
AUGUST 160 WITH TRAPEZOIDAL WINGLET $h/S = 0,2$
ANGLE OF ATTACK VARIATIONS $4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$**

Name : Titania Eriani
NRP : 0211164000068
Departement : Teknik Mesin FTIRS-ITS
Advisor Lecturer : Dr. Wawan Aries Widodo, ST., MT.

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicle is an aircraft that doesn't require a human to operate in it. One important factor of the design of a UAV is the geometric shape of the aircraft. On the wing area of the plane that has a limited length resulting in a three-dimensional flow that occurs at the tip of the wing caused by the pressure difference on the lower and upper sides of the wing. This flow results in a vortex or commonly called tip vortex. A tip vortex results in a loss in aircraft performance in the form of a decrease in the effective area which can produce lift and increase the drag coefficient on the aircraft. So to reduce the tip vortex, this winglet is installed. Various winglet configurations were developed to look for optimizing the reduction of the tip vortex phenomenon. In this study, using a trapezoidal winglet at different angles of attack is expected to optimize the performance improvement of the UAV, compared to aircraft without winglets (baseline aircraft). This performance improvement is in the form of an increase in lift force and a decrease in drag force.

Numerical studies conducted using software in the geometry design process, in the meshing process, Ansys Fluent 19.1 software in the analysis process, as well as X-foil in the validation data retrieval process. The test specimen is a Cessna 182 drone with an August 160 airfoil. In this study, the wing will be optimized by using a trapezoidal winglet mounted at the end of the airfoil. This

simulation specimen has specifications such as root chord length = 189 mm, tip chord = 136 mm, length span of 518 mm, aspect ratio (AR) of 2.8, and variation of $h / S = 0.2$ with the angle of attack 4° , 8° , 12° , 16° . The fluid flow consists of freestream at a speed of 12 m / s in stable condition with $Re = 1.54 \times 10^5$ basic chord length on midspan. Turbulence viscous models in this study using $k-\omega$ Shear Stress Transport modeling with convergence criteria of 10^{-5} .

The results obtained from this research, are aerodynamic characteristics and the phenomenon of flow around the wing. The best performance based on lift-to-drag ratio (C_L / C_D) on the aircraft using winglets with accuracy $\alpha = 0^\circ$. But not better than aircraft without winglets. The addition of a winglets was able to reduce tip vortex phenomenon at the angle of attack 0° , but did not improve performance on the aircraft.

Keywords: angle of attack, drag, lift, numerical studies, tip vortex, winglet

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah *rabbi'l'amin*, segala puji syukur atas rahmat Allah SWT karena atas limpahan rahmat dan karunia-Nya penulis dapat menyelesaikan tugas akhir dengan judul “**STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI PADA PESAWAT TANPA AWAK CESSNA 182 MENGGUNAKAN AIRFOIL AUGUST 160 DENGAN PENAMBAHAN TRAPEZOIDAL WINGLET $h/S = 0,2$ VARIASI ANGLE OF ATTACK 4° , 8° , 12° , 16°** ” sebagai salah satu syarat kelulusan Program Sarjana Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri dan Rekayasa Sistem, Institut Teknologi Sepuluh Nopember. Penulis mendapatkan dukungan dan bantuan dalam pengerjaan tugas akhir dari berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis mengucapkan terimakasih kepada:

1. Bpk Dr. Wawan Aries Widodo. ST. MT. selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah memberikan ilmu yang bermanfaat serta meluangkan waktu untuk membimbing dan memotivasi khususnya kepada penulis.
2. Bpk Prof. Ir. Sutardi, M.Eng, PhD; Ibu Vivien Suphandani Djanali ST, ME, PhD; Bpk Nur Ikhwan, ST, M Eng; dan Bpk Prof. Dr. Ir. Tri Yogi Yuwono, DEA sebagai dosen penguji seminar dan sidang tugas akhir yang telah memberikan kritik, saran, dan masukan untuk tugas akhir ini.
3. Bapak dan Ibu dosen beserta tenaga pendidik Departemen Teknik Mesin FTIRS ITS yang telah memberikan ilmu dan bantuan kepada mahasiswa-mahasiswa Departemen Teknik Mesin.
4. Mama, Kakak, serta keluarga besar yang telah memberikan kasih sayang, doa, semangat dan dukungan hingga penulis bisa menyelesaikan tugas akhir ini.

5. Rachel Triana Pangestu, Adi Sasmito Aji teman terdekat penulis yang mendengarkan segala keluh kesah serta memotivasi penulis dalam kehidupan dan perkuliahan.
6. Teman-teman seperjuangan selama kuliah, Fitrasari, Firda, Neneng, Ratna, Iqbal, Fariza yang telah menemani selama perkuliahan, mendengarkan keluh kesah serta memberikan saran dan semangat untuk menyelesaikan tugas akhir ini.
7. Teman-teman SMP hingga SMA penulis: Chesa, Sekar, Zoya, Amanda, Khelfa, alm. Fika yang selalu memotivasi penulis.
8. Adnel, Hari teman FTMD ITB yang banyak memberi saran, masukan, motivasi, bertukar wawasan dan ilmu terkait tugas akhir pada penulis.
9. Mas Wawan, Mas Indra yang selalu memberi saran, motivasi, ilmu kepada penulis
10. Aldo, Shafirah, Marisa, Brigitta, Wilda, Arum, Niken, Afifah dan seluruh panitia ITS EXPO 2019 serta tim konseptor GERIGI ITS 2018 yang telah memberikan semangat, pelajaran dan pengalaman bagi penulis.
11. Mas Akhbar, Febri, Hikam, Karom, Kevin, Nadia dan Dagri BEM ITS 2019 yang telah memberi warna dan menemani kehidupan di semester akhir penulis.
12. Rekan tugas akhir penulis, Syifa Zain, Muhammad Alvit serta Tim UAV S2 Lab. P3.

Penulis menyadari masih banyak kekurangan dalam penyusunan tugas akhir ini. Oleh karena itu penulis mengharapkan kritik dan saran dari semua pihak sebagai bahan perbaikan untuk penelitian kedepannya. Semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat untuk pembaca.

Jakarta, Agustus 2020
Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	I
LEMBAR PENGESAHAN	V
ABSTRAK	VII
ABSTRACT	IX
KATA PENGANTAR.....	XI
DAFTAR ISI.....	XIII
DAFTAR GAMBAR	XVII
DAFTAR TABEL	XXI
DAFTAR SIMBOL.....	XXIII
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Perumusan Masalah	5
1.3 Batasan Masalah	5
1.4 Tujuan Penelitian	6
1.5 Manfaat Penelitian	6
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA	9
2.1 Pesawat Tanpa Awak (UAV).....	9
2.2 Klasifikasi UAV.....	10
2.3 <i>Airfoil</i>	11
2.3.1 <i>Airfoil</i> AUGUST 160.....	12
2.4 <i>Aerodynamics Force</i>	12
2.5 <i>High Wing Arrangement</i>	13
2.6 Aliran <i>Compressible</i> dan Aliran <i>Incompressible</i>	16
2.7 Aliran Laminer dan Turbulen	16
2.8 <i>Pressure Coefficient (Cp)</i>	16
2.9 <i>Drag Coefficient</i> dan <i>Lift Coefficient</i>	17
2.10 <i>Winglets</i>	19
2.11 Sudut Serang	20
2.12 <i>Boundary Layer</i>	22
2.13 Penelitian Terdahulu	23

BAB 3	METODOLOGI.....	39
3.1	Tahap <i>Pre-processing</i>	39
3.1.1	Geometri Benda Uji.....	39
3.1.2	<i>Meshing</i>	45
3.1.3	<i>Boundary Condition</i>	46
3.2	Tahap <i>Processing</i>	46
3.2.1	Validasi.....	47
3.2.2	<i>Grid Independency</i>	49
3.3	Tahap <i>Post-processing</i>	50
BAB 4	HASIL DAN PEMBAHASAN.....	53
4.1	Koefisien tekanan (C_p) sepanjang <i>span</i>	53
4.1.1	Perbandingan koefisien tekanan (C_p) antara model pesawat dengan dan tanpa <i>winglet</i>	53
4.1.2	Koefisien tekanan (C_p) pesawat dengan <i>winglet</i> dengan pengaruh letak <i>span</i>	56
4.1.3	Koefisien tekanan (C_p) pesawat <i>winglet</i> dengan pengaruh <i>angle of attack</i>	59
4.2	Performa Aerodinamika.....	61
4.2.1	Koefisien <i>Lift</i>	61
4.2.2	Koefisien <i>drag</i>	62
4.2.3	<i>Lift to Drag ratio</i>	63
4.3	Kontur tekanan sepanjang <i>span</i> pada bidang <i>yz</i>	64
4.4	Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada bidang <i>yz</i>	69
4.5	Fenomena aliran pada bidang <i>xy</i>	73
4.5.1	Fenomena aliran dalam visualisasi 2D	73
4.5.2	Fenomena aliran dalam visualisasi 3D	81
4.6	Kontur tekanan dengan <i>streamline</i> sepanjang <i>span</i>	81
BAB 5	PENUTUP	87
5.1	Kesimpulan	87
5.2	Saran	88
DAFTAR PUSTAKA.....		89

BIODATA PENULIS.....93

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Definisi <i>airfoil</i> (Anderson, 2013)	11
Gambar 2.2 Parameter geometri <i>airfoil</i> (Sadraey, 2013)	12
Gambar 2.3 Resultan gaya aerodinamik (Anderson, 2013).....	13
Gambar 2.4 Jenis-jenis wing arrangement (Sadraey, 2013).....	14
Gambar 2.5 <i>Particle pathlines</i> dalam aliran satu dimensi (Pritchard et al., 2016).....	16
Gambar 2.6 Tipikal distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> (Houghton et al., 2016).....	17
Gambar 2.7 Gaya normal dan gaya geser pada elemen kecil permukaan benda (Munson et al., 2012)	18
Gambar 2.8 Luas area penampang <i>airfoil</i> (Anderson, 2013)	19
Gambar 2.9 <i>Pathlines</i> yang menunjukkan <i>trailing vortex</i> pada sayap tanpa <i>winglet</i> (a) dan dengan <i>winglet</i> (b) (Azlin et al., 2011)	20
Gambar 2.10 Aliran pada <i>airfoil NACA 4421</i> dengan perbedaan sudut serang (Anderson, 2013).....	21
Gambar 2.11 Skema koefisien <i>lift</i> dengan variasi sudut serang pada <i>airfoil</i> (Anderson, 2013)	22
Gambar 2.12 <i>Boundary layer</i> pada <i>airfoil</i> (Rainer, 2020)	22
Gambar 2.13 Eksternal geometri HCUAV (Panagiotou et al., 2014).....	23
Gambar 2.14 Definisi sudut dasar dan variasi konfigurasi <i>winglet</i> (Panagiotou et al., 2014).....	24
Gambar 2.15 Perbandingan <i>vortex</i> yang terbentuk pada ujung sayap dari keenam konfigurasi (Panagiotou et al., 2014).....	25
Gambar 2.16 <i>Baseline wing</i> (1), <i>Hoerner winglet</i> (2), <i>Shifted Downstream winglet</i> (3), <i>Blended winglet</i> (4) (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015).....	27
Gambar 2.17 Perbandingan Koefisien <i>Lift</i> dengan <i>Angle of Attack</i> keempat konfigurasi (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)	27
Gambar 2.18 Perbandingan Koefisien <i>Drag</i> dengan <i>Angle of Attack</i> keempat konfigurasi (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)	28
Gambar 2.19 Perbandingan <i>Lift to Drag Ratio</i> dengan <i>Angle of Attack</i> keempat konfigurasi (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)	28

Gambar 2.20 <i>Mesh</i> permukaan <i>wing</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)	29
Gambar 2.21 Konfigurasi akhir <i>volume mesh</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)	30
Gambar 2.22 Hasil Perbandingan C_L dan C_D pada <i>baseline wing</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)	30
Gambar 2.23 Hasil Perbandingan C_L/C_D pada <i>baseline wing</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)	31
Gambar 2.24 Konfigurasi <i>winglet</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013).....	32
Gambar 2.25 Perbandingan C_L dan C_D sayap tanpa dan dengan <i>winglets</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)	33
Gambar 2.26 Perbandingan C_L/C_D sayap tanpa dan dengan <i>winglets</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)	33
Gambar 2.27 Domain <i>meshing</i> (a) <i>meshing cross section</i> $x = 1$ dan (b) <i>meshing cross section at 20% chord</i> (Hariyadi et al., 2018) .	34
Gambar 2.28 Geometri <i>whitcomb winglet</i> (Hariyadi et al., 2018)	34
Gambar 2.29 Koefisien <i>drag</i> (Hariyadi et al., 2018).....	35
Gambar 2.30 Koefisien <i>lift</i> (Hariyadi et al., 2018).....	35
Gambar 2.31 Rasio <i>Lift to Drag</i> (Hariyadi et al., 2018).....	36
Gambar 2.32 <i>Vorticity vector</i> pada <i>airfoil</i> tanpa dan dengan <i>winglet</i> (Hariyadi et al., 2018).....	36
Gambar 2.33 Perbandingan distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> E387 untuk $Re = 2 \times 10^5$ untuk (a) $\alpha = 0^\circ$ (b) $\alpha = 4^\circ$ (Morgado et al., 2016).....	38
Gambar 3.1 Pesawat tanpa awak jenis <i>Cessna 182</i>	41
Gambar 3.2 Geometri <i>baseline</i> pesawat tanpa awak <i>Cessna 182</i>	41
Gambar 3.3 Geometri pesawat dengan penambahan <i>winglet</i>	42
Gambar 3.4 Geometri <i>winglet</i>	42
Gambar 3.5 Pemodelan <i>meshing</i> pada pesawat <i>baseline</i>	43
Gambar 3.6 Pemodelan <i>meshing</i> pada pesawat <i>winglet</i>	43
Gambar 3.7 Dimensi wind tunnel simulasi (a), dimensi pemodelan dan kondisi latar (b) (Mulvany et al., 2004)	44
Gambar 3.8 Meshing simulasi menggunakan Gambit 2.4	45

Gambar 3.9	Pemodelan dan kondisi latar	46
Gambar 3.10	Grafik validasi C_p pada pesawat <i>baseline</i> $\alpha = 0^\circ$..	48
Gambar 3.11	Grafik validasi C_p pada pesawat penambahan <i>winglet</i> $\alpha = 0^\circ$	48
Gambar 3.12	Area tinjauan distribusi C_p pada <i>span</i>	51
Gambar 3.13	Area tinjauan kontur kecepatan dan <i>streamline</i> di sekitar <i>airfoil</i> bidang <i>yz</i>	51
Gambar 3.14	Tinjauan fenomena aliran pada bidang <i>xy</i>	52
Gambar 4.1	Grafik C_p antara model pesawat <i>baseline</i> dan <i>winglet</i> <i>angle of attack</i> 0 pada (a) $x/S=0,1$; (b) $x/S=0,5$; (c) $x/S=0,9$	55
Gambar 4.2	Grafik C_p pesawat dengan <i>winglet</i> dengan $x/S=0,1$; $0,5$; dan $0,9$ pada (a) $\alpha = 0^\circ$, (b) $\alpha = 4^\circ$, (c) $\alpha = 8^\circ$, (d) $\alpha = 12^\circ$, (e) $\alpha=16^\circ$	58
Gambar 4.3	Grafik C_p pesawat dengan <i>winglet</i> dengan $\alpha = 0^\circ, 4^\circ$, $8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ pada (a) $x/S=0,1$; (b) $0,5$; (c) dan $0,9$	61
Gambar 4.4	Grafik C_L terhadap AoA pada pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	62
Gambar 4.5	Grafik C_D terhadap AoA pada pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	63
Gambar 4.6	Grafik C_L / C_D terhadap AoA pada pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	64
Gambar 4.7	Kontur tekanan pada $x/S = 0,1$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	66
Gambar 4.8	Kontur tekanan pada $x/S = 0,5$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	67
Gambar 4.9	Kontur tekanan pada $x/S = 0,9$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	68
Gambar 4.10	Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada $x/S = 0,1$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	70
Gambar 4.11	Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada $x/S = 0,5$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	71
Gambar 4.12	Kontur kecepatan dan <i>streamline</i> pada $x/S = 0,9$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	72
Gambar 4.13	Kontur <i>velocity magnitude</i> pada <i>trailing edge</i> pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	75

Gambar 4.14 Kontur <i>velocity magnitude</i> pada $z/L = 0,5$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	76
Gambar 4.15 Kontur <i>velocity magnitude</i> pada $z/L = 1$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	77
Gambar 4.16 Kontur <i>velocity magnitude</i> pada $z/L = 1,5$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	78
Gambar 4.17 Kontur <i>velocity magnitude</i> pada $z/L = 2$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	79
Gambar 4.18 Kontur <i>velocity magnitude</i> pada $z/L = 3$ pesawat <i>baseline</i> dan pesawat dengan <i>winglet</i>	80
Gambar 4.19 Garis <i>vorticity magnitude</i> secara 3D dengan $\alpha = 0^\circ$ pada (a) pesawat <i>baseline</i> , (b) pesawat dengan <i>winglet</i>	81
Gambar 4.20 Kontur tekanan dengan <i>streamline area upper surface</i>	84
Gambar 4.21 Kontur tekanan dengan <i>streamline area lower surface</i>	85

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Berbagai Aplikasi pada UAV (Turanoğuz, 2014).....	10
Tabel 2.2 Perbandingan Antara <i>Baseline</i> dan Konfigurasi <i>Winglet</i> Yang Sudah Dioptimasi (Panagiotou et al., 2014)	25
Tabel 2.3 Spesifikasi Geometri Pesawat (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015).....	26
Tabel 2.4 Karakteristik <i>Winglet</i> (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013).....	33
Tabel 3.1 Spesifikasi Asli Pesawat Tanpa Awak Jenis <i>Cessna 182</i>	39
Tabel 3.2 Spesifikasi Desain <i>Baseline</i> Pesawat	40
Tabel 3.3 Spesifikasi Desain <i>Winglet</i>	40
Tabel 3.4 Tahap <i>Processing</i>	47
Tabel 3.5 Analisis <i>Grid Independency</i> Model Pesawat <i>Baseline</i>	49
Tabel 3.6 Analisis <i>Grid Independency</i> Model Pesawat <i>Winglet</i>	.50

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

DAFTAR SIMBOL

C	: Panjang <i>chord</i>
C_D	: koefisien <i>drag</i>
C_L	: koefisien <i>lift</i>
C_L/C_D	: <i>lift-to-drag ratio</i>
C_p	: koefisien tekanan
F_D	: gaya <i>drag</i>
F_L	: gaya <i>lift</i>
h	: tinggi <i>winglet</i>
L	: <i>length total</i>
Re	: bilangan Reynolds
S	: Panjang <i>span</i>
V_∞	: Kecepatan aliran <i>freestream</i> fluida

Simbol Yunani

α	: sudut serang
δ	: <i>boundary layer thickness</i>
ρ	: Massa jenis fluida
φ	: Cant angle
Λ	: <i>Swept angle</i>
μ	: <i>Dynamic viscosity</i>

Akronim

3D	: tiga dimensi
CFD	: <i>Computational Fluid Dynamics</i>
UAS	: <i>Unmanned Aerial System</i>
UAV	: <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Seiring dengan perkembangan zaman, teknologi juga ikut berkembang. Banyak teknologi-teknologi canggih yang diciptakan untuk mempermudah manusia dalam bekerja dan beraktivitas. Salah satunya di bidang transportasi yaitu, pesawat tanpa awak (UAV atau *Unmanned Aerial Vehicle*) kini marak digunakan dan diminati berkat kelebihan yang ditawarkan. Pesawat tanpa awak memiliki fungsi-fungsi dan karakteristik yang unggul dalam bidang transportasi. Hal ini karena pesawat tanpa awak mampu membuat penggunaanya memperoleh dan bertransaksi informasi secara jarak jauh. Dari segi kegunaan dan kualitas, pesawat tanpa awak kini memiliki macam jenis untuk menjawab kebutuhan masyarakat.

Pesawat jenis ini banyak digunakan untuk kegiatan operasi sipil seperti deteksi kebakaran, pencarian dalam penyelamatan, pemantauan garis pantai dan jalur untuk pengawasan keamanan (Austin, 2010). Pada pesawat tanpa awak memiliki beberapa kelebihan dibandingkan dengan pesawat berawak, yaitu dapat bertahan lebih lama terbang di udara dengan konsumsi bahan bakar yang irit, atau tipe pesawat ini disebut dengan *Medium Altitude Long Endurance UAV* (MALE UAV). Hal tersebut dapat dicapai dengan menaikkan *lift-to-drag ratio* (L/D) sehingga menghasilkan kinerja yang lebih baik pada pesawat.

Perancangan pesawat tanpa awak terdiri dari beberapa langkah desain, yaitu *conceptual design*, *preliminary design*, dan *detail design*. Pada tahap *conceptual design*, desainer menyertakan sketsa berbagai konfigurasi pesawat sebagai bahan pertimbangan agar memenuhi spesifikasi yang dibutuhkan seperti aerodinamika, propulsi, performa, struktur, dan kontrol. Aspek fundamental seperti bentuk badan pesawat, konfigurasi sayap, dan ukuran mesin ditentukan dalam tahap ini. Pada tahap *preliminary design* akan direvisi dan dimodelkan. Model kemudian diuji dengan menggunakan *wind tunnel* maupun dengan simulasi menggunakan

Computational Fluid Dynamics (CFD) untuk melihat gaya-gaya aerodinamika pada model. Analisa mayor terhadap struktur dan kontrol juga dilakukan pada tahap ini. Pada tahap terakhir *detail design*, desain harus sudah matang dan siap masuk dalam tahap manufaktur.

Salah satu fokus penting perancangan pesawat adalah memilih bentuk desain *airfoil* pada sayap pesawat yang sesuai dengan kebutuhan. Bentuk *airfoil* inilah yang dapat membangkitkan gaya angkat (*lift*) pada pesawat, akibat adanya perbedaan tekanan fluida yang mengalir pada sisi atas dan sisi bawah dari *airfoil*. Bentuk *streamline* dari *airfoil* menyebabkan daerah *wake* yang terjadi di belakang *airfoil* lebih kecil dibandingkan dengan bentuk yang lain. Hal ini menyebabkan gaya hambat (*drag*) yang dihasilkan oleh *airfoil* juga kecil. Perbandingan antara *lift* dan *drag* merupakan salah satu faktor yang menentukan performansi dari *airfoil* (Houghton et al., 2016).

Pesawat terbang dalam aliran *subsonic*, gaya hambat pada sayap dengan *span* terhingga yang diakibatkan oleh profil *drag* dan *induced drag*. Profil *drag* adalah jumlah hambatan gesekan permukaan disebabkan oleh *shear stress* yang bekerja pada permukaan ditambah dengan adanya *pressure drag* yang disebabkan oleh ketidakseimbangan tekanan pada arah aliran yang menyebabkan terpisahnya *boundary layer*. *Induced drag* adalah jenis hambatan yang disebabkan oleh ketidakseimbangan tekanan pada bagian *tip* sayap dengan panjang *span* terhingga antara bagian atas permukaan dan bagian bawah permukaan. Ketidakseimbangan tekanan diperlukan untuk menghasilkan gaya angkat positif, tetapi didekat ujung sayap pada permukaan bawah (tekanan udara tinggi) menuju ke permukaan atas (tekanan udara lebih rendah) mengakibatkan *streamline* menjadi melengkung (*curl*) (Panagiotou et al., 2014).

Selain itu perancangan juga harus memperhatikan rasio dari sayap pesawat. Aspek rasio dari pesawat terbang merupakan perbandingan antara panjang *span* terhadap *chord*. Secara teori menunjukkan bahwa penggunaan sayap dengan *span* yang tidak

terhingga (*infinite wing*) merupakan desain sayap yang paling ideal. Hal ini karena desain tersebut memiliki gaya angkat yang paling besar dan gaya hambat yang paling kecil, tetapi kenyataannya tidak memungkinkan untuk membuat sayap dengan panjang tak terhingga. Oleh karena itu, panjang sayap dibatasi dan dibuat dengan dimensi proporsional terhadap *fuselage* pesawat.

Gaya angkat yang dihasilkan suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang (α). Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga meningkat sampai terjadi peristiwa *stall*. Keadaan *stall* bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*.

(Panagiotou et al., 2014) melakukan penelitian tentang desain dan optimasi *winglet* pada pesawat *MALE UAV* dengan menggunakan CFD. Tipe *airfoil* yang digunakan PSU 94-097. Dengan variasi *cant angle* 70° , 60° , dan 50° . Komputasi dilakukan pada α -8° hingga 16° dengan perkiraan *Reynolds number* mendekati $1,2 \times 10^6$ dan $4,8 \times 10^5$ pada *root dan tip winglet*. Dari hasil penelitian tersebut didapatkan bahwa dengan memasang geometri *winglet* yang sudah dioptimasi pada pesawat, akan mengakibatkan peningkatan nilai C_L/C_D . Perhitungan ini menunjukkan peningkatan waktu penerbangan setara dengan 1 jam atau terjadi peningkatan sebesar 10%.

(Turanoguz & Alemdaroglu, 2015) melakukan simulasi numerik pada pesawat UAV dengan penggunaan *winglet* pada sayap pesawat variasi α -8° hingga 16° . *Winglet* yang digunakan ada tiga jenis yaitu *horner type wingtip*, *shifted downstream type wingtip*, dan *blended type wingtip*. *Airfoil* yang digunakan yaitu Eppler 562. Hasil yang didapatkan pada penelitian ini berupa penurunan *drag* pada sayap pesawat yang menggunakan *winglet* dibandingkan dengan sayap tanpa *winglet*.

(Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013) melakukan simulasi numerik pada pesawat UAV yang memiliki spesifikasi yaitu *small size light UAV* dengan variasi α 0° hingga 18° . Pada penelitian ini

airfoil yang digunakan adalah E420 dan kecepatan yang dihasilkan tidak melebihi dari 12 m/s, karena jenis *airfoil* ini memiliki koefisien *lift* yang tinggi. Hasil dari penelitian nantinya akan dibandingkan antara desain dari *baseline wing* dan *winglet wing*, yang menghasilkan kinerja lebih efektif dan efisien. Optimasi dari sayap pesawat ini dilakukan untuk memaksimalkan rasio L/D tanpa mengabaikan nilai dari koefisien *lift*. Sehingga untuk mengetahui konfigurasi dari desain geometri yang paling baik, penelitian ini membuat empat jenis konfigurasi *winglet* yang berbeda. Empat jenis ini dianalisa untuk mendapatkan optimasi dari pesawat ini. Dan dari hasil analisa numerik yang dilakukan konfigurasi *winglet* yang menghasilkan nilai paling optimal adalah *winglet* yang menghasilkan nilai $C_L/C_{D\max}$ sebesar 12,5.

(Hariyadi et al., 2018) melakukan studi numerik tiga dimensi dengan perangkat lunak *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan menggunakan *airfoil* Eppler 562 pada variasi α 0° hingga 19° . Studi ini dilakukan dengan penambahan *winglet* berupa *whitcomb wingtip*. *Reynolds number* pada penelitian ini ialah $2,3 \times 10^4$. Pada penelitian ini dengan menggunakan *winglet*, kekuatan pusaran (*vortex*) dan hambatan yang diinduksi dapat dikurangi. Penambahan *winglet* juga meningkatkan koefisien *lift*, kinerja sayap efektif untuk *whitcomb wingtip* dengan sudut serang 10° .

Berdasarkan kajian yang telah dilakukan pada penelitian sebelumnya, maka penulis melakukan analisa numerik tiga dimensi untuk mengetahui karakteristik aliran tiga dimensi pada pesawat tanpa awak *Cessna 182*. Menggunakan *airfoil August 160* dengan penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,2$ variasi *angle of attack* 4° , 8° , 12° , 16° . Penambahan bagian sayap dengan *winglet* diharapkan dapat meningkatkan performa pesawat dengan perubahan *angle of attack*. Peningkatan performa ini berupa peningkatan gaya *lift* dan penurunan gaya *drag*. Pada analisa kali ini dilakukan pada seluruh bagian pesawat, tidak hanya dilakukan pada bagian sayap pesawat. Hal ini diharapkan dapat memberikan hasil aliran fluida yang lebih akurat.

1.2 Perumusan Masalah

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

Gaya angkat yang dihasilkan suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang (α). Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga meningkat sampai terjadi peristiwa *stall*. Peristiwa ini bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*. Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang yang tinggi adalah pengurangan koefisien *lift* dan bertambahnya koefisien *drag* akibat *pressure drag* yang semakin membesar.

Minimnya literatur penelitian tentang simulasi CFD untuk *full body* pesawat dengan *airfoil August 160* menggunakan variasi penambahan *winglet*, sehingga perlu untuk diteliti agar dapat dijadikan sebagai referensi baru. Konsekuensinya, terdapat kesulitan untuk melakukan validasi penelitian. Analisa kasus tersebut menggunakan metode simulasi numerik dengan pendekatan aliran *steady* dapat memberikan informasi data dan visualisasi yang mendekati realistik.

1.3 Batasan Masalah

Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui karakteristik aliran tiga dimensi pada pesawat tanpa awak *Cessna 182* menggunakan *airfoil August 160* dengan penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,2$ variasi *angle of attack* $4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$. Oleh karena

itu diperlukan suatu batasan masalah agar penelitian sesuai dengan tujuan antara lain:

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

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah melakukan simulasi numerik dengan perangkat lunak CFD, untuk mengetahui pengaruh dari penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,2$ variasi *angle of attack* 4° , 8° , 12° , 16° . Data tersebut akan digunakan untuk menentukan bagaimana performa sayap dengan menggunakan *winglet* dan tanpa *winglet* dengan *angle of attack* yang berbeda.

Parameter yang akan ditinjau berupa

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

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

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

1.5 Manfaat Penelitian

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

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

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

BAB 2

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Pesawat Tanpa Awak (UAV)

Sistem tanpa awak (*Unmanned Systems*) biasanya dikenal sebagai kendaraan bertenaga yang tidak membutuhkan operator manusia didalamnya. Dapat dioperasikan secara mandiri atau jarak jauh, dapat dihabiskan atau diperoleh kembali, dan dapat membawa berbagai muatan tergantung pada jenis, fungsi, karakteristik operasional dan misi dari sistem tanpa awak ini sendiri (Goebel & Saha, 2015).

Sistem pesawat tanpa awak (*Unmanned Aircraft Systems; UAS*) terdiri dari sub-sistem pesawat tanpa awak (*Unmanned Air Vehicle; UAV*) yang terdiri dari sejumlah sub sistem yang meliputi pesawat tanpa awak itu sendiri, muatan, stasiun kontrol, peluncuran dan pemulihan pesawat (jika ada), peralatan pendukung, komunikasi, transportasi, dan lain-lain. UAS biasanya memiliki elemen yang sama dengan pesawat berawak, tetapi dengan elemen udara pesawat didesain berdasarkan konsep tanpa awak. Awak (sebagai sub-sistem), yang berhubungan dengan kontrol pesawat dan tempatnya diganti oleh kecerdasan sub-sistem elektronik dan kontrol (Austin, 2010).

Istilah pesawat tanpa awak tidak boleh dirancukan dengan pesawat model atau *drone*. Sebuah pesawat model yang dikendalikan radio hanya digunakan untuk olahraga dan harus tetap berada dalam jangkauan pandangan operator. Sebuah *drone* diperlukan untuk terbang diluar dari pandangan operator, tetapi tidak memiliki *intelligence*. Sebaliknya, UAV akan memiliki tingkat *intelligence* otomatis yang lebih besar atau lebih rendah. UAV dapat dikomunikasikan dengan pengontrolnya dan mengembalikan data muatan seperti *electro-optic* atau gambar TV termal, bersama dengan informasi status utamanya (posisi, kecepatan udara, pos dan ketinggian). Ini juga akan memberikan informasi mengenai kondisinya, yang sering disebut sebagai *housekeeping data*, mencakup aspek-aspek seperti jumlah bahan bakar, suhu komponen, mesin atau elektronik (Austin, 2010).

Saat ini, UAV menawarkan beberapa keuntungan, umumnya terkait dengan tidak adanya awak di dalam pesawat dan perkembangan peralatan elektronik dan video yang cepat, seperti menyelesaikan tugas-tugas penting, mengurangi biaya operasional, dan meningkatkan ketahanan terbang karena pengurangan berat massa. Oleh karena itu, UAV dapat diaplikasikan untuk berbagai hal, seperti memantau lingkungan berbahaya (kontaminasi kimia/nuklir, deteksi kebakaran, dll.), pencarian dan keselamatan, pengawasan perbatasan atau keamanan dan misi pengintaian (Boutemedjet et al., 2019)

2.2 Klasifikasi UAV

Meskipun sistem UAV memiliki banyak elemen dibandingkan dengan pesawat pada umumnya, mereka biasanya dikategorikan berdasarkan kapabilitas atau ukuran dari pesawat yang dibutuhkan untuk menjalankan misi. Namun, ini mungkin bahwa satu sistem dapat menggunakan lebih dari satu jenis pesawat untuk mencakup berbagai jenis misi, dan dapat menyebabkan masalah dari penunjukannya. Definisi ini terus berubah seiring kemajuan teknologi, memungkinkan sistem yang lebih kecil untuk mengambil peran salah satu diatas. (Austin, 2010)

Banyak jenis, konfigurasi, ukuran dan bentuk UAV yang tersedia. Area aplikasi UAV dapat dilihat pada tabel 2.1. Keberhasilan misi UAV sangat tergantung pada kinerja dan keandalan selama penerbangan. Baru-baru ini, dengan bantuan perbaikan dalam teknologi kontrol otonom, pasar UAV terus tumbuh, baik di sektor sipil maupun militer. (Turanoğuz, 2014)

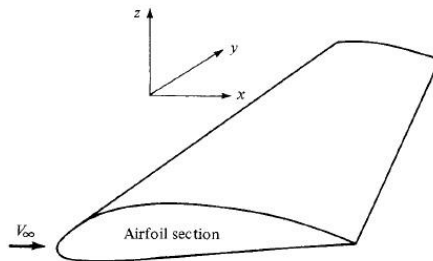
Tabel 2.1 Berbagai Aplikasi pada UAV (Turanoğuz, 2014)

Remote Sensing
Pengawasan udara komersial
Komersial dan Film bergerak
Menjaga ketertiban domestik
Eksplorasi dan produksi minyak, gas dan mineral
Bantuan bencana
Penelitian ilmiah
Serangan bersenjata

Latihan target udara untuk pelatihan
Tim pencarian dan penyelamatan
Konservasi
Patroli maritim
Deteksi kebakaran hutan
Arkeologi

2.3 Airfoil

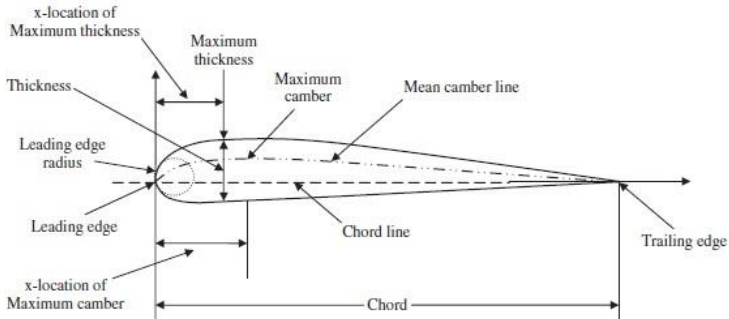
Sayap memanjang ke arah sumbu y (arah *span*) dengan kecepatan aliran *free stream* V_∞ sejajar dengan bidang xz (gambar 2.1). Bagian pada sayap yang dipotong sejajar dengan bidang xz disebut dengan *airfoil*.



Gambar 2.1 Definisi *airfoil* (Anderson, 2013)

Sebuah *airfoil* mampu membangkitkan gaya angkat di udara akibat adanya perbedaan tekanan yang terjadi pada sisi atas dan sisi bawah dari *airfoil* tersebut. Gambar 2.2 menunjukkan parameter geometri pada *airfoil*. Bagian paling belakang dari *airfoil* disebut *trailing edge*, sedangkan bagian paling depan dari *airfoil* disebut *leading edge*. Garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge* disebut *chord line*. Jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge* adalah *chord* (c). *Mean camber line* merupakan garis yang membagi *airfoil* menjadi dua bagian yang sama. Garis ini berada antara *upper surface* dan *lower surface*. Jarak maksimum antara *mean camber line* dengan *chord line* disebut *maximum camber*. Posisi *maximum camber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk prosentase *chord* (x/c), dan jarak

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



Gambar 2.2 Parameter geometri *airfoil* (Sadraey, 2013)

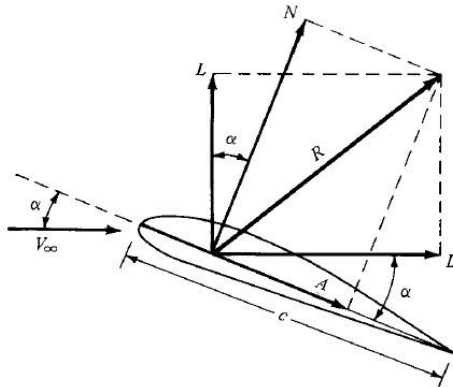
2.3.1 *Airfoil* AUGUST 160

Hal terpenting dalam setiap perancangan pesawat yang harus diperhatikan ialah pemilihan *airfoil* dan ukurannya. *Airfoil* AUGUST 160 ini dibuat pada awal tahun 1920-an di negara Jerman. *Airfoil* ini memiliki *maximum thickness* 16% di 25% *chord* dan *maximum camber* 5.4% di 25% *chord*.

Airfoil jenis AUGUST 160 sering disamakan dengan *airfoil* jenis Wortmann FX77-W153. *Airfoil* ini merupakan jenis *biconvex airfoil*, yang menampilkan performa aerodinamik yang tinggi. Dan biasanya dirancang untuk pembangunan turbin angin, sehingga nilai *lift* dan *drag* nya tetap. (Rosato, 2014)

2.4 *Aerodynamics Force*

Gaya aerodinamika timbul karena adanya gesekan aliran udara dengan permukaan sayap yang menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas sayap. Gaya-gaya yang terjadi pada sebuah *airfoil* dapat dilihat pada Gambar 2.3.



Gambar 2.3 Resultan gaya aerodinamik (Anderson, 2013)

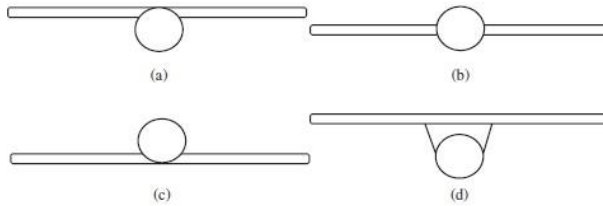
Sudut serang dari *airfoil* adalah α yakni sudut diantara c dan V_{∞} , gaya lift adalah L , sedangkan gaya drag adalah D . Untuk R adalah gaya resultan sedangkan N dan A adalah gaya normal dan gaya aksial. Karenanya, α juga sudut antara L dan N dan antara D dan A . Hubungan geometris antara dua set komponen ini dari gambar 2.3, yaitu;

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

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

2.5 High Wing Arrangement

Salah satu parameter sayap yang dapat ditentukan pada tahap awal proses desain sayap adalah lokasi vertikal sayap relatif terhadap *center line* badan pesawat. Parameter ini akan secara langsung mempengaruhi desain komponen pesawat lainnya, termasuk desain ekor pesawat, desain *landing gear*, dan pusat gravitasi (*center of gravity*). Pada dasarnya, terdapat empat macam desain untuk lokasi vertikal sayap. Gambar 2.4 menunjukkan skema dari empat macam desain lokasi vertikal sayap.



Gambar 2.4 Jenis-jenis *wing arrangement* (Sadraey, 2013)

Konfigurasi *high wing* memiliki beberapa kelebihan dan keterbatasan yang membuatnya cocok untuk beberapa operasi penerbangan, tetapi tidak cocok untuk misi penerbangan lainnya. Berikut beberapa kelebihan dan keterbatasan yang dimiliki *high wing* menurut (Sadraey, 2013).

Keuntungan:

1. Mempermudah proses loading dan unloading muatan dan cargo ke luar maupun ke dalam pesawat.
2. Mempermudah proses pemasangan mesin di sayap, karena jarak antara mesin (dan *propeller*) terhadap landasan lebih tinggi dibandingkan dengan *low wing*.
3. Melindungi sayap dari gas buang yang bersuhu tinggi saat lepas landas secara vertikal dan mendarat pada pesawat VTOL.
4. Memfasilitasi pemasangan strut. Hal ini didasarkan pada fakta bahwa *strut* (*rod or tube*) bisa mengatasi *tensile stress* yang lebih tinggi dibandingkan dengan *compression stress*. Pada *high wing*, *strut* harus menahan *tensile stress*, sementara *strut* pada *low wing* harus menanggung *compression stress*.
5. *High wing* akan meningkatkan efek *dihedral* ($C_{l\beta}$). Hal ini membuat stabilitas lateral pesawat lebih baik.
6. Sayap akan menghasilkan lebih besar *lift* dibandingkan dengan konfigurasi *mid* dan *low wing*.

7. Pesawat akan memiliki *stall speed* yang lebih rendah, karena C_{Lmax} akan lebih tinggi.
8. Pilot memiliki pandangan yang lebih baik di bawah pesawat.
9. Untuk mesin yang dipasang di bawah sayap, lebih sedikit kemungkinan pasir dan serpihan masuk ke mesin dan merusak *blades* dan *propellers*.
10. Bentuk aerodinamis pada *fuselage* bagian bawah pesawat bisa lebih *smooth*.

Keterbatasan:

1. Pesawat cenderung memiliki *frontal area* yang lebih banyak (dibandingkan dengan *mid wing*). Hal ini akan mengakibatkan peningkatan *drag* pesawat.
2. *Ground effect* lebih rendah dibandingkan dengan *low wing*. Selama operasi lepas landas dan pendaratan, tanah akan mempengaruhi distribusi tekanan sayap. *Lift* sayap akan sedikit lebih rendah dari konfigurasi *low wing*. Hal ini mengakibatkan waktu yang dibutuhkan untuk lepas landas lebih lama. Dengan demikian, konfigurasi *high wing* bukan pilihan yang tepat untuk pesawat STOL3.
3. Jika *landing gear* terhubung ke *fuselage* dan tidak ada ruang yang cukup untuk sistem retraksi, ruang tambahan harus disediakan untuk *landing gear* setelah retraksi. Ini akan meningkatkan *frontal area* pesawat dan dengan demikian akan meningkatkan *drag* pesawat.
4. Sayap memproduksi lebih banyak *induced drag* (Di), karena koefisien *lift* yang lebih tinggi.
5. *Horizontal tail area* pada pesawat dengan konfigurasi *high wing* lebih besar sekitar 20% dari *horizontal tail area* pada pesawat dengan konfigurasi *low wing*. Hal

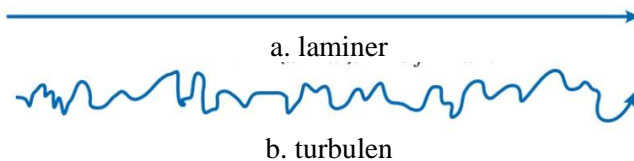
ini disebabkan lebih banyak *downwash* dari *high wing* pada ekor.

2.6 Aliran *Compressible* dan Aliran *Incompressible*

Aliran yang dimana variasi densitas fluidanya sangat kecil sehingga dapat diabaikan disebut *incompressible flow*. Sedangkan aliran yang variasi densitasnya bernilai sehingga tidak dapat diabaikan adalah *compressible flow*. Suatu aliran fluida jika memiliki *mach number* kurang dari 0,3 dan variasi densitasnya kurang dari 5% maka dikategorikan sebagai *incompressible flow* (Pritchard et al., 2016).

2.7 Aliran Laminer dan Turbulen

Aliran laminer adalah aliran yang mana partikel bergerak dalam lapisan-lapisan halus, atau *laminae*. Sedangkan aliran turbulen adalah aliran yang mana partikel fluida cepat bercampur ketika mereka bergerak karena fluktuasi kecepatan tiga dimensi acak. Kecepatan aliran laminer hanya u . Sedangkan kecepatan aliran turbulen diberikan oleh kecepatan rata-rata u ditambah tiga komponen berfluktuasi secara acak u' , v' dan w' . Contoh tipikal *pathlines* dari aliran laminer dan turbulen diilustrasikan sesuai dengan Gambar 2.5.



Gambar 2.5 *Particle pathlines* dalam aliran satu dimensi (Pritchard et al., 2016)

2.8 *Pressure Coefficient (C_p)*

Pada fluida yang mengalir pada permukaan benda akan menimbulkan distribusi tekanan pada sepanjang aliran. Tekanan yang dihasilkan di tiap permukaan *airfoil* tidak seragam. Distribusi tekanan yang terjadi pada permukaan *airfoil* dapat dinyatakan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut dengan *pressure*

coefficient (C_p). *Pressure coefficient* merupakan selisih antara tekanan statis pada suatu titik dan tekanan statis *freestream* dibagi dengan tekanan dinamis. Berikut ini perumusan dari *pressure coefficient* (Houghton et al., 2016).

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

Dimana:

C_p : koefisien tekanan

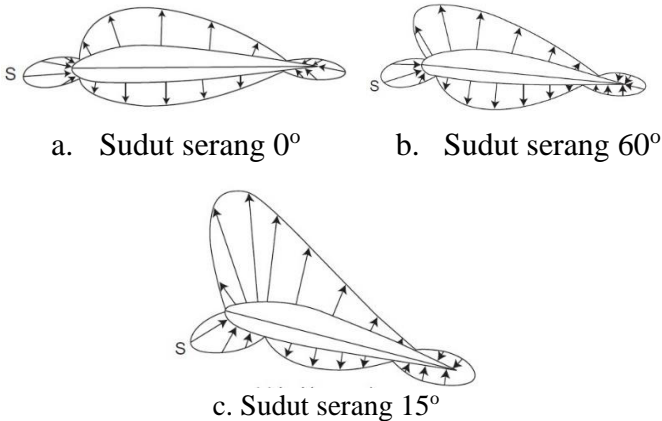
p_c : tekanan statis di titik tertentu pada kontur

p_∞ : tekanan statis *freestream*

ρ : massa jenis fluida

V : kecepatan *freestream*

Pada gambar 2.6 merupakan tipikal distribusi tekanan pada *airfoil*, dimana gambar a) merupakan distribusi tekanan pada sudut serang 0° . Gambar b) merupakan distribusi tekanan pada sudut serang 60° . Gambar c) merupakan distribusi tekanan pada sudut serang 15°

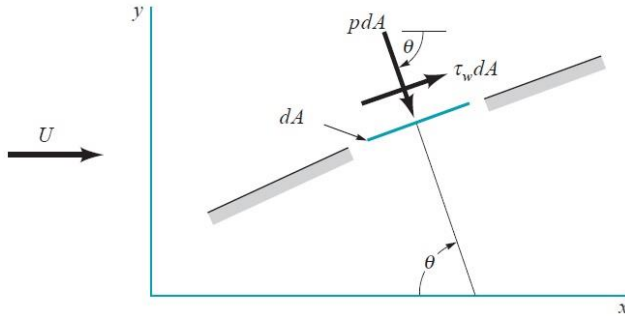


Gambar 2.6 Tipikal distribusi tekanan pada *airfoil* (Houghton et al., 2016)

2.9 Drag Coefficient dan Lift Coefficient

Pada aliran fluida yang menyelimuti suatu benda akan timbul gaya-gaya akibat adanya interaksi antara fluida dan benda

tersebut. Gaya-gaya yang ditimbulkan antara lain *wall shear stresses* dan *normal stresses*. *Wall shear stresses* terjadi akibat adanya viskositas fluida, sedangkan *normal stresses* terjadi akibat adanya tekanan fluida. Pada aliran dua dimensi, gaya yang arahnya sejajar dengan aliran fluida disebut *drag force* (gaya hambat). Sedangkan gaya-gaya yang tegak lurus dengan arah aliran disebut dengan *lift force* (gaya angkat). *Profile drag* pada elemen kecil permukaan benda dapat dilihat pada gambar 2.7.



Gambar 2.7 Gaya normal dan gaya geser pada elemen kecil permukaan benda (Munson et al., 2012)

Dari gambar 2.7, resultan gaya terhadap masing-masing sumbu dapat diperoleh sebagai berikut :

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

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

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

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

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

Pada persamaan 2.6 dan 2.7 perlu diketahui bentuk benda yang diamati untuk mengetahui distribusi tekanan pada permukaan benda dan tegangan gesernya agar persamaan tersebut dapat

digunakan. Tanpa diketahui kedua komponen tersebut persamaan 2.6 dan 2.7 tidak dapat digunakan. Alternatif yang dilakukan adalah menggunakan koefisien lift dan drag. Koefisien lift dan drag merupakan koefisien yang tak berdimensi dan dapat dituliskan sebagai berikut:

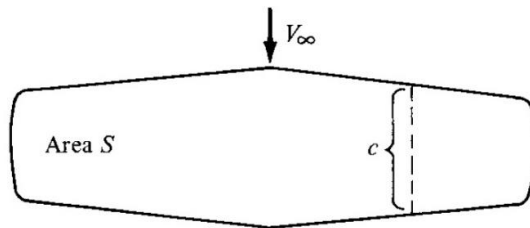
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 S} \quad (2.8)$$

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

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

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

Untuk besar nilai S ini merupakan hasil perkalian antara panjang chord (c) dengan panjang span (s) pada *airfoil*. Pada gambar 2.8 digambarkan luas area untuk menghitung nilai dari S untuk mendapatkan nilai koefisien lift dan koefisien drag.



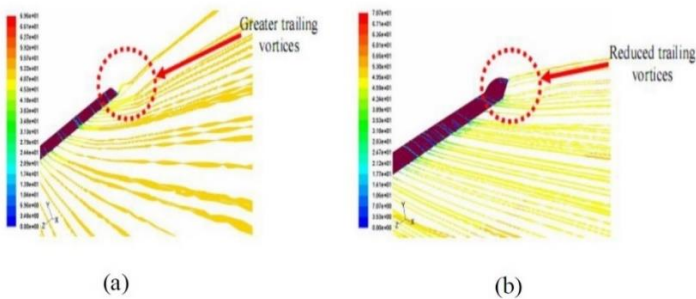
S = planform area
 $l = c$ = chord length

Gambar 2.8 Luas area penampang *airfoil* (Anderson, 2013)

2.10 Winglets

Winglets adalah perluasan vertikal ujung sayap yang digunakan untuk meningkatkan efisiensi bahan bakar, rasio *lift to drag* dan jarak jelajah dengan mengurangi hambatan yang

diiinduksi. Pengurangan dalam *induced drag* dicapai dengan mengurangi kekuatan vortisitas ujung sayap dan aliran sekunder, di samping memiliki dampak besar terhadap peningkatan efektif aspek rasio. Sebagai tambahan, *winglet* juga meningkatkan karakteristik penanganan, keselamatan, kinerja pendakian dan ketinggian. Selain itu, sejumlah kecil daya dorong diperoleh dengan bantuan tubrukan aliran. Bentuk *winglet* tajam meningkatkan *adverse pressure gradient*, mengarah ke resiko pemisahan aliran dan meningkatkan *drag*. Situasi ini dapat dikurangi dengan menggunakan tipe *blended winglets*. (Turanoğuz, 2014)



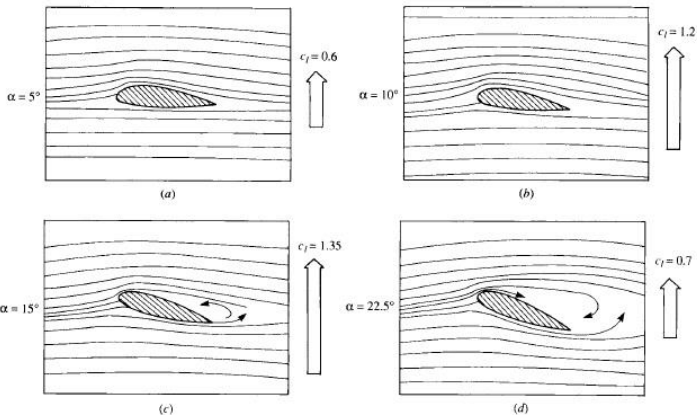
Gambar 2.9 *Pathlines* yang menunjukkan *trailing vortex* pada sayap tanpa *winglet* (a) dan dengan *winglet* (b) (Azlin et al., 2011)

Tujuan dari adanya *winglets* adalah untuk mengurangi *vortex* pada bagian ujung sayap pesawat (*tip vortex* dan *trailing vortex*) yang terbentuk dari perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah dari sayap pesawat terbang. Perbedaan *trailing vortex* pada sayap tanpa *winglet* dengan menggunakan *winglet*, dapat dilihat pada gambar 2.9. Dengan berkurangnya *vortex* pada ujung sayap, diharapkan *winglet* dapat meningkatkan performa pesawat terbang berupa meningkatnya efisiensi bahan bakar dan jarak tempuh pesawat.

2.11 Sudut Serang

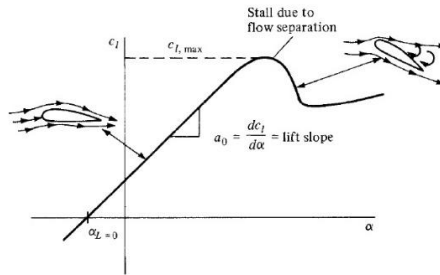
Gaya angkat yang dihasilkan suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang (α). Ketika sudut serang kecil,

gaya angkat yang timbul pada *airfoil* juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga meningkat sampai terjadi peristiwa *stall*. Peristiwa ini bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*. Aliran di sekitar *airfoil* ditunjukkan pada gambar 2.10.



Gambar 2.10 Aliran pada *airfoil* NACA 4421 dengan perbedaan sudut serang (Anderson, 2013)

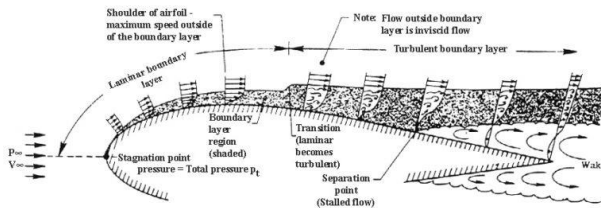
Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang yang tinggi adalah pengurangan koefisien *lift* dan bertambahnya koefisien *drag* akibat *pressure drag* yang semakin membesar. Harga maksimum C_L berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan C_{Lmax} . C_{Lmax} merupakan aspek paling penting pada performa *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut *stall* pesawat. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *takeoff*, *landing*, dan *manuver*. Hubungan antara koefisien *lift* dengan variasi *angle of attack* ditunjukkan seperti pada gambar 2.11.



Gambar 2.11 Skema koefisien *lift* dengan variasi sudut serang pada *airfoil* (Anderson, 2013)

2.12 *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 2.12



Gambar 2.12 *Boundary layer* pada *airfoil* (Rainer, 2020)

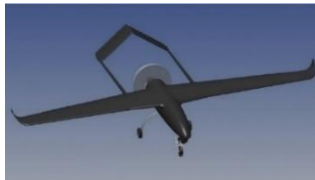
Suatu aliran fluida yang mengalir pada permukaan *airfoil* seperti pada gambar 2.12 akan membentuk *boundary layer laminar* pada bagian dekat *leading edge*. Aliran mempunyai kecepatan relatif rendah di daerah dekat *leading edge*. Daerah stagnasi atau daerah dimana fluida menabrak permukaan *airfoil* secara tegak lurus juga terbentuk. Hal tersebut menyebabkan kecepatan fluida akan bernilai nol dan tekanan yang terbentuk sangatlah tinggi.

Gangguan yang diterima oleh fluida akan semakin besar akibat viskositas dan *shear stress*, ketika fluida menjauhi daerah *leading edge*. Hal tersebut menyebabkan aliran mengalami kondisi transisi sebelum akhirnya berubah menjadi *turbulent*. Adanya *adverse pressure gradient* menyebabkan munculnya daerah separasi, dimana kecepatan aliran fluida semakin turun dan tekanan fluida semakin meningkat. Terbentuknya *backward boundary layer* pada permukaan *airfoil* merupakan dampak dari adanya separasi. Adanya ruang kosong pada aliran fluida juga disebabkan oleh separasi. Ruang kosong tersebut sering disebut dengan *wake area*.

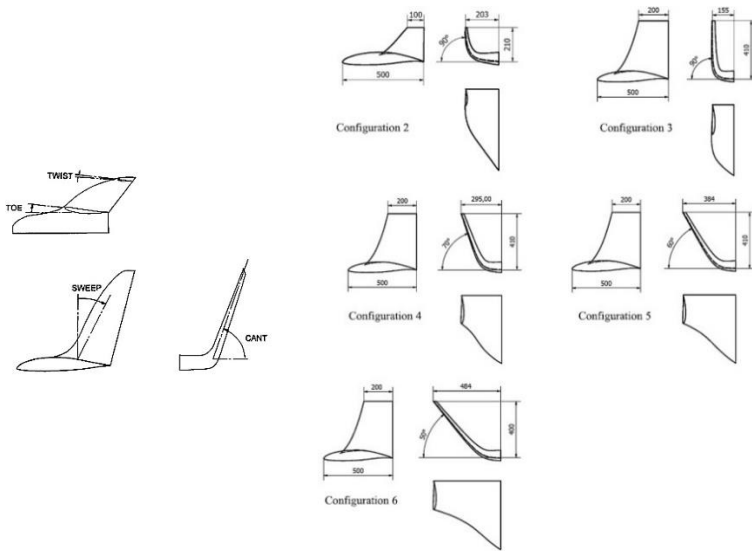
2.13 Penelitian Terdahulu

Pada bagian ini akan ditampilkan beberapa penelitian simulasi tiga dimensi tentang aliran pada pesawat dengan penambahan *winglet* dan jurnal tentang perbandingan hasil CFD dengan x-foil. Adapun beberapa jurnal yang menjadi acuan yaitu jurnal dari Panagiotou, dkk; Turanoguz & Alemdaroglu; Kontogiannis & Ekaterinaris; Hariyadi, dkk dan Morgado, dkk. Penelitian tersebut akan dijelaskan pada paragraf selanjutnya.

Panagiotou, dkk (2014) melakukan penelitian tentang desain dan optimasi *winglet* pada pesawat *MALE UAV* dengan menggunakan CFD. Panagiotou, dkk melakukan analisa aerodinamik khususnya pada desain sayap dengan *blended winglet* agar didapatkan optimal desain pada HCUAV (gambar 2.13) untuk meningkatkan waktu terbang total hingga 10%. Spesifikasi dan kebutuhan HCUAV pada tahap awal desain seperti pada tabel 2.2 dan tabel 2. 3. Panagiotou, dkk membuat enam jenis konfigurasi *winglet*. Terdapat beberapa jenis desain *winglet* yang berbeda, seperti pada gambar 2.14.



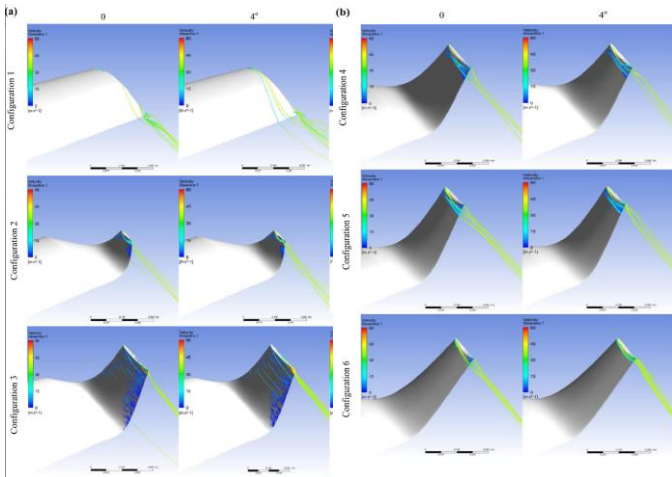
Gambar 2.13 Eksternal geometri HCUAV (Panagiotou et al., 2014)



Gambar 2.14 Definisi sudut dasar dan variasi konfigurasi winglet (Panagiotou et al., 2014)

Pada penelitian ini dari enam jenis konfigurasi *winglet* kemudian dibandingkan konfigurasi tersebut untuk memperoleh efisiensi aerodinamik yang paling baik. Enam konfigurasi terdiri dari satu konfigurasi sayap tanpa *winglet* dan lima konfigurasi sayap menggunakan *blended winglet* dengan variasi sudut *cant*. Sudut *cant* yang digunakan 70°, 60°, dan 50°. Konfigurasi 1 menggunakan geometri dan sayap utama yang memiliki *semi-span* 2,8 m dan *airfoil* NASA NLF(1)-1015 pada bagian *wingtip* dengan panjang *chord* 500 mm (tabel 2.3). Tipe *airfoil* yang digunakan PSU 94-097. Desain dan komputasi 3D menggunakan aplikasi ANSYS CFX flow solver pada *mesh* yang kecil dengan 3.000.000 *nodes*. Simulasi kondisi *inlet* dengan kecepatan 140 km/jam dan ketinggian terbang 2000m. Komputasi dilakukan pada perkiraan *Reynolds number* mendekati $1,2 \times 10^6$ dan $4,8 \times 10^5$ pada *root* dan *tip winglet*. Kalkulasi CFD dengan jangkauan *angles of attack* (α)

-8° hingga 16° dengan kenaikan setiap 4° . Pemilihan konfigurasi optimal dilakukan dengan membandingkan C_L , C_D , dan C_M pada α sayap yang berbeda. Panagiotou juga membandingkan *vortex* pada bagian *tip* sayap aliran *downstream wing* pada $x/c = 0,2$ dengan $C_{w,t}$ adalah *winglet root chord* dan x adalah sumbu kecepatan *freestream*.



Gambar 2.15 Perbandingan *vortex* yang terbentuk pada ujung sayap dari keenam konfigurasi (Panagiotou et al., 2014)

Dari hasil konfigurasi jenis *winglet* yang berbeda tersebut didapatkan hasil bahwa *winglet* yang paling optimum adalah jenis konfigurasi *winglet* nomor 5 seperti pada tabel 2.4. Sehingga perbandingan dari *baseline* geometri dengan pesawat yang sudah dioptimasi yaitu pada jenis *winglet* nomor 5 akan menghasilkan peningkatan L/D pada pesawat tersebut. Dan menghasilkan durasi terbang yang lebih lama pada pesawat sekitar 10%.

Tabel 2.2 Perbandingan Antara *Baseline* dan Konfigurasi *Winglet* Yang Sudah Dioptimasi (Panagiotou et al., 2014)

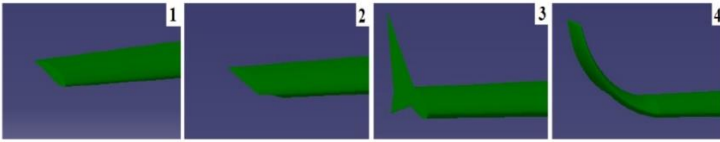
Configuration	Span b (m)	L/D_{max}	$C_{l,max}$	$C_{l,\alpha}$ (1/rad)	$C_{m,\alpha}$ (1/rad)	V_{max} (km/h)	Total flight time (h)
1 - Baseline	6.01	15.4	1.84	5.387	-0.262	70.5	10
5 - Optimized	6.35	16.6	1.78	5.388	-0.264	70.4	11

(Turanoguz & Alemdaroglu, 2015) melakukan penelitian simulasi numerik menggunakan *airfoil Eppler 562* dengan

memberikan variasi berupa penambahan *winglet* pada bagian *tip* sayap dan juga sudut serang dari *airfoil*. Pada penelitian ini *airfoil* dari *winglet* dipilih tipe Psu 90-125. Turanoğuz & Alemdaroglu membandingkan tiga jenis *winglet* yaitu *horner winglet*, *shifted downstream winglet*, dan *blended winglet*. Tiga jenis *winglet* dan satu konfigurasi sayap tanpa *winglet* dimodelkan pada gambar 2.17. Penelitian ini dilakukan dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mendapatkan parameter aerodinamik berupa koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan koefisien tekanan dari konfigurasi *winglet*. Spesifikasi geometri pesawat dari penelitian ini terdapat pada tabel 2.5

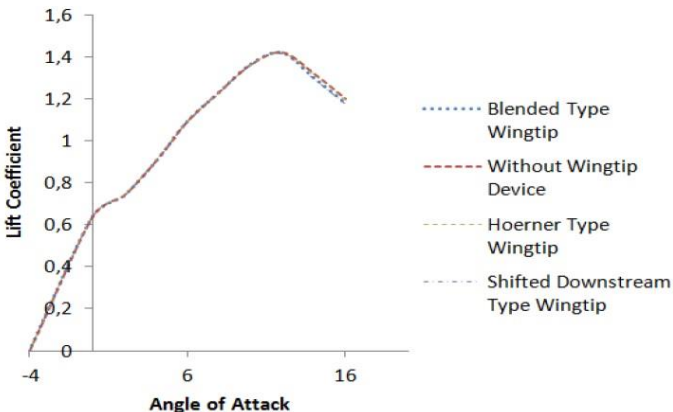
Tabel 2.3 Spesifikasi Geometri Pesawat (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)

Taper Ratio	0,45	Fuselage Width (m)	0,6
Wing Span (m)	10	Fuselage Length (m)	5,3
Aspect Ratio	12	Wing Loading (lb/ft ²)	11,97
Sweep Angle(°)	0	S _{wing with 10° flap} (ft ²)	4,24
Vertical Tail Root Chord (m)	0,74	S _{wet} (ft ²)	187,51
Vertical Tail Tip Chord (m)	0,59	S _{exp.wing} (ft ²)	34,027
Vertical Tail Span (m)	0,9	S _{exp.V.T} (ft ²)	7,17
Horizontal Tail Root Chord (m)	0,45	S _{exp.H.T} (ft ²)	3,53
Vertical Tail Tip Chord (m)	0,225	Horizontal Tail Sweep (°)	5
Wing Dihedral (°)	9	Vertical Tail Sweep (°)	20

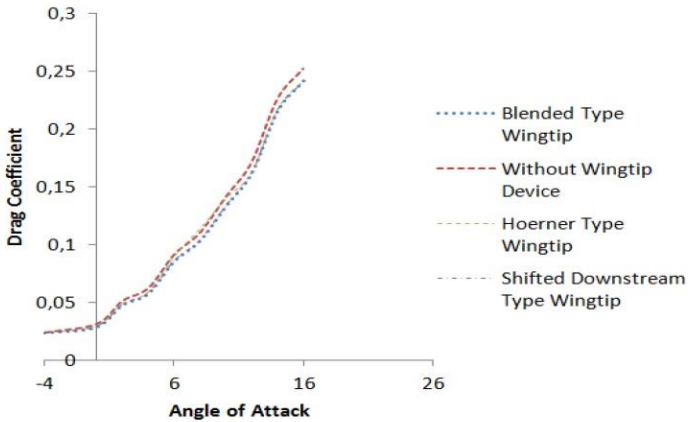


Gambar 2.16 *Baseline wing* (1), *Hoerner winglet* (2), *Shifted Downstream winglet* (3), *Blended winglet* (4) (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)

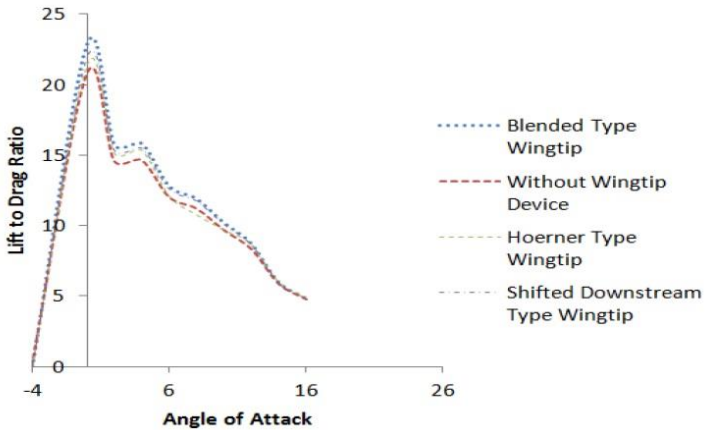
Pada perbandingan koefisien *lift*, koefisien *drag*, *lift to drag ratio* dengan *angle of attack* yang dilakukan oleh Turanoğuz & Alemdaroglu didapatkan hasil seperti gambar 2.18; gambar 2.19; gambar 2.20. Dari hasil grafik menunjukkan perbedaan antara koefisien *lift* dapat diabaikan. Namun, sedikit penurunan koefisien *drag* menyebabkan kenaikan rasio L/D di efisiensi geometri *wingtip*. Saat membandingkan hasil rasio L/D, tipe *blended winglet* mampu menunjukkan efisiensi dengan *drag* yang lebih rendah. Tipe *shifted downstream* menunjukkan di atas rata-rata kenaikan rasio. Sayangnya, tipe *hoorener winglet* peningkatan rasio tidak sebesar pada *blended* dan *shifted downstream winglet*. Oleh karena itu, *blended winglet* memiliki rasio *lift to drag* lebih tinggi dibandingkan konfigurasi yang lainnya.



Gambar 2.17 Perbandingan Koefisien *Lift* dengan *Angle of Attack* keempat konfigurasi (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)



Gambar 2.18 Perbandingan Koefisien *Drag* dengan *Angle of Attack* keempat konfigurasi (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)

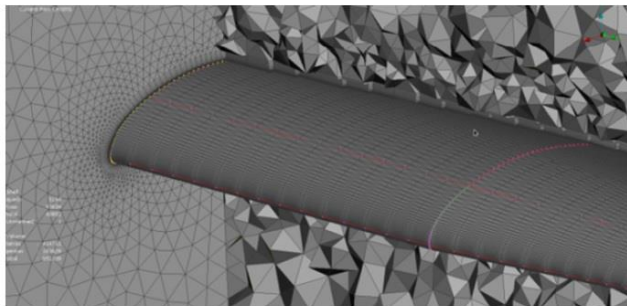


Gambar 2.19 Perbandingan *Lift to Drag Ratio* dengan *Angle of Attack* keempat konfigurasi (Turanoguz & Alemdaroglu, 2015)

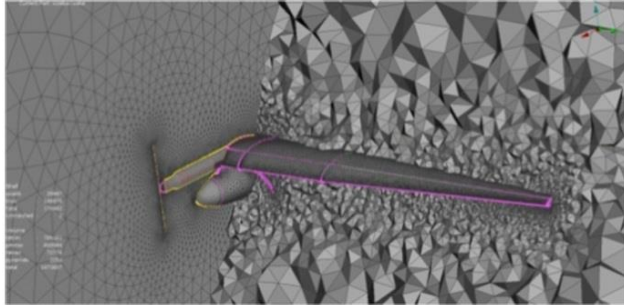
Penelitian simulasi numerik (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013) pada pesawat UAV yang memiliki spesifikasi yang inovatif, yaitu dikenal dengan nama *small size light UAV*. Oleh karena itu, setelah dilakukan *preliminary design* dilakukan analisa desain dengan CFD. Optimalisasi proses berfokus pada pemaksimalan

efisiensi aerodinamis, L/D , dengan peningkatan gaya *lift* dan penurunan gaya *drag* maka konsumsi bahan bakar menurun, daya tahan terbang meningkat, dan kinerja penerbangan meningkat. Pada penelitian ini kecepatan dijaga untuk dibawah 12 m/s, untuk memastikan video dan foto yang presisi dan berkualitas tinggi, dan landasan pacu tidak boleh melebihi 60 m.

Airfoil yang sesuai digunakan untuk penelitian ini adalah E420 yang memiliki koefisien *lift* yang tinggi. Dilakukan *meshing* pada *airfoil* yang sudah dipilih seperti pada gambar 2.21 *meshing* untuk sayap, dan 2.22 *meshing* untuk setengah *fuselage* pesawat. Untuk *mesh* yang digunakan adalah *intermediate size mesh* yang memberikan resolusi yang cukup untuk kebutuhan simulasi. Dengan menggunakan *mesh* tersebut didapatkan nilai dari y^+ yang tidak melebihi 1, atau dengan kata lain nilai $y^+ = 0,2 - 0,4$. Untuk *mesh* pada *airfoil* E420 menghasilkan sebanyak 2×10^6 elemen, sedangkan untuk *mesh full body* UAV $4,5 \times 10^6$ elemen yang digunakan untuk simetri (*half body*). Pada identifikasi pesawat UAV simetri dihasilkan nilai y^+ yang mendekati 1.

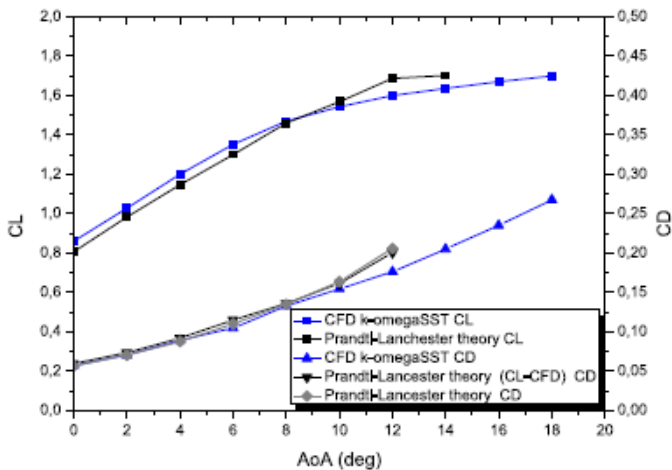


Gambar 2.20 *Mesh* permukaan *wing* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

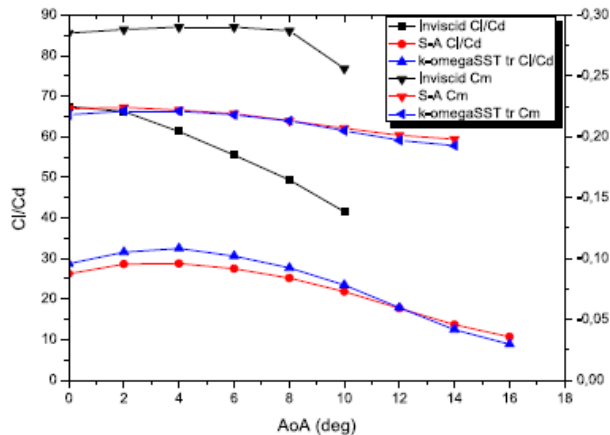


Gambar 2.21 Konfigurasi akhir *volume mesh* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Hasil perhitungan *baseline wing* ditunjukkan pada gambar 2.23 dan 2.24, data ini diperlukan untuk pengembangan dari desain akhir serta nilai referensi untuk setiap desain sayap baru. Tujuan utama dari analisa menggunakan CFD ini adalah untuk memberikan informasi tentang bidang aliran di dekat *body* pesawat. Sehingga ketika nanti dilakukan desain ulang dan optimasi terhadap pesawat, nilainya bisa efisien dan efektif.

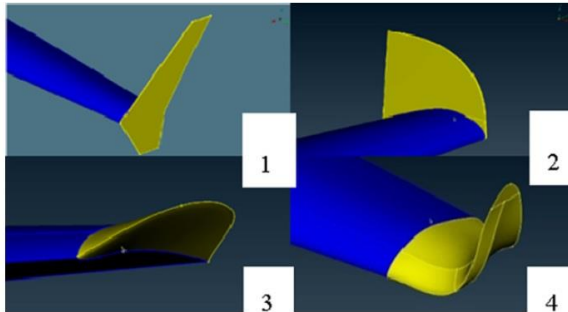


Gambar 2.22 Hasil Perbandingan C_L dan C_D pada *baseline wing* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)



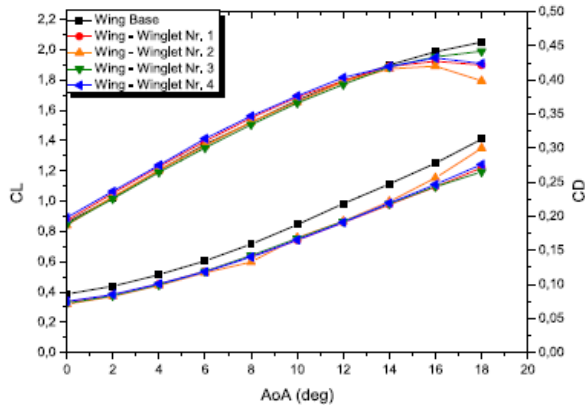
Gambar 2.23 Hasil Perbandingan C_L/C_D pada *baseline wing* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Pada daerah sayap pesawat yang memiliki panjang yang terbatas mengakibatkan adanya aliran tiga dimensi yang terjadi pada bagian *tip* sayap yang diakibatkan oleh perbedaan tekanan pada sisi bawah dan sisi atas sayap. Aliran ini mengakibatkan munculnya *vortex* atau biasa disebut *tip vortex*. *Tip vortex* mengakibatkan kerugian pada performansi pesawat yang berupa mengakibatkan menurunnya luasan efektif yang mampu menghasilkan gaya angkat dan bertambahnya koefisien *drag* pada pesawat. Sehingga untuk mengurangi hal tersebut dipasang *winglet*. Pada gambar 2.25 berikut adalah konfigurasi *winglet* yang digunakan pada penelitian kali ini.

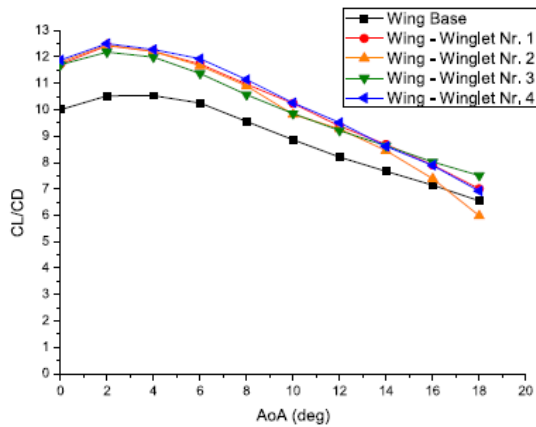


Gambar 2.24 Konfigurasi *winglet* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Dari keempat konfigurasi *winglet*, dan konfigurasi tanpa *winglet*, didapatkan hasil grafik seperti gambar 2.25 dan 2.27. Pada gambar 2.24 grafik yang ditampilkan yaitu grafik koefisien *lift* dan koefisien *drag* dengan *angle of attack* dari semua konfigurasi pesawat. Dapat dilihat bahwa yang memiliki nilai koefisien *lift* tinggi yaitu konfigurasi *winglet* nomer 4. Sedangkan, yang memiliki nilai koefisien *drag* yang rendah yaitu konfigurasi nomer 2 dan nomer 3. Pada gambar 2.27 dapat dilihat grafik L/D dari keempat konfigurasi *winglet* dan konfigurasi tanpa *winglet*. Perbandingan L/D tertinggi yaitu konfigurasi *winglet* nomer 4. Dari hasil analisa tersebut didapatkan hasil yang diinginkan yaitu koefisien *lift* yang tinggi, koefisien *drag* yang rendah, dan L/D yang tinggi. Serta dari grafik yang dihasilkan tersebut dapat disimpulkan dalam tabel 2.6 yang merupakan hasil dari konfigurasi *winglet*. Dapat disimpulkan, bahwa *winglet* nomer 4 menghasilkan desain yang paling optimal.



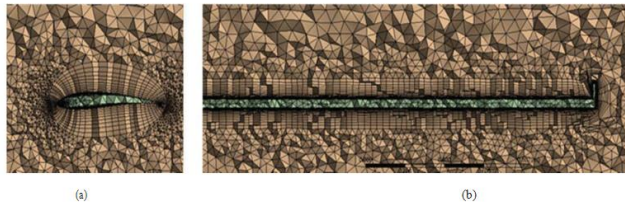
Gambar 2.25 Perbandingan C_L dan C_D sayap tanpa dan dengan *winglets* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)



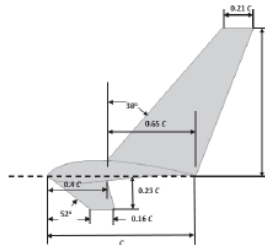
Gambar 2.26 Perbandingan C_L/C_D sayap tanpa dan dengan *winglets* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)
Tabel 2.4 Karakteristik *Winglet* (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

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

Simulasi numerik yang dilakukan (Hariyadi et al., 2018) menggunakan metode simulasi *Computational Fluid Dynamics (CFD)* untuk membuat *domain* geometri sayap pesawat dengan model *airfoil* Eppler 562 (gambar 2.28) dengan penambahan *winglet* jenis *whitcomb*. Kecepatan *freestream* yang digunakan adalah 10 m/s dan *angle of attack* dari 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 17° and 19° . *Airfoil* dengan penambahan *winglet* pada gambar 2.29. *Reynolds number* pada penelitian ini sebesar $2,3 \times 10^4$.



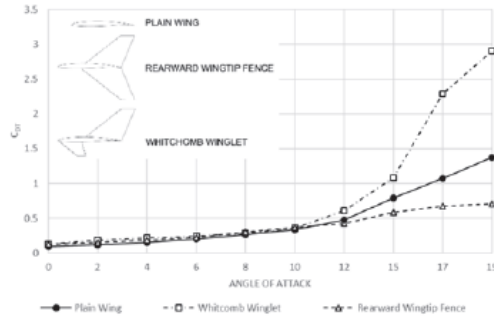
Gambar 2.27 Domain *meshing* (a) *meshing cross section* $x=1$ dan (b) *meshing cross section at 20% chord* (Hariyadi et al., 2018)



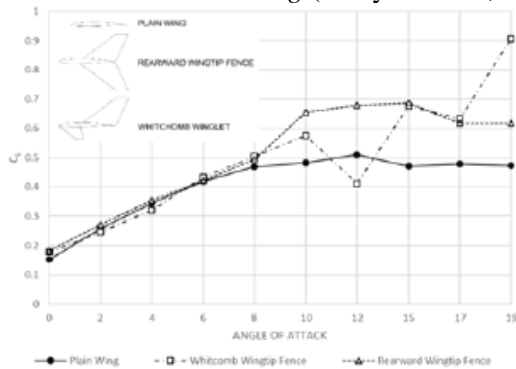
Gambar 2.28 Geometri *whitcomb winglet* (Hariyadi et al., 2018)

Pada penelitian ini diketahui bahwa perbedaan tekanan antara permukaan bawah dan atas sayap pesawat menyebabkan kecenderungan udara untuk menuju pada sekitar ujung sayap pesawat yang mengurangi daya angkat yang ada dan membentuk pusaran (*vortex*) yang terbentuk di sekitar ujung sayap pesawat. Hal ini menyebabkan *lift vector* bergerak menjauh dari arah yang diinginkan, munculnya hambatan. Dengan penambahan *winglet* pada sayap, pada *whitcomb winglet* menambahkan koefisien *drag*

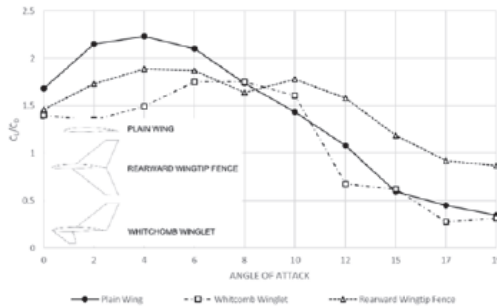
dibandingkan dengan *plain wing* (gambar 2.30). Pada gambar 2.31, terlihat bahwa koefisien *lift* meningkat dengan penambahan *winglet*. Pada gambar 2.32, ditunjukkan perbandingan rasio *lift to drag* pada sayap dengan *winglet* dan tanpa *winglet*. Dengan menggunakan *winglet*, kekuatan pusaran (*vortex*) dan hambatan yang diinduksi dapat dikurangi. Jika *winglet* bisa berfungsi dengan efektif maka bisa menahan *tip vortex*.



Gambar 2.29 Koefisien *drag* (Hariyadi et al., 2018)

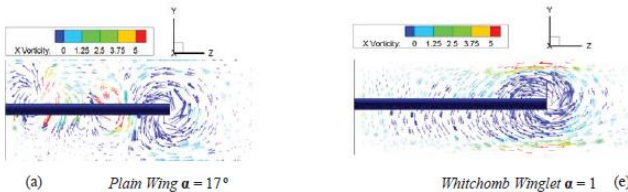


Gambar 2.30 Koefisien *lift* (Hariyadi et al., 2018)



Gambar 2.31 Rasio *Lift to Drag* (Hariyadi et al., 2018)

Pada gambar 2.33 ditunjukkan area *trailing vortex* yang diperoleh dari kontur *vorticity vector* pada *airfoil Eppler 562* dengan *winglet whitcomb* dan tanpa *winglet* pada sudut *angle off attack* 17°. Dapat dilihat bahwa pada lokasi $x = 1C$, *airfoil* dengan *winglet* memiliki *vorticity vector* yang lebih besar jika dilihat dari konsentrasi kontur dan juga bentuk *trailing vortex* yang terjadi. Namun, bila dibandingkan dengan sayap polos, konsentrasi kontur dengan *winglet* lebih kecil. Hal ini dibuktikan dengan warna kontur *airfoil* warna biru dengan *winglet* dengan sedikit warna kuning dan merah yang menunjukkan konsentrasi kontur yang lebih kecil jika dibandingkan dengan sayap polos yang memiliki warna biru muda dan ada pertemuan *trailing vortex* di rentang area bawah

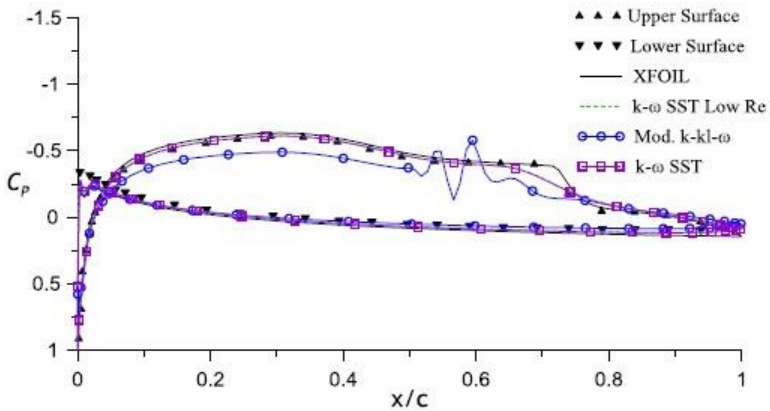


Gambar 2.32 *Vorticity vector* pada *airfoil* tanpa dan dengan *winglet* (Hariyadi et al., 2018)

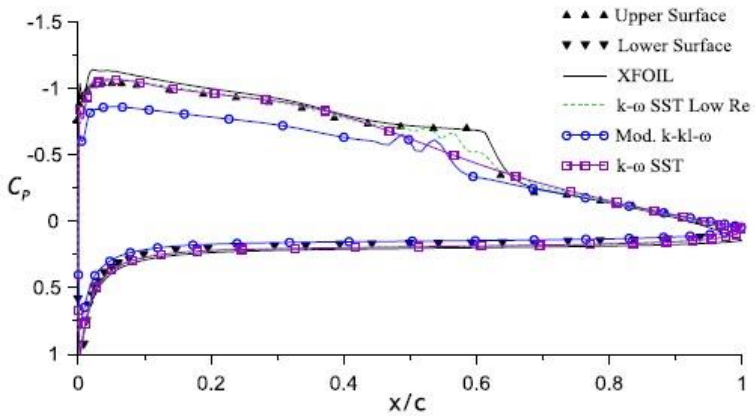
X-foil menggunakan metode *high order panel* dan *fully coupled viscous/inviscid interaction* untuk mengevaluasi hambatan, transisi, dan terpisarnya *boundary layer*. X-foil digunakan secara luas pada industri pesawat terbang, dan secara umum merupakan perangkat yang dapat diandalkan. Akan tetapi x-

foil memiliki tampilan *interface* perangkat lunak yang buruk jika dibandingkan dengan beberapa program lain. Hal ini karena tampilan *x-foil* masih menggunakan *interface* MS-DOS. (Snorri Gudmundsson, 2013).

Penelitian tentang *xfoil* untuk memprediksi kinerja *airfoil* pada *high lift low Reynolds number* dilakukan oleh (Morgado et al., 2016). Penelitian ini melakukan pengukuran karakteristik aerodinamik pada *airfoil* E387 dengan *wind tunnel* dan membandingkan hasilnya dengan hasil simulasi numerik seperti ditunjukkan pada gambar 2.33. (Morgado et al., 2016) menyimpulkan *xfoil* merupakan perangkat lunak yang baik untuk desain dan analisa *airfoil*. *Xfoil* dapat menyediakan akurasi yang cukup untuk tahap konseptual desain dari *propeller*, yang paling penting adalah perhitungan transisi dengan penyelesaian Navier-Stokes tidak hanya untuk perhitungan aliran *steady state* dua dimensi, tetapi juga kasus tiga dimensi atau pun permasalahan *unsteady state*.



(a)



(b)

Gambar 2.33 Perbandingan distribusi tekanan pada *airfoil* E387 untuk $Re = 2 \times 10^5$ untuk (a) $\alpha = 0^\circ$ (b) $\alpha = 4^\circ$ (Morgado et al., 2016)

BAB 3 METODOLOGI

Penelitian ini dilakukan secara numerik menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics (CFD)*, dengan *software Autodesk Inventor 2019* dalam proses perancangan geometri, *Gambit 2.4* dalam proses *meshing*. *Software Ansys Fluent 19.1* dalam proses analisa, serta *x-foil* dalam proses pengambilan data validasi. Secara umum ada tiga tahapan utama yang perlu dilakukan dalam metode numerik, antara lain: *Pre-processing*, *processing*, dan *post-processing*.

3.1 Tahap *Pre-processing*

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

3.1.1 Geometri Benda Uji

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

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

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	<i>Root chord length</i>	195 mm
2.	<i>Tip chord length</i>	140 mm
3.	<i>Span</i>	540 mm
4.	<i>Horizontal stabilizer length</i>	150,3 mm
5.	<i>Vertical stabilizer length (rudder)</i>	120 mm
6.	Panjang total pesawat	1100 mm

Tabel 3.2 Spesifikasi Desain *Baseline* Pesawat

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Tipe <i>airfoil</i>	August 160
2.	<i>Root chord length</i> (C_r)	189 mm
3.	<i>Tip chord line length</i> (C_t)	136 mm
4.	<i>Span</i> (S)	518 mm
5.	<i>Aspect Ratio</i> (AR)	2,8
6.	<i>Wing Area</i>	96.855 mm ²
7.	<i>Swept Angle</i> (Λ)	2,78°
8.	Panjang total pesawat (L)	1000 mm
9.	<i>Horizontal stabilizer length</i>	150 mm
10.	<i>Vertical stabilizer length</i> (<i>rudder</i>)	139 mm

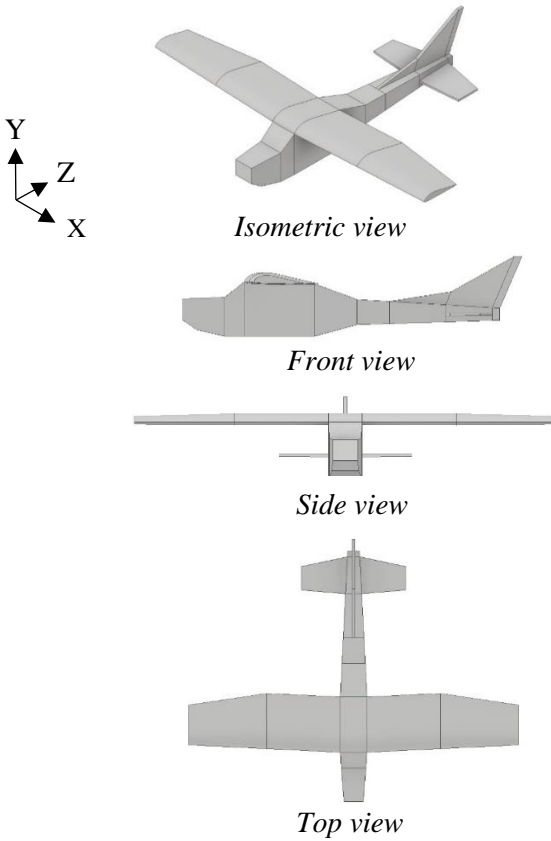
Tabel 3.3 Spesifikasi Desain *Winglet*

No.	Deskripsi	Dimensi
1.	Tipe <i>winglet</i>	<i>Trapezoidal winglet</i>
2.	Ketebalan	4 mm
3.	Tinggi (h)	77,7 mm
4.	<i>Cant angle</i> (φ)	90°
5.	<i>Angle of attack</i> (α)	4°, 8°, 12°, 16°

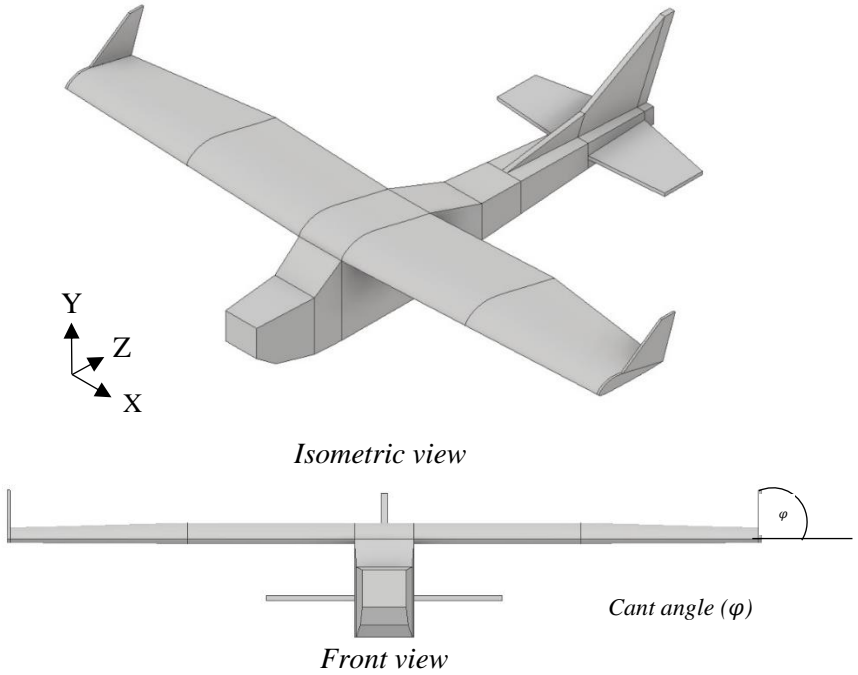
Geometri *prototype* pesawat *Cessna 182* ditampilkan pada gambar 3.1, desain geometri *prototype baseline* pesawat ditampilkan pada gambar 3.2, geometri pesawat dengan penambahan *winglet* pada gambar 3.3, dan geometri *winglet* pada gambar 3.4. Pada gambar 3.5 pemodelan *meshing* pada *baseline* pesawat, sedangkan gambar 3.6 pemodelan *meshing* pada pesawat dengan penambahan *winglet*. Dimensi *wind tunnel* simulasi, dimensi pemodelan dan kondisi latar ditampilkan pada gambar 3.7.



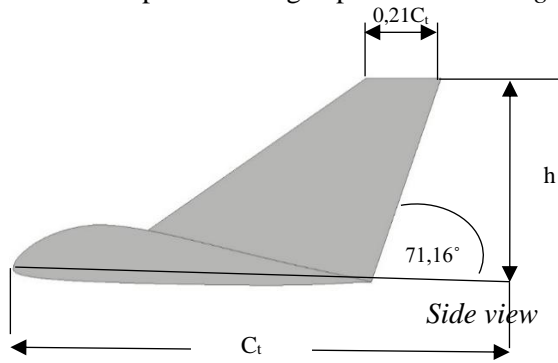
Gambar 3.1 Pesawat tanpa awak jenis *Cessna 182*



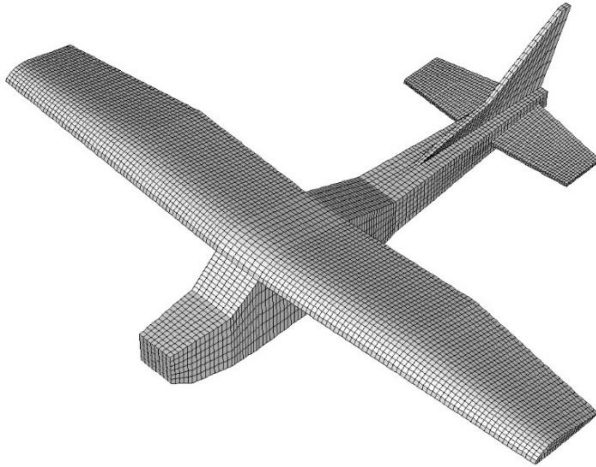
Gambar 3.2 Geometri *baseline* pesawat tanpa awak *Cessna 182*



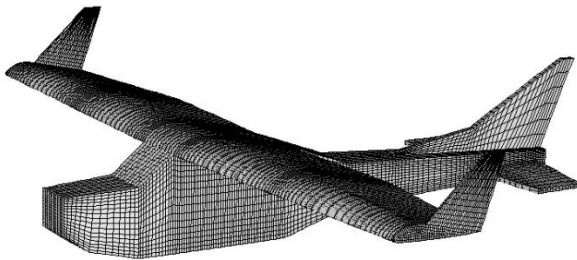
Gambar 3.3 Geometri pesawat dengan penambahan *winglet*



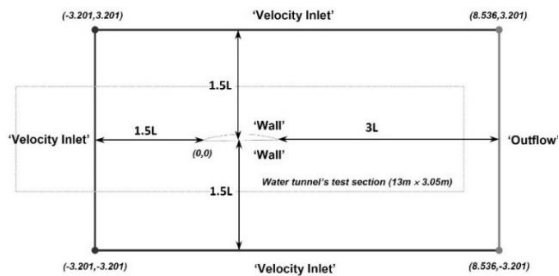
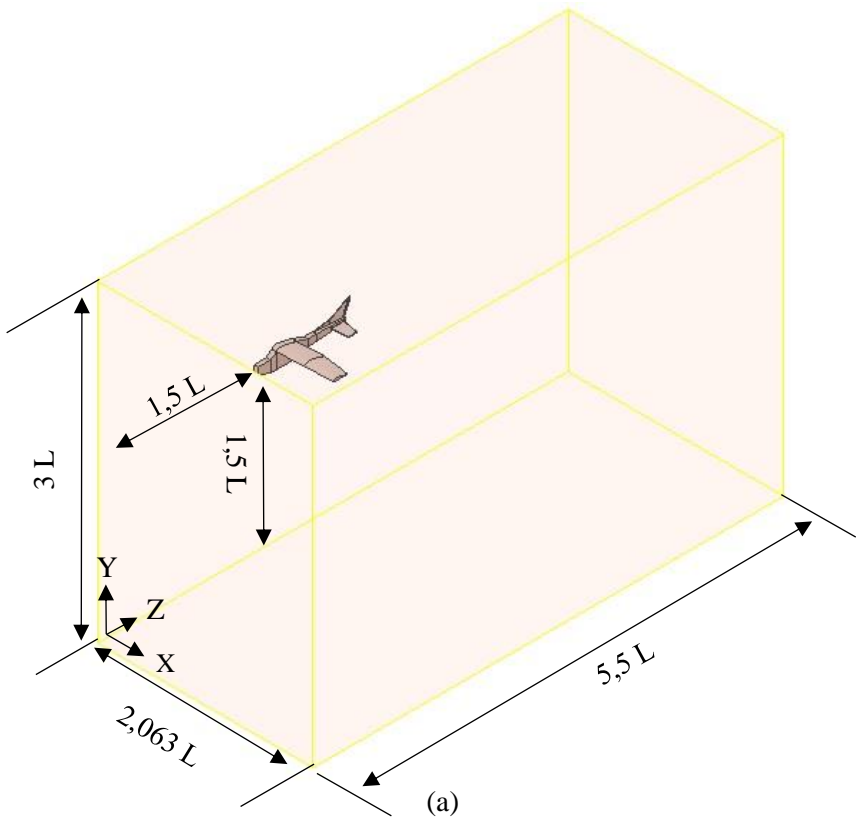
Gambar 3.4 Geometri *winglet*



Gambar 3.5 Pemodelan *meshing* pada pesawat *baseline*



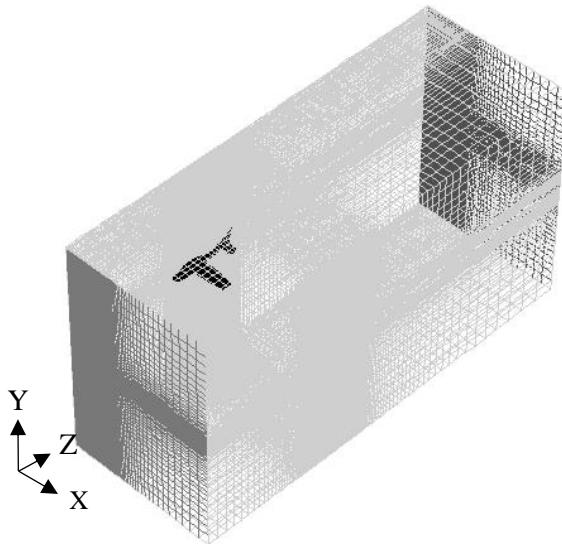
Gambar 3.6 Pemodelan *meshing* pada pesawat *winglet*



Gambar 3.7 Dimensi *wind tunnel* simulasi (a), dimensi pemodelan dan kondisi latar (b) (Mulvany et al., 2004)

3.1.2 Meshing

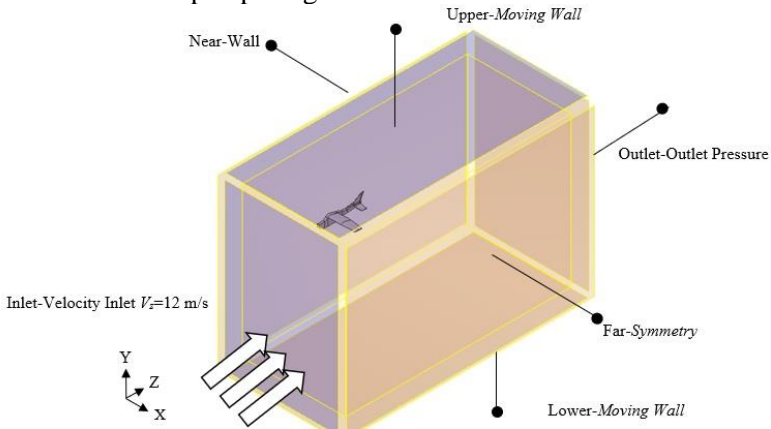
Pada simulasi numerik ini menggunakan *hexahedral map mesh*. *Meshing* atau disebut juga sebagai diskritisasi merupakan pembagian daerah pada model benda uji menjadi elemen yang lebih kecil. Elemen tersebut terdiri atas nodal yang dibuat pada model benda uji sebagai batas struktur. Elemen tersebut berisi persamaan yang nantinya akan diselesaikan secara numerik. Proses *meshing* dilakukan dari mulai *meshing* garis kemudian *face* lalu volume. Jumlah *meshing* yang terlalu banyak membutuhkan waktu yang lebih lama untuk diselesaikan, tetapi hasil yang didapat lebih akurat dan mudah konvergen. Sedangkan *meshing* yang renggang akan menyebabkan hasil yang didapat kurang akurat dan akan sulit konvergen. Struktur *mesh* dibuat lebih rapat dekat dinding *airfoil* seperti pada gambar 3.8.



Gambar 3.8 *Meshing* simulasi menggunakan Gambit 2.4

3.1.3 *Boundary Condition*

Kondisi batas *inlet* adalah *velocity inlet* dengan kecepatan 12 m/s searah dengan sumbu z negatif. Kondisi batas *outlet* adalah *pressure outlet*. *Upper surface*, *lower surface* adalah *moving wall*. *Near wall*, *far surface* adalah *symmetry*. *Fuselage*, *wing*, *rudder* dan *winglet* adalah *wall*. Berikut adalah dimensi dan *boundary condition* dari hasil geometri desain. Visualisasi pemodelan dan kondisi latar tampak pada gambar 3.9



Gambar 3.9 Pemodelan dan kondisi latar

3.2 Tahap *Processing*

Hasil domain yang telah dibuat kemudian diekspor ke *software Ansys Fluent 18.1* untuk dilakukan *solver*. Tahapan *processing* adalah sebagai berikut: penentuan material, *operating conditions*, *turbulence model*, *boundary conditions*, *solution*, *initialize*, *reference value*, *monitor residual*, *comparison*, dan *grid independency*. Tahapan *processing* yang dilakukan seperti tabel 3.4 berikut ini.

Tabel 3.4 Tahap *Processing*

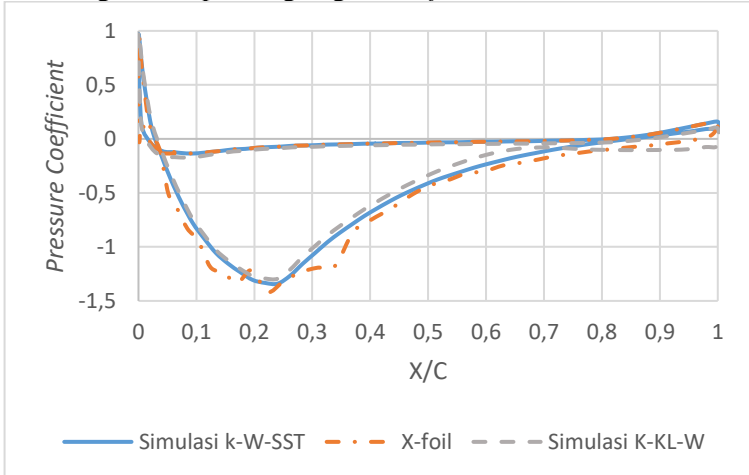
Tahapan <i>Processing</i>	Nilai/ Keterangan
<i>Material</i>	
Densitas (ρ)	$(\rho) = 1,225\text{kg/m}^3$
Viskositas (μ)	$1,7894 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$
<i>Turbulence Viscous Model</i>	<i>k-w Shear Stress Transport (SST)</i>
<i>Boundary Conditions</i>	
<i>Velocity inlet</i>	$V_x = -V \cos \alpha$
	$V_y = V \sin \alpha$
<i>Pressure outlet</i>	0 Pa
<i>Solution</i>	
<i>Pressure</i>	<i>second-order</i>
<i>Momentum</i>	<i>second-order upwind</i>
<i>Turbulent kinetic energy</i>	
<i>Specific Disipation Rate</i>	
<i>Reference value</i>	<i>Wing area</i>
<i>Monitor Residual</i>	10^{-5}

3.2.1 Validasi

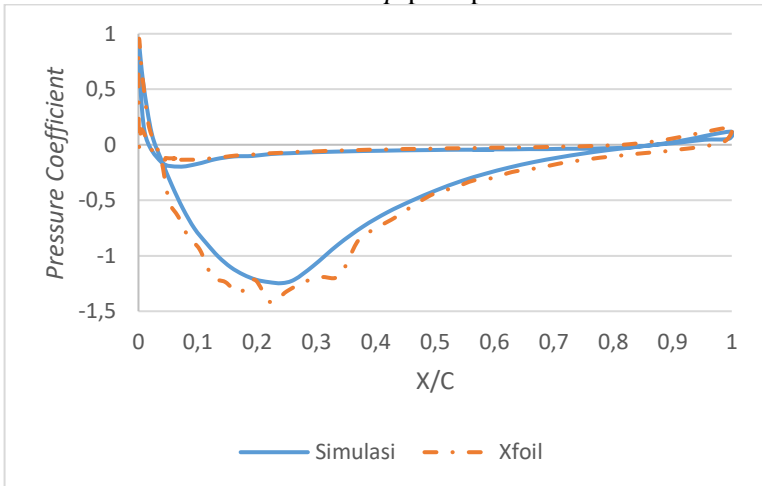
Tahap validasi merupakan tahap pengujian kebenaran prosedur simulasi dengan metode perbandingan data hasil simulasi terhadap penelitian sebelumnya. Validasi dilakukan untuk mengkonfirmasi bahwa simulasi yang dilakukan dapat menggambarkan keadaan yang sebenarnya. Validasi pada penelitian ini dilakukan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

Grafik validasi C_p pada variasi $\alpha = 0^\circ$ pada pesawat *baseline* dan pesawat *winglet* terdapat pada gambar 3.10 dan gambar 3.11. Pada pesawat *baseline* dilakukan validasi C_p pada

kedua model simulasi, *viscous k- ω SST* dengan k-kl. Grafik dari kedua hasil simulasi mempunyai *trendline* yang mirip dan cenderung berhimpit dengan grafik *x-foil*.



Gambar 3.10 Grafik validasi C_p pada pesawat *baseline* $\alpha = 0^\circ$



Gambar 3.11 Grafik validasi C_p pada pesawat penambahan *winglet* $\alpha = 0^\circ$

3.2.2 *Grid Independency*

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

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

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

Keterangan:

N_b = nilai baru

N_l = nilai lama

Pada tabel 3.5 ditampilkan analisis *grid independency* model *baseline* pesawat. Jenis *meshing* yang dipilih adalah *Mesh D*.

Tabel 3.5 Analisis *Grid Independency* Model Pesawat *Baseline*

No	Nama	Jumlah <i>cell</i>	Nilai C_L	Y+	<i>Error</i> (%)
1	<i>Mesh A</i>	1272719	0,387	227,604	1,228
2	<i>Mesh B</i>	1682930	0,378	125,973	1,052
3	<i>Mesh C</i>	1730180	0,380	127,076	0,636
4	<i>Mesh D</i>	1841144	0,382	127,387	0,000
5	<i>Mesh E</i>	1944579	0,382	127,448	0,190
6	<i>Mesh F</i>	2007217	0,379	121,041	0,742

Pada pesawat dengan penambahan *winglet* dilakukan *grid independency test* sama seperti pada pesawat *baseline*. *Grid*

independency test ditunjukkan pada tabel 3.6. Tabel 3.6 memperlihatkan *grid* E merupakan *meshing* yang paling optimal karena dengan bertambahnya jumlah *cell* nilai C_L semakin menunjukkan error yang kecil yaitu 0,128%. Simulasi pesawat dengan *winglet* menggunakan *mesh* E dengan jumlah *cells* 2838449.

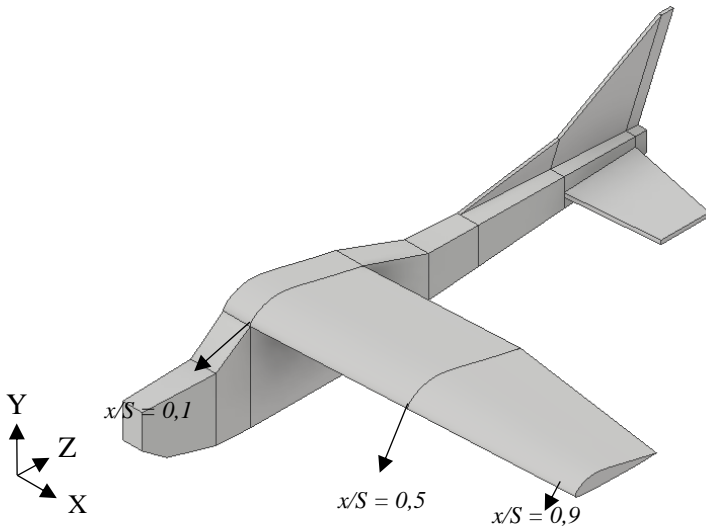
Tabel 3.6 Analisis *Grid Independency* Model Pesawat *Winglet*

No	Nama	Jumlah cell	Nilai C_L	Y+	Error (%)
1	Mesh A	1808684	0,415	127,076	-
2	Mesh B	1995914	0,439	127,387	5,771
3	Mesh C	2276759	0,424	121,041	3,428
4	Mesh D	2557604	0,419	82,698	1,205
5	Mesh E	2838449	0,419	78,921	0,108

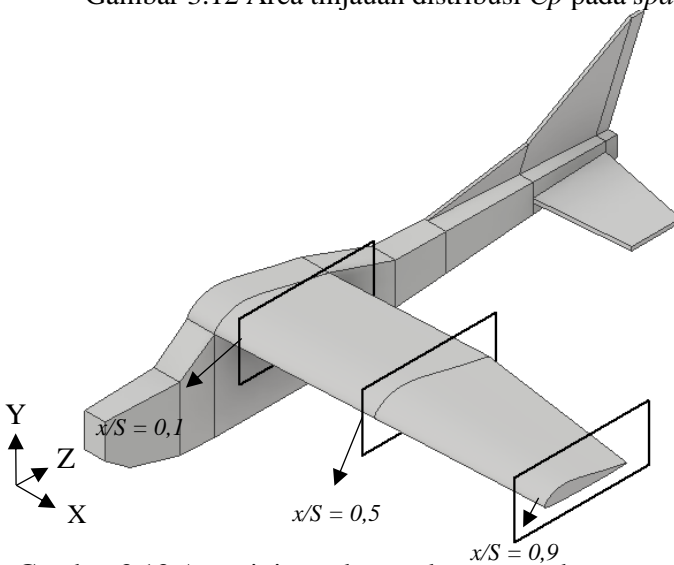
3.3 Tahap *Post-processing*

Pengambilan data nilai C_p dilakukan pada bidang yz pada jarak $x/S = 0$; $x/S = 0,5$ dan $x/S = 0,9$. Gambar 3.12 menunjukkan letak distribusi C_p pada *span*. Tujuan pengambilan data koefisien tekanan untuk melihat bagaimana perbedaan dan distribusi koefisien tekanan sepanjang *span* terutama daerah dekat *tip*. Penampilan kontur kecepatan dan *streamline* hanya di area *midspan* dan $x/S = 0,9$ pada simulasi tanpa *winglet* dan simulasi menggunakan *trapezoidal winglet* dengan *angle of attack* 4° , 8° , 12° , 16° . Gambar 3.13 menunjukkan letak tinjauan kontur kecepatan dan *streamline* disekitar *airfoil*.

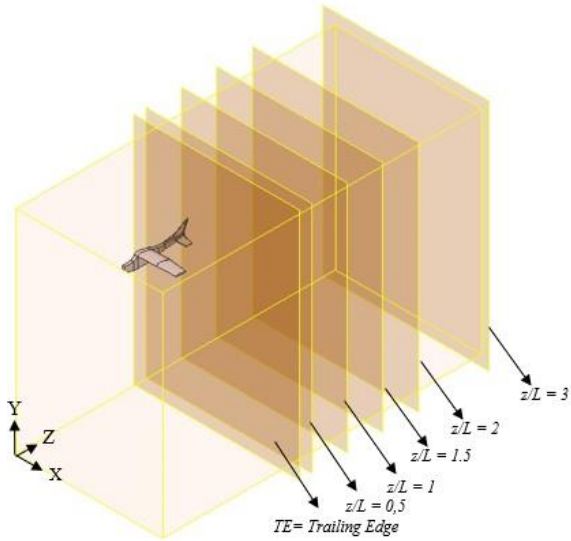
Pada penelitian ini akan ditampilkan fenomena *tip vortex* pada pesawat tanpa penambahan *winglet* (pesawat *baseline*) dan pesawat dengan penambahan *trapezoidal winglet* dengan *angle of attack* 4° , 8° , 12° , 16° . Gambar 3.14 menunjukkan letak tinjauan fenomena *tip vortex* pada bidang xy pada jarak *trailing edge*, $z/L = 0,5$, $z/L = 1$, dan $z/L = 1.5$.



Gambar 3.12 Area tinjauan distribusi C_p pada *span*



Gambar 3.13 Area tinjauan kontur kecepatan dan *streamline* di sekitar *airfoil* bidang yz



Gambar 3.14 Tinjauan fenomena aliran pada bidang xy

BAB 4

HASIL DAN PEMBAHASAN

Di dalam bab ini akan dibahas mengenai data hasil simulasi numerik pengaruh *trapezoidal winglet* dengan tinggi *winglet* terhadap $span$ (h/S) = 0,2 dengan *angle of attack* 0° , 4° , 8° , 12° dan 16° terhadap karakteristik aliran fluida. Model *airfoil* yang digunakan adalah August 160, yang disimulasikan pada bilangan *Reynolds* yang didapatkan sebesar $1,54 \times 10^5$ didasarkan panjang *chord* terhadap *midspan*.

Data yang didapatkan dari simulasi menggunakan *software* Fluent akan dibahas dan ditampilkan secara kuantitatif dan kualitatif. Pembahasan secara kuantitatif dengan menampilkan koefisien *lift*, koefisien *drag*, serta *pressure coefficient*. Sedangkan pembahasan kualitatif dengan visualisasi aliran di sekitar *airfoil* yang menampilkan kontur tekanan, *velocity pathline*, *tip vortex* dan *trailing vortex*.

4.1 Koefisien tekanan (C_p) sepanjang *span*

Koefisien tekanan (C_p) pada simulasi diambil pada $x/S = 0,1; 0,5; 0,9$. Tujuan pengambilan data C_p untuk melihat bagaimana perbedaan dan distribusi koefisien tekanan sepanjang *span*. 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*.

4.1.1 Perbandingan koefisien tekanan (C_p) antara model pesawat dengan dan tanpa *winglet*

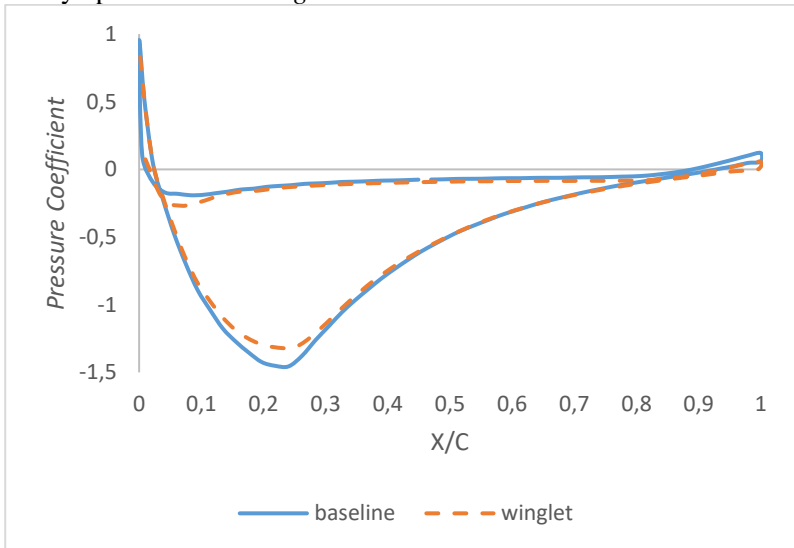
Distribusi C_p yang diperoleh pada pesawat *baseline* dan pesawat *winglet* dengan pengaruh penambahan *winglet* ditunjukkan pada Gambar 4.1. Pengambilan data distribusi C_p dilakukan pada sudut serang 0° . Diambil distribusi pada C_p $x/S=0,1; 0,5; 0,9$.

Pada gambar 4.1 (a) dimana diambil data C_p pada $x/S = 0,1$. Dapat dilihat area grafik C_p *upper surface* pada penambahan *winglet* lebih kecil daripada tanpa *winglet*. Dan pada *lower surface* *trendline* dari kedua garis cenderung berhimpit.

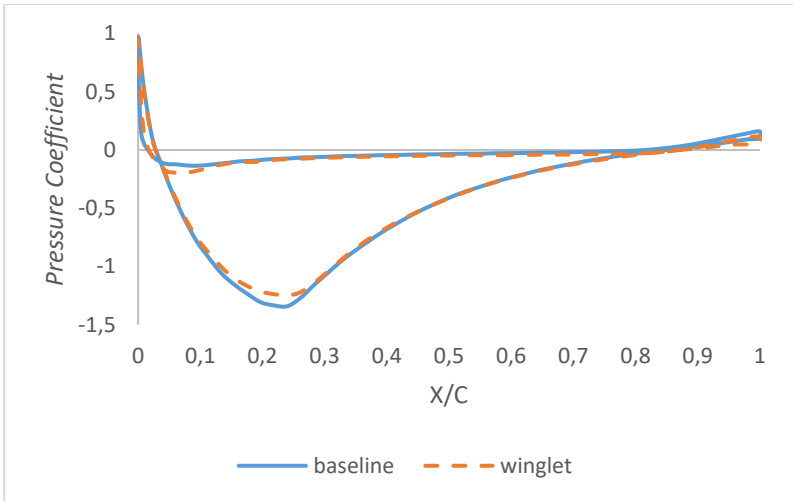
Pada gambar 4.1 (b) dimana diambil data C_p pada $x/S = 0,5$. Dapat dilihat area grafik C_p *upper surface* pada penambahan *winglet* lebih kecil daripada tanpa *winglet*. Dan pada *lower surface trendline* dari kedua garis cenderung berhimpit.

Pada gambar 4.1 (c) dimana diambil data C_p pada $x/S = 0,9$. Dapat dilihat area grafik C_p *upper surface* pada penambahan *winglet* lebih besar daripada tanpa *winglet*. Dan pada *lower surface trendline* dari kedua garis cenderung berhimpit.

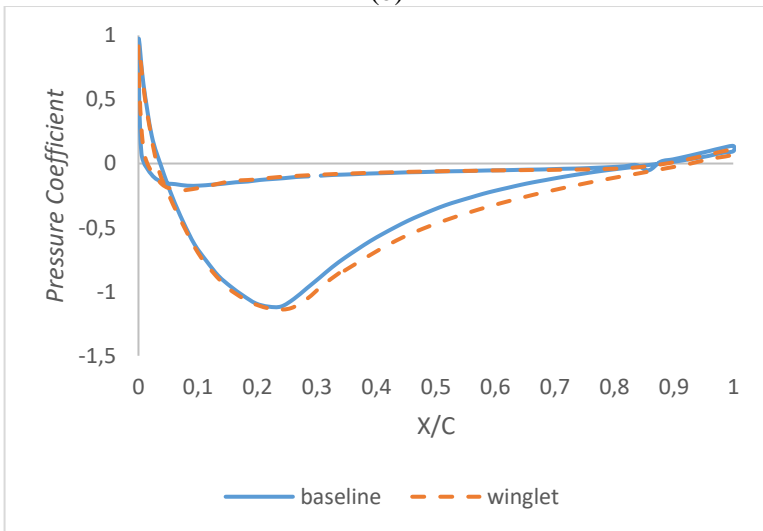
Dari ketiga grafik distribusi C_p dengan masing-masing $x/S = 0,1; 0,5; 0,9$ menunjukkan hasil C_p yang cenderung berhimpit. Kondisi ini menunjukkan bahwa fenomena aliran pada sudut serang 0° tidak mengalami perubahan C_p yang signifikan dengan adanya penambahan *winglet*.



(a)



(b)



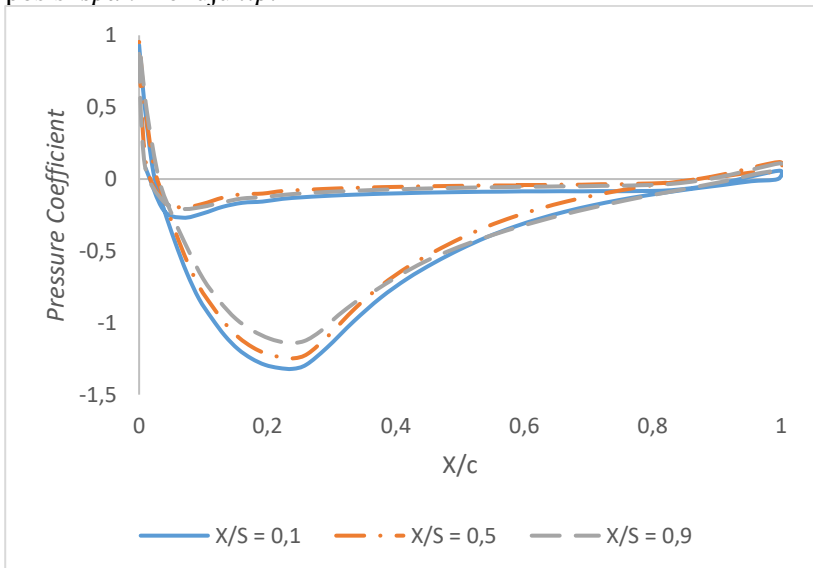
(c)

Gambar 4.1 Grafik C_p antara model pesawat *baseline* dan *winglet* angle of attack 0 pada (a) $x/S=0,1$; (b) $x/S=0,5$; (c) $x/S=0,9$

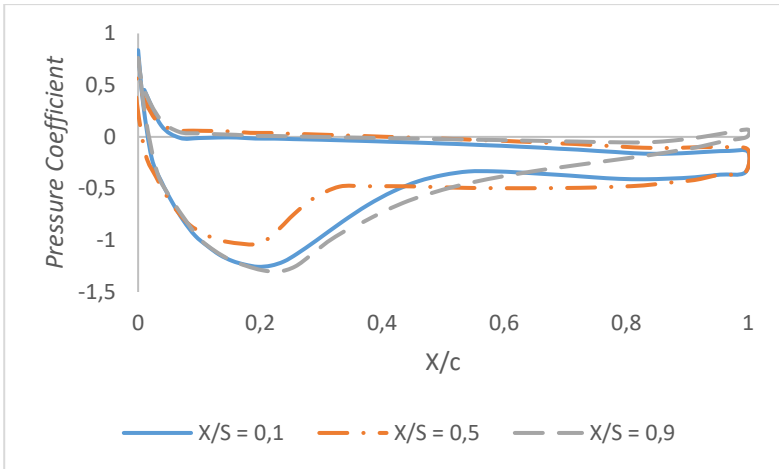
4.1.2 Koefisien tekanan (C_p) pesawat dengan *winglet* dengan pengaruh letak *span*

Distribusi C_p yang diperoleh pada pesawat dengan penambahan *winglet* sepanjang *span* ditunjukkan pada Gambar 4.2. Diambil distribusi pada C_p $x/S=0,1; 0,5; 0,9$. Pengambilan data distribusi C_p dilakukan pada sudut serang $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$.

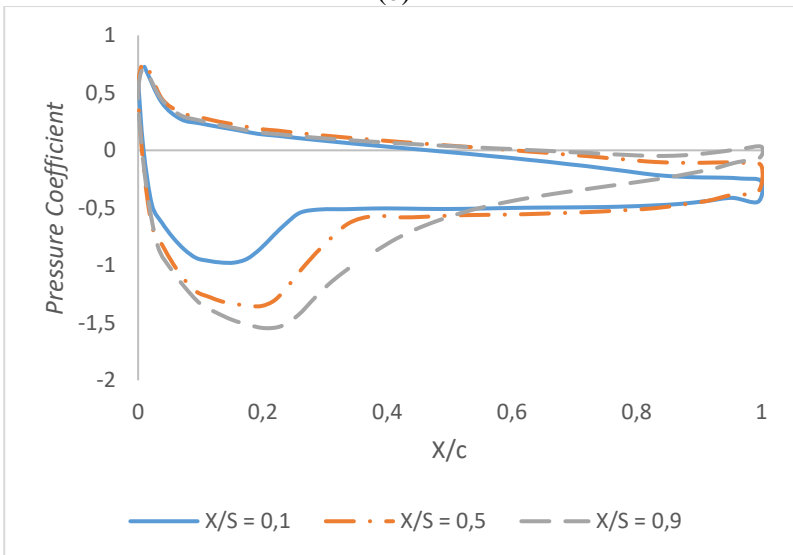
Dari kelima grafik distribusi C_p dengan area pengambilan C_p $x/S=0,1; 0,5; 0,9$. Menunjukkan hasil C_p pada $\alpha = 0^\circ$ berhimpit pada *lower surface*, sedangkan pada *upper surface* luasan koefisien tekanan lebih rendah semakin menuju *tip*. Pada variasi $\alpha = 4^\circ$ pada $x/S=0,9$ memiliki luasan koefisien tekanan pada *uper surface* lebih tinggi dari $x/S=0,1$, tetapi pada $x/S=0,5$ luasan koefisien tekanan *upper surface* lebih rendah dibandingkan dengan $x/S=0,5$ pada rentang $x/C = 0,2$ hingga $0,4$. Pada $\alpha = 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ C_p *upper surface* memiliki luasan yang meningkat dengan bertambahnya posisi *span* menuju *tip*.



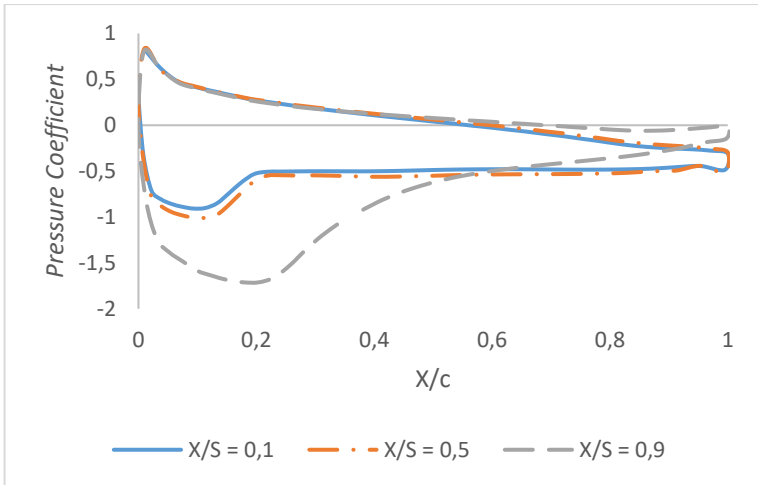
(a)



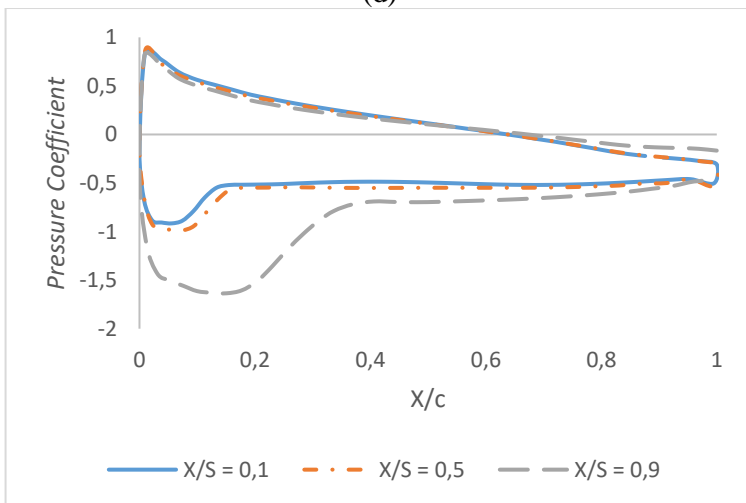
(b)



(c)



(d)



(e)

Gambar 4.2 Grafik C_p pesawat dengan *winglet* dengan $x/S=0,1$; $0,5$; dan $0,9$ pada (a) $\alpha = 0^\circ$, (b) $\alpha = 4^\circ$, (c) $\alpha = 8^\circ$, (d) $\alpha = 12^\circ$, (e) $\alpha=16^\circ$

4.1.3 Koefisien tekanan (C_p) pesawat *winglet* dengan pengaruh *angle of attack*

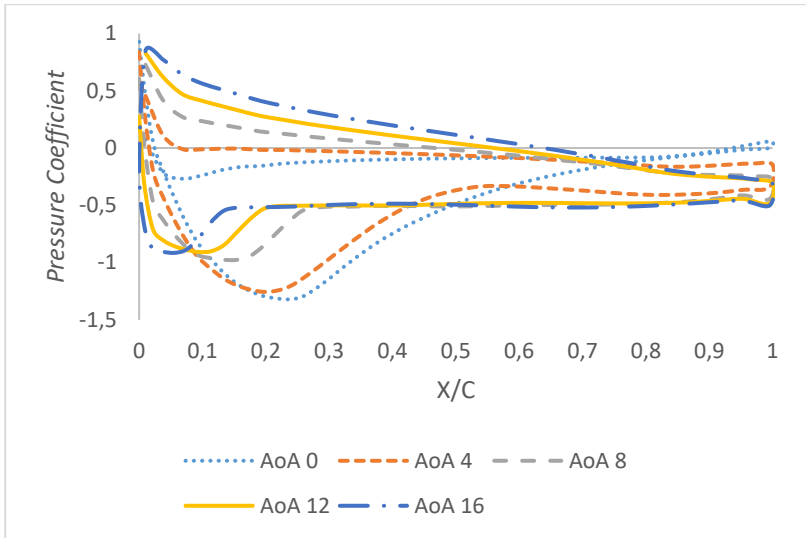
Gambar 4.3 menunjukkan distribusi C_p pada pesawat *winglet* dengan pengaruh *angle of attack*. Dengan masing-masing posisi $x/S=0,1; 0,5; 0,9$. Pengambilan data distribusi C_p dilakukan pada sudut serang $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$.

Pada $x/S = 0,1$ yang memiliki luasan C_p *upper surface* tertinggi yaitu $\alpha = 0^\circ$ lalu semakin tinggi α semakin rendah luasan C_p pada *upper surface*, sebaliknya pada *lower surface*. Dimana semakin tinggi α semakin tinggi luasan C_p pada *lower surface*.

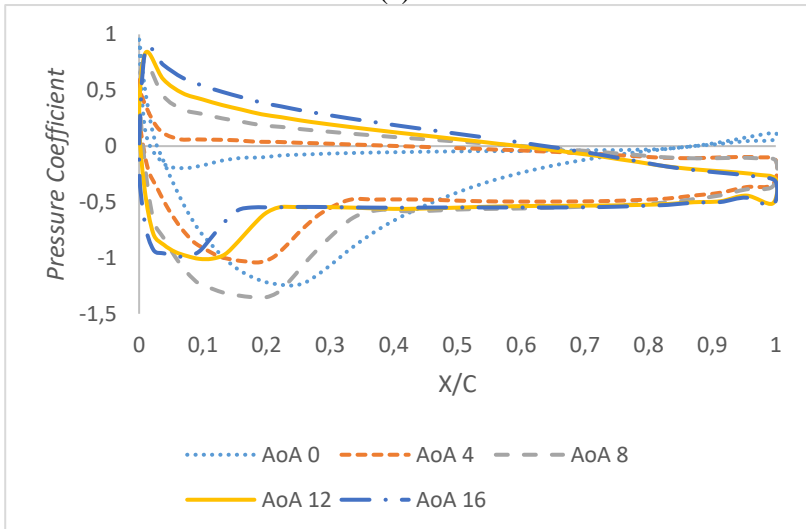
Pada $x/S = 0,5$ yang memiliki luasan C_p *upper surface* tertinggi yaitu $\alpha = 8^\circ$. Selain $\alpha = 8^\circ$, semakin tinggi α semakin rendah luasan C_p pada *upper surface*, sebaliknya pada *lower surface*. Dimana semakin tinggi α semakin tinggi luasan C_p pada *lower surface*.

Pada $x/S = 0,9$ yang memiliki luasan C_p *upper surface* tertinggi yaitu $\alpha = 12^\circ$. Selain $\alpha = 12^\circ$, semakin tinggi α semakin tinggi luasan C_p pada *upper surface*, pada *lower surface* semakin tinggi α semakin tinggi luasan C_p .

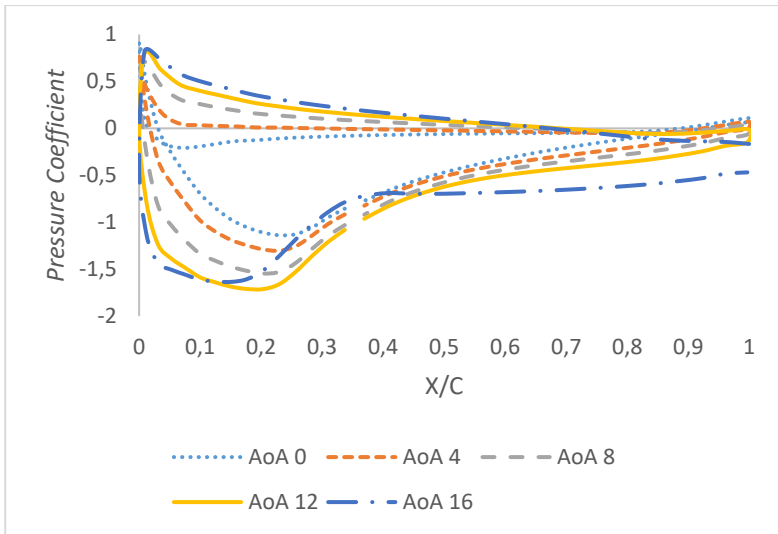
Dari ketiga grafik distribusi C_p menunjukkan hasil C_p memiliki luasan yang meningkat seiring bertambahnya nilai *angle of attack*. Baik pada *lower surface* ataupun *upper surface*.



(a)



(b)



(c)

Gambar 4.3 Grafik C_p pesawat dengan *winglet* dengan $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ pada (a) $x/S=0,1$; (b) $0,5$; (c) dan $0,9$

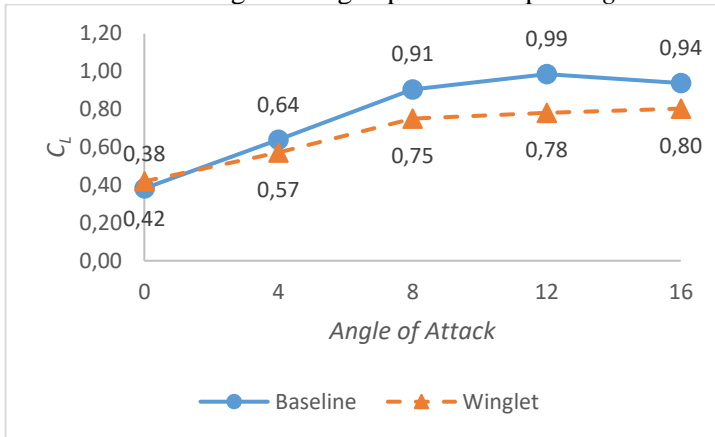
4.2 Performa Aerodinamika

4.2.1 Koefisien Lift

Gambar 4.4 menunjukkan nilai koefisien lift pada $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ dari pesawat *baseline* dan pesawat dengan penambahan *winglet*. Dari grafik ditunjukkan pada pesawat dengan penambahan *winglet* seiring bertambahnya α maka nilai C_L juga meningkat dan belum terjadi *stall* pada $\alpha = 16^\circ$. Sedangkan pada pesawat *baseline* seiring bertambahnya nilai α maka nilai C_L juga meningkat hingga $\alpha = 12^\circ$ kemudian nilai C_L menurun. Hal ini dikarenakan terjadinya *stall*. Keadaan *stall* bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*.

Dengan penambahan *winglet* nilai C_L lebih tinggi daripada nilai C_L pada pesawat tanpa *winglet* pada $\alpha = 0^\circ$. Pada $\alpha = 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ nilai C_L pada pesawat dengan penambahan *winglet* lebih rendah daripada nilai C_L pada pesawat tanpa *winglet*. Hal ini bisa

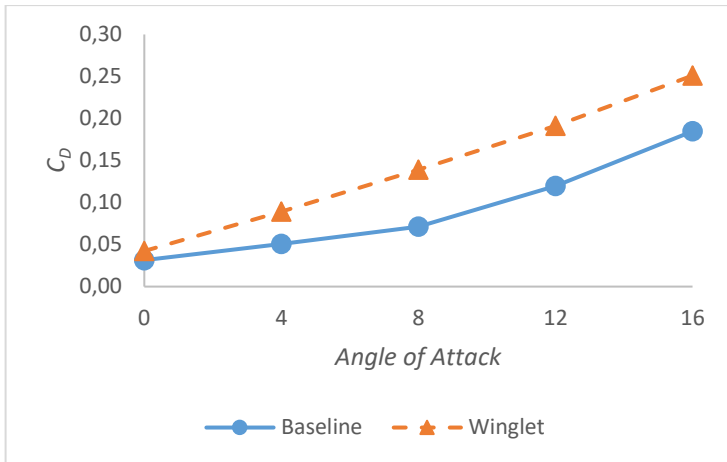
terjadi karena kurang sesuai *winglet* yang digunakan pada $\alpha = 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ sehingga menyebabkan peningkatan nilai C_L yang lebih sedikit dibandingkan dengan pesawat tanpa *winglet*.



Gambar 4.4 Grafik C_L terhadap AoA pada pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*

4.2.2 Koefisien *drag*

Gambar 4.5 menunjukkan nilai koefisien *drag* pada $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ dari pesawat *baseline* dan pesawat dengan penambahan *winglet*. Dari grafik ditunjukkan seiring bertambahnya nilai α maka nilai C_D juga meningkat. Dengan penambahan *winglet* nilai C_D lebih tinggi daripada nilai C_D pada pesawat tanpa *winglet*. Hal ini dikarenakan adanya penambahan area sehingga memunculkan jenis *drag* yang lain, sehingga nilai C_D semakin meningkat.

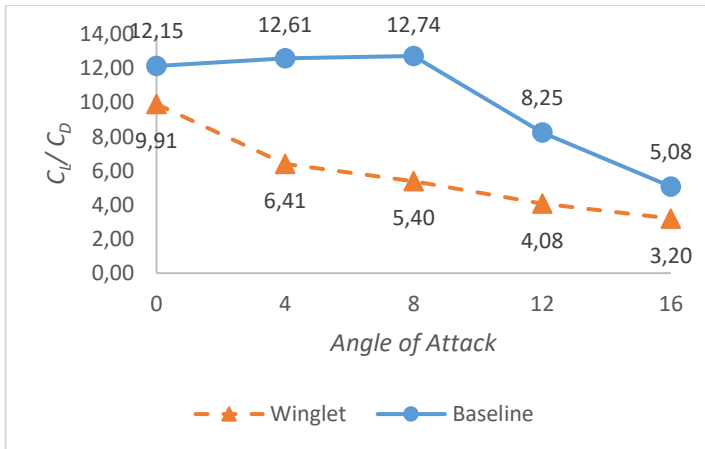


Gambar 4.5 Grafik C_D terhadap AoA pada pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*

4.2.3 Lift to Drag ratio

Gambar 4.6 menunjukkan nilai *lift to drag ratio* pada $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ dari pesawat *baseline* dan pesawat dengan penambahan *winglet*. Pada pesawat dengan penambahan *winglet* seiring dengan kenaikan α , nilai C_L/C_D semakin menurun. Hal ini dikarenakan kenaikan nilai C_L tidak sebanding dengan kenaikan nilai C_D -nya. Pada pesawat tanpa penambahan *winglet*, seiring dengan kenaikan α , nilai C_L/C_D semakin meningkat, hingga pada $\alpha = 12^\circ$ dan 16° menurun.

Nilai C_L/C_D pada pesawat dengan penambahan *winglet* lebih rendah daripada nilai C_L/C_D pada pesawat tanpa *winglet*. Nilai C_L/C_D tertinggi pada pesawat dengan penambahan *winglet* yaitu pada $\alpha = 0^\circ$. Sedangkan nilai C_L/C_D tertinggi pada pesawat *baseline* yaitu pada $\alpha = 8^\circ$.



Gambar 4.6 Grafik C_L/C_D terhadap AoA pada pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*

4.3 Kontur tekanan sepanjang *span* pada bidang *yz*

Kontur tekanan pada $x/S=0,1$; $0,5$ (*midspan*); $0,9$ dengan $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ ditunjukkan pada gambar 4. 7, gambar 4.8 dan 4.9. Perbandingan kontur tekanan dilakukan untuk melihat kontur tekanan pada daerah di sekeliling sayap. Aliran fluida udara dengan kecepatan *freestream* melintasi sayap akan mengakibatkan perbedaan tekanan pada daerah sekeliling sayap.

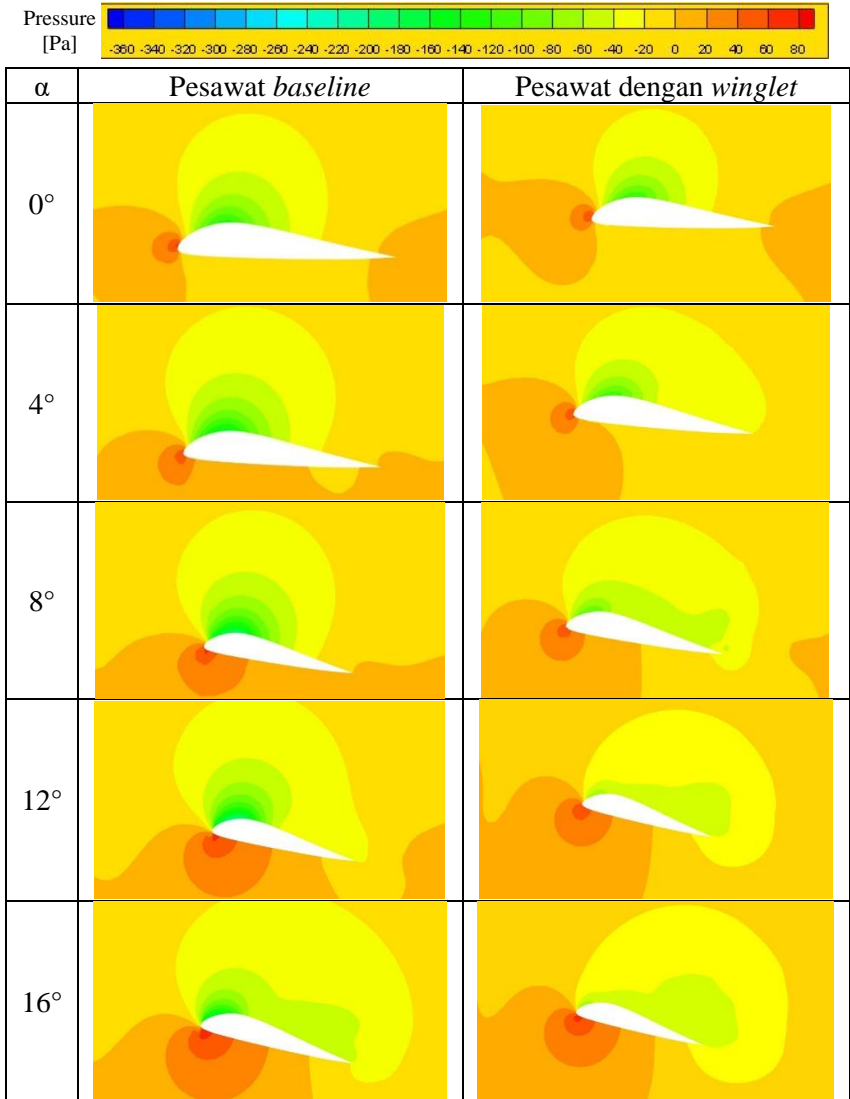
Aliran fluida melewati sayap sehingga terbentuk *stagnation point* yang ditandai dengan kontur berwarna merah di daerah *leading edge*. Perbedaan tekanan pada *upper surface* dan *lower surface* inilah yang mengakibatkan sayap memiliki gaya angkat.

Pada gambar 4.10, 4.11, 4.12 terlihat tekanan pada *lower* dan *uper surface* pesawat *baseline* lebih besar daripada pesawat dengan penambahan *winglet*. Hal ini mungkin terjadi dikarenakan besarnya penambahan koefisien *drag* dari bentuk *winglet* yang dipilih pada penelitian ini.

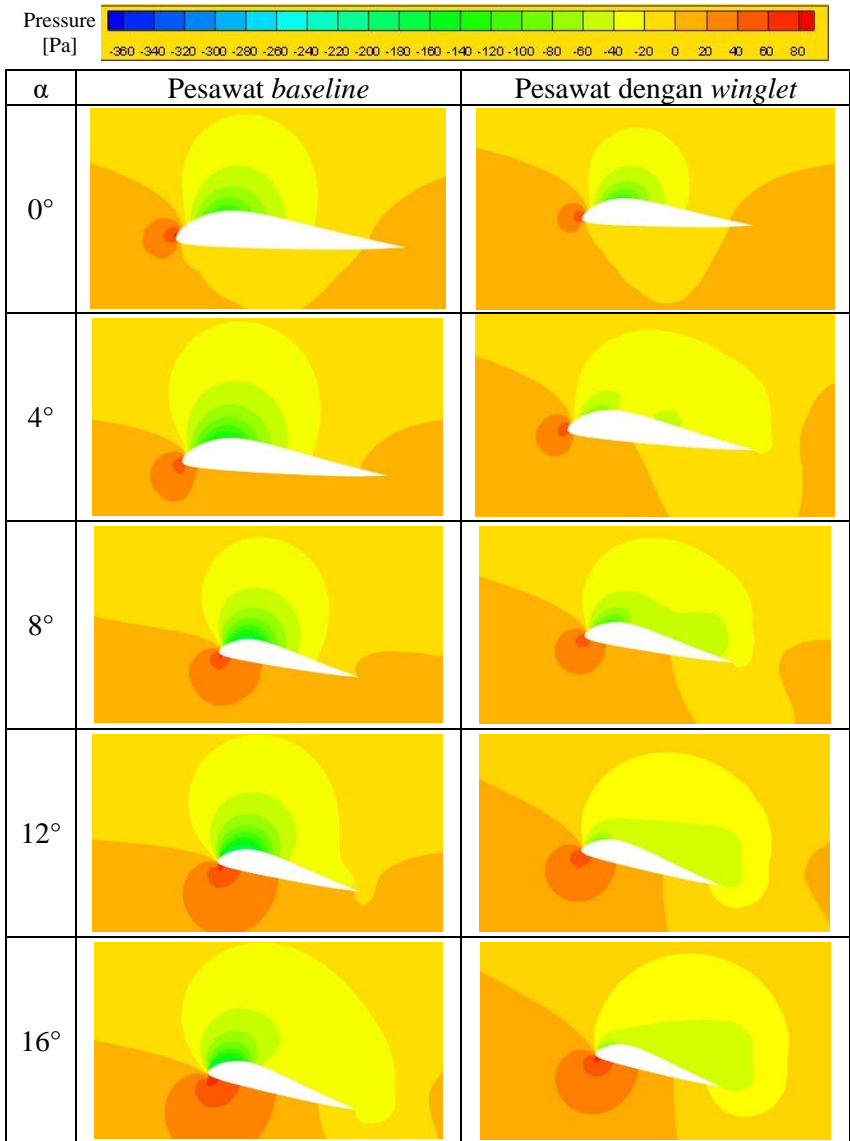
Pada gambar ini juga dapat dilihat perbedaan tekanan di setiap *angle of attack*. Dimana semakin besar α maka semakin besar juga tekanan maksimum. Hal ini divisualisasikan dengan

kontur yang semakin berwarna merah dan area yang semakin membesar. Pada daerah *maximum chamber airfoil* dimana terjadinya tekanan minimum, semakin besar *angle of attack* semakin besar juga tekanan pada daerah ini yang ditunjukkan dengan semakin membesarnya area berwarna hijau. Selain itu, pada kenaikan *angle of attack* titik stagnasi semakin bergeser mendekati *trailing edge*.

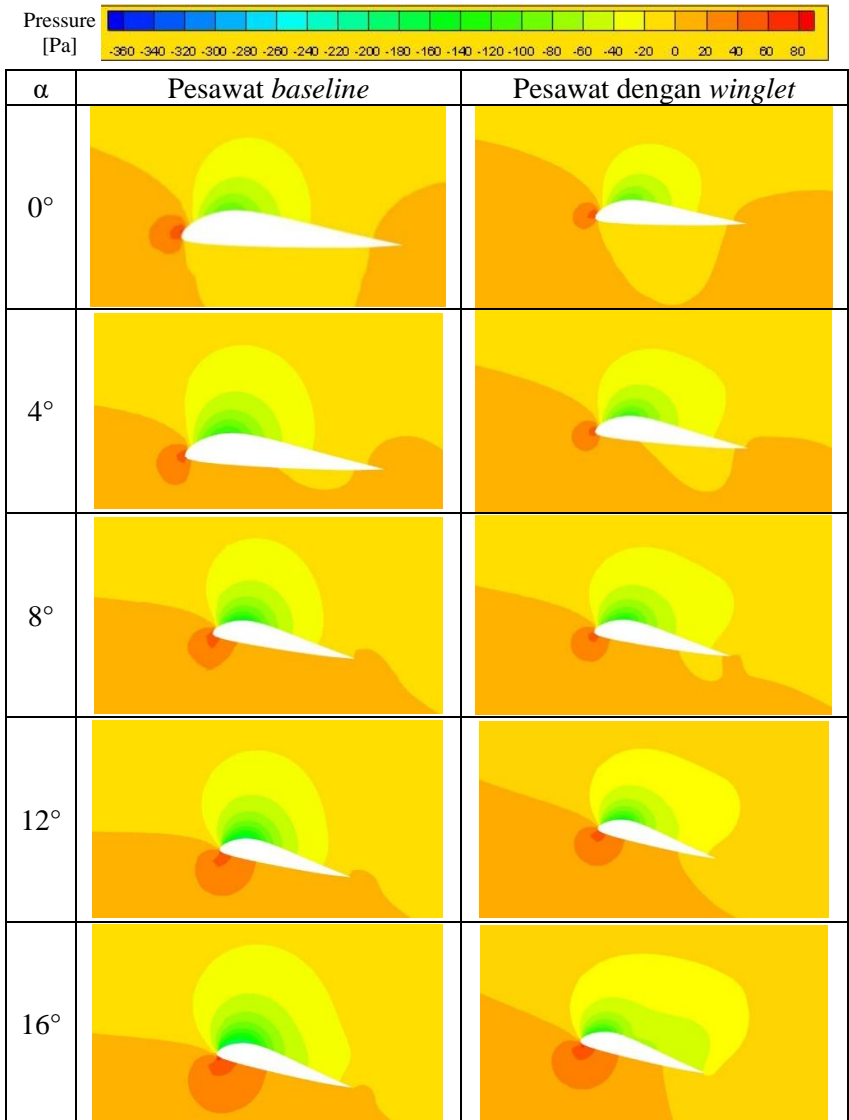
Dari pembahasan diatas, penambahan *angle of attack* mampu mengubah performa aerodinamika pada sayap pesawat. Hal ini ditunjukkan oleh kontur tekanan yang semakin besar pada permukaan bawah, lalu mengalami penurunan tekanan pada $\alpha = 16^\circ$ atau yang sering disebut pada keadaan *stall*. Pada pesawat dengan penambahan *winglet* pada kasus ini menurunkan kontur tekanan pada permukaan bawah.



Gambar 4.7 Kontur tekanan pada $x/S = 0,1$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



Gambar 4.8 Kontur tekanan pada $x/S = 0,5$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



Gambar 4.9 Kontur tekanan pada $x/S = 0,9$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*

4.4 Kontur kecepatan dan *streamline* pada bidang *yz*

Kontur kecepatan dan *streamline* digunakan untuk memvisualisasikan aliran kecepatan fluida udara melewati sayap. Visualisasi ini diambil pada $x/S = 0,1; 0,5$ (*midspan*); $0,9$ dengan $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$.

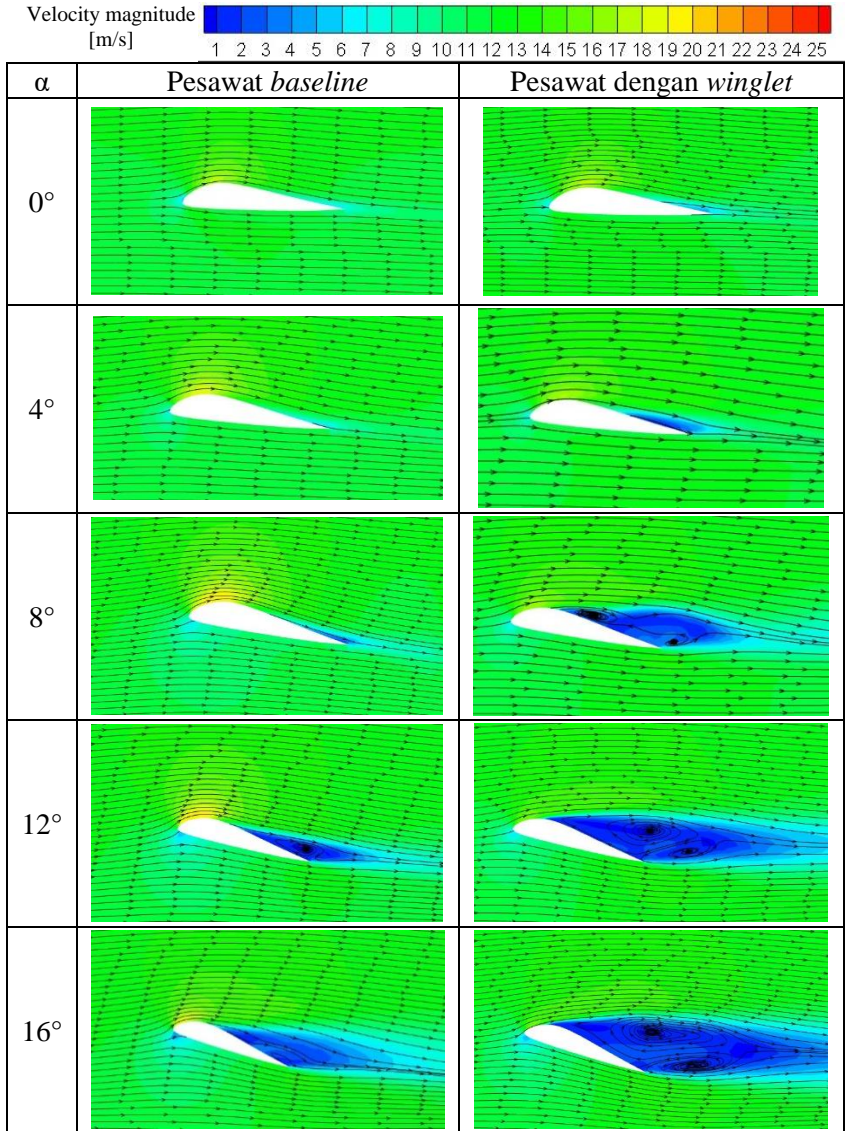
Pada gambar 4.10, 4.11, 4.12 terlihat kecepatan pada permukaan atas pesawat *baseline* lebih kecil daripada pesawat dengan penambahan *winglet*. Pada *trailing edge* terbentuk pusaran/*wake*. Pesawat dengan penambahan *winglet* membentuk area *wake* yang lebih besar daripada pesawat *baseline*.

Pada gambar ini juga dapat dilihat perbedaan kecepatan di setiap *angle of attack*. Dimana semakin besar α maka semakin besar juga kecepatan. Hal ini divisualisasikan dengan kontur yang semakin berwarna kuning dan area yang semakin membesar di *upper surface airfoil*. Daerah pusaran/*wake* dibelakang *body* sayap semakin besar seiring penambahan *angle of attack*.

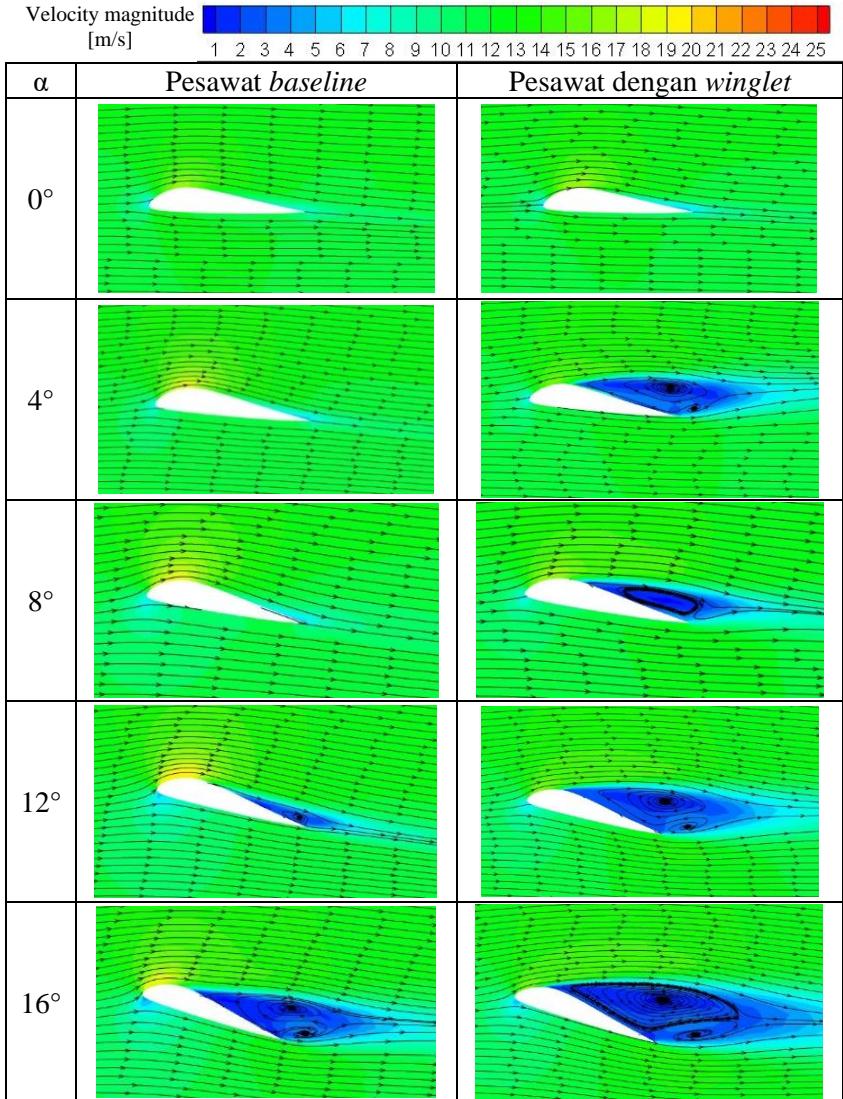
Kontur *velocity magnitude* juga menampilkan *stagnation point*. Seiring kenaikan sudut serang, *stagnation point* semakin turun ke permukaan bawah *airfoil*. Fenomena tersebut mengakibatkan daerah berkecepatan tinggi pada permukaan atas semakin maju ke depan sayap.

Streamline tiga dimensi terlihat jelas pada aliran yang melewati *tip*. Aliran yang melewati permukaan atas cenderung bergerak ke pangkal sayap. Sedangkan aliran yang melewati permukaan bawah cenderung bergerak ke *tip*. Semakin tinggi α maka pangkal *tip vortex* semakin ke depan sayap.

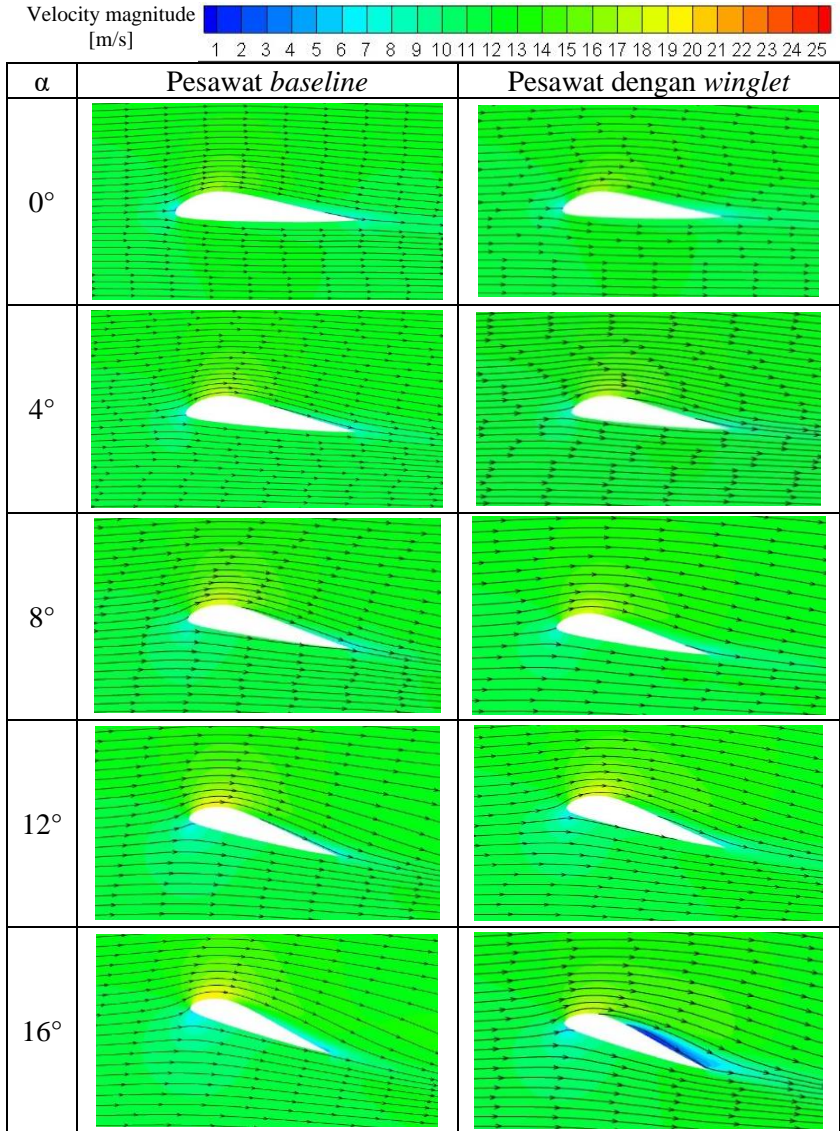
Dari pembahasan diatas, penambahan *angle of attack* mampu mengubah performa aerodinamika pada sayap pesawat. Hal ini ditunjukkan oleh kontur kecepatan yang semakin besar pada permukaan atas. Juga penambahan area *wake* yang lebih besar pada daerah *trailing edge*. Penambahan *winglet* pada kasus ini menurunkan kecepatan pada permukaan atas sayap, serta menambahkan area *wake*.



Gambar 4.10 Kontur kecepatan dan *streamline* pada $x/S = 0,1$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



Gambar 4.11 Kontur kecepatan dan *streamline* pada $x/S = 0,5$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



Gambar 4.12 Kontur kecepatan dan *streamline* pada $x/S = 0,9$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*

4.5 Fenomena aliran pada bidang xy

Analisa *tip vortex* dan *trailing vortex* dilakukan dengan menampilkan kontur *vorticity* dan *streamline* bidang xy pada *trailing edge*, $z/L = 0,5; 1; 1,5; 2; \text{ dan } 3$. *Vorticity* adalah kecenderungan fluida untuk berputar pada suatu titik (*spinning*). Nilai *vorticity magnitude* menunjukkan *tip vortex* yang terjadi setelah aliran melewati *body* sayap.

Tip vortex merupakan fenomena aliran pada sayap pesawat dimana terdapat aliran yang bergerak dari sisi bawah (*lower surface*) menuju sisi atas (*upper surface*). Aliran ini kemudian membentuk pusaran. Hal ini terjadi karena adanya perbedaan tekanan antara permukaan bawah (*lower surface*) dan permukaan atas (*upper surface*) dari *airfoil*. Pada *lower surface*, tekanan yang terjadi lebih tinggi dibandingkan dengan tekanan pada *upper surface*.

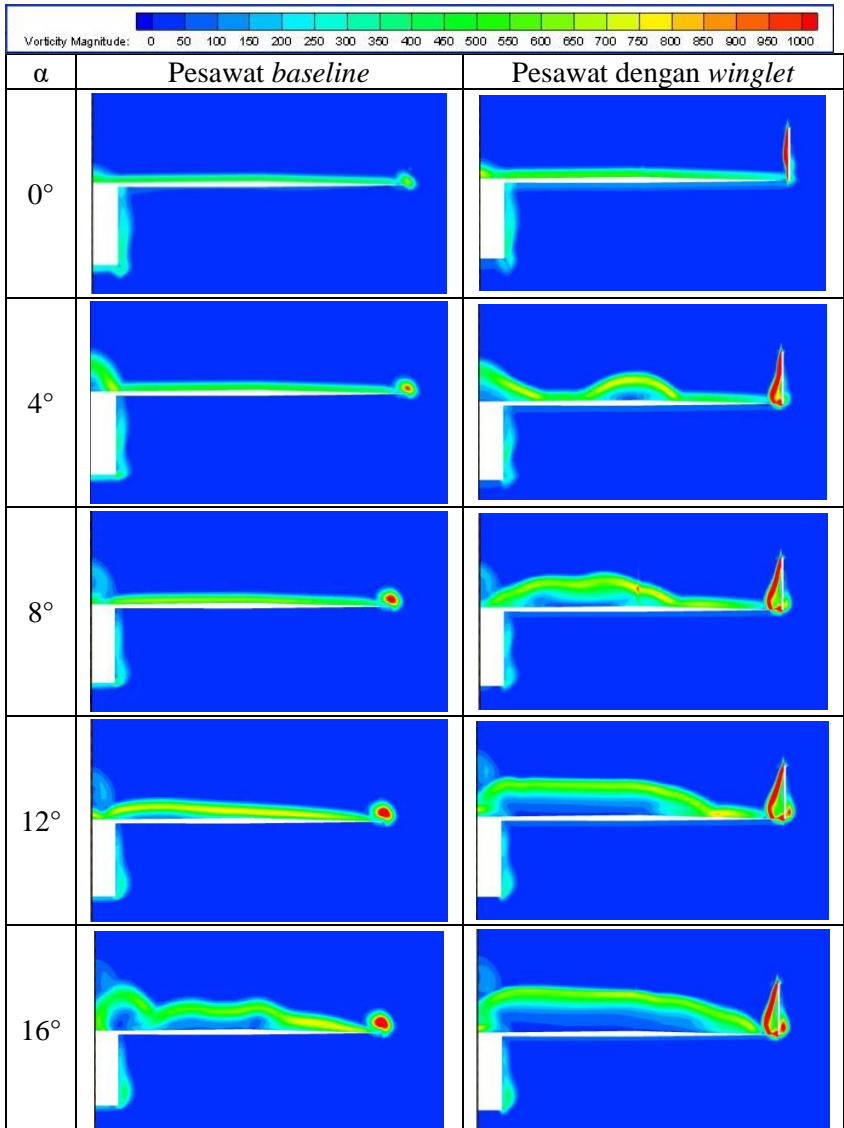
4.5.1 Fenomena aliran dalam visualisasi 2D

Gambar 4.13 menunjukkan nilai *vorticity magnitude* pada *trailing edge* dengan variasi *angle of attack* = $0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$. Nilai *vorticity magnitude* memiliki nilai yang tinggi pada pusat putaran.

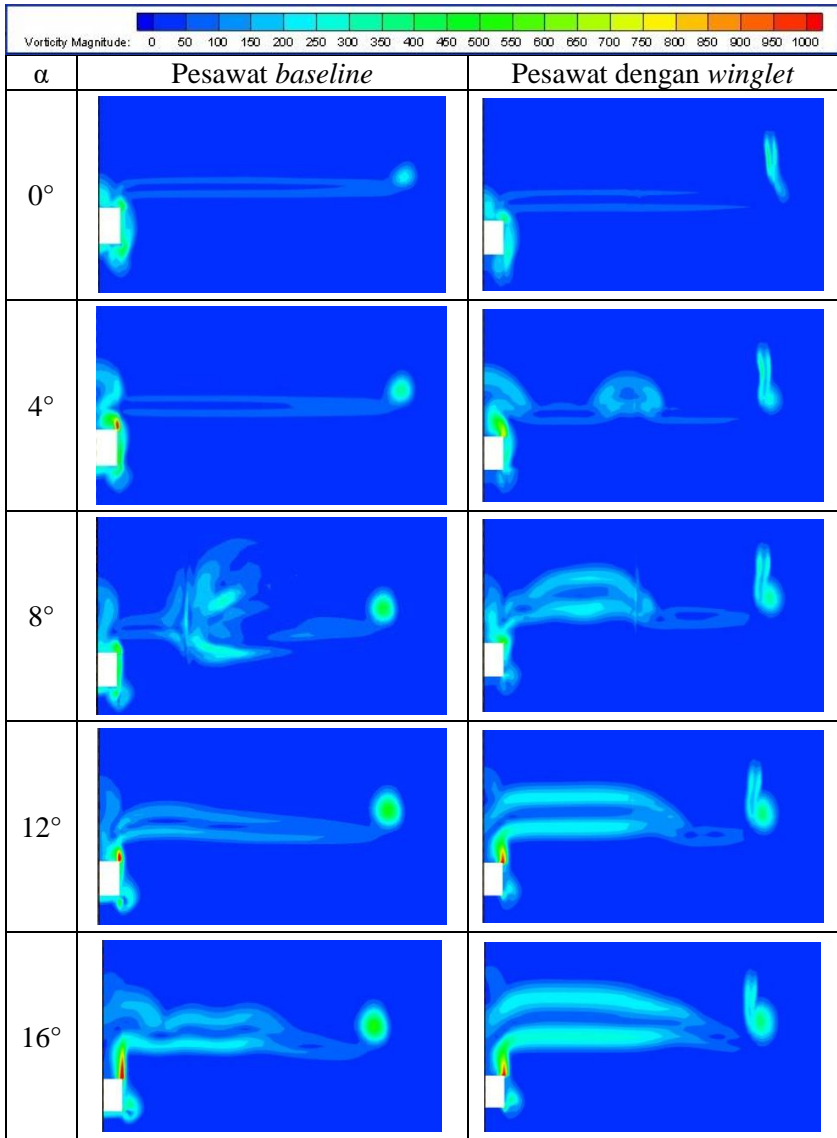
Pada pesawat *baseline*, seiring dengan penambahan *angle of attack* aliran semakin bergerak dari *lower surface* menuju *upper surface*. Akibat pergerakan ini, terjadi pusaran aliran yang disebut sebagai *tip vortex*. Hal ini ditandai dengan semakin bertambahnya luasan daerah *vorticity magnitude* seiring dengan meningkatnya *angle of attack*.

Pada pesawat dengan penambahan *winglet*, seiring dengan penambahan *angle of attack* aliran juga bergerak dari *lower surface* menuju *upper surface*, tetapi berkurangnya kecenderungan membentuk suatu pusaran dibandingkan dengan pesawat tanpa *winglet*. Hal ini ditandai dengan kontur *vorticity magnitude* yang semakin berkurang di daerah ujung sayap. Fenomena ini sesuai dengan fungsi penambahan *winglet* itu sendiri yaitu mengurangi efek fenomena *tip vortex*.

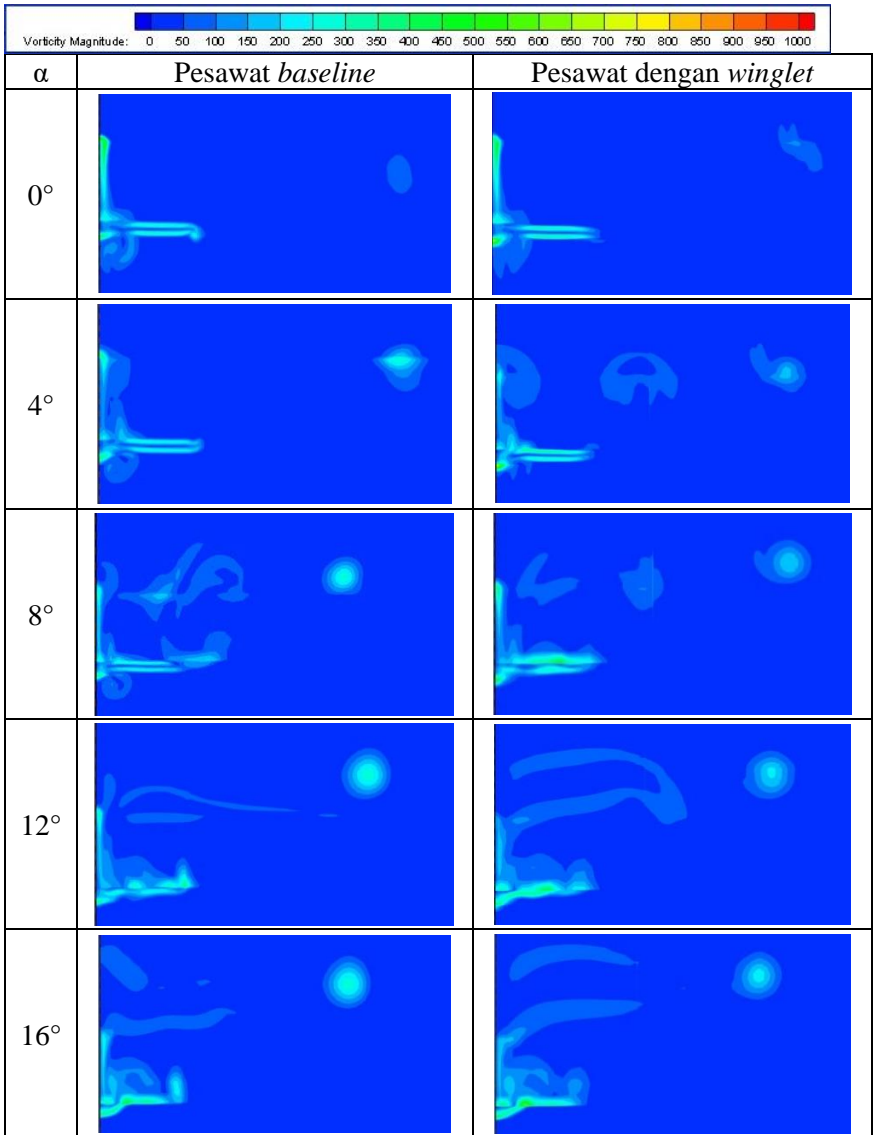
Gambar 4.14, 4.15, 4.17, 4.18 menunjukkan nilai *vorticity magnitude* pada daerah *traling edge* dengan variasi *angle of attack* = 0° , 4° , 8° , 12° , 16° . Nilai *vorticity magnitude* memiliki nilai yang tinggi pada pusat putaran. *Vorticity* meningkat seiring dengan penambahan *angle of attack*. Hal ini ditandai dengan luasan daerah yang semakin besar. Pada $x/L = 0,5$ nilai *vorticity* tinggi, ditandai dengan warna merah pada di ujung sayap, namun terus berkurang pada $x/L = 1$ hingga $x/L = 3$.



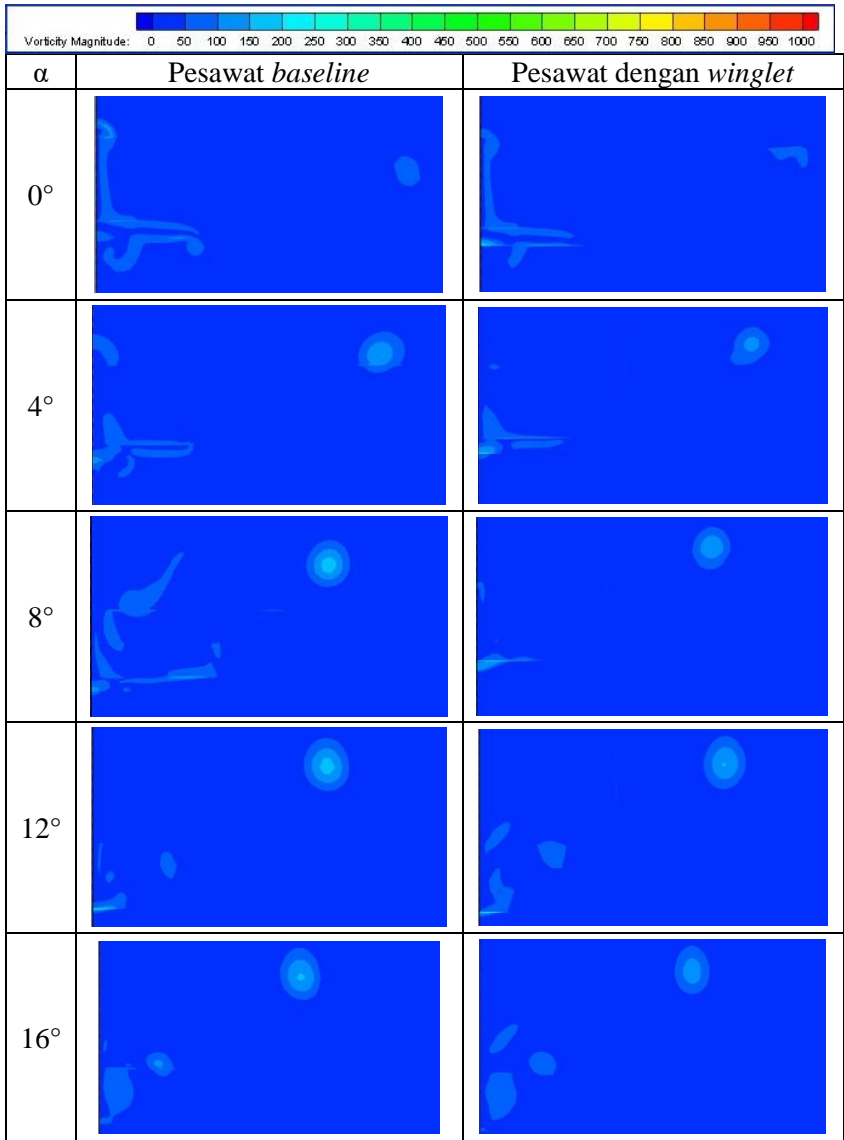
Gambar 4.13 Kontur *vorticity magnitude* pada *trailing edge* pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



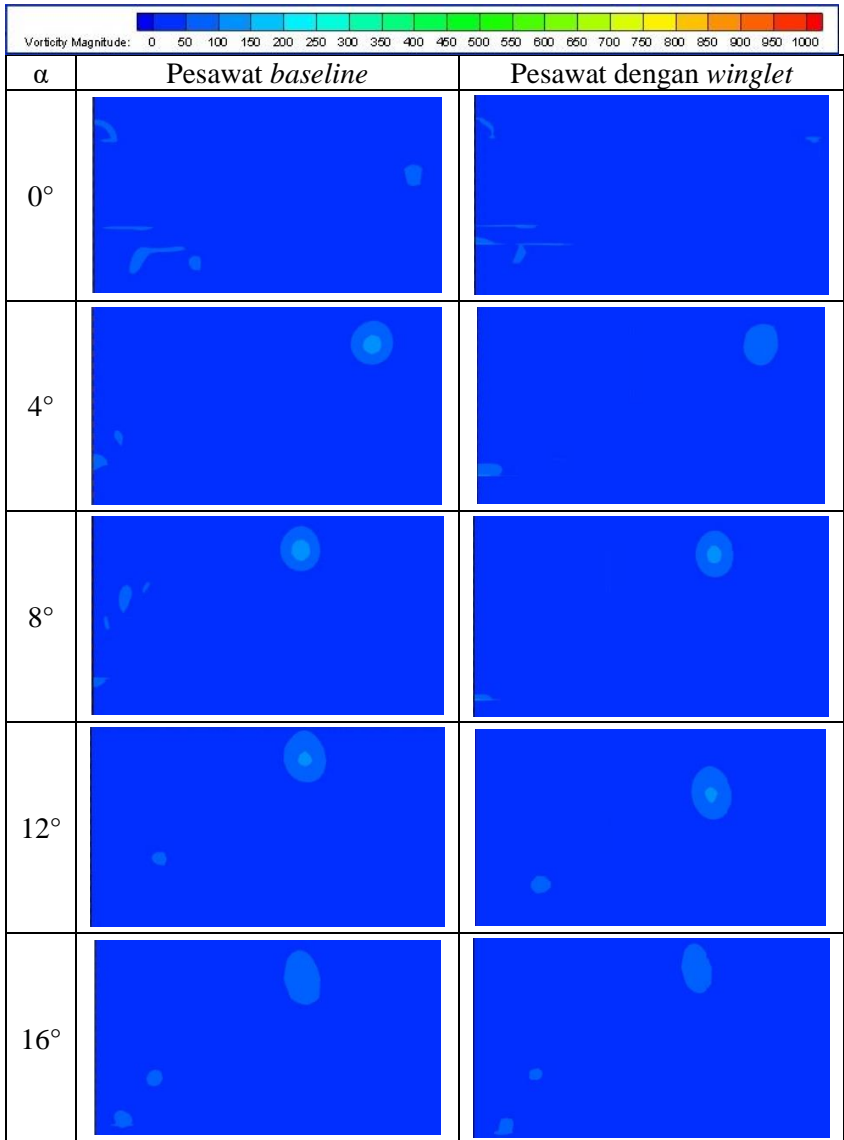
Gambar 4.14 Kontur *vorticity magnitude* pada $z/L = 0,5$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



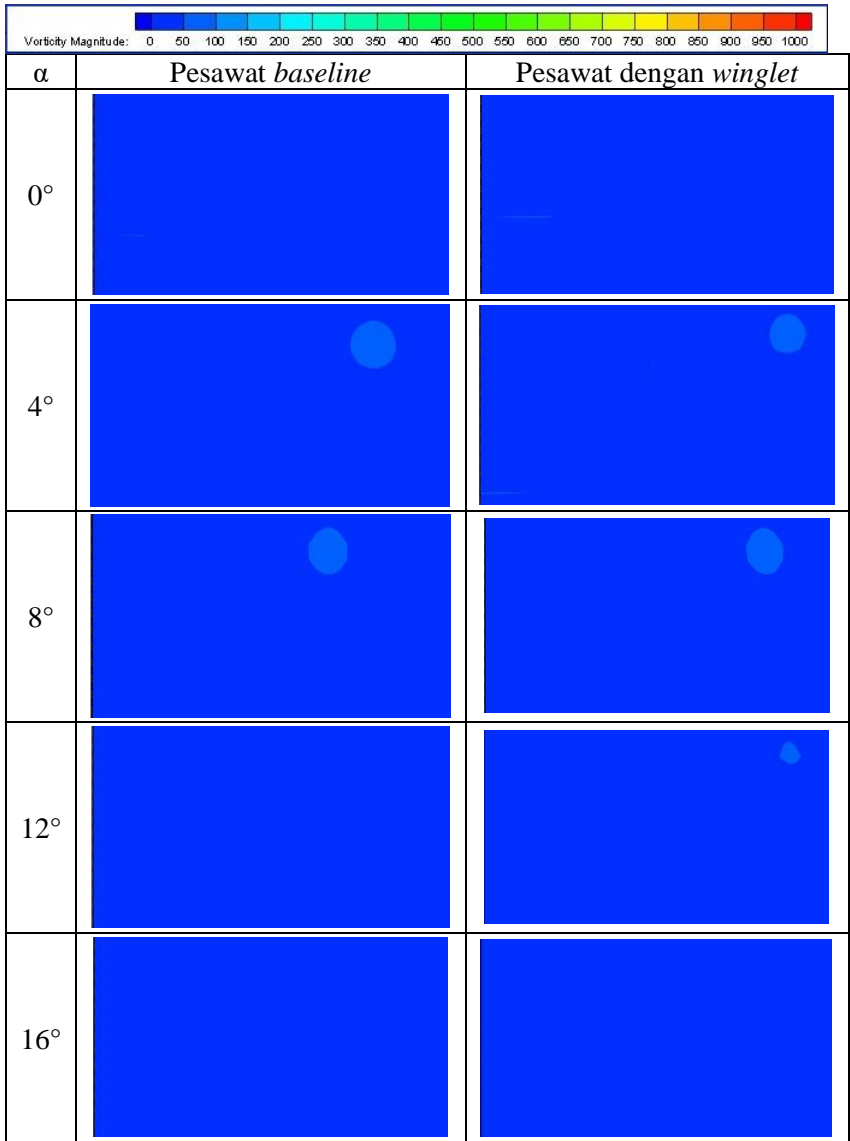
Gambar 4.15 Kontur *vorticity magnitude* pada $z/L = 1$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



Gambar 4.16 Kontur *vorticity magnitude* pada $z/L = 1,5$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



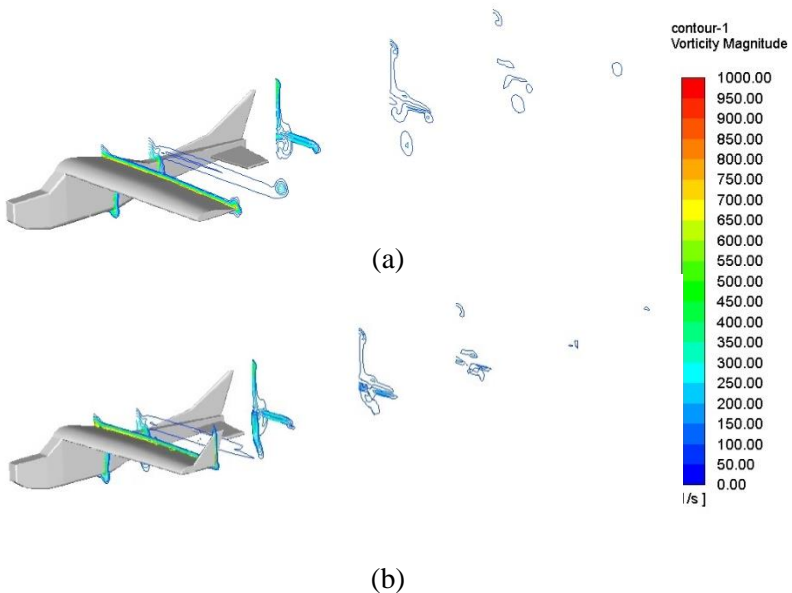
Gambar 4.17 Kontur *vorticity magnitude* pada $z/L = 2$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*



Gambar 4.18 Kontur *vorticity magnitude* pada $z/L = 3$ pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*

4.5.2 Fenomena aliran dalam visualisasi 3D

Pada gambar 4.19 dapat dilihat fenomena *tip vortex* dan *trailing vortex* dari pesawat *baseline* dan pesawat dengan penambahan *winglet* $h = 0,2$ dalam visualisasi tiga dimensi. Dari gambar dapat dilihat bahwa penambahan *winglet* dapat mengurangi nilai *vorticity*. Hal ini sesuai dengan fungsi dari penambahan *winglet* itu sendiri, yaitu mengurangi efek fenomena *tip vortex*.



Gambar 4.19 Garis *vorticity magnitude* secara 3D dengan $\alpha = 0^\circ$ pada (a) pesawat *baseline*, (b) pesawat dengan *winglet*

4.6 Kontur tekanan dengan *streamline* sepanjang *span*

Gambar 4.20 dan 4.21 menggambarkan kontur tekanan pada *fuselage* dan sayap dilengkapi dengan *surface streamline*. Dengan variasi sudut serang (α) pada pesawat tanpa dan dengan *winglet*. Gambar 4.20 pada *upper surface* dan gambar 4.21 pada *lower surface*.

Pada gambar 4.20, dapat dilihat seiring dengan kenaikan α , tekanan pada permukaan atas semakin negatif. Hal ini divisualisasikan dengan warna kontur biru tua dan semakin luas. Pada penambahan *winglet* $h/S = 0,2$ dapat dilihat kontur tekanan semakin positif dibandingkan dengan tanpa *winglet*. Divisualisasikan dengan warna kontur biru muda yang lebih luas dibandingkan dengan *baseline*.

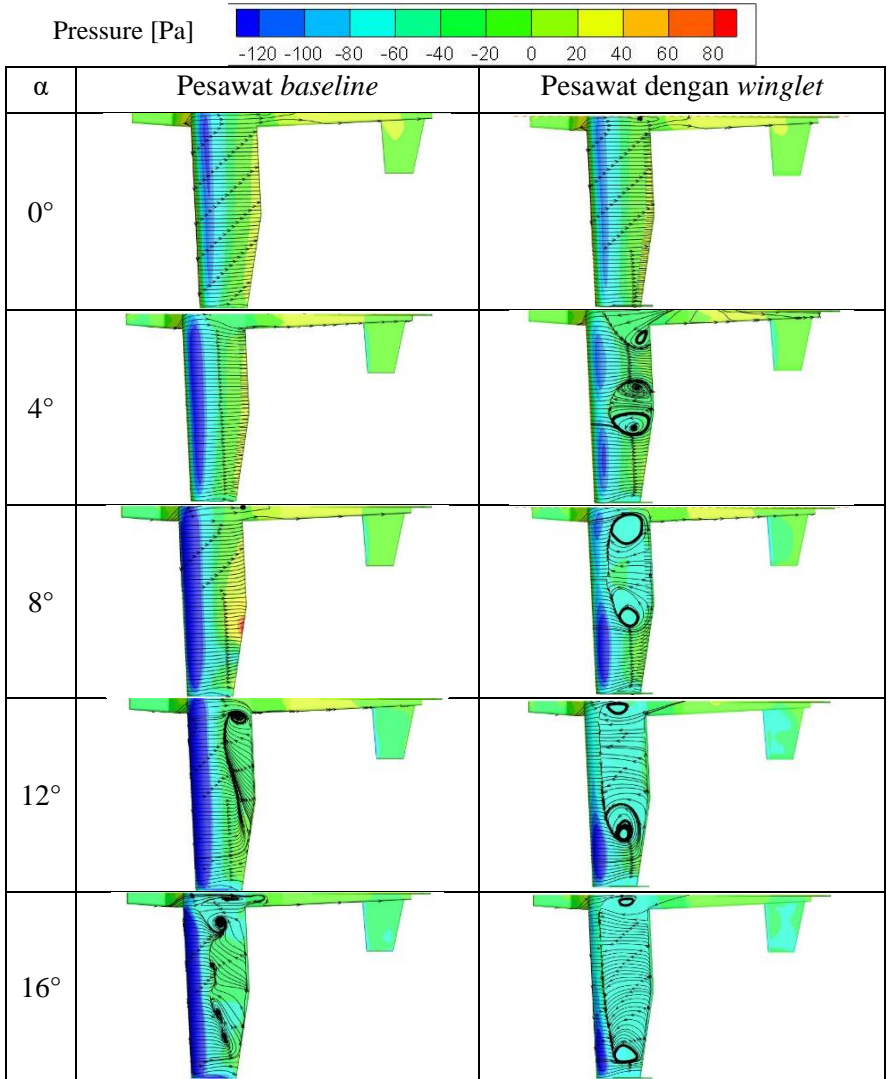
Seiring dengan kenaikan α , semakin besar *adverse pressure gradient* pada permukaan atas sayap. Dimana *adverse pressure gradient* terjadi pada daerah *trailing edge* sepanjang *span*. Menimbulkan *streamline* yang berputar dan terbentuknya *wake*. Pada penambahan *winglet* *wake* yang terbentuk lebih besar di daerah *root* dan *midspan* sayap dibandingkan di *tip*. *Wake* yang terbentuk dari pesawat dengan penambahan *winglet* pada daerah *root* hingga *midspan* lebih besar dibandingkan dengan pesawat tanpa *winglet*.

Kontur tekanan pada permukaan atas memiliki nilai yang lebih negatif pada *midspan* daripada di dekat *tip*. Fenomena ini menyebabkan *streamline* permukaan atas di dekat *tip* cenderung bergerak ke arah *root*. Pergerakan ini juga terjadi karena desakan dari aliran yang meloncat dari permukaan bawah. Dengan penambahan *winglet* tidak tampak belokan *streamline* pada sisi *wingtip* sebagai efek dari penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,2$.

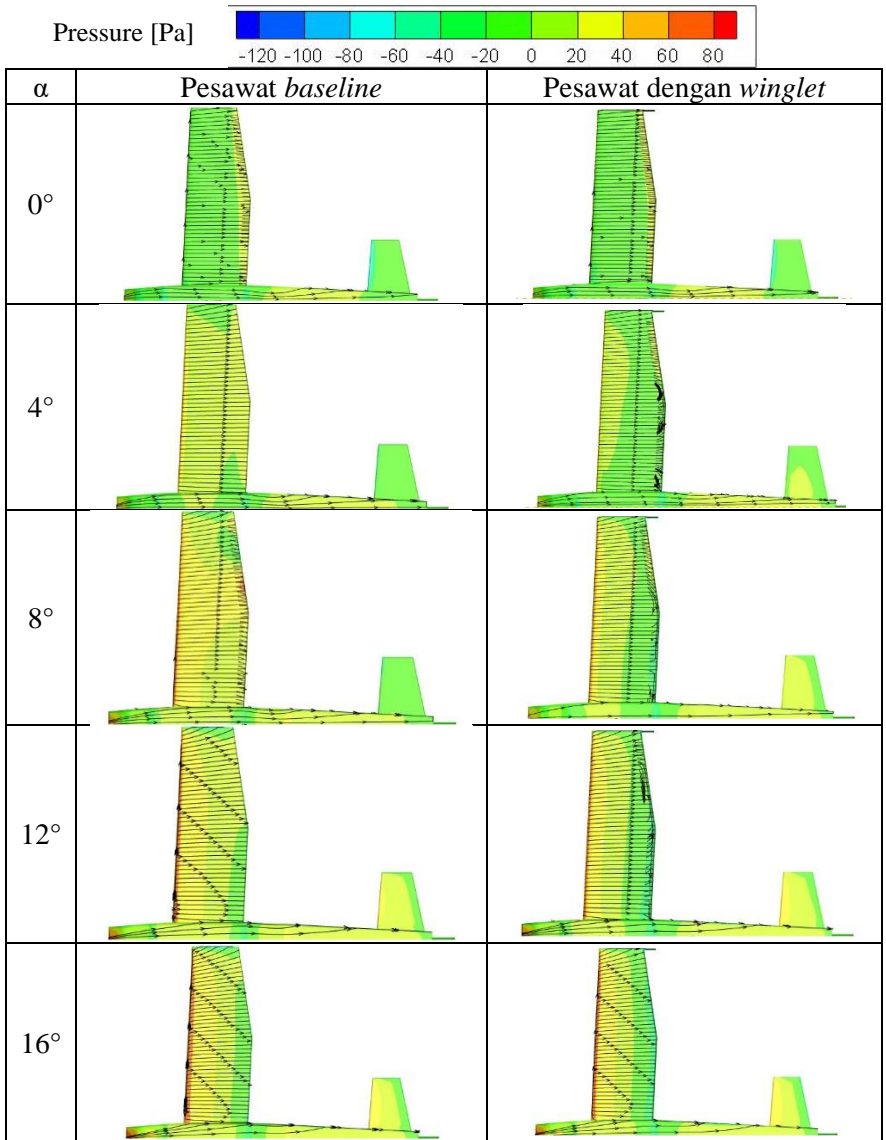
Pada gambar 4.21, dapat dilihat seiring dengan kenaikan α , tekanan pada permukaan atas semakin positif. Hal ini divisualisasikan dengan kontur berwarna kuning semakin luas. Pada penambahan *winglet* $h/S = 0,2$ dapat dilihat kontur tekanan semakin negatif dibandingkan dengan tanpa *winglet*. Divisualisasikan dengan warna kontur hijau yang lebih luas dibandingkan dengan *baseline*.

Kontur tekanan permukaan bawah memiliki nilai yang lebih positif pada *midspan* daripada di dekat *tip*. Fenomena ini menyebabkan *streamline* permukaan bawah di dekat *tip* cenderung bergerak ke arah *tip*. Aliran tersebut akan bergerak ke permukaan

atas mengitari *tip* karena tekanan pada permukaan atas lebih rendah daripada permukaan bawah. Kemudian aliran ini mendesak aliran permukaan atas di dekat *tip* bergerak ke arah *root* tetapi tidak bergabung dengan aliran tersebut. Aliran yang gagal bergabung ini kembali ke arah *tip* dan berputar membentuk *tip vortex* ketika telah meninggalkan sayap.



Gambar 4.20 Kontur tekanan dengan *streamline area upper surface*



Gambar 4.21 Kontur tekanan dengan *streamline* area *lower surface*

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

BAB 5 PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Studi numerik karakteristik aliran tiga dimensi pada pesawat tanpa awak Cessna 182 menggunakan *airfoil* August 160 dengan penambahan *trapezoidal winglet* $h/S = 0,2$ variasi *angle of attack* $4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$ menghasilkan kesimpulan sebagai berikut:

1. Seiring bertambahnya nilai α maka nilai C_L dan nilai C_D juga meningkat. Pada pesawat dengan penambahan *winglet* belum terjadi *stall* pada $\alpha = 16^\circ$. Dengan penambahan *winglet* nilai C_L lebih tinggi daripada nilai C_L pada pesawat tanpa *winglet* pada $\alpha = 0^\circ$. Dengan penambahan *winglet* nilai C_D lebih tinggi daripada nilai C_D pada pesawat tanpa *winglet*. Hal ini dikarenakan adanya penambahan area sehingga memunculkan jenis *drag* yang lain, sehingga nilai C_D semakin meningkat. Pada pesawat dengan penambahan *winglet* seiring dengan kenaikan α , nilai C_L/C_D semakin menurun. Nilai C_L/C_D pada pesawat dengan penambahan *winglet* lebih rendah daripada nilai C_L/C_D pada pesawat tanpa *winglet*. Pada kasus ini, penambahan *winglet* tidak memperbaiki *performance* dari pesawat.
2. Kenaikan *angle of attack* menunjukkan kontur kecepatan yang semakin besar pada permukaan atas. Juga penambahan area *wake* yang lebih besar pada daerah *trailing edge*. Penambahan *winglet* pada kasus ini menurunkan kecepatan pada permukaan atas sayap, serta menambahkan area *wake* yang semakin lebar. Pada kontur *vorticity* menunjukkan hal yang serupa, dimana nilai *vorticity* yang semakin besar seiring kenaikan *angle of attack*. Penambahan *winglet* mampu mengurangi fenomena *tip vortex* yang terjadi pada pesawat dengan sudut serang 0° . Pada tekanan *upper*

surface terlihat pola yang meningkatkan *drag* pada penambahan pesawat dengan *winglet*.

5.2 **Saran**

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

1. Mengoptimisasi variasi *winglet* jenis *blended* untuk mendapatkan pola peningkatan C_L , penurunan C_D , peningkatan C_L/C_D .
2. Melakukan penelitian pada *angle of attack* yang berbeda.
3. Menggunakan domain aliran yang lebih panjang ke belakang pesawat.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J. D. (2013). Fundamental of Aerodynamics. In *Journal of Chemical Information and Modeling* (Vol. 53, Issue 9). <https://doi.org/10.1017/CBO9781107415324.004>
- Austin, R. (2010). Unmanned Aircraft Systems. In *Human Factors in Aviation*. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-374518-7.00016-X>
- Azlin, M. A., Mat Taib, C. F., Kasolang, S., & Muhammad, F. H. (2011). CFD analysis of winglets at low subsonic flow. *Proceedings of the World Congress on Engineering 2011, WCE 2011, 1*(July 2011), 87–91.
- Boutemedjet, A., Samardžić, M., Rebhi, L., Rajić, Z., & Mouada, T. (2019). UAV aerodynamic design involving genetic algorithm and artificial neural network for wing preliminary computation. In *Aerospace Science and Technology* (Vol. 84, pp. 464–483). <https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.09.043>
- Goebel, K., & Saha, B. (2015). Prognostics applied to electric propulsion uav. In *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_47
- Hariyadi, S. S. P., Sutardi, Widodo, W. A., & Rachmadiyan, A. (2018). *Numerical Simulation of Airfoil Eppler 562 with Variations of Whitcomb Wingtip Devices*. 2–4.
- Houghton, E. L., Carpenter, P. W., Collicott, S. H., & Valentine, D. T. (2016). *Aerodynamics for Engineering Students*:

Seventh Edition. In *Aerodynamics for Engineering Students: Seventh Edition*.

- Kontogiannis, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. *Aerospace Science and Technology*, 29(1), 339–350.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.005>
- Morgado, J., Vizinho, R., Silvestre, M. A. R., & Páscoa, J. C. (2016). XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils. *Aerospace Science and Technology*, 52, 207–214.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.02.031>
- 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., & Huebsch, W. W. (2012). *Fundamentals of Fluid Mechanics*.
- Panagiotou, P., Kaparos, P., & Yakinthos, K. (2014). Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD. *Aerospace Science and Technology*, 39, 190–205.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.09.006>
- Pritchard, P. J., Mitchell, J. W., & Leylegian, J. C. (2016). *Fox and McDonald's Introduction to Fluid Mechanics*. John

Wiley & Sons.

Rainer. (2020). *Boundary Layer Separation and Pressure Drag*. Aerospace Engineering.

Rosato, M. A. (2014). *Small Wind Turbines for Electricity and Irrigation*.

Sadraey, M. H. (2013). Aircraft Design. In *Journal of the American Society for Naval Engineers* (Vol. 36, Issue 1). <https://doi.org/10.1111/j.1559-3584.1924.tb05413.x>

Snorri Gudmundsson. (2013). *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods*.

Turanoğuz, E. (2014). *Design of a Medium Range Tactical UAV and Improvement of its Performance by Using Winglets*. September.

Turanoguz, E., & Alemdaroglu, N. (2015). Design of a medium range tactical UAV and improvement of its performance by using winglets. *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2015, July*, 1074–1083. <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2015.7152399>

Halaman Ini Sengaja Dikosongkan

BIODATA PENULIS



Titania Eriani dilahirkan di Jakarta pada tanggal 2 Desember 1998. Penulis merupakan anak kedua dari dua bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu TK Kencana, SDN 03 Cipulir (2004-2010), SMPN 161 Jakarta (2010-2013), dan SMAN 47 Jakarta (2013-2016). Setelah lulus dari SMA, penulis melanjutkan studinya di Departemen Teknik Mesin di Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Penulis mengambil bidang studi konversi energi dan melakukan tugas akhir di Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida. Penulis pernah menjadi asisten praktikum di Laboratorium Mekanika dan Mesin-Mesin Fluida. Penulis juga pernah menjadi Responder dan Grader pada mata kuliah Mekanika Kekuatan Material, dan Analisa Numerik.

Semasa kuliah penulis aktif di klub jurnalistik di dalam departemen (DIMENSI ITS) dari tahun 2017 hingga 2019. Di luar departemen, penulis merupakan pengurus di Badan Eksekutif Mahasiswa ITS dari tahun 2018 hingga 2020, panitia ITS EXPO 2017, wakil ketua ITS EXPO 2019, dan juga pemateri pada pelatihan di beberapa jurusan.