

# 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, dan Wawan Aries Widodo

Departemen Teknik Mesin, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

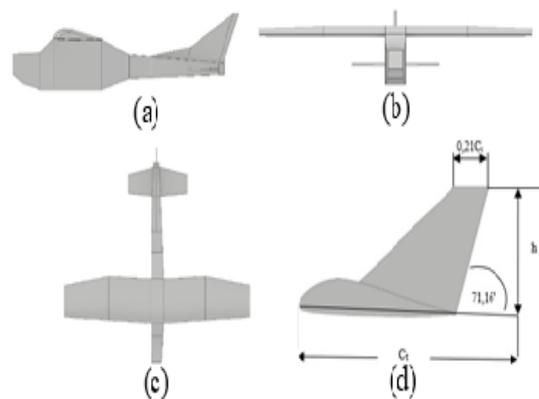
*e-mail*: wawanaries@me.its.ac.id

**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 *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 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*). Studi numerik yang dilakukan menggunakan *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*. *Turbulence viscous model* pada penelitian ini menggunakan pemodelan  $k-\epsilon$  *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  $0^\circ$ , tetapi tidak memperbaiki *performance* pada pesawat.

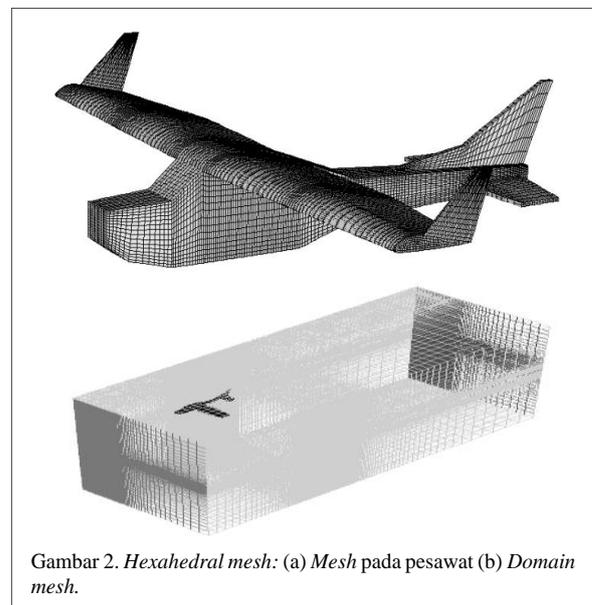
**Kata Kunci**—*Angle of Attack, Drag, Studi Numerik, Tip Vortex, Winglet.*

## I. PENDAHULUAN

PESAWAT tanpa awak memiliki fungsi-fungsi dan karakteristik yang unggul dalam bidang transportasi. Hal ini karena pesawat tanpa awak mampu membuat penggunaannya memperoleh dan bertransaksi informasi secara jarak jauh. Salah satu fokus penting perancangan pesawat adalah memilih bentuk desain *airfoil*. Bentuk *airfoil* inilah

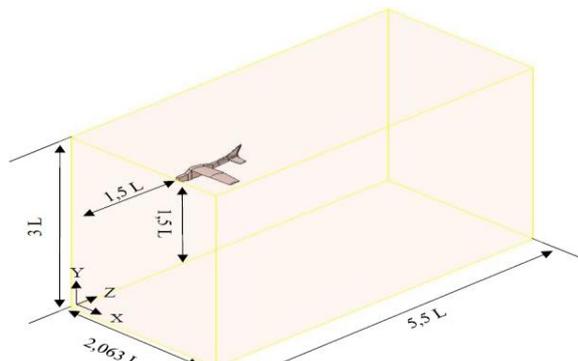


Gambar 1. Geometri benda uji: (a) *Side view baseline* (b) *Front view baseline* (c) *Top view baseline* (d) konfigurasi *winglet*.

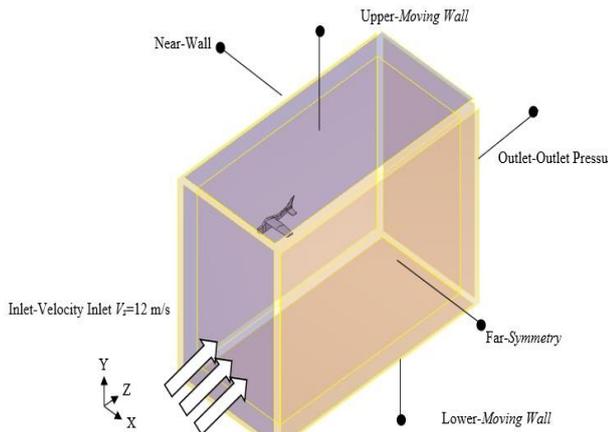


Gambar 2. *Hexahedral mesh*: (a) *Mesh* pada pesawat (b) *Domain mesh*.

yang dapat membangkitkan gaya angkat (*lift*) pada pesawat. Gaya angkat yang dihasilkan suatu *airfoil* bervariasi terhadap perubahan sudut serang ( $\alpha$ ). 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



Gambar 3. Dimensi wind tunnel simulasi.



Gambar 4. Pemodelan dan kondisi latar.

mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (*wake*) di belakang *airfoil*.

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 terseparasinya *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*) [1].

Penelitian yang dilakukan oleh P. Panagiotou, P. Kaparos, and K. Yakintho(2014) tentang desain dan optimasi *winglet* pada pesawat *MALE UAV* dengan menggunakan CFD [1]. Tipe *airfoil* yang digunakan PSU 94-097. Komputasi dilakukan pada  $\alpha$  -8° hingga 16°. 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%.

Penelitian yang dilakukan oleh E. Turanoguz and N. Alemdaroglu (2015) pada pesawat UAV dengan penggunaan *winglet* pada sayap pesawat variasi  $\alpha$  -8° hingga 16°[2]. *Winglet* yang digunakan ada tiga jenis yaitu *horner type*

Tabel 1. Spesifikasi Desain *Baseline Pesawat*

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

Tabel 2. Spesifikasi Desain *Winglet*

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

Tabel 3. Tahap *Processing*

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

*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*.

Penelitian yang dilakukan oleh S. G. Kontogiannis and J. A. Ekaterinaris (2013) pada pesawat UAV yang memiliki spesifikasi yaitu *small size light UAV* dengan variasi  $\alpha$  0° hingga 18°[3]. 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. 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.

Penelitian yang dilakukan oleh S. S. P. Hariyadi et.al (2018) studi numerik tiga dimensi dengan perangkat lunak *Computational Fluid Dynamics (CFD)* dengan menggunakan *airfoil* Eppler 562 pada variasi  $\alpha$  0° hingga 19° [4]. Studi ini dilakukan dengan penambahan *winglet* berupa *whitcomb wingtip*. Pada penelitian ini dengan menggunakan *winglet*, kekuatan pusaran (*vortex*) dan hambatan yang diinduksi dapat dikurangi. Penambahan *winglet* juga meningkatkan koefisien

Tabel 4.

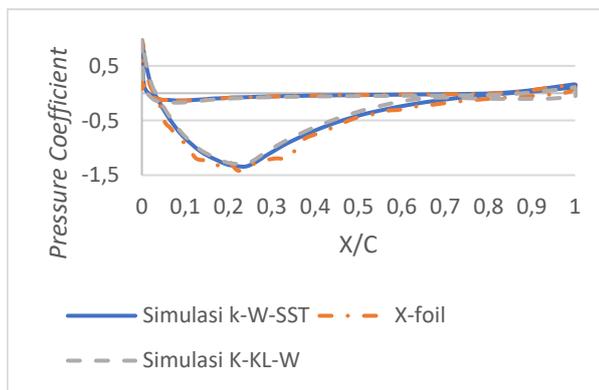
Analisis Grid Independency Model Pesawat Baseline

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

Tabel 5.

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	<b>Mesh E</b>	<b>2838449</b>	<b>0,419</b>	<b>78,921</b>	<b>0,108</b>



Gambar 5. Grafik validasi  $C_p$  pada pesawat baseline  $\alpha = 0^\circ$ .

lift, kinerja sayap efektif untuk *whitcomb wingtip* dengan sudut serang  $10^\circ$ .

## II. URAIAN PENELITIAN

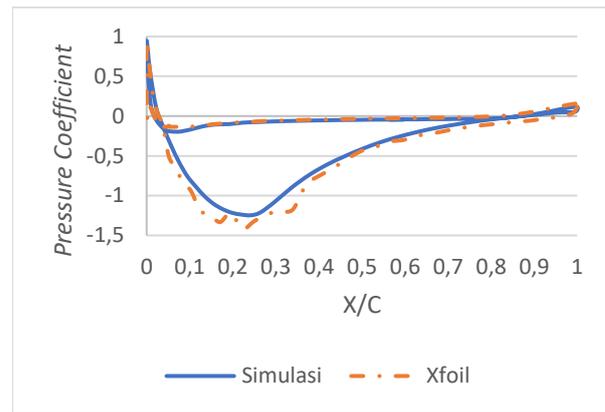
### A. Airfoil AUGUST 160

Airfoil jenis AUGUST 160 sering disamakan dengan airfoil jenis Wortmann FX77-W153. Airfoil ini merupakan jenis *biconvex airfoil*, yang menampilkan performa aerodinamik yang tinggi. Biasanya dirancang untuk pembangunan turbin angin, sehingga nilai lift dan drag nya tetap [5].

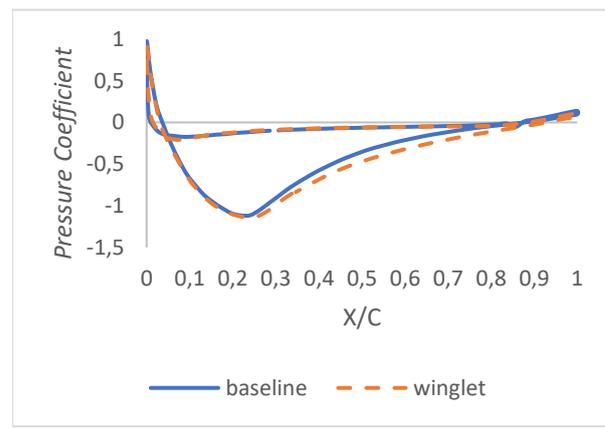
### B. Tahap Pre-Processing

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. Model pesawat berupa *baseline* pesawat Cessna 182 dengan spesifikasi airfoil August 160 dan penambahan *winglet* model *trapezoidal* dengan ketinggian *winglet* terhadap panjang *span*  $H/S=0,2$ . Geometri benda uji dapat dilihat pada Gambar 1.

*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. Pada penelitian ini berfokus pada aliran di sekitar sayap sehingga pada daerah tersebut memiliki kerapatan *mesh* yang tinggi untuk menangkap fenomena



Gambar 6. Grafik validasi  $C_p$  pada pesawat penambahan *winglet*  $\alpha = 0^\circ$ .



Gambar 7. Grafik  $C_p$  antara model pesawat *baseline* dan *winglet* angle of attack  $0$  pada  $x/S=0,9$ .

terjadinya separasi, *streamline* dan *tip vortex*. Struktur *mesh* dibuat dengan tipe *hexahedral mesh* seperti gambar 2. Gambar 3 menunjukkan dimensi *wind tunnel* simulasi. Visualisasi pemodelan dan kondisi latar tampak pada gambar 4. Spesifikasi desain *baseline* pesawat dan desain *winglet* dapat dilihat pada Tabel 1 dan Tabel 2.

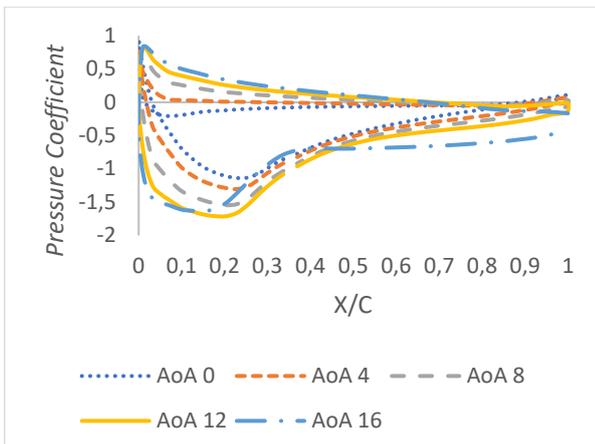
### C. Tahap Processing

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.

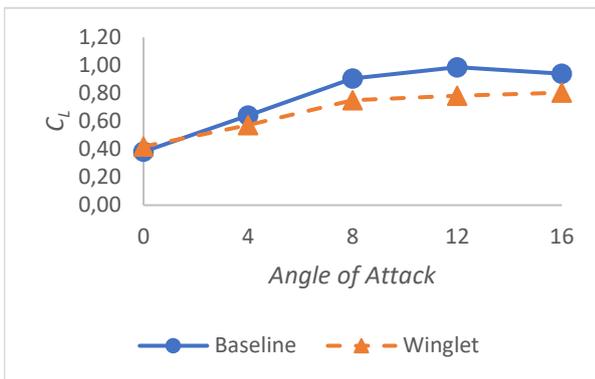
Tahapan *grid independency* dilakukan untuk menentukan jumlah *mesh* dan struktur *grid* yang optimal agar memperoleh data yang akurat. Data yang didapat dari simulasi dibandingkan dengan data simulasi sebelumnya dan dinyatakan dalam persen *error relative*. Pada tabel 4 ditampilkan analisis *grid independency* model pesawat tanpa *winglet*. Jenis *meshing* yang dipilih adalah Mesh D.

*Grid independency Model Pesawat Baseling* ditunjukkan pada tabel 4. Tabel 5 memperlihatkan *grid* E merupakan *meshing* yang paling optimal karena dengan bertambahnya jumlah *cell* nilai  $C_L$  semakin menunjukkan error yang kecil yaitu 0,128%.

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  $Re = 1,54 \times$



Gambar 8. Grafik  $C_p$  pesawat dengan *winglet* dengan  $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$  pada  $x/S = 0,9$ .



Gambar 9. Grafik  $C_L$  terhadap AoA pada pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*.

$10^5$ . Grafik validasi  $C_p$  pada variasi  $\alpha = 0^\circ$  pada pesawat *baseline* dan pesawat *winglet* terdapat pada gambar 5 dan gambar 6. Pada pesawat *baseline* dilakukan validasi  $C_p$  pada kedua model simulasi, *viscous k- $\omega$  SST* dengan *k-kl*. Grafik dari kedua hasil simulasi mempunyai *trendline* yang mirip dan cenderung berhimpit dengan grafik *x-foil*.

### III. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### A. Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) Pengaruh *Winglet*

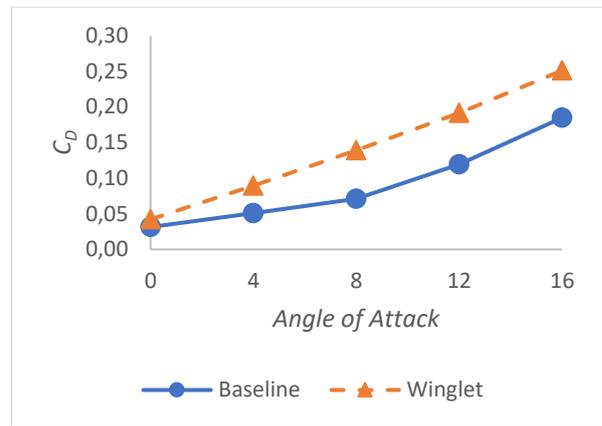
Pada gambar 7 dimana diambil data  $C_p$  pada  $x/S = 0,9$ . Dapat dilihat area grafik  $C_p$  *upper surface* pada penambahan *winglet* lebih besar daripada tanpa *winglet*. Dan pada *lower surface trendline* dari kedua garis cenderung berhimpit. Dari grafik distribusi  $C_p$  menunjukkan hasil  $C_p$  yang cenderung berhimpit. Kondisi ini menunjukkan bahwa fenomena aliran pada sudut serang  $0^\circ$  tidak mengalami perubahan  $C_p$  yang signifikan dengan adanya penambahan *winglet*.

#### B. Koefisien Tekanan ( $C_p$ ) Pengaruh Angle of Attack

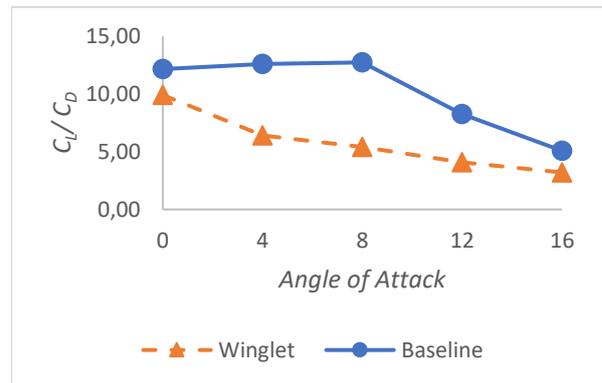
Pada gambar 8,  $x/S = 0,9$  yang memiliki luasan  $C_p$  *upper surface* tertinggi yaitu  $\alpha = 12^\circ$ . Selain  $\alpha = 12^\circ$ , semakin tinggi  $\alpha$  semakin tinggi luasan  $C_p$  pada *upper surface*, pada *lower surface* semakin tinggi  $\alpha$  semakin tinggi luasan  $C_p$ . Dari 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*.

#### C. Performa Aerodinamika

Dari gambar 9, grafik ditunjukkan pada pesawat dengan penambahan *winglet* seiring bertambahnya  $\alpha$  maka nilai  $C_L$



Gambar 10. Grafik  $C_D$  terhadap AoA pada pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*.



Gambar 11. Grafik  $C_L/C_D$  terhadap AoA pada pesawat *baseline* dan pesawat dengan *winglet*.

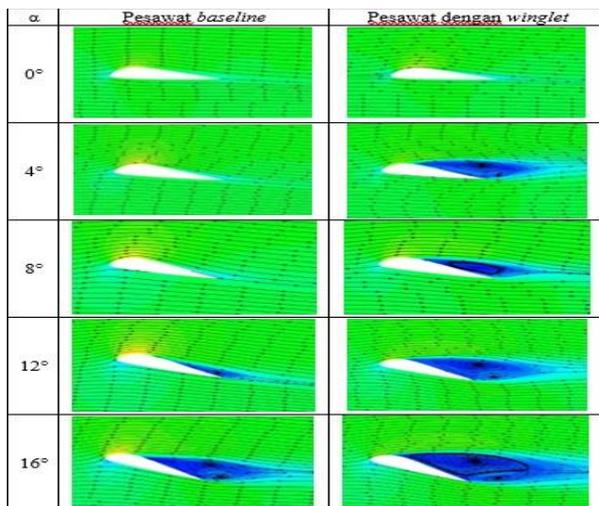
juga meningkat dan belum terjadi *stall* pada  $\alpha = 16^\circ$ . Sedangkan pada pesawat *baseline* seiring bertambahnya nilai  $\alpha$  maka nilai  $C_L$  juga meningkat hingga  $\alpha = 12^\circ$  kemudian nilai  $C_L$  menurun. Hal ini dikarenakan terjadinya *stall*. Keadaan *stall* bermula ketika 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*.

Dari gambar 10, grafik ditunjukkan seiring bertambahnya nilai  $\alpha$  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.

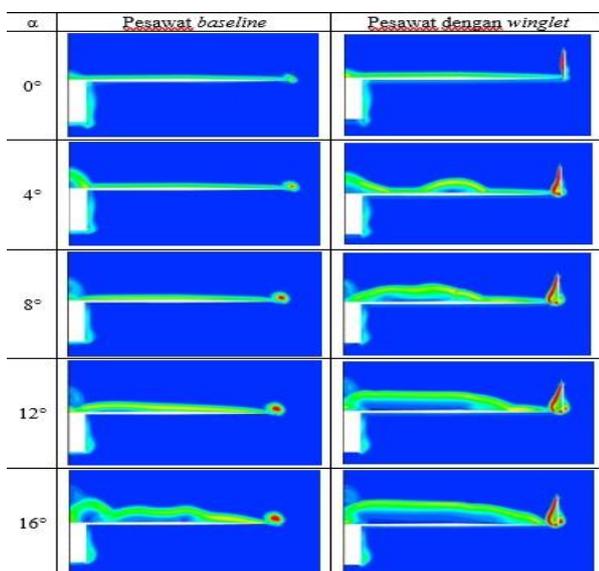
Pada gambar 11, pesawat dengan penambahan *winglet* seiring dengan kenaikan  $\alpha$ , nilai  $C_L/C_D$  semakin menurun. Hal ini dikarenakan kenaikan nilai  $C_L$  tidak sebanding dengan kenaikan nilai  $C_D$ -nya. Pada pesawat tanpa penambahan *winglet*, seiring dengan kenaikan  $\alpha$ , nilai  $C_L/C_D$  semakin meningkat, hingga pada  $\alpha = 12^\circ$  dan  $16^\circ$  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  $\alpha = 8^\circ$ .

#### D. Kontur Kecepatan dan Streamline pada Bidang YZ

Pada gambar 12 terlihat kecepatan pada permukaan atas



Gambar 12. Kontur kecepatan dan streamline pada  $x/S = 0,5$  pesawat baseline dan pesawat dengan winglet.



Gambar 14. Kontur vorticity magnitude pada trailing edge pesawat baseline dan pesawat dengan winglet.

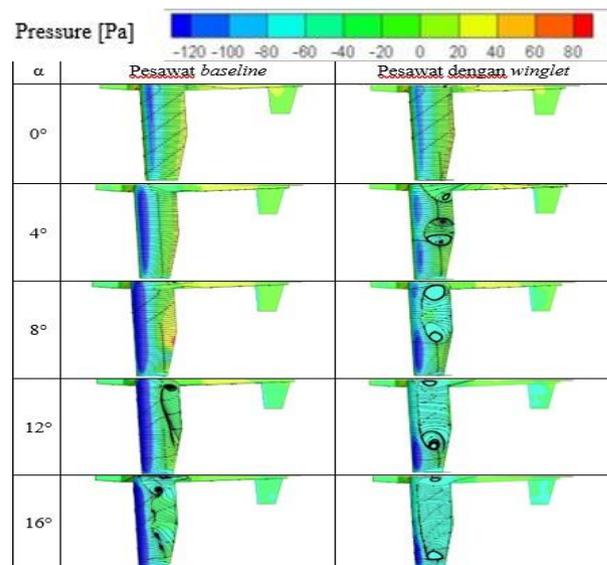
pesawat *baseline* lebih kecil daripada pesawat dengan penambahan *winglet*. Pada *trailing edge* terbentuk pusaran/wake. Pesawat dengan penambahan *winglet* membentuk area *wake* yang lebih besar daripada pesawat *baseline*.

Pada gambar ini juga dapat dilihat perbedaan kecepatan di setiap *angle of attack*. Dimana semakin besar  $\alpha$  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*.

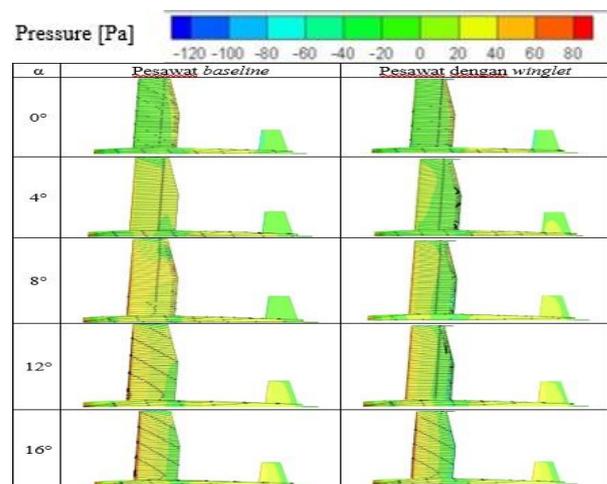
Kontur *velocity magnitude* juga menampilkan *stagnation point*. Seiring kenaikan sudut serang, *stagnation point* semakin turun ke permukaan bawah *airfoil*. Fenomena tersebut mengakibatkan daerah berkecepatan tinggi pada permukaan atas semakin maju ke depan sayap.

**E. Fenomena Aliran pada Bidang XY**

Pada gambar 13, pesawat 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



Gambar 14. Kontur tekanan dengan streamline area upper surface.



Gambar 15. Kontur tekanan dengan streamline area lower surface

semakin bertambahnya luasan daerah *vorticity magnitude* seiring dengan meningkatnya *angle of attack*.

**F. Kontur Tekanan dengan Streamline Sepanjang Span**

Pada gambar 14, dapat dilihat seiring dengan kenaikan  $\alpha$ , 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  $\alpha$ , 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*.

Pada gambar 15, dapat dilihat seiring dengan kenaikan  $\alpha$ , 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*.

#### IV. KESIMPULAN/RINGKASAN

Berdasarkan hasil simulasi dan analisa yang telah dilakukan, menghasilkan kesimpulan sebagai berikut: (1) Seiring bertambahnya nilai  $\alpha$  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  $\alpha$ , 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  $0^\circ$ . Pada tekanan *upper surface* terlihat pola yang meningkatkan *drag* pada penambahan pesawat dengan *winglet*.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] P. Panagiotou, P. Kaparos, and K. Yakinthos, "Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 39, pp. 190–205, 2014, doi: 10.1016/j.ast.2014.09.006.
- [2] E. Turanoguz and N. Alemdaroglu, "Design of a medium range tactical UAV and improvement of its performance by using winglets," in *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2015*, 2015, pp. 1074–1083, doi: 10.1109/ICUAS.2015.7152399.
- [3] S. G. Kontogiannis and J. A. Ekaterinaris, "Design, performance evaluation and optimization of a UAV," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 29, no. 1, pp. 339–350, 2013, doi: 10.1016/j.ast.2013.04.005.
- [4] S. P. Setyo Hariyadi, Sutardi, W. A. Widodo, and A. Rachmadiyan, "Numerical simulation of airfoil eppler 562 with variations of whitcomb wingtip devices," in *AIP Conference Proceedings*, Jul. 2018, vol. 1983, no. 1, p. 020003, doi: 10.1063/1.5046199.
- [5] M. A. Rosato, *Small Wind Turbines for Electricity and Irrigation*. USA: CRC Press Taylor & Francis Group, 2014.