



ANALISIS PENGGUNAAN WINGLET PADA PESAWAT UDARA CESSNA 150 DENGAN PROFIL NACA 2412

Alifqafawwaz Nur Mahfud¹, Nurman², Suhanto³

^{1,3} Politeknik Penerbangan Makassar, ² Otoritas Bandara Wilayah V

Jalan Salodong, Untia, Kec. Biringkanaya, Kota Makassar, Sulawesi Selatan 90241

Email : alifqafawwaz749@gmail.com, nurman@dephub.go.id, suhanto@poltekbangmakassar.ac.id

Info Artikel

Sejarah artikel:

Diterima, 26 April 2023

Direvisi, 22 Mei 2023

Disetujui, 16 Juni 2023

Kata kunci:

Winglet

Cessna 150

NACA 2412

Analisis Aerodinamis

Xflr5

Keywords :

Winglet

Cessna 150

NACA 2412

Aerodynamic analysis

Xflr5

ABSTRAK

Pesawat Cessna 150 merupakan salah satu pesawat ringan yang banyak digunakan dalam dunia penerbangan umumnya. Salah satu aspek yang penting dalam perancangan sebuah pesawat termasuk pesawat Cessna 150 ini adalah desain sayap. Ketika terjadi pertemuan aliran udara yang berbeda tekanan dari bagian atas dan bawah sayap pesawat dapat menyebabkan terjadinya pusaran (*vortex*) disetiap ujung sayap. Dampak dari *vortex* ini yaitu gaya *drag* bertambah, gaya *lift* dan efisiensi bahan bakar berkurang serta dapat terjadinya turbulensi. Salah satu modifikasi pada sayap pesawat untuk mengurangi dampak dari *vortex* ini adalah dengan penggunaan *winglet*. Hal ini telah banyak diterapkan pada pesawat komersial terbaru untuk meningkatkan efisiensi pesawat. Tujuan penelitian ini adalah melakukan analisis terhadap penggunaan *winglet* pada pesawat Cessna 150 dengan profil NACA 2412. Penelitian ini menggunakan simulasi numerik Xflr5 dengan konfigurasi geometri 3D. Bentuk *winglet* yang digunakan adalah *cant angle* dengan sudut tekuk 0°, 15°, 30°, 60°, dan 90° yang diuji pada sudut serang 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, dan 18° dengan kecepatan udara 46 m/s. Hasil penelitian menunjukkan bahwa airfoil NACA 2412 dengan *winglet* mampu meningkatkan efisiensi kinerja sayap. Hal ini dibuktikan dengan visualisasi aliran udara pada modifikasi dengan *winglet* dapat mengurangi *vortex* sehingga aliran udara menjadi lebih *smooth/laminer*. Selain itu, studi numerik menunjukkan peningkatan nilai koefisien *lift* (C_L), penurunan nilai koefisien *drag* (C_D), dan rasio C_L/C_D lebih baik dengan penggunaan *winglet*, dimana efisiensi *winglet* terbaik pada *cant angle* dengan sudut tekuk 30°.

ABSTRACT

The Cessna 150 is a light aircraft that is widely used in the world of general aviation. One important aspect in designing an aircraft, including the Cessna 150, is the wing design. When there is a meeting of air flows with different pressures from the top and bottom of the aircraft wing, it can cause a vortex to form at each wing tip. The impact of this vortex is that drag force increases, lift force and fuel efficiency decrease and turbulence can occur. One modification to aircraft wings to reduce the impact of these vortices is the use of winglets. This has been widely applied to the latest commercial aircraft to increase aircraft efficiency. The aim of this research is to analyze the use of winglets on a Cessna 150 aircraft with a NACA 2412 profile. This research uses Xflr5 numerical simulation with a 3D geometric configuration. The winglet shape used is cant angle with bend angles of 0°, 15°, 30°, 60°, and 90° which were tested at angles of attack of 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, and 18° with an air speed of 46 m/s. The research results show that the NACA 2412 airfoil with winglets is able to increase wing performance efficiency. This is proven by the visualization of air flow in modifications with winglets which can reduce vortices so that the air flow becomes smoother/laminer. In addition, numerical studies show an increase in the value of the lift coefficient (C_L), a decrease in the value of the drag coefficient (C_D), and a better C_L/C_D ratio with the use of winglets, where the winglet efficiency is best at a cant angle with a bend angle of 30°.

Penulis yang sesuai:

Alifqafawwaz Nur Mahfud
Prodi Teknologi Pemeliharaan Pesawat Udara, Politeknik Penerbangan Makassar
Jalan Salodong, Untia, Kec. Biringkanaya, Kota Makassar, Sulawesi Selatan 90241
Surel : alifqafawwaz749@gmail.com

1. PENDAHULUAN

Pesawat Cessna 150 merupakan salah satu pesawat ringan yang banyak digunakan dalam dunia penerbangan umum. Pesawat ini memiliki kegunaan yang luas, termasuk dalam pelatihan penerbangan, penerbangan rekreasi, dan transportasi pribadi. Namun, seperti halnya pesawat lainnya, Cessna 150 juga memiliki beberapa aspek yang dapat ditingkatkan untuk meningkatkan kinerja dan efisiensinya. Salah satu aspek penting dalam perancangan pesawat adalah desain sayap. Sayap adalah komponen utama dalam pesawat, karena secara langsung mempengaruhi kemampuan pesawat untuk menghasilkan gaya angkat dan mengurangi hambatan saat terbang. Profil sayap NACA 2412 adalah salah satu profil sayap yang digunakan dalam pesawat Cessna 150. NACA 2412 adalah airfoil yang diperuntukan untuk kecepatan rendah. Airfoil ini digunakan pada pesawat *single engine* seperti pesawat Cessna 150, 152, 172, dan 182.

Airfoil adalah sebuah geometri dasar yang ada pada sayap pesawat udara yang dapat menghasilkan sebuah efek gaya aerodinamika ketika terdapat aliran udara yang melewatinya (Narayan & John, 2016). Airfoil dapat menyebabkan perbedaan aliran udara pada permukaan atas dan bawah. Kecepatan aliran udara berbanding terbalik dengan tekanannya. Aliran udara permukaan atas memiliki kecepatan lebih tinggi daripada permukaan bawah. Tekanan permukaan bawah airfoil lebih tinggi dibandingkan permukaan atas, sehingga menghasilkan gaya angkat (Nurcahyadi, 2008). Aliran udara pada airfoil sayap pesawat terbang menyebabkan pusaran (*vortex*) disetiap ujung sayap (*wingtip*). Pusaran udara menambah gaya hambat (*drag*) dan mengurangi gaya angkat (*lift*) yang dihasilkan. Performa aerodinamika pesawat akan berkurang ketika nilai gaya hambat tinggi (Pragati et al., 2015).

Terdapat aksesoris pada sayap pesawat yang untuk dapat meningkatkan performa di sayap tanpa memperpanjang lebar sayap yaitu *winglet*. *Winglet* yang terletak di bagian ujung sayap memiliki fungsi yaitu meredam pusaran udara (*vortex*) yang terjadi di bagian ujung sayap yang disebabkan oleh pertemuan udara bagian atas sayap pesawat yang bertekanan rendah dan bagian bawah sayap pesawat yang bertekanan tinggi, akibat pertemuan udara yang berbeda tekanan ini dapat menimbulkan terjadinya turbulensi. Selain itu, *winglet* juga dapat mengurangi *induced drag* yang terjadi akibat *vortex* di ujung sayap pesawat, sehingga dapat meningkatnya *lift* di bagian ujung sayap. Dengan penggunaan *winglet* dapat mengurangi *induced drag* sebesar 20% dan peningkatan rasio *lift to drag ratio* sebesar 10 hingga 15%. (Whitchomb, 1976).

Saini et al (2019) melakukan studi numerikal *winglet* dengan *cant angle* dan *sweep angle* pada Cessna 152 menggunakan NACA 2412 *semi span*. Berdasarkan penelitian tersebut diketahui bahwa dengan penggunaan *winglet* pada airfoil NACA 2412 dengan penambahan *winglet* memperoleh koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D) memperoleh nilai yang baik dibanding dengan airfoil NACA 2412 *semi span*. Hasil terbaik diperoleh *winglet cant angle* 30° dengan *sweep angle* 0°.

Hidayat et al (2020) meneliti pengaruh *winglet* pada Cessna 172 dengan menggunakan NACA 2412. *Winglet* yang digunakan adalah *cant angle winglet* dengan variasi sudut tekuk 0°, 30°, 60°, dan 90° pada sudut serang 0° sampai 15° dengan range kenaikan sudut 0.5°. Hasil pengujian menunjukkan, bahwa model modifikasi pada airfoil NACA 2412 dengan *winglet* menghasilkan perbandingan koefisien *lift* dan *drag* paling besar pada sudut *cant angle* 30° dengan nilai CL/CD maksimal terdapat pada sudut serang 2.5° sebesar 24,728.

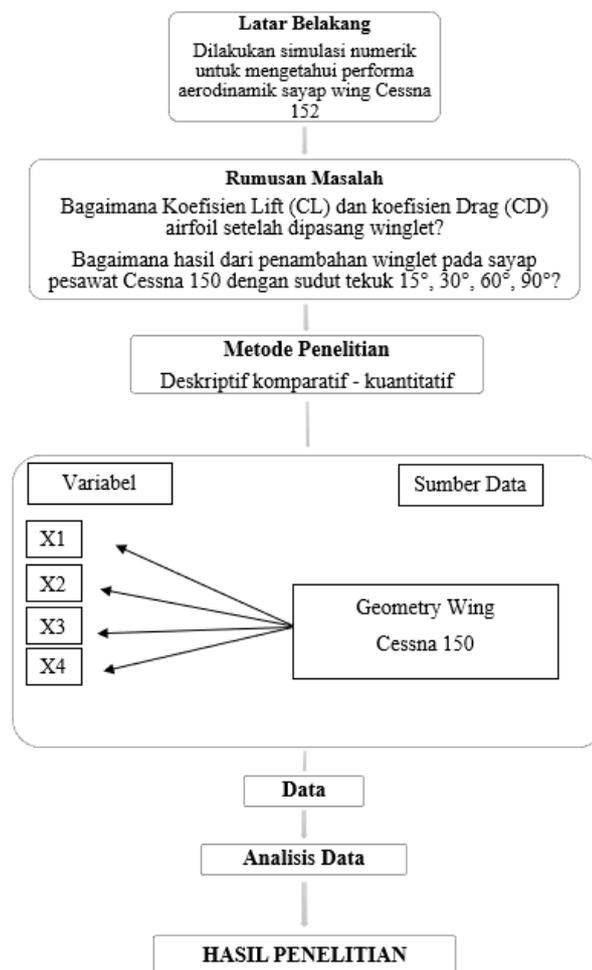
Sudrajat (2022) melakukan penelitian desain *winglet* pada NACA 2412 menggunakan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Konsep desain *winglet* menggunakan *cant angle* dengan variasi parameter sudut *winglet*. Berdasarkan hasil penelitian diketahui bahwa NACA 2412 dengan *winglet* memperoleh nilai koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D) dan rasio C_L/C_D lebih baik NACA 2412 tanpa *winglet*.

Dalam konteks ini, penelitian dilakukan bertujuan untuk melakukan analisis terhadap penggunaan *winglet* pada pesawat Cessna 150 dengan profil NACA 2412. Analisis ini dapat melibatkan pemodelan dan simulasi menggunakan metode numerik menggunakan perangkat lunak Xflr5 dengan metode simulasi *vortex lattice method* dengan pemodelan geometri 3D. Diharapkan penelitian ini dapat memberikan pemahaman lebih dalam tentang potensi penggunaan *winglet* pada pesawat Cessna 150 dengan profil NACA 2412, termasuk dampaknya terhadap kinerja, efisiensi, dan stabilitas pesawat tersebut. Dengan pemahaman yang lebih baik tentang penggunaan *winglet* pada pesawat Cessna 150, penelitian ini dapat memberikan masukan berharga untuk perbaikan desain pesawat ringan, meningkatkan efisiensi operasional, dan memperluas pengetahuan dalam bidang tugas aerodinamika pesawat.

2. METODE

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah metode deskriptif komparatif dengan pendekatan kuantitatif. Metode ini merupakan gambaran atau deskripsi mengenai fakta-fakta serta hubungan antar fenomena yang diteliti. Dengan fenomena – fenomena yang terjadi bisa dilakukan perbandingan dengan studi komparatif. Pendekatan kuantitatif yang digunakan untuk menguji suatu teori, menyajikan suatu fakta atau mendeskripsikan statistic, untuk menunjukkan hubungan antar variabel, mengembangkan konsep, mengembangkan pemahaman atau mendeskripsikan banyak hal (Subana & Sudrajat, 2005).

Dalam penelitian ini, akan dilakukan pengujian untuk mengetahui aerodinamika yang terjadi pada sayap pesawat Cessna 150, dengan penambahan variasi *winglet* di wingtip sayap. Dengan menggunakan *software* yakni XFLR5. Selain itu penelitian ini juga menggunakan referensi dari penelitian-penelitian terdahulu mengenai Cessna 150 dengan Airfoil NACA 2412, maupun tentang *winglet* agar hasilnya dapat dibandingkan, dan dapat diketahui geometri *winglet* yang seperti apa, yang cocok untuk pesawat-pesawat lainnya. Penelitian ini hanya akan terfokus pada *wing* pesawat saja dengan geometri airfoil dari NACA 2412 dan penambahan variasi bentuk sudut *winglet* Cessna 150. Dengan penelitian dilakukan dapat diharapkan dapat memiliki performa terbang yang lebih baik lagi untuk kebutuhan misi-misi yang akan datang. Berikut ini pada gambar 1 digambarkan alur/proses penelitian yang dilalui sebagai berikut:

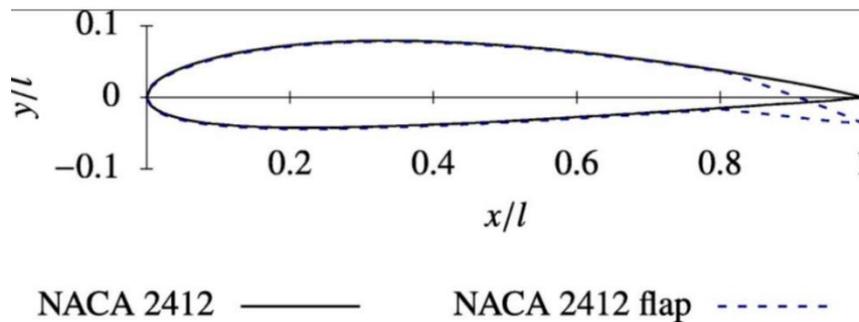


Gambar 1. Alur Penelitian

Pada penelitian ini menggunakan tipe airfoil NACA 2412 yang dimana berdasarkan TCDS (*Type Certificate Data Sheet*) dan AMM (*Aircraft Maintenance Manual*), airfoil NACA 2412 sesuai dengan bentuk geometri dari pesawat Cessna 150.

Tabel 1. Spesifikasi Wing Cessna 150

Airfoil	NACA 2412
Wing Span	9.97 m – 10.11 m (<i>conical wingtips</i>)
Root Chord	1.63 m
Tip Chord	1.12 m
Dihedral	1°
Twist at Root	1°
Twist at Tip	0°
AR (<i>Aspect Ratio</i>)	7

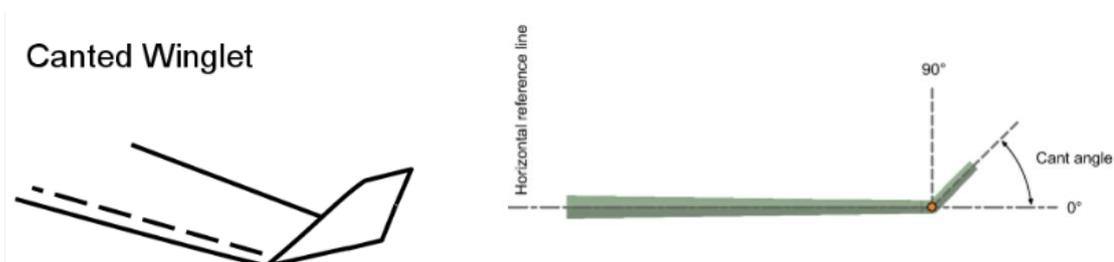


Gambar 2. NACA 2412 Airfoil

Winglet yang digunakan pada penelitian ini adalah winglet dengan tipe *cant angle winglet* pada airfoil NACA 2412. Sudut tekuk *cant angle* ditentukan dari sudut yang dibentuk dari sumbu lateral sayap dengan sisi luar winglet. Pemilihan sudut tekuk yang akan digunakan mengacu pada penelitian sebelumnya yang dilakukan oleh Hidayat et al (2020) dan Hanif (2017) yaitu sudut tekuk (*cant*) winglet 0°, 15°, 30°, 60° dan 90°. Berikut adalah geometri winglet yang akan digunakan dalam penelitian ini:

Tabel 2. Geometri Winglet

Jenis Winglet	Ukuran Span	Sudut Cant
Canted Winglet	10% Span Pesawat	0°
		15°
		30°
		60°
		90°



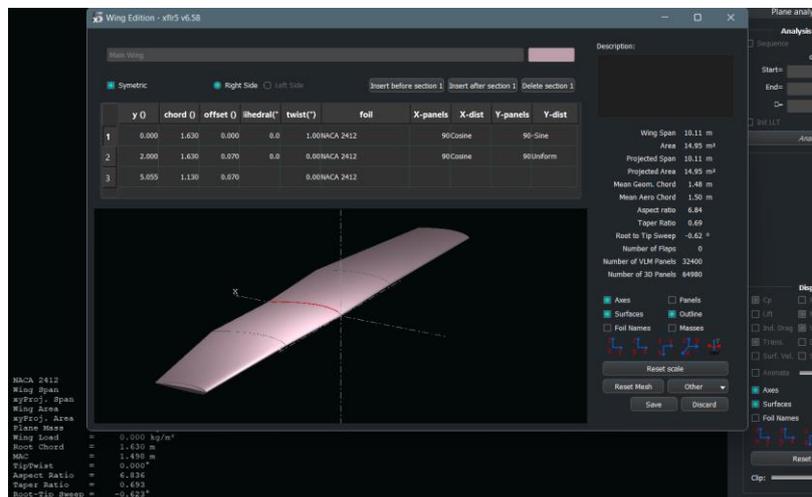
Gambar 3. Bentuk Cant Angle Winglet

Sudut serang atau sudut alpha, merupakan salah satu faktor yang mempengaruhi keefisienan suatu desain sayap pesawat terbang. Sudut- sudut ini akan diamati untuk mengetahui apakah dengan penambahan winglet pada sudut serang tertentu mampu meningkatkan keseimbangan saat pesawat berada di posisi sudut serang tinggi, maupun rendah. Untuk penelitian ini digunakan sudut serang 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, dan 18°.

Prosedur simulasi pada penelitian ini menggunakan perangkat lunak dengan Xflr5, pemodelan dan simulasi dengan tahapan *vortex lattice method* dimulai dari analisis bentuk desain airfoil NACA 2412 secara dua dimensi selanjutnya dari bentuk dua dimensi tersebut, dilakukan pemodelan geometri tiga dimensi dari NACA 2412.

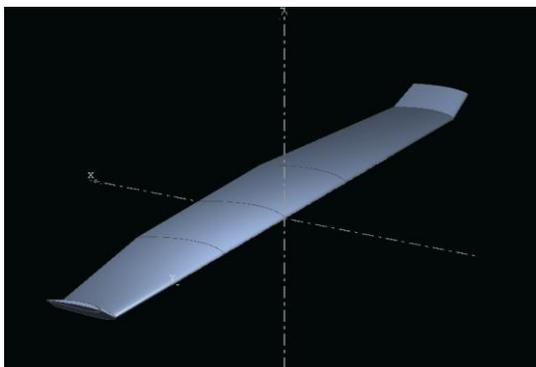


Gambar 3. Desain 2D Airfoil NACA 2412 , Xflr5

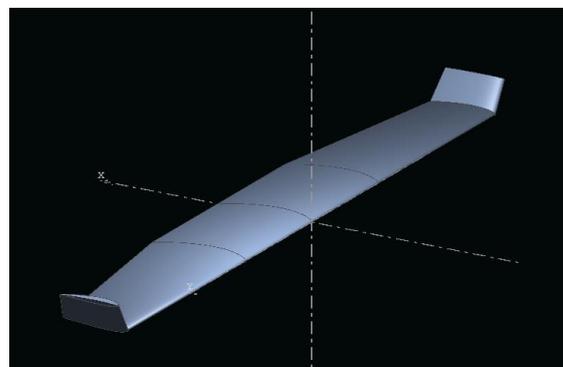


Gambar 4. Desain Geometri 3D Airfoil NACA 2412, Xflr5

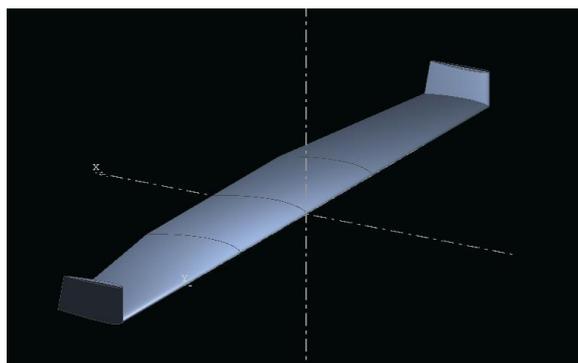
Pada gambar diatas menunjukkan pemodelan dari geometri pada pesawat Cessna 150 NACA 2412 dimana dilihat dari sumbu x searah dengan *chord* sayap, sumbu y paralel dengan sumbu lateral pesawat dan sumbu z tegak lurus terhadap bidang pesawat. Pada gambar ini ditunjukkan sayap pesawat Cessna 150 tanpa menggunakan *winglet* sesuai dengan bentuk geometri sayap yang ada pada pesawat Cessna 150. Selanjutnya dilakukan modifikasi pemodelan airfoil NACA 2412 dengan *winglet* variasi sudut.



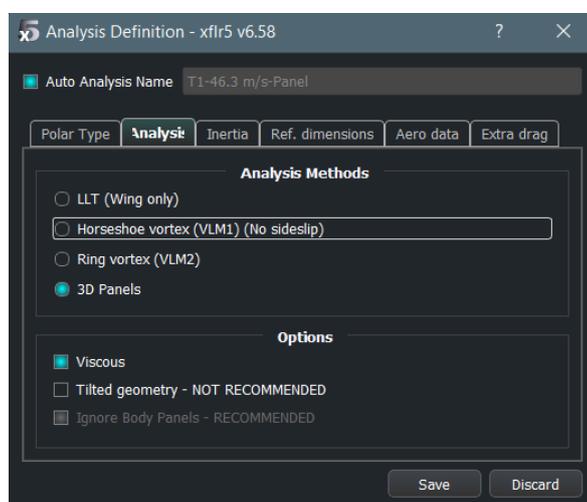
Gambar 5. Sayap Cessna 150 dengan *Cant Angle* 30°



Gambar 6. Sayap Cessna 150 dengan *Cant Angle* 60°

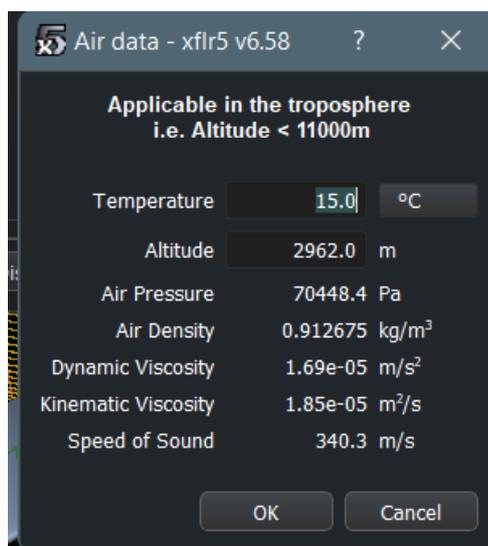
Gambar 7. Sayap Cessna 150 dengan *Cant Angle* 90°

Pada Gambar diatas ditunjukkan sayap Cessna 150 dengan variasi *cant angle winglet* 30°,60°,90°. Hasil dari geometri ini akan disimulasikan dengan menggunakan software XFLR5 begitu juga dengan variasi lainnya kemudian prosedur simulasi dilakukan dengan menggunakan metode 3D Panels.



Gambar 8. Prosedur Simulasi

Proses simulasi dilakukan pengujian dengan memilih mode analisis dengan menginput *velocity*, *density*, *temperature* dan *viscosity*.



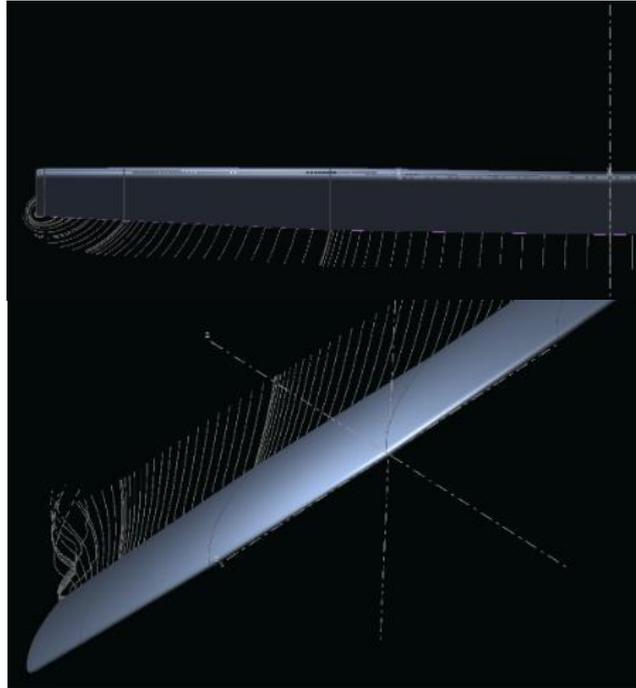
Gambar 9. Data Udara

Setelah semua input variabel tersebut dimasukkan, pengujian dapat dilakukan dengan output hasil pengujian yaitu dilihat dengan bentuk visualisasi distribusi aliran terhadap sayap dan grafik koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D) dan rasio C_L/C_D .

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Analisis Karakteristik Aerodinamis Tanpa *Winglet*

Dalam analisis karakteristik aerodinamis tanpa *winglet* simulasi dilakukan dengan memvariasikan kecepatan udara pada nilai 46 m/s. Berikut adalah hasil data awal, yakni visualiasi aliran tanpa variasi *winglet* saat kondisi variasi sudut serang (AoA) sebesar 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , dan 18° pada perhitungan semi numerik menggunakan *software* XFLR5.

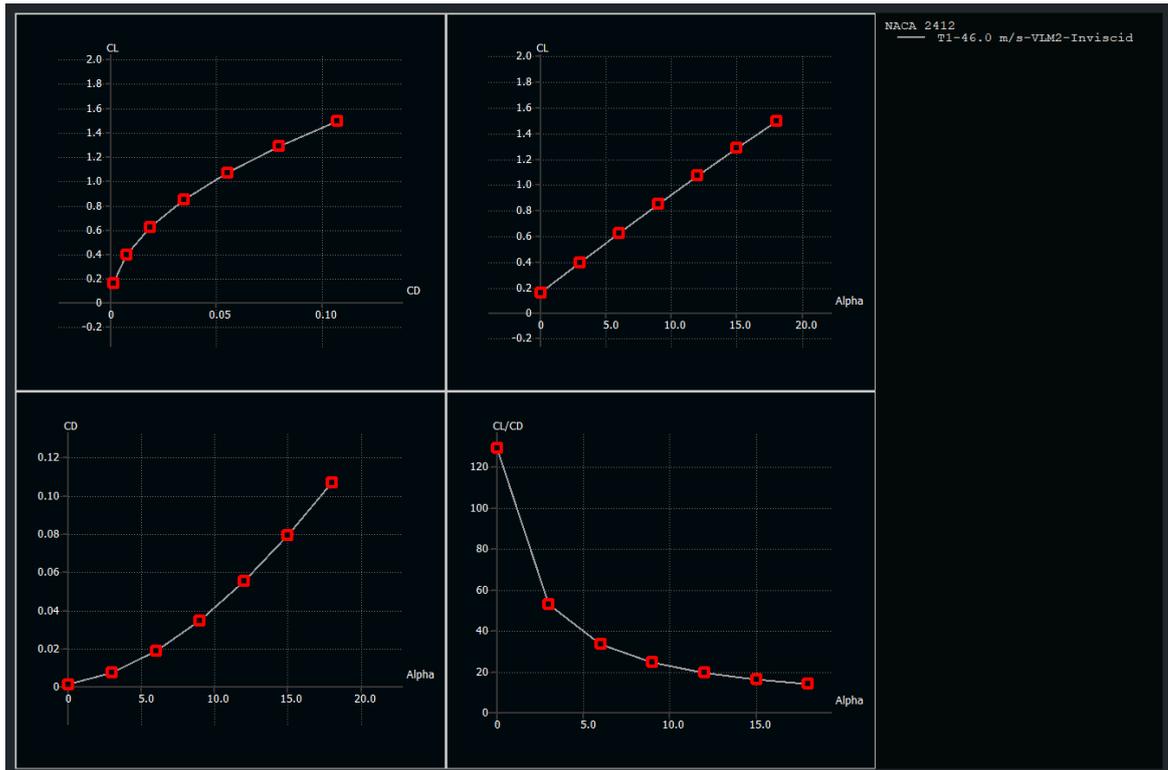


Gambar 10. Visualisasi Aliran pada Airfoil NACA 2412 Tanpa *Winglet*

Hasil visualisasi aliran pada XFLR5 menampilkan pola aliran pada profil NACA 2412 tanpa *winglet* pada sudut serang 18° . Aliran udara di sekitar sayap, menunjukkan adanya turbulensi di bagian belakang sayap. Terdapat pemisahan aliran di beberapa titik, yang mengurangi distribusi tekanan dinamik pada permukaan airfoil yang diamati. Hasil kontur aliran yang dihasilkan oleh sayap tanpa *winglet* juga dapat dilihat *vortex*nya masih dapat terbaca dengan jelas.

Tabel 2. Hasil C_L dan C_D tanpa *winglet*

No	Sudut AoA	C_L	C_D
1.	0°	0.15890	0.00123
2.	3°	0.39089	0.00741
3.	6°	0.62063	0.01865
4.	9°	0.84670	0.03468
5.	12°	1.06776	0.05509
6.	15°	1.28252	0.07934
7.	18°	1.48982	0.10680



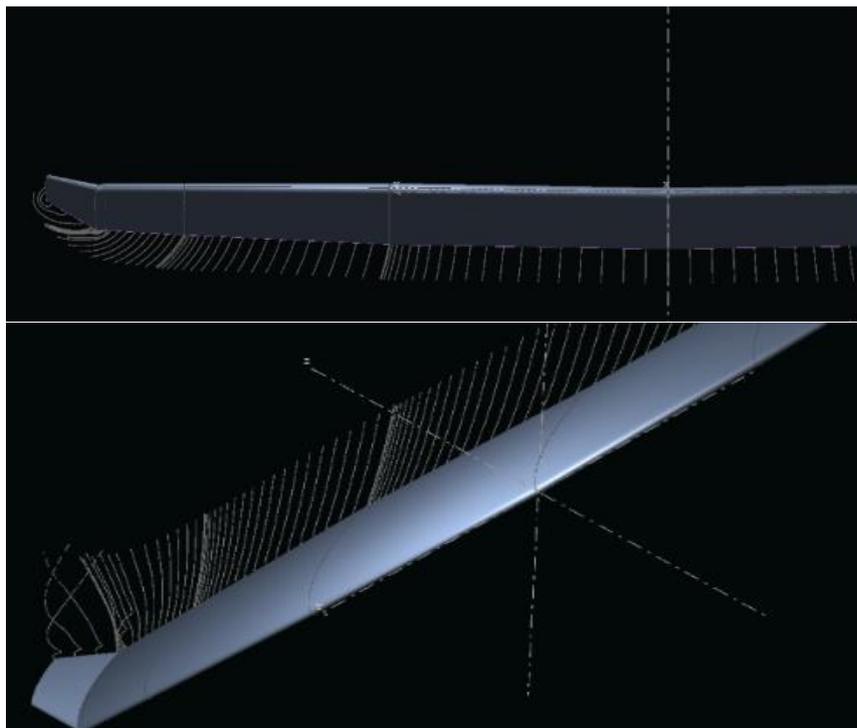
Gambar 11. Grafik Perhitungan Awal XFLR5 tanpa *Winglet*

Hasil simulasi menunjukkan bahwa pada kecepatan udara 46 m/s, terjadi peningkatan proporsional pada koefisien *lift* (C_L), pesawat Cessna 150 tanpa *winglet*. Koefisien *lift* (C_L) merupakan besaran yang menggambarkan gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap atau profil pesawat. Peningkatan nilai CL yang terjadi dapat dipengaruhi oleh Sudut serang (AoA). Sudut serang adalah sudut antara arah aliran udara relatif terhadap *chord line* dari airfoil sayap. Semakin Sudut serang lebih besar, maka koefisien *lift* (C_L) juga akan lebih tinggi. Artinya, dengan meningkatkan sudut serang pada kecepatan udara 46 m/s, pesawat Cessna 150 dapat menghasilkan gaya angkat lebih tinggi.

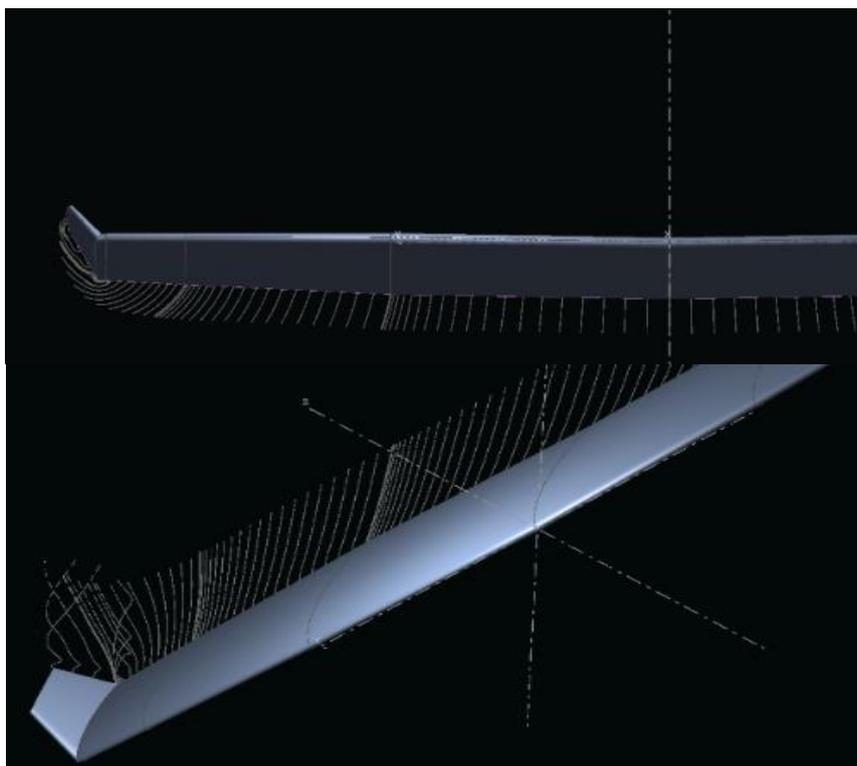
Pada nilai koefisien *drag* (C_D) juga mengalami perubahan namun tidak signifikan pada kecepatan udara 46 m/s yang diamati. Koefisien *drag* (C_D) menggambarkan gaya hambat yang dialami oleh pesawat selama terbang. Hasil yang menunjukkan koefisien *drag* (C_D) mengalami perubahan namun tidak signifikan pada kecepatan 46 m/s menandakan bahwa pada kondisi tanpa *winglet*, pesawat Cessna 150 mengandalkan gaya angkat utama dari profil sayapnya tanpa terlalu banyak mengalami peningkatan gaya hambat. Hasil simulasi ini memberikan gambaran bahwa pada kecepatan udara 46 m/s dan kondisi tanpa *winglet*, pesawat Cessna 150 mengalami peningkatan gaya angkat proporsional dengan peningkatan koefisien *lift* (C_L). Namun, efisiensi aerodinamis belum menunjukkan peningkatan yang signifikan pada kecepatan udara tersebut.

3.2. Analisis Karakteristik Aerodinamis dengan *Winglet*

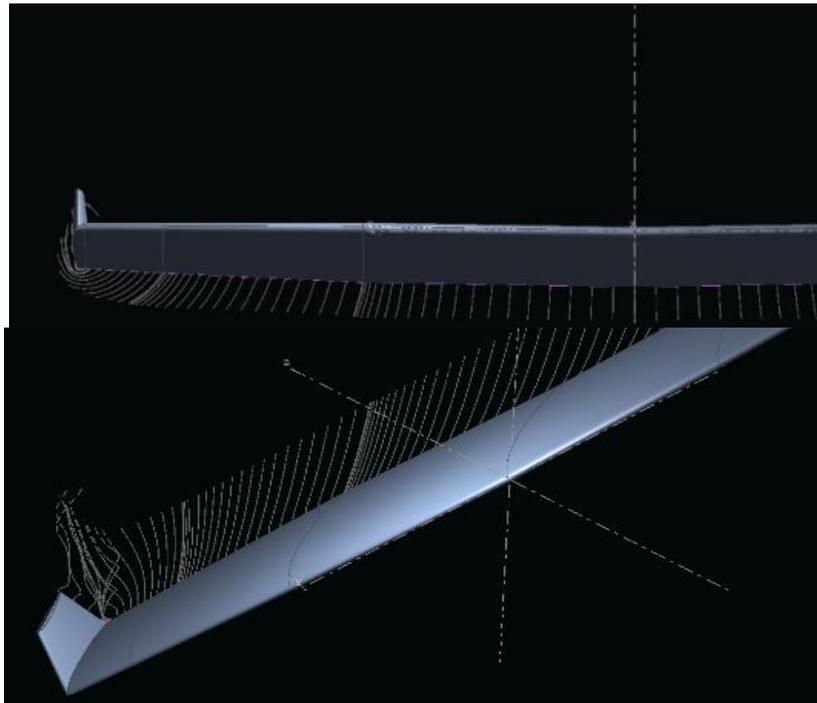
Dalam analisis karakteristik aerodinamis dengan sudut tekuk *cant angle winglet* simulasi dilakukan dengan memvariasikan kecepatan udara pada nilai 46 m/s. Berikut adalah hasil data awal, yakni visualisasi dengan sudut tekuk *cant angle winglet* saat kondisi variasi sudut serang (AoA) sebesar 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, dan 18° pada perhitungan semi numerik menggunakan *software* XFLR5.



Gambar 12. Visualisasi Aliran Pada *Winglet Cant Angle 30°*



Gambar 13. Visualisasi Aliran Pada *Winglet Cant Angle 60°*



Gambar 14. Visualisasi Aliran Pada Winglet Cant Angle 90°

Visualisasi aliran pada profil NACA 2412 dengan sudut winglet 30°, 60°, dan 90°. Pada gambar diatas memberikan gambaran tentang perbedaan pola aliran di sekitar sayap pesawat Cessna 150 dengan variasi sudut winglet pada sudut serang 18°. Pada gambar 12, sudut cant angle 30°, aliran udara terlihat mengalir lebih smooth/laminer di sekitar sayap sehingga mengurangi turbulensi. Pada gambar 13, sudut cant angle 60°, aliran udara menunjukkan adanya efek cant angle winglet yang lebih signifikan serta mengurangi efek drag induced dan menghasilkan koefisien lift (C_L) yang lebih besar. Sementara pada gambar 14, sudut cant angle 90°, aliran udara cenderung memisah dari sayap dan winglet, dan performa aerodinamis yang kurang optimal.

Dapat dilihat dari gambar 12, 13, 14 bahwa penggunaan winglet dapat mengurangi vortex yang dihasilkan. Pada gambar 10 merupakan kontur yang dihasilkan oleh sayap tanpa winglet, dapat dilihat vortexnya masih dapat terbaca dengan jelas, berbeda dengan variasi canted winglet 30°, 60°, 90° dimana vortexnya hampir sudah tidak dapat terlihat. Pengambilan kontur ini dilakukan pada tampak depan atas sayap, tepat pada trailing edge wingroot sayap.

3.3. Analisis Perbandingan

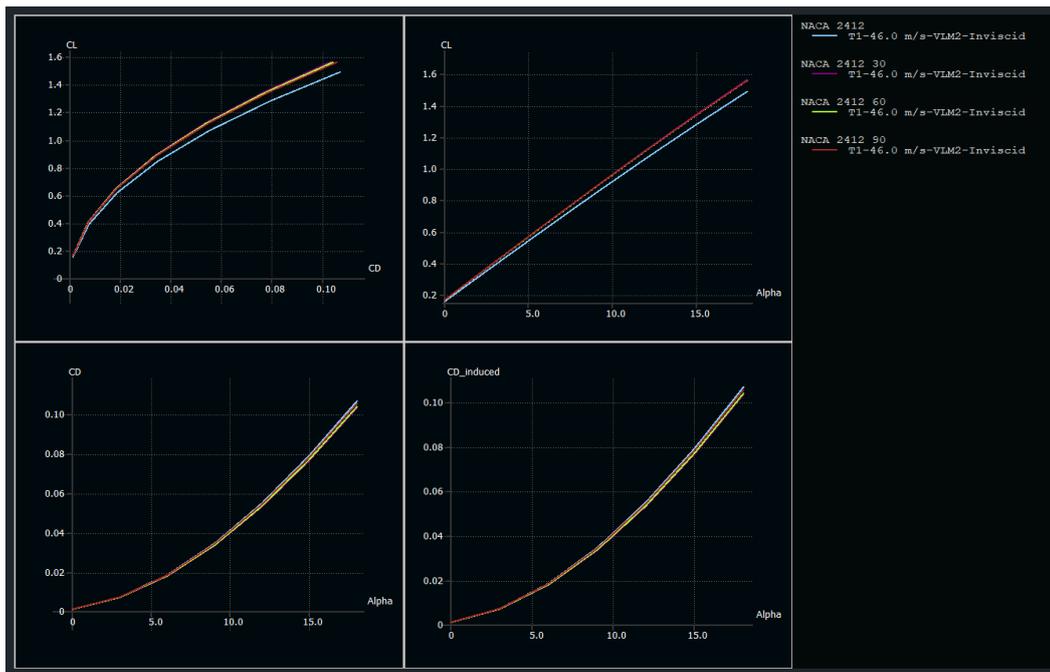
Dilakukan perbandingan antara nilai koefisien lift (C_L), koefisien drag (C_D) dan rasio C_L/C_D pada pesawat Cessna 150 tanpa winglet dan pesawat Cessna 150 dengan winglet pada kecepatan udara konstan 46 m/s dan berbagai sudut serang (Sudut serang/AoA) yaitu 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, dan 18°. Berikut perbandingan nilai C_L , C_D dan C_L/C_D antara wing tanpa winglet dan dengan modifikasi winglet sudut cant angle 30°, 60°, dan 90°.

Tabel 3. Nilai C_L , C_D dan C_L/C_D

Alpha	Tanpa winglet			Dengan winglet								
	-			30°			60°			90°		
	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D
0°	0.159	0.001	128.946	0.167	0.001	140.153	0.168	0.001	135.960	0.169	0.001	128.988
3°	0.391	0.007	52.757	0.410	0.007	57.309	0.410	0.007	56.548	0.411	0.007	55.371
6°	0.621	0.019	33.273	0.651	0.018	36.129	0.650	0.018	35.746	0.651	0.019	35.139
9°	0.847	0.035	24.412	0.888	0.034	26.502	0.886	0.034	26.245	0.887	0.034	25.829

Alpha	Tanpa winglet			Dengan winglet								
	-			30°			60°			90°		
	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D
12°	1.068	0.055	19.382	1.120	0.053	21.039	1.117	0.054	20.843	1.118	0.054	20.522
15°	1.283	0.079	16.164	1.346	0.077	17.546	1.342	0.077	17.386	1.343	0.078	17.122
18°	1.490	0.107	13.950	1.565	0.103	15.144	1.560	0.104	15.006	1.560	0.106	14.780

Pada simulasi menggunakan XFLR5, diperoleh perbandingan nilai C_L (koefisien gaya angkat), C_D (koefisien gaya drag), dan rasio C_L/C_D antara sayap tanpa *winglet* dan dengan *winglet* sudut *cant angle* 30°, 60°, dan 90° pada sudut serang 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, dan 18° pada tabel 3. Dapat diketahui bahwa semakin bertambah sudut serang, semakin bertambah juga koefisien *lift* (C_L) dan koefisien *drag* (C_D). Dapat juga dilihat bahwa nilai koefisien *lift* (C_L) tertinggi ada pada sudut serang 18° dengan sudut *cant angle winglet* 30° dengan nilai 1.565. Meskipun koefisien *lift* (C_L) tertinggi ada pada *cant angle winglet* 30° dengan sudut serang 18°, namun hasil performa terbaik berada pada sudut serang 0° menunjukkan hasil (C_L/C_D) tertinggi yaitu di AoA 0° dengan nilai 140,153. Penggunaan *winglet* pada sudut *cant angle* 60° dan 90° menunjukkan variasi performa, namun secara keseluruhan, *winglet cant angle* 30° menunjukkan potensi terbaik untuk meningkatkan efisiensi aerodinamis pesawat Cessna 150 dengan profil NACA 2412. Berikut adalah hasil grafik yang didapatkan pada perbandingan antara sayap tanpa *winglet* dan dengan *winglet* sudut *cant angle* 30°, 60°, dan 90° serta sudut serang sebesar 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, dan 18°:



Gambar 15. Perbandingan Nilai Masing Masing *Cant Angle* 0°, 30°, 60°, 90°

Hasil dari gambar 15 perbandingan nilai grafik perhitungan untuk masing-masing sudut *cant angle* 0°, 30°, 60°, dan 90° menunjukkan perubahan karakteristik aerodinamis pada pesawat Cessna 150 dengan profil NACA 2412 akibat penggunaan *winglet*. Pada sudut *cant* 0°, tidak terdapat *winglet*, dan performa aerodinamis mencerminkan kondisi dasar sayap. Pada sudut *cant* 30°, terjadi peningkatan rasio C_L/C_D pada sudut serang 0°, menunjukkan peningkatan efisiensi aerodinamis. Pada sudut *cant* 60° *winglet* menunjukkan efek canted yang lebih optimal dengan gaya angkat yang lebih besar pada beberapa sudut serang. Namun, pada sudut *cant* 90°, *winglet* menunjukkan sedikit penurunan performa karena adanya pemisahan aliran yang lebih signifikan. Perbandingan ini memberikan gambaran penting dalam pemilihan sudut *cant* yang tepat untuk mencapai performa optimal pada *winglet* pesawat Cessna 150.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan analisis dan simulasi menggunakan XFLR5 terhadap profil NACA 2412 pada pesawat Cessna 150 diperoleh kesimpulan yaitu berdasarkan perbandingan nilai koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D) dan rasio C_L/C_D antara sayap tanpa *winglet* dan dengan *winglet* sudut canted 30°, 60°, dan 90° pada sudut serang 0°, 3°, 6°, 9°, 12°, 15°, dan 18° menunjukkan bahwa dengan *winglet* sudut canted 30° memberikan peningkatan rasio C_L/C_D terbaik pada sudut serang 0° dengan nilai 140,153. Penggunaan *winglet* pada pesawat udara Cessna 150 dengan profil sayap NACA 2412 memiliki dampak positif terhadap performa aerodinamis pesawat. *Winglet* dapat meningkatkan efisiensi sayap dengan mengurangi kerugian energi yang disebabkan oleh *vortex* dibuktikan peningkatan nilai koefisien *lift* (C_L) dan rasio C_L/C_D lebih baik. Selain itu koefisien *drag* (C_D) yang dihasilkan lebih rendah dibandingkan dengan pesawat tanpa *winglet*. Fenomena ini dapat dijelaskan oleh efek pengurangan turbulensi di ujung sayap yang dihasilkan oleh *winglet*, yang mengurangi terjadinya tekanan negatif dan turbulensi di sekitar ujung sayap pesawat. Hasil ini menunjukkan bahwa penggunaan *winglet* pada pesawat Cessna 150 memiliki potensi untuk mengoptimalkan kinerja pesawat dengan mengurangi *drag*. Namun perlu di catat bahwa penggunaan ini hanya terbatas pada simulasi dan perhitungan fisika system dari software Xflr5.

REFERENSI

- [1] Anderson, Jr, Jhon D. 2005. Fundamentals of Aerodynamics. Singapore: Mc Graw- Hill Book Company
- [2] Bayoumy, A. H., Nada, A. A., & Megahed, S. M. (2013). A continuum based three-dimensional modeling of wind turbine blades. Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, 8(3). <https://doi.org/10.1115/1.4007798>.
- [3] Berens, M. (2008). Potential of Multi-*Winglet* Systems to Improve Aircraft Performance vorgelegt von Diplom-Ingenieur.
- [4] Hanif, I., Jurnal, R., & Khusus, E. (2017). PENGARUH SUDUT TEKUK (CANT) *WINGLET* MENGGUNAKAN AIRFOIL NACA 2215 PADA AERODINAMIKA SAYAP PESAWAT (Nomor 3).
- [5] Hidayat, fauzan taufik, rebeta, bismil, & fransiscus, freddy. (2016). Analisis Pengaruh *Winglet* Pada Sayap Pesawat Cessna 172 Menggunakan Perangkat Lunak XFLR5. Jurnal Teknologi Kedirgantaraan, 5(1). <https://doi.org/10.35894/jtk.v5i1.423>
- [6] M. Subana, Sudrajat, 2005, Dasar-Dasar Penelitian Ilmiah, Bandung: Pustaka Setia
- [7] Maughmer, M. D. (2005). TECHNICAL SOARING VOLUME (Vol. 30, Nomor 3).
- [8] MODEL SERIES 1977 SERVICE MANUAL FAA APPROVAL HAS BEEN OBTAINED ON TECHNICAL DATA IN THIS PUBLICATION THAT AFFECTS AIRPLANE DESIGN. CHANGE 1 TO THE BASIC MANUAL IS BEING SUPPLIED TO PROVIDE ADDITIONAL INFORMATION NECESSARY TO MAINTAIN THE AIRPLANE AND INCORPORATES TEMPORARY CHANGE 1 AND TEMPORARY REVISION 1. (2002).
- [9] NACA 2412 - NACA 2412 airfoil. (t.t.). airfoiltools.com.
- [10] Narayan, G., & John, B. (2016). Effect of *winglets* induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings. Aerospace Science and Technology, 58, 328–340. <https://doi.org/10.1016/J.AST.2016.08.031>
- [11] Nurcahyadi, T. (2008). PENGARUH LOKASI KETEBALAN MAKSIMUM AIRFOIL SIMETRIS TERHADAP KOEFISIEN ANGKAT AERODINAMISNYA. Dalam Jurnal Ilmiah Semesta Teknika (Vol. 11, Nomor 1).
- [12] Pragati, pooja, Gelman, L., Hukins, D. W. L., Hunter, A., Korsunsky, A., & International Association of Engineers. (2015). World Congress on Engineering : WCE 2015 : 1-3 July, 2015, Imperial College London, London, U.K.
- [13] Saini, V., Bhargav, N. S., Mohiddinsha, Y., & Senthilkumar, S. (2019). *Winglet Design and Analysis for Cessna 152-A Numerical Study* (No. 2019-28-0035). SAE Technical Paper.
- [14] Sudrajat, Y. A. (2022). *Analisis desain winglet pada sayap airfoil naca 2412 dengan metode computational fluid dynamics* (Doctoral dissertation, Universitas Negeri Malang).
- [15] Whitcomb, Richard T. 1976, A Design and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wingtip Mounted *Winglet*, NASA Technical Note, July 1976