

Analisis Karakteristik Aerodinamika pada Sayap Pesawat UAV dengan Penambahan *Winglet*

Giri Yudho¹, Bariq Nasution², Y. H. Yogaswara¹

¹. Dinas Penelitian dan Pengembangan TNI AU, Bandung, Indonesia

². PT. Arke Global Rekayasa Nusantara, Bandung, Indonesia

e-mail: giri.ydr@gmail.com

Abstrak — Pesawat terbang *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) membutuhkan analisis karakteristik aerodinamika sebagai salah satu aspek utama perancangannya. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pada komponen sayap, serta mengetahui pengaruh penambahan konfigurasi *winglet* pada sayap. Metode yang digunakan adalah analisis numerik dengan simulasi CFD untuk memprediksi karakteristik aerodinamika dan mengamati fenomena aliran yang terjadi. Model yang digunakan adalah sayap dan *winglet* pesawat sejenis UAV Aerostar yang didesain melalui CAD berbasis data pengukuran dari Scan 3D. Simulasi menggunakan perangkat lunak ANSYS Fluent untuk mendapatkan karakteristik aerodinamika sayap pada masing-masing konfigurasi. Hasil yang diperoleh terdapat peningkatan performa aerodinamika pesawat yang cukup signifikan seperti peningkatan koefisien gaya angkat maksimum sebesar 9.04%, peningkatan *lift-to-drag ratio* hingga 16.18% sehingga pesawat dapat terbang dengan lebih efisien.

Kata Kunci: simulasi, CFD, *winglet*, UAV, aerodinamika

1. PENDAHULUAN

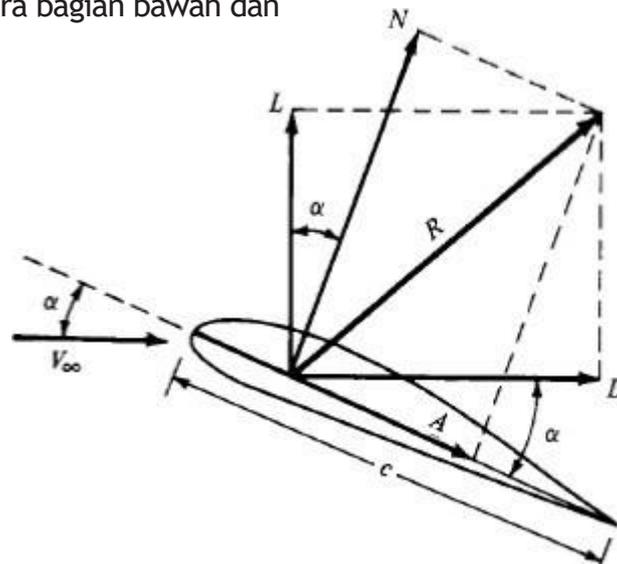
Meningkatnya kebutuhan pesawat tanpa awak/*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) merupakan salah satu tuntutan perkembangan teknologi penerbangan. Pesawat tanpa awak kelas ringan merupakan salah satu jenis pesawat yang sedang meningkat kebutuhannya oleh beberapa pihak di dalam negeri. Dinas Penelitian dan Pengembangan TNI Angkatan Udara (Dislitbangau) sebagai institusi negara turut serta melaksanakan kegiatan penelitian pesawat tanpa awak. Pada penelitian ini menggunakan subjek jenis pesawat yaitu pesawat sejenis UAV Aerostar yang aktif beroperasi di TNI AU.

Dalam konfigurasi pesawat terbang, sayap adalah komponen yang penting karena hampir seluruh beban bertumpu pada bagian ini, sehingga sayap merupakan penentu utama performa pesawat terbang. Komponen sayap dengan konfigurasi *Fixed Wing* memiliki keunggulan dalam jangkauan dan durasi terbang. [1] Terdapat dua konfigurasi sayap *Fixed Wing* yang tersedia yaitu dengan *Winglet* dan tanpa *Winglet*. Pada studi ini akan dilaksanakan simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan model persamaan *Reynolds-Averaged Navier Stokes* (RANS) menggunakan *software* ANSYS Fluent untuk mendapatkan karakteristik

aerodinamika dari masing-masing konfigurasi. Tujuan dari studi ini adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika berupa koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang ditimbulkan serta perubahan sudut serang maksimal (*maximum angle of attack*) sebelum dan sesudah penambahan *winglet* dan membandingkannya satu sama lain.

Gaya aerodinamika timbul karena adanya gesekan aliran udara dengan permukaan sayap yang menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas sayap.

Gaya angkat/Lift (L) adalah komponen dari resultan (R) yang tegak lurus terhadap kecepatan freestream (V_∞). Gaya hambat/ Drag (D) adalah komponen dari resultan (R) yang sejajar dengan kecepatan freestream (V_∞). Sudut serang (angle of attack) didefinisikan sebagai sudut antara kecepatan freestream (V_∞) dan chord (c) sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 1. [2]



Gambar 1 Gaya-gaya aerodinamika pada sayap [2]

Dengan adanya koefisien gaya tak berdimensi, dimensi sayap bisa diperkecil untuk pengujian terowongan angin, karena nilai koefisien gaya tak berdimensinya sama walaupun dengan

skala ukuran sayap yang berbeda. Koefisien gaya *lift* (C_L) dan Koefisien gaya *drag* (C_D) tak berdimensi didefinisikan sebagai berikut: [2]

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S_{ref}}$$

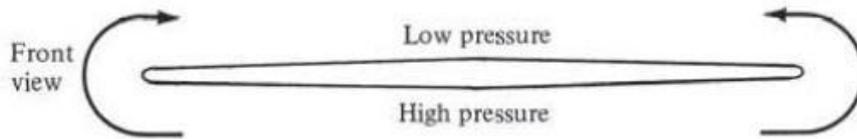
$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S_{ref}}$$

Salah satu faktor utama yang mempengaruhi *drag* total dari suatu pesawat terbang adalah hambatan terinduksi (*induced drag*). Induced Drag merupakan hambatan yang dihasilkan dari hasil kerja sayap yang membuat gaya angkat (lift). [3]

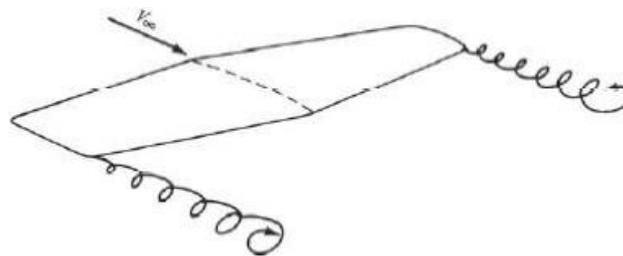
Induced drag dihasilkan sebagai konsekuensi sayap menghasilkan gaya angkat. Ketika menghasilkan gaya angkat, tekanan di permukaan bawah sayap lebih besar dari permukaan atas seperti pada Gambar 2. Hasilnya udara akan cenderung untuk mengalir dari daerah tekanan tinggi ujung

sayap (*wingtip*) ke daerah tekanan rendah di atas sayap. Aliran lateral ini membentuk vortex yang memiliki arah ke bawah (*downwash*) di belakang *trailing edge* dari sayap. Arah aliran

udara ini mempunyai efek membelokkan vektor gaya lift menjadi ke belakang searah *relative wind* sehingga mengurangi efektivitas gaya lift. [2]



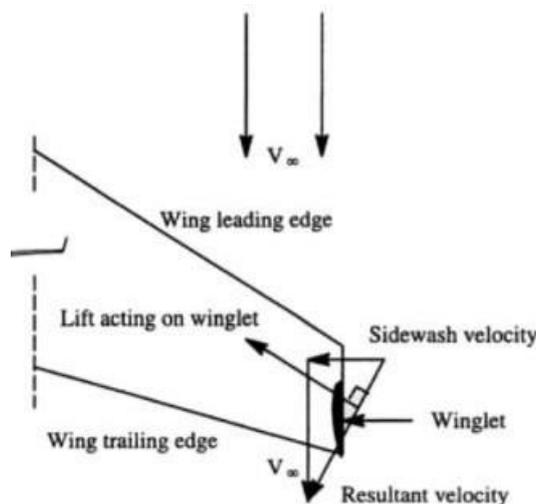
Gambar 2 Prinsip dasar terbentuknya vortex pada *Finite wing*^[2]



Gambar 3 Skematik vortex pada *wingtip*^[2]

Pada sayap dengan *winglet*, secara umum *induced drag* pada sayap akan tereduksi. *Winglet* berperan dalam mereduksi produksi *downwash* yang besar dengan mengubah resultan kecepatan *sidewash* menjadi ke arah V_{∞} seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4. Kecepatan resultan arah V_{∞} ini secara efektif mereduksi *induced drag* pada sayap.[4] Secara kalkulasi teoritis mengindikasikan bahwa bentuk *winglet* sederhana sebagai contoh

papanyangdipasangvertikaldapatmereduksi *induced drag*. Namun pada kenyataannya secara praktis justru menghasilkan *drag* yang lebih besar. Sehingga Whitecomb (1976) pada penelitiannya terhadap fenomena ini menyimpulkan bahwa untuk memperoleh hasil reduksi *induced drag* yang optimal dibutuhkan *winglet* dengan suatu variabel desain dan posisi tertentu.[5]

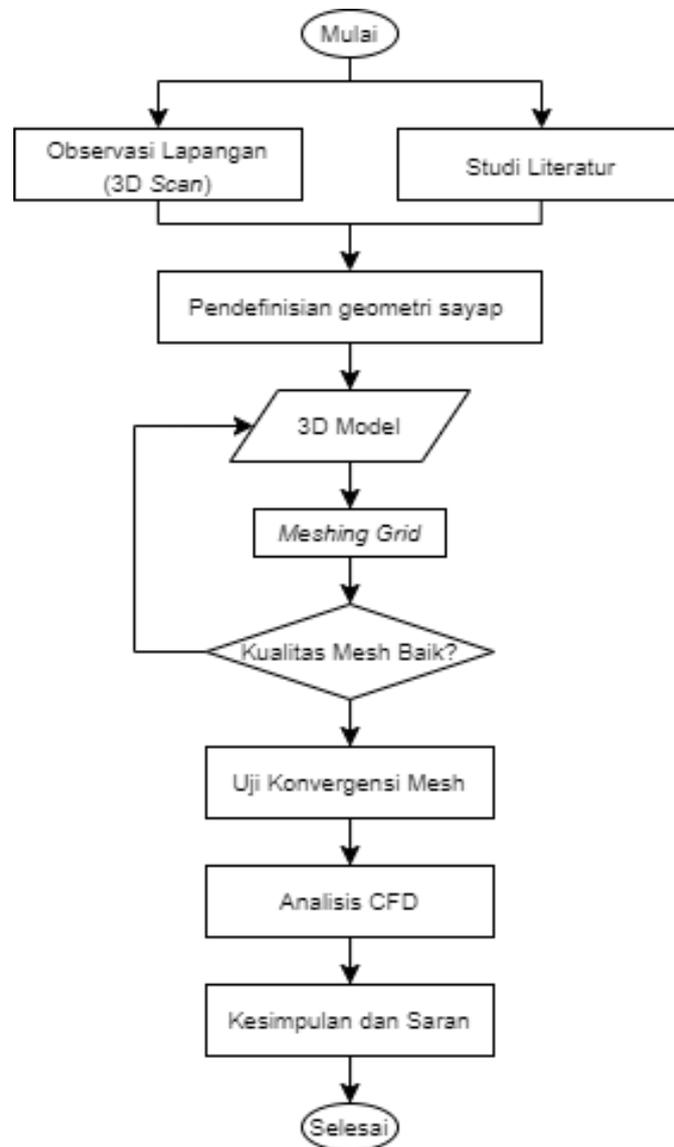


Gambar 4 Gaya-gaya aerodinamika pada *winglet*^[4]

2. METODOLOGI

Karakteristik aerodinamika dapat diperoleh estimasinya melalui metode analitik dan semi-empiris yang proses kalkulasinya dibantu dengan perangkat komputer atau *Computational Fluid Dynamics* (CFD) [6]. Analisa aerodinamika dengan simulasi CFD pada studi ini menggunakan perangkat lunak FLUENT ANSYS dengan model persamaan *Reynolds-Averaged Navier Stokes* (RANS). Secara umum proses simulasi diawali dengan pendefinisian geometri sayap dan *winglet* menggunakan perangkat lunak *Computer Aided Design* (CAD) Solidworks, mengacu

pada desain sayap UAV sejenis Aerostar. Kemudian dilakukan proses *meshing* pada bentuk geometri *boundary* di luar geometri sayap yang berfungsi sebagai terowongan angin virtual pada saat simulasi. Semakin banyak elemen *mesh* maka bentuk geometri akan semakin mendetail dan lebih akurat. Namun jumlah elemen yang banyak akan membutuhkan waktu komputasi yang lebih lama, sehingga elemen simulasi dibatasi menyesuaikan *resource* komputer yang digunakan. Diagram alir dari metode penelitian dapat dilihat pada Gambar 5.



Gambar 5 Alur kerja penelitian

2.1. Pendefinisian Geometri Sayap UAV

Sebelum memulai proses pemodelan 3D sayap, perlu dilakukan pendefinisian geometri sayap yang akan digunakan. Geometri sayap yang akan dianalisis merupakan sayap yang

mirip dengan salah satu UAV yang dimiliki oleh TNI AU. Geometri didapatkan dengan menggunakan hasil dari 3D Scan yang telah dilakukan sebelumnya.

2.2. 3D Model Sayap UAV Menggunakan dan Tanpa Menggunakan Winglet dan Geometrinya

Pemodelan 3D dari sayap ini dilakukan dengan menggunakan hasil Pemindaian 3D yang telah dilakukan sebelumnya. Hasil pemindaian 3D ini kemudian dimodifikasi sedemikian mungkin hingga geometri yang dihasilkan dapat dijalankan menggunakan aplikasi CFD yaitu ANSYS FLUENT. Geometri dari sayap ini dimodifikasi dengan menggunakan aplikasi CAD Solidworks.

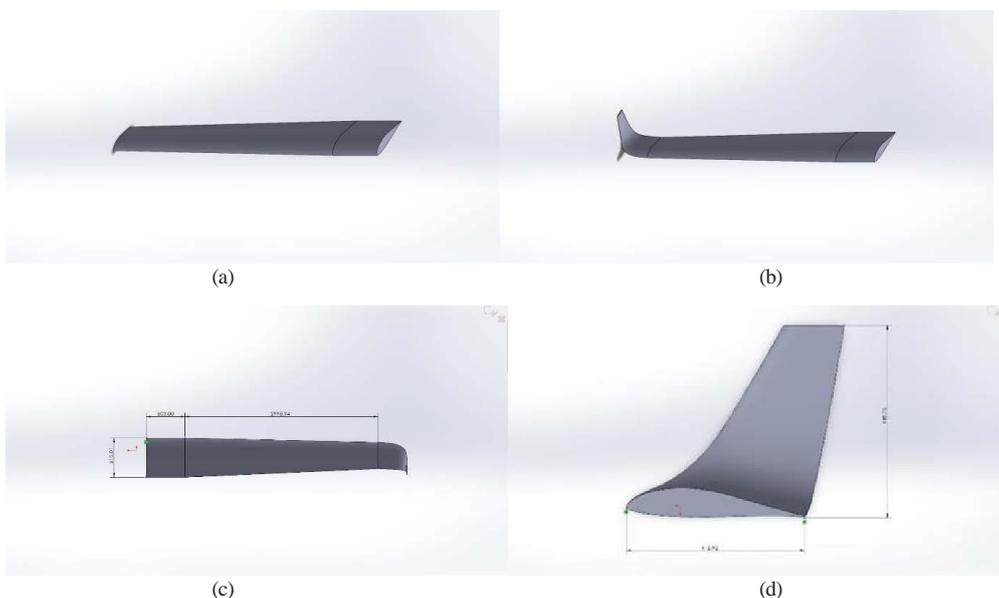
Dua model sayap yang akan dianalisis kemudian dibuat yaitu geometri sayap dengan menggunakan *winglet* dan tanpa menggunakan *winglet*. Geometri yang dimodelkan hanya menggunakan sayap bagian kanan agar menghemat waktu komputasi.

Bentuk dari masing-masing geometri dapat dilihat pada gambar dan gambar. Sedangkan bentuk dari *airfoil*-nya dapat dilihat pada Gambar 6.

2.3. Meshing Grid

Sebelum dilakukan proses analisis, geometri yang dibuat perlu didefinisikan sebagai *mesh* agar *solver* dapat memecahkan permasalahan. proses ini dilakukan dengan menggunakan *Fluent Meshing*. Sebelum melakukan *meshing*,

domain komputasi perlu dibuat terlebih dahulu seperti yang terlihat pada Gambar 8 (b) dengan parameter bentuk domain komputasi dapat dilihat pada Tabel 1.



Gambar 6 (a) Geometri 3D sayap tanpa *winglet*, (b) sayap dengan *winglet*, (c) Geometri sayap, (d) Geometri *winglet*

Tabel 1 Dimensi geometri sayap

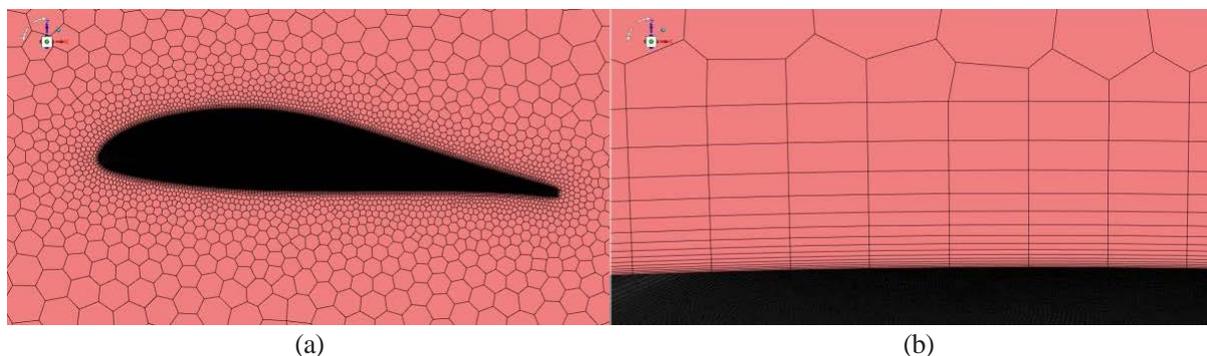
Parameter	Nilai
Tinggi	12.3 m
Panjang	18.45 m
Lebar	13.56 m

Setelah domain komputasi berhasil dibuat, maka *meshing* dapat dilakukan. apabila kualitas *mesh* yang dihasilkan relatif jelek maka akan dilakukan pemodelan ulang pada geometri sayap dengan mensimplifikasi geometri ataupun dengan modifikasi lainnya. Jumlah *mesh* yang digunakan adalah

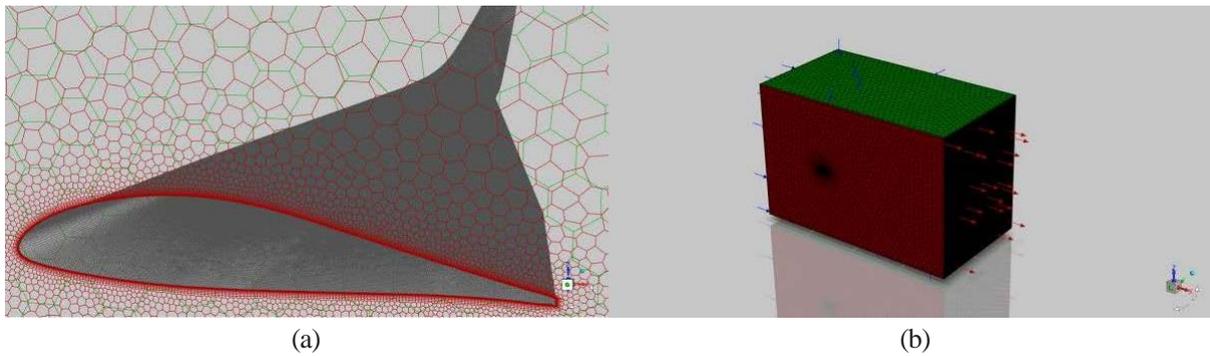
sebanyak 7.8 juta dengan pertimbangan bahwa hasil yang didapatkan sudah cukup akurat namun waktu komputasi tidak terlalu lama. Parameter *mesh* yang digunakan dapat dilihat pada Tabel 2. Hasil proses ini dapat dilihat pada Gambar 7 dan 8.

Tabel 2 Parameter *mesh*

Parameter	Nilai
Jenis <i>Mesh</i>	Poly-Hex Core
Mesh Terkecil	3.5e-3 m
Mesh Terbesar	0.5 m
Increment Ratio	1.2
Y+	4
Tinggi Pertama <i>Prism Layer</i>	4.6e-5 m
Jumlah <i>Prism Layer</i>	15



Gambar 7 (a) *Mesh* pada airfoil, (b) *Mesh* yang di-zoom pada permukaan airfoil.



Gambar 8 (a) Geometri *Mesh* pada sayap, (b) Geometri *Wind tunnel* pada simulasi.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini akan dibahas karakteristik aerodinamika dari geometri sayap dengan *winglet* dan tanpa *winglet* dari UAV. Analisis akan dilakukan dengan menggunakan

aplikasi *solver* yang bernama *ANSYS Fluent*. Tabel 3 menunjukkan pengaturan yang digunakan di dalam simulasi.

Tabel 3 Konfigurasi *set-up* analisis

Parameter	Nilai
<i>Solver</i>	3 Dimensi <i>Pressure Based</i>
Model <i>Viscous</i>	k- ω SST
Material	Udara (<i>Air</i>)
Densitas	1.225 kg/m ³
Viskositas	1.82e-5 kg/m-s
<i>Operation Pressure</i>	101325 N/m ²
<i>Reynolds Number</i>	1.1e6
Kecepatan Aliran	30.8667 m/s
Sudut Serang (derajat)	-12, -8, -4, 0, 4, 8, 12, 14, 16, 18

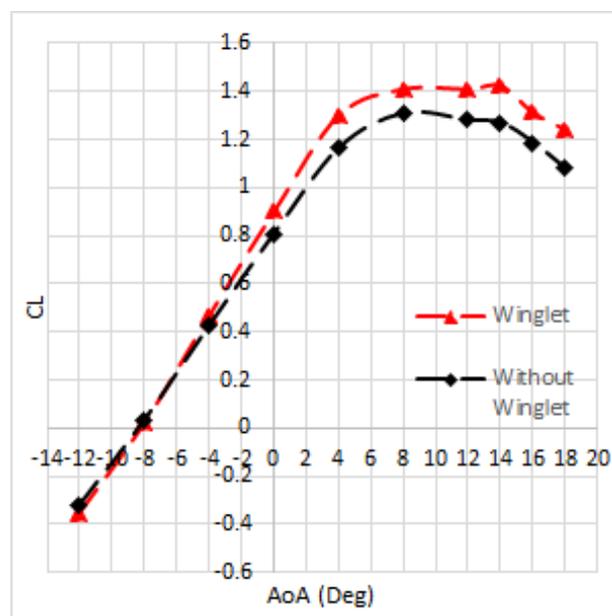
3.1. Karakteristik Aerodinamika Sayap

Terdapat beberapa hasil yang didapatkan dari simulasi dengan menggunakan ANSYS Fluent, pada bagian ini akan dibahas koefisien-koefisien aerodinamika dari dua geometri sayap yang dianalisis yaitu koefisien gaya angkat (C_L), Koefisien gaya hambat (C_D) dan

koefisien momen (C_M). Kemudian dilakukan analisis lebih lanjut dari koefisien - koefisien yang telah didapatkan seperti *Drag Polar* dan *Lift-to-Drag Ratio vs alpha*.

3.1.1. Koefisien Gaya Angkat Terhadap Sudut Serang

Hasil dari koefisien gaya angkat terhadap sudut serang dapat dilihat pada Gambar 9.



Gambar 9 Grafik C_L vs α (AoA) antara sayap tanpa dan menggunakan *winglet*

Dari Gambar 9 didapatkan bahwa sayap yang menggunakan winglet memiliki $C_{L\alpha}$ yang lebih tinggi ($C_{L\alpha} = 0.1049$) dibandingkan sayap tanpa winglet ($C_{L\alpha} = 0.0935$). Hal ini menunjukkan bahwa winglet dapat mengurangi fenomena tip vortex sehingga sehingga $C_{L\alpha}$ dari sayap yang memiliki *winglet* lebih mendekati $C_{L\alpha}$ yang dimiliki airfoil sayap pesawat ($C_{L\alpha}$ lebih tinggi dibandingkan sayap).

Didapatkan juga bahwa *winglet* dapat meningkatkan nilai dari koefisien gaya angkat maksimum ($C_{L_{max}}$) yang ditunjukkan dengan nilai yang lebih tinggi pada sayap

yang menggunakan winglet dengan nilai $C_{L_{max}}$ sebesar 1.427 dan tanpa winglet sebesar 1.308.

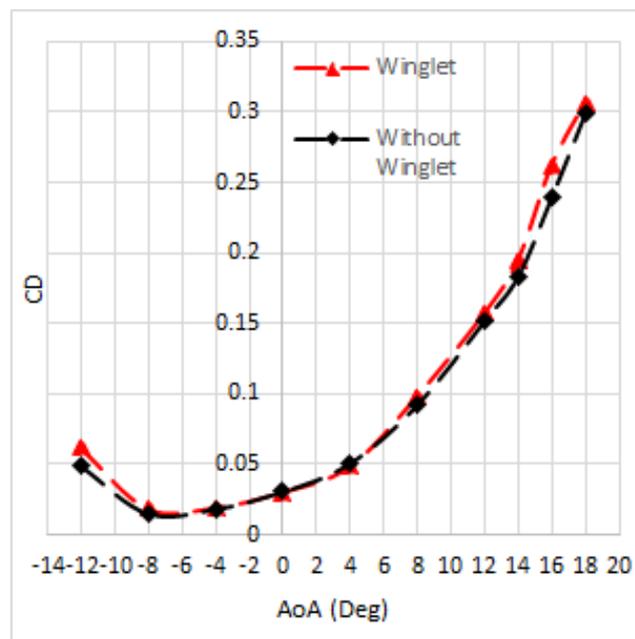
Selanjutnya, winglet tidak terlalu mempengaruhi sudut serang maksimum sebelum terjadinya fenomena stall. kedua sayap menunjukkan sudut serang maksimum yang sama yaitu pada sudut serang 14 derajat.

Untuk nilai sudut serang yang tidak menghasilkan gaya angkat ($\alpha_L=0$) juga tidak berbeda antara kedua jenis sayap. kedua sayap sama-sama tidak menghasilkan gaya angkat pada sudut serang sekitar -8 derajat.

3.1.2. Koefisien Gaya Hambat terhadap Sudut Serang

Hasil dari C_D terhadap sudut serang dapat dilihat pada Gambar 10. Dari hasil yang didapatkan bahwa tidak terdapat sedikit perbedaan antara gaya hambat yang dihasilkan oleh kedua model sayap. Nilai koefisien gaya hambat yang dimiliki oleh sayap dengan *winglet* memiliki nilai yang

relatif lebih tinggi dibandingkan dengan sayap yang tidak memiliki *winglet*. hal ini dikarenakan dengan kehadiran *winglet*, sayap memiliki tambahan gaya gesek. Namun perbedaan koefisien gaya hambat ini tidak terlalu signifikan dan dapat dianggap sama.

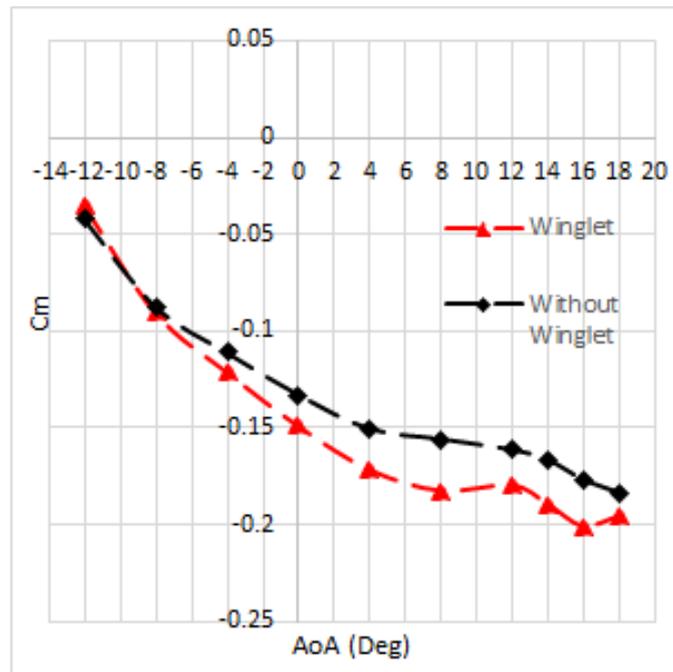


Gambar 10 Grafik C_D vs α (AoA) antara sayap tanpa dan menggunakan *winglet*

Nilai dari $C_{D_{min}}$ dari kedua model juga relatif sama pada sudut serang -8 derajat atau saat sayap tidak memiliki gaya angkat. hal ini dikarenakan sayap tidak memiliki komponen gaya hambat tambahan yaitu *induced drag* yang merupakan gaya hambat yang diakibatkan oleh adanya gaya angkat

pada sayap. sehingga ketika tidak ada gaya angkat pada sayap, tidak ada *induced drag* yang dihasilkan sayap. Nilai ini juga dapat dikatakan sebagai C_{D0} atau nilai koefisien gaya hambat saat sayap tidak memiliki gaya angkat (*zero-lift drag coefficient*)

3.1.3. Koefisien Momen terhadap Sudut Serang



Gambar 11 Grafik C_M vs α (AoA) antara sayap tanpa dan menggunakan *winglet*

Dari Gambar 11 dapat dilihat bahwa koefisien momen pada 0.25 Mean Aerodynamic Chord (MAC) pada kedua model sayap memiliki sifat yang mirip dengan sifat koefisien gaya angkat terhadap sudut serang dimana nilai yang dimiliki sayap dengan *winglet* lebih kecil

(dengan arah negatif/nose down) pada sudut serang sebelum -8 derajat, kemudian memiliki nilai yang sama pada sudut serang -8 derajat, dan memiliki nilai lebih besar dibandingkan pada sudut serang lebih dari -8 derajat.

3.1.4. Lift-to-Drag Ratio terhadap Sudut Serang

Lift-to-drag ratio merupakan salah satu hal besar yang diperhitungkan di dalam mendesain sebuah pesawat terbang yang dimana nilai yang lebih besar merupakan hal yang diinginkan karena dengan gaya angkat yang sama, pesawat dapat terbang lebih efisien karena memiliki nilai gaya hambat yang lebih kecil.

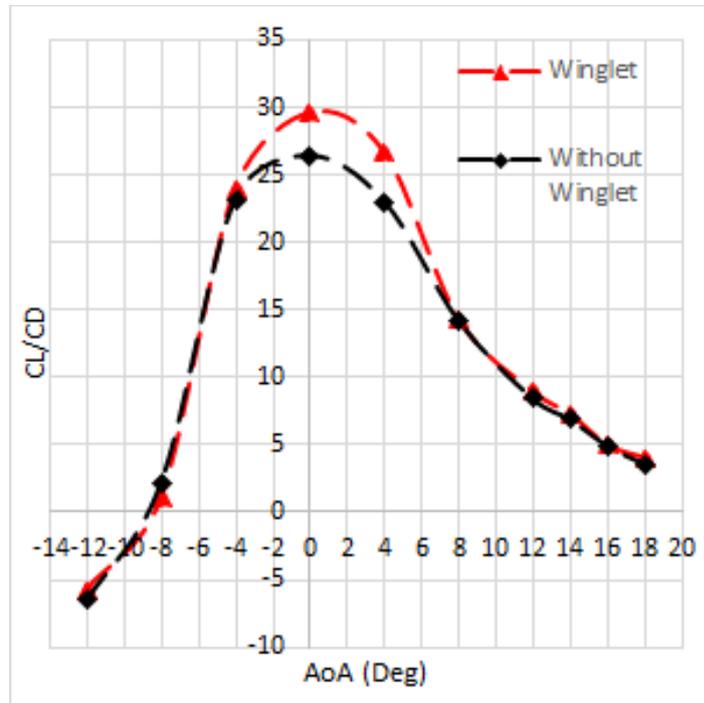
Untuk hasil *lift-to-drag ratio* yang didapatkan untuk kedua model dapat dilihat pada Gambar 12. Didapatkan bahwa nilai *lift-to-drag ratio* dari sayap dengan *winglet* memiliki nilai yang relatif jauh lebih tinggi dibandingkan dengan

sayap tanpa *winglet* pada sudut serang 0-4 derajat. Hal ini merupakan sesuatu yang ingin dicapai karena pada rentang sudut serang tersebut pesawat biasanya terbang jelajah sehingga pesawat dapat terbang lebih efisien. [7]

Jika menggunakan pesawat sejenis yang memiliki berat take off maksimum sebesar 230 kg dan dengan menggunakan asumsi bahwa seluruh gaya angkat dihasilkan oleh sayap, maka gaya angkat yang diperlukan oleh sayap adalah sebesar 2352 N. Dengan luas sayap sebesar 4 m², maka pesawat

memerlukan besar koefisien gaya angkat sebesar $C_L = 0.9656$. Untuk kedua model sayap, keadaan terbang yang harus dipenuhi

agar nilai koefisien gaya angkat tercapai dapat dilihat pada Tabel 4.



Gambar 12 Grafik C_L/C_D vs α (AoA) antara sayap tanpa dan menggunakan *winglet*

Tabel 4 Keadaan terbang pesawat dengan 2 konfigurasi sayap

Konfigurasi	Sudut Serang	$C_{D \text{ Cruise}}$	Peningkatan $C_{D \text{ cruise}}$	C_L/C_D
Tanpa <i>Winglet</i>	1.8	0.039433	-15.50%	24.48772
Dengan <i>Winglet</i>	0.6	0.033304		28.99401

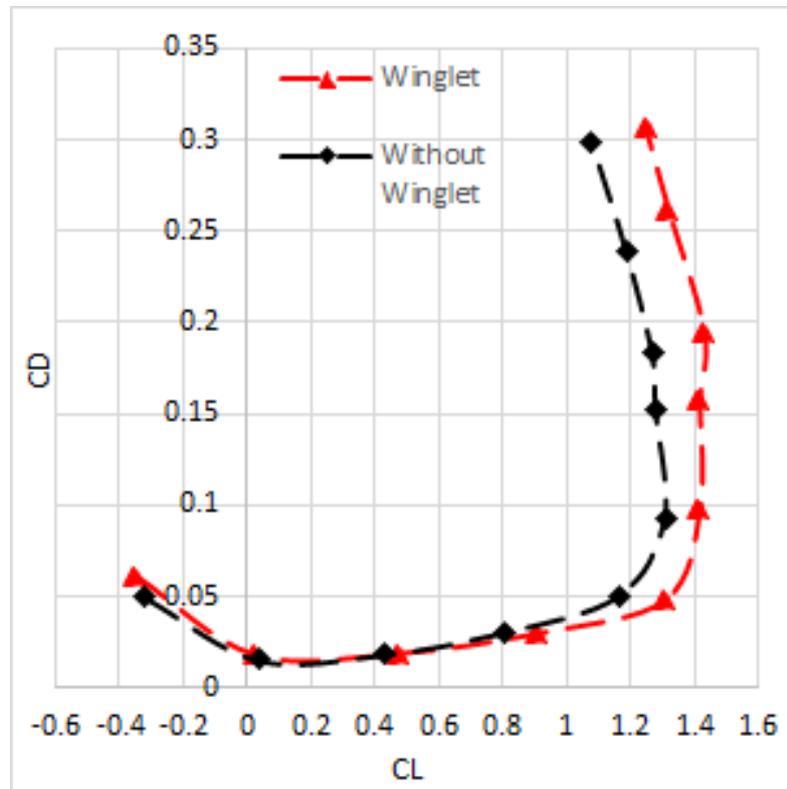
Dari Tabel 4 dapat dilihat untuk terbang dengan kebutuhan gaya angkat yang sama sayap dengan *winglet* terbang dengan sudut serang yang lebih rendah, maka sayap dengan menggunakan *winglet* dapat terbang lebih efisien dengan nilai koefisien gaya hambat yang lebih rendah sebesar 15.5%. Sehingga pesawat dapat terbang

lebih lama dibandingkan pesawat yang tidak menggunakan *winglet* karena gaya dorong yang dibutuhkan pesawat menjadi lebih kecil sehingga daya yang dikeluarkan oleh mesin menjadi lebih kecil. Penambahan *winglet* pada pesawat berjenis *long-endurance* juga dapat meningkatkan *endurance* dari pesawat hingga 1 jam terbang [8].

3.1.5. Drag Polar

Drag Polar merupakan salah satu indikator penting yang banyak digunakan dalam perhitungan prestasi terbang pesawat. Hasil

dari *drag polar* untuk kedua jenis sayap dapat dilihat pada Gambar 13.

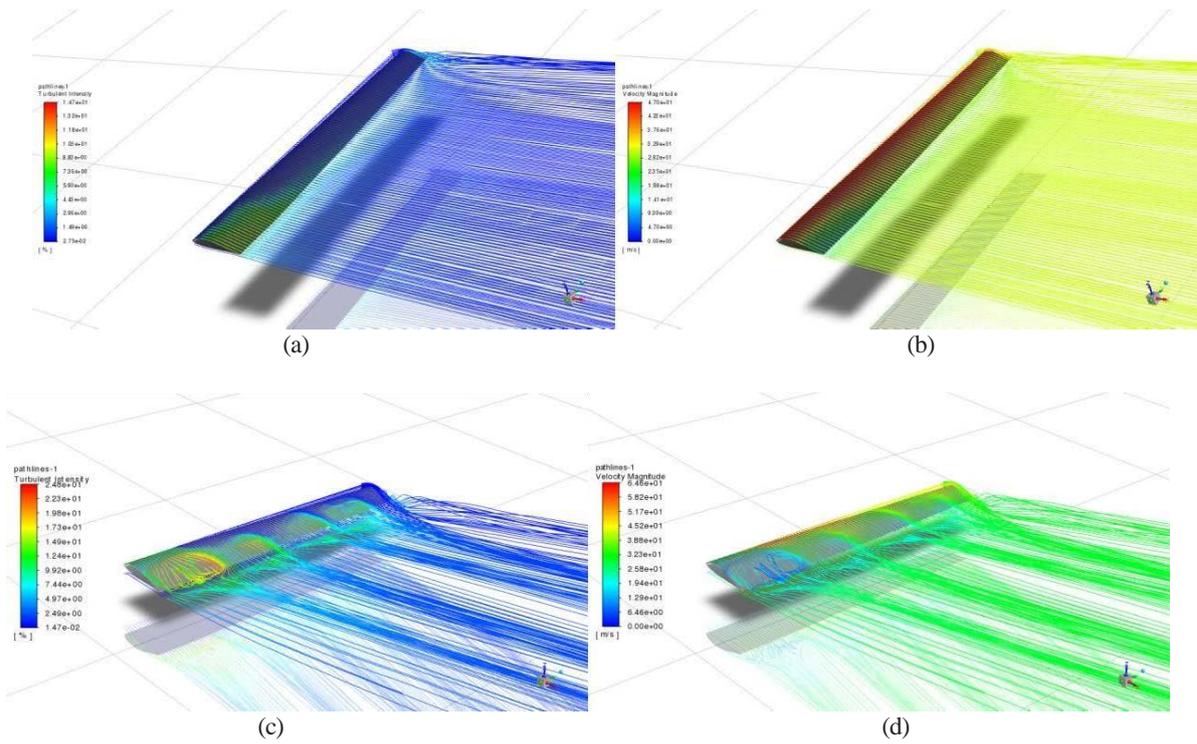


Gambar 13 Grafik C_D vs C_L antara sayap tanpa dan menggunakan *winglet*

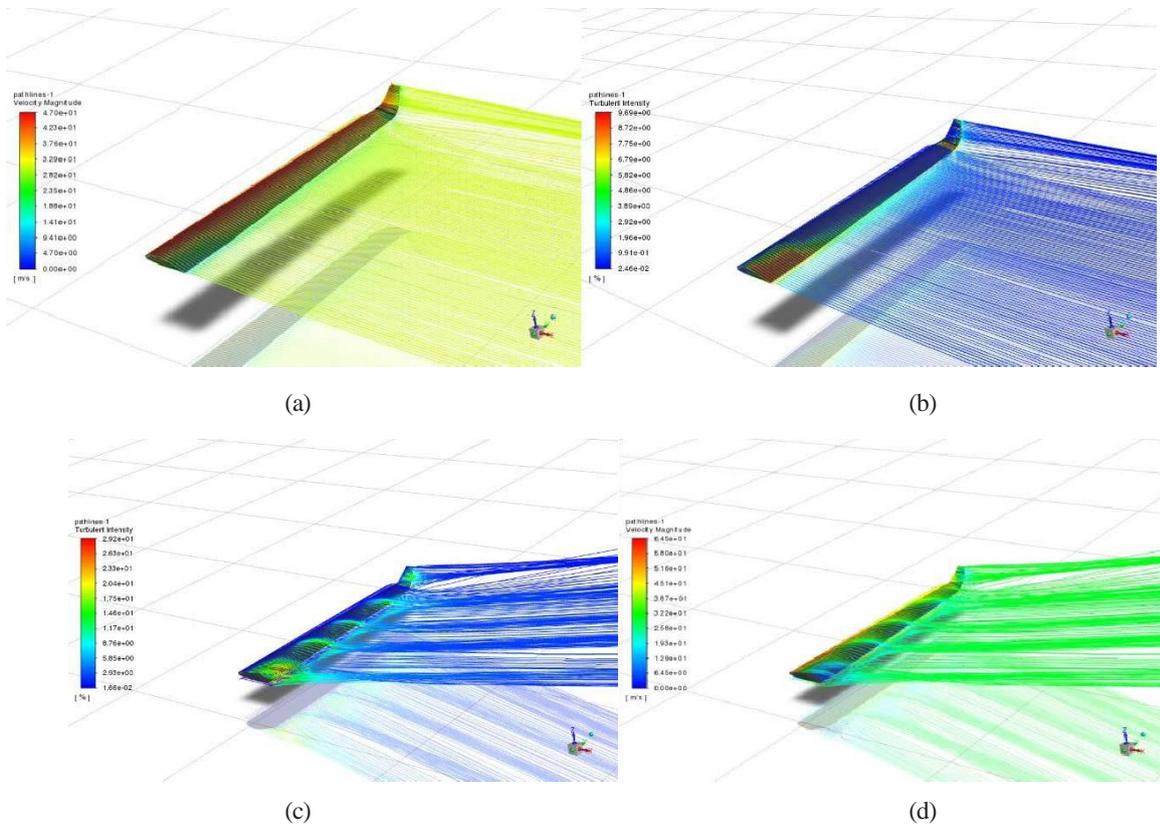
3.2. Visualisasi Aliran

Dari Gambar 14 dan Gambar 15 dapat dilihat karakteristik aliran udara disekitar sayap dengan dan tanpa *winglet* memiliki perbedaan. Pada sayap tanpa *winglet* dapat dilihat bahwa *wingtip vortex* yang dihasilkan jauh lebih besar dibandingkan *vortex* yang dihasilkan oleh

sayap yang menggunakan *winglet*. Sehingga terbukti bahwa penambahan *winglet* pada sayap pesawat dapat mengurangi fenomena *wingtip vortex* pada sayap.



Gambar 14 Visualisasi aliran pada sayap tanpa winglet (a) velocity pathline, $\alpha = 0^\circ$, (b) turbulence intensity pathline $\alpha = 0^\circ$, (c) velocity pathline, $\alpha = 14^\circ$, (d) turbulence intensity pathline $\alpha = 14^\circ$



Gambar 15 Visualisasi aliran pada sayap dengan winglet (a) velocity pathline, $\alpha = 0^\circ$, (b) turbulence intensity pathline $\alpha = 0^\circ$, (c) velocity pathline, $\alpha = 14^\circ$, (d) turbulence intensity pathline $\alpha = 14^\circ$

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian dan pembahasan, maka dapat disimpulkan bahwa penambahan geometri *winglet* pada sayap UAV dapat mengakibatkan:

- Peningkatan koefisien gaya angkat maksimum ($C_{L\ max}$) dari 1.308 menjadi 1.427 atau sebesar 9%.
- Peningkatan gradien kemiringan koefisien gaya angkat ($C_{L\alpha}$) dari 0.0935 per derajat menjadi 0.1049 per derajat atau sebesar 12.2%

- Peningkatan nilai *lift-to-drag ratio* pada sudut serang 0 dan 4 derajat masing-masing sebesar 12.39% dan 16.18% sehingga pesawat dapat terbang lebih efisien atau dapat terbang dengan *endurance* yang lebih tinggi.

Tabel 5 dapat merangkum perbandingan performa aerodinamika dari kedua jenis sayap yang telah diteliti

Tabel 5 Rangkuman karakteristik aerodinamika dari dua jenis sayap yang diteliti

Parameter	Dengan <i>Winglet</i>	Tanpa <i>Winglet</i>
C_{L0}	0.902	0.809
C_{D0}	0.01875	0.01531
$C_{L\ max}$	1.427	1.308
$C_{D\ min}$	0.01875	0.01531
$C_{L\alpha}$ (Per derajat)	0.1049	0.0935
<i>Lift-to-drag ratio</i> maksimum	29.7	26.4
$\alpha_{L=0}$ (Derajat)	-8	-8

REFERENSI

- [1] Richard K. Barnhart, Introduction to Unmanned Aircraft Systems, Taylor & Francis Group, 2012
- [2] J.D. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, New York, 2011.
- [3] Barnes W. McCormick, Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics, John Wiley & Sons, 1995.
- [4] J. Roskam, Airplane Design, DARcorporation, Lawrence, KS, 2004.
- [5] D. McLean, Understanding Aerodynamics Arguing from the Real Physics, Wiley-Blackwell, Chichester, 2013
- [6] P. Panagiotou, P. Kaparos, C. Salpingidou, and K. Yakinthos, "Aerodynamic design of a MALE UAV," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 50, pp. 127-138, 2016.
- [7] Rodrigo Martínez-Val, "Historical evolution of air transport productivity and efficiency", 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005
- [8] P. Panagiotou, P. Kaparos, K. Yakinthos, "*Winglet* design and optimization for a MALE UAV using CFD", *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 190-205, 2014