

ANALISIS PENGARUH *WINGLET* PADA SAYAP PESAWAT CESSNA 172 MENGGUNAKAN PERANGKAT LUNAK XFLR5

Fauzan Taufik Hidayat , Bismil Rabeta*, Freddy Fransiscus

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma

*Corresponding Author : bismilrabeta@yahoo.co.id

Abstrak. Inovasi pada sayap pesawat terbang terus dikembangkan guna memperoleh efisiensi sayap yang lebih baik. Terutama untuk mengoptimalkan bentuk sayap dan mengurangi induce drag pada pesawat dengan memasang sebuah alat yang dinamakan dengan Winglet. Pada penelitian ini dilakukan studi untuk mengetahui pengaruh *winglet* jika ditambahkan pada sayap pesawat Cessna 172. *Winglet* berfungsi untuk meningkatkan efisiensi pada sayap sehingga dapat mengurangi *induce drag* dan meningkatkan rasio perbandingan antara koefisien *lift* terhadap koefisien *drag*. Objek yang akan diuji merupakan modifikasi sayap pesawat Cessna 172 yang dimodelkan mempunyai variasi *cant angle winglet* 0°, 30°, 60°, dan 90° menggunakan perangkat lunak XFLR5. Hasil pengujian menunjukkan, bahwa modifikasi pemodelan sayap dengan modifikasi sayap berupa *winglet* memiliki perbandingan koefisien *lift* dan *drag* paling besar pada sudut *cant angle* 30° dengan nilai CL/CD optimum terdapat pada *angle of attack* 2.5° sebesar 24,728.

Kata Kunci : *Winglet, Cessna 172, Cant Angle, CL/CD optimum.*

Abstract – Innovations on aircraft wings always continued in order to achieve better wing efficiency. Especially to optimization wing shape and reduce induce drag on aircraft by adding device called winglet. This research conduct a study to determine the effect of winglet when adding on Cessna 172 wing. Winglet has a purpose to increase wing's efficiency by reducing induce drag and increase ratio between lift coefficient and drag coefficient. The test object is modification Cessna 172 wing that modeled with cant angle variation 0°, 30°, 60°, and 90° using software XFLR5. The result shows that wing modification with 30° cant angle winglet has the highest CL/CD ratio about 24,728 with optimum value at 2.5° angle of attack.

Keywords: *Winglet, Cessna 172, Cant Angle, CL/CD optimum.*

I. PENDAHULUAN

Sejak tahun 1952, pesawat Cessna 172 merupakan pesawat yang paling banyak diproduksi dengan total 44.000 armada terhitung sampai dengan tahun 2018. Saat ini, pesawat Cessna 172 digunakan sebagai pesawat latih, transportasi jarak dekat, dengan medan sulit, dan untuk keperluan rekreasi. Dengan banyaknya pengaplikasian pesawat Cessna 172 yang duhubungkan dengan kondisi geografis Indonesia yang memiliki ribuan pulau dengan geografis memiliki pegunungan, pesawat Cessna 172 sangat cocok untuk memenuhi kebutuhan transportasi udara masyarakat dengan medan yang sulit untuk

dilalui moda transportasi lain. Untuk bisa terbang dalam kondisi medan yang sulit tentunya karakteristik aerodinamika dari pesawat cessna memiliki nilai yang sangat baik. Pada penelitian ini dilakukan simulasi numerik untuk mengetahui performa aerodinamik sayap *wing cessna* tanpa *winglet* dibandingkan dengan menggunakan modifikasi *winglet* untuk melihat nilai CL/CD maksimum terhadap masing-masing konfigurasi tersebut.

II. METODE PENELITIAN

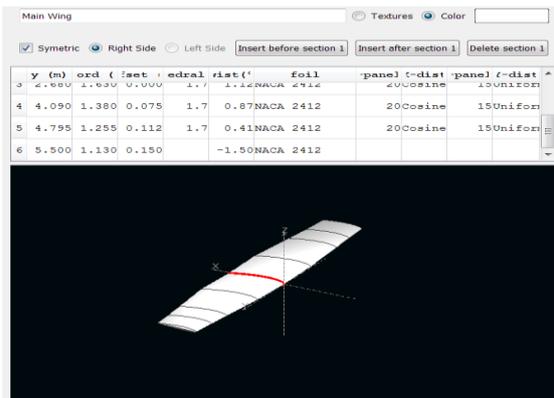
Objek dari penelitian adalah sayap pesawat Cessna 172 model R yang

selanjutnya disebut dengan Cessna 172 R dengan *airfoil* jenis NACA 2412. Model sayap mengacu pada geometri pesawat Cessna 172 R.

Tabel 1. Spesifikasi sayap

<i>Airfoil</i>	NACA 2412
<i>Wing Span</i>	11 m
<i>Root Chord</i>	1.63 m
<i>Tip Chord</i>	1.13 m
<i>Dihedral</i>	1.7°
<i>Twist at root</i>	1.5°
<i>Twist at tip</i>	-1.5°
<i>AR (Aspect Ratio)</i>	7.5

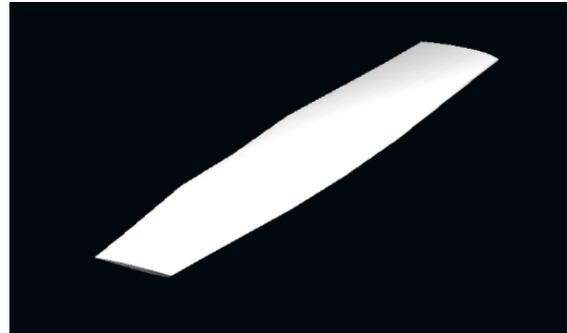
Pada Tabel 1 ditunjukkan spesifikasi sayap yang digunakan pada pesawat Cessna 172 model R, dimana batasan penelitian hanya terbatas pada bentuk keseluruhan sayap tanpa memasukkan *fuselage* atau badan pesawat dari simulasi menggunakan perangkat lunak XLFR5.



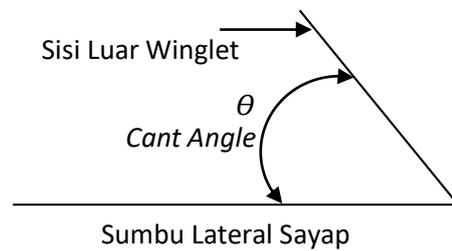
Gambar 2.1 Pemodelan Sayap C172 Model R

Pada Gambar 1 ditunjukkan pemodelan geometri pada pesawat Cessna 172 dimana dapat dilihat sumbu x adalah searah dengan *chord* sayap, sumbu y paralel dengan sumbu lateral sayap dan sumbu z tegak lurus terhadap bidang sayap. Pada Gambar 2 ditunjukkan sayap Cessna 172 R tanpa modifikasi yang berarti tanpa menggunakan winglet sesuai dengan bentuk geometri sayap yang ada pada pesawat Cessna 172

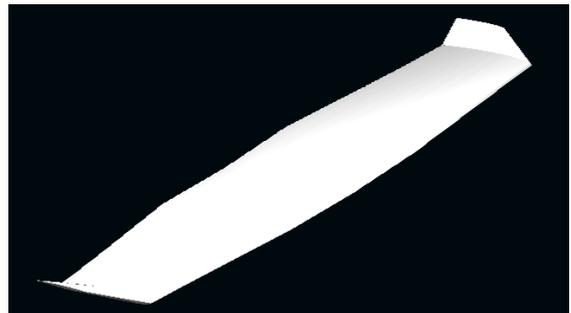
R. Untuk simulasi menggunakan modifikasi sayap dengan menambahkan *winglet* terhadap variasi *cant angle* juga dilakukan untuk melihat nilai CL/CD yang optimum dengan menggunakan perangkat lunak XLFR5.



Gambar 2. Sayap Cessna172 R tanpa modifikasi



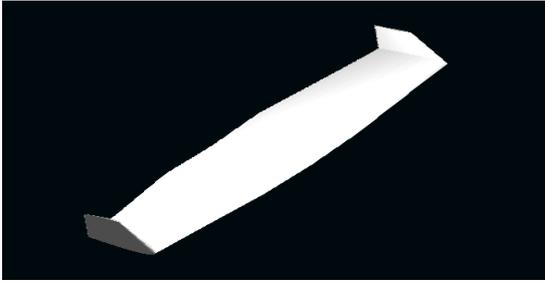
Gambar 3. *Cant angle* winglet pada simulasi



Gambar 4. Sayap Cessna 172R dengan *cant angle* 30°



Gambar 5. Sayap Cessna 172R dengan *cant angle* 60°



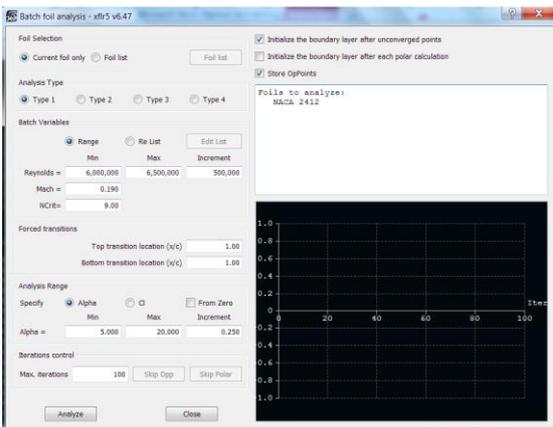
Gambar 6. Sayap C172R dengan cant angle 90°

Pada Gambar 3 ditunjukkan penentuan sudut dari *cant angle* yang didefinisikan sebagai sudut yang dibentuk dari sumbu lateral sayap dengan *sisi luar winglet*.

Pada Gambar 4 ditunjukkan sayap Cessna 172 R dengan *cant angle winglet* 30°. Hasil dari geometri ini akan disimulasikan dengan menggunakan software XLFR5 begitu juga dengan variasi lainnya.

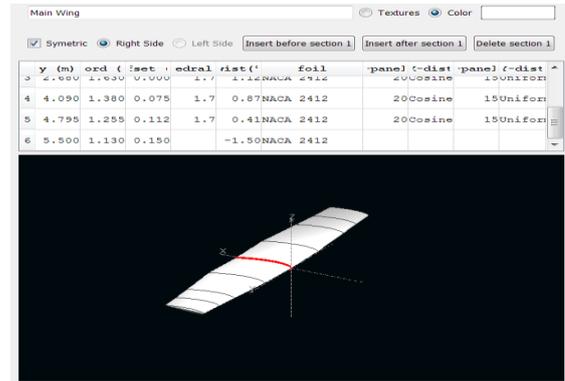
2.1 Prosedur Simulasi

Prosedur simulasi dilakukan dengan menggunakan metode *vortex lattice method*. Pertama, dilakukan analisis 2 dimensi pada airfoil NACA 2412.



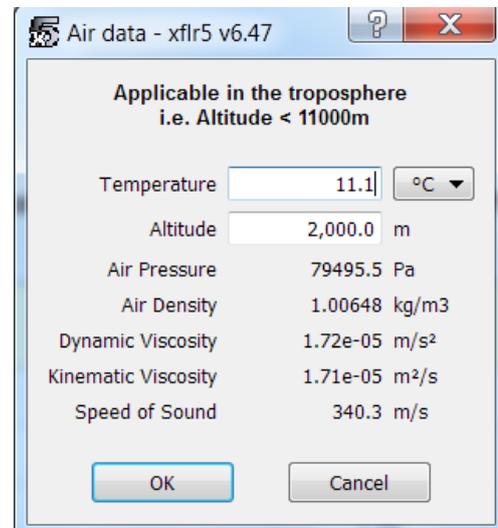
Gambar 7. variabel uji airfoil NACA 2412

Setelah dilakukan pengujian secara 2 dimensi pada airfoil 2412, dilakukan pemodelan sayap Cessna 172 R dengan geometri 3 Dimensi menggunakan data Tabel 1.



Gambar 8. Dimensi pemodelan sayap C172 R

Setelah pemodelan, dilakukan pengujian dengan memilih *mode* analisis dengan menginput *velocity*, *density*, *temperature* dan *viscosity*.



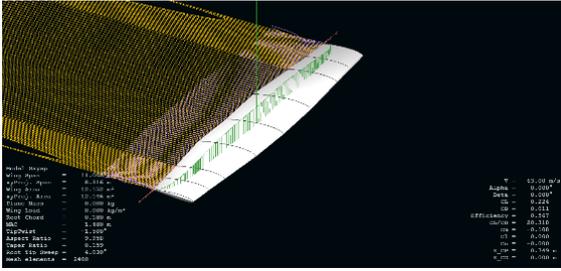
Gambar 9. Aero Data Variable

Setelah variable tersebut dimasukkan, hasil dari pengujian dapat dilihat dengan bentuk visualisasi distribusi aliran terhadap sayap dan grafik.

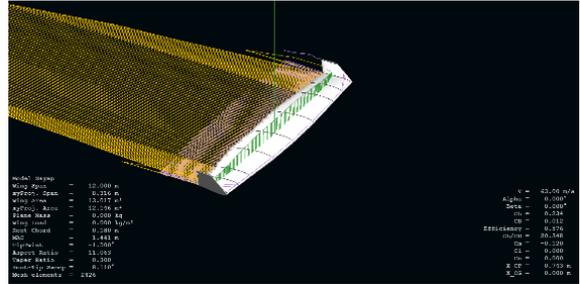
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Flow Simulation

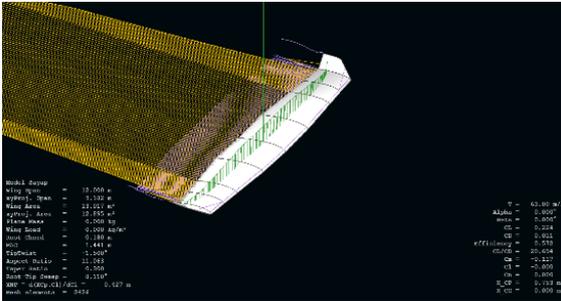
Simulasi menggunakan *vortex lattice method* yang memudahkan untuk melihat pengaruh sayap terhadap aliran dengan variabel yang telah ditetapkan.



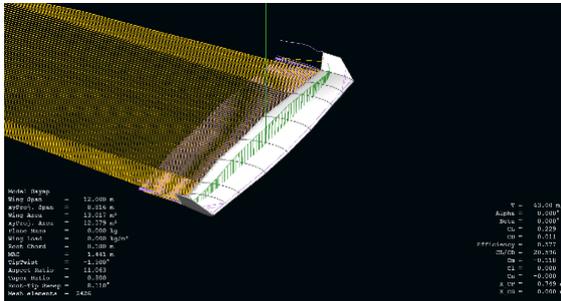
Gambar 10. Visualisasi aliran pada Sayap tanpa Winglet



Gambar 13. Visualisasi aliran pada sayap dengan cant angle 90°



Gambar 11. Visualisasi aliran pada winglet dengan cant angle 30°

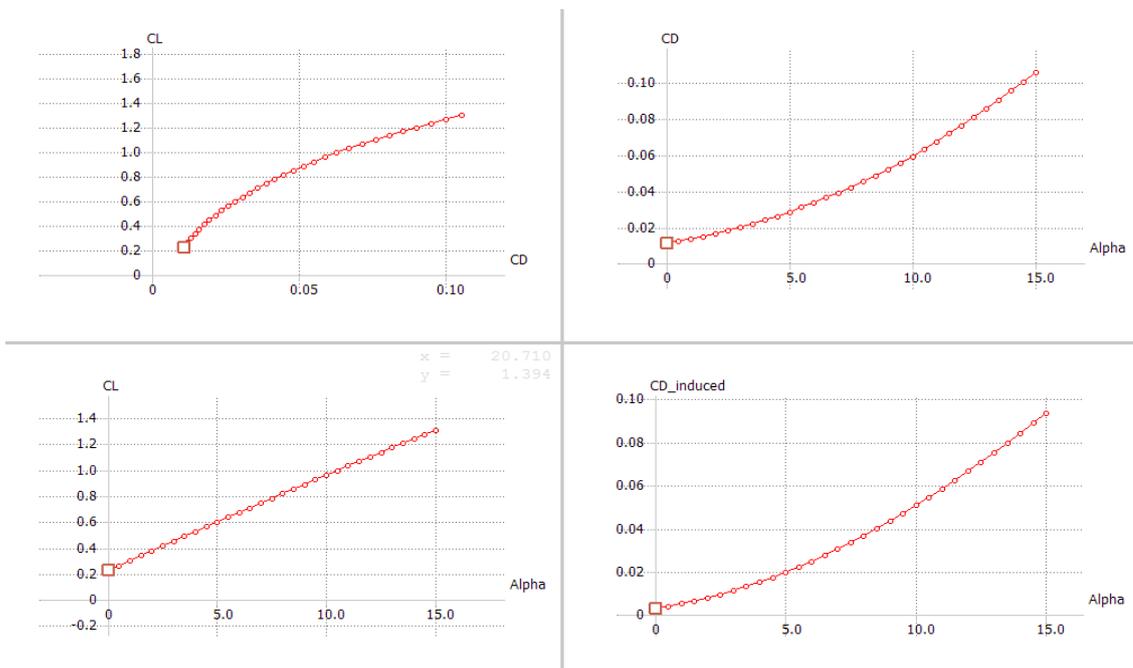


Gambar 12. Visualisasi aliran pada sayap dengan cant angle 60°

3.1.1 Perbandingan Karakteristik Aerodinamika tiap Variasi Sayap

Pada tabel 3.1 ditunjukkan karakteristik aerodinamika terhadap beberapa parameter karakteristik aerodinamika, nilai ini akan dijadikan grafik antara parameter CL, CD dan CL/CD terhadap variasi sudut serang.

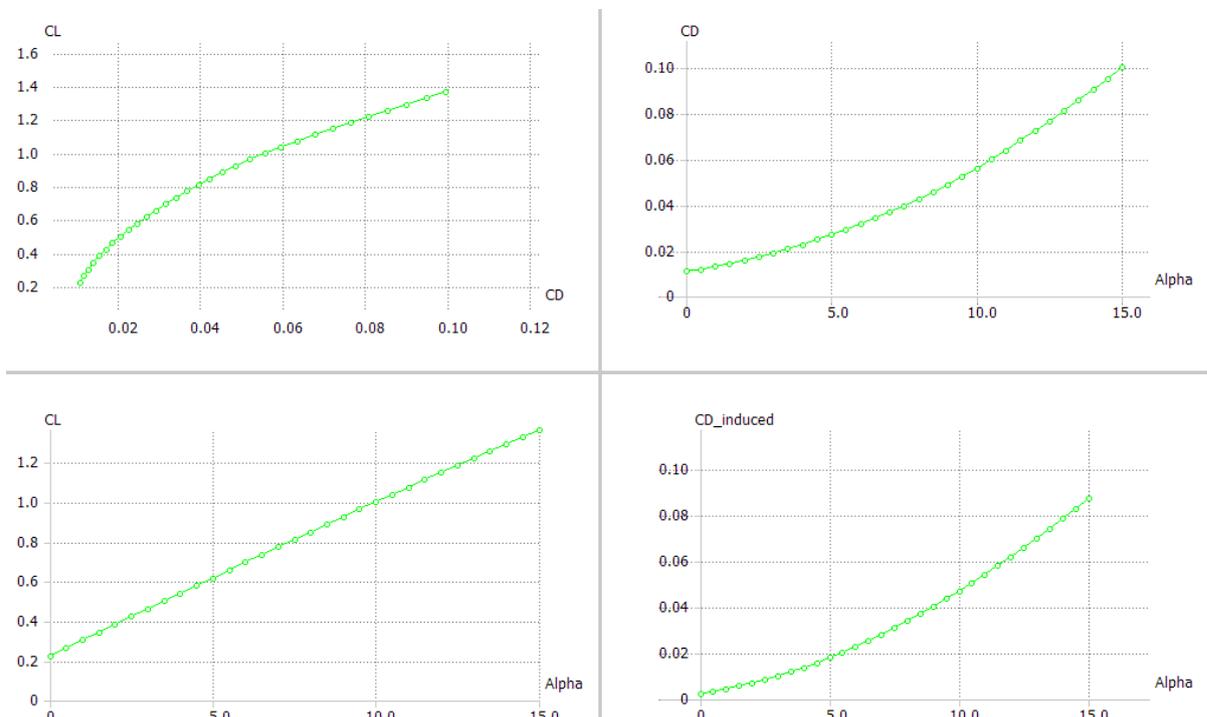
Pada gambar 3.9, terlihat bahwa sayap dengan modifikasi *cant angle winglet* 30° memiliki nilai CL/CD yang lebih besar dibandingkan dengan CL/CD sayap Cessna dan variasi modifikasi *cant angle winglet* lainnya. Dimana nilai optimum CL/CD untuk modifikasi *cant angle winglet* berada pada sudut AoA 2,5° dengan nilai CL/CD 24,728.



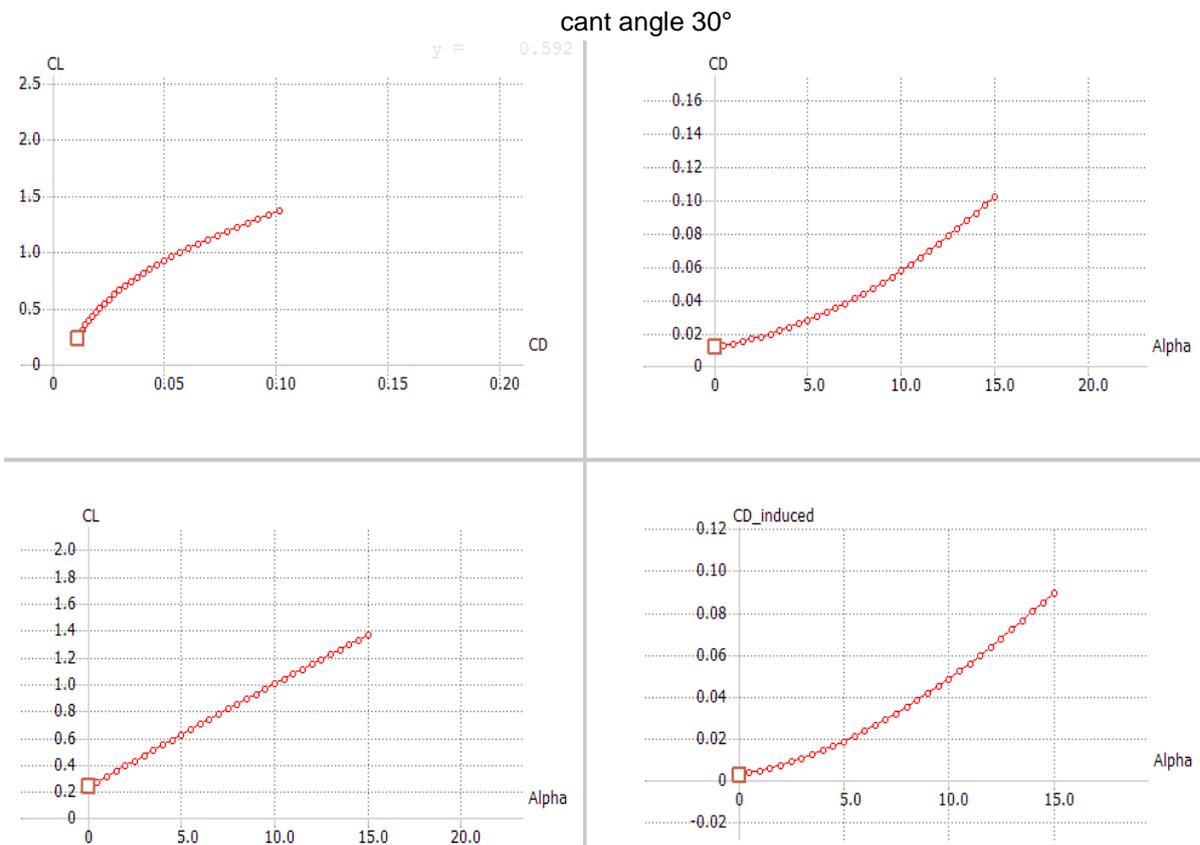
Gambar 14. Variasi AoA terhadap karakteristik aerodinamika pada sayap Cessna 172 R tanpa Winglet

Tabel 2. Nilai C_L , C_D , dan C_{Di}

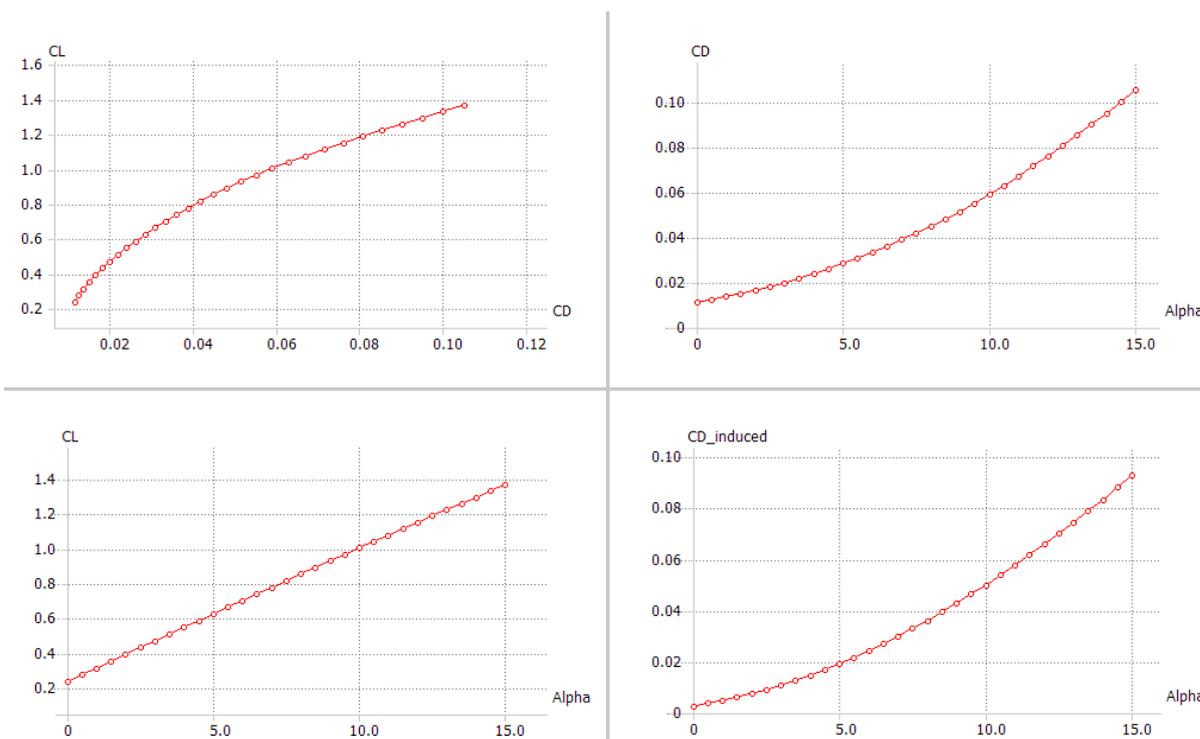
Alpha	Cant Angle											
	0			30			60			90		
	Cl	CD	Cdi	Cl	CD	Cdi	Cl	CD	Cdi	Cl	CD	Cdi
0	0.22438	0.01104	0.00284	0.22424	0.01084	0.00253	0.22873	0.01111	0.00261	0.23441	0.01152	0.00275
0.5	0.26174	0.01206	0.00383	0.26372	0.01178	0.00344	0.26789	0.01208	0.00355	0.27349	0.01253	0.00372
1	0.29906	0.01324	0.00497	0.30315	0.01287	0.00449	0.307	0.0132	0.00463	0.31253	0.01369	0.00485
1.5	0.33633	0.01458	0.00627	0.34254	0.01411	0.00569	0.34606	0.01447	0.00586	0.35153	0.01501	0.00612
2	0.37355	0.01607	0.00772	0.38186	0.0155	0.00703	0.38507	0.01589	0.00724	0.39047	0.01649	0.00755
2.5	0.41071	0.01772	0.00932	0.42113	0.01703	0.00852	0.42401	0.01747	0.00876	0.42935	0.01812	0.00913
3	0.4478	0.01952	0.01106	0.46032	0.01872	0.01014	0.46288	0.01919	0.01042	0.46817	0.0199	0.01085
3.5	0.48481	0.02147	0.01296	0.49943	0.02055	0.01191	0.50168	0.02106	0.01223	0.50691	0.02184	0.01272
4	0.52175	0.02357	0.015	0.53847	0.02055	0.01383	0.54039	0.02307	0.01418	0.54558	0.02391	0.01474
4.5	0.55859	0.02581	0.01719	0.57741	0.02462	0.01587	0.57901	0.02522	0.01627	0.58415	0.02613	0.01691
5	0.59534	0.02821	0.01953	0.61625	0.02687	0.01806	0.61753	0.0275	0.0185	0.62263	0.0285	0.01922
5.5	0.632	0.0307	0.02201	0.65499	0.02915	0.02038	0.65595	0.02984	0.02087	0.66101	0.03093	0.02167
6	0.66854	0.03325	0.02462	0.69362	0.03154	0.02284	0.69427	0.03227	0.02337	0.69929	0.03344	0.02426
6.5	0.70497	0.03596	0.02738	0.73213	0.03408	0.02543	0.73246	0.03486	0.02601	0.73745	0.03613	0.02699
7	0.74128	0.03879	0.03028	0.77052	0.03671	0.02815	0.77053	0.03754	0.02877	0.77549	0.03891	0.02985
7.5	0.77746	0.04174	0.03331	0.80878	0.03948	0.03099	0.80847	0.04036	0.03167	0.8134	0.04183	0.03286
8	0.81351	0.04479	0.03647	0.8469	0.04225	0.03397	0.84628	0.04319	0.0347	0.85118	0.04479	0.03599
8.5	0.84942	0.04792	0.03977	0.88488	0.04531	0.03706	0.88394	0.04628	0.03785	0.88882	0.04795	0.03926
9	0.88518	0.05139	0.0432	0.92271	0.04864	0.04028	0.92146	0.04966	0.04112	0.92631	0.05144	0.04265
9.5	0.92079	0.05506	0.04675	0.96039	0.05212	0.04362	0.95882	0.0532	0.04451	0.96366	0.05511	0.04617
10	0.95625	0.05888	0.05042	0.99791	0.05574	0.04707	0.99602	0.05688	0.04802	1.00084	0.05892	0.04981
10.5	0.99154	0.06284	0.05422	1.03526	0.0595	0.05064	1.03306	0.0607	0.05165	1.03786	0.06288	0.05358
11	1.02666	0.06694	0.05813	1.07244	0.06347	0.05432	1.06992	0.06472	0.05539	1.0747	0.06702	0.05746
11.5	1.0616	0.07131	0.06216	1.10944	0.06774	0.05811	1.10661	0.06904	0.05924	1.11138	0.07145	0.06146
12	1.09636	0.07589	0.06631	1.14625	0.07201	0.062	1.14311	0.0734	0.0632	1.14786	0.07602	0.06557
12.5	1.13094	0.08049	0.07056	1.18288	0.07636	0.066	1.17942	0.07782	0.06726	1.18416	0.0806	0.0698
13	1.16532	0.08518	0.07492	1.21931	0.08081	0.07009	1.21554	0.08234	0.07143	1.22027	0.08529	0.07412
13.5	1.1995	0.08997	0.07938	1.25555	0.08538	0.07429	1.25146	0.08697	0.07569	1.25617	0.0901	0.07856
14	1.23348	0.09488	0.08395	1.29157	0.09006	0.07857	1.28717	0.09171	0.08005	1.29187	0.09502	0.08309
14.5	1.26725	0.0999	0.08861	1.32738	0.09481	0.08295	1.32267	0.09654	0.08449	1.32736	0.10004	0.08772
15	1.30081	0.10499	0.09336	1.36298	0.09963	0.01084	1.35795	0.10143	0.08903	1.36264	0.10515	0.09245



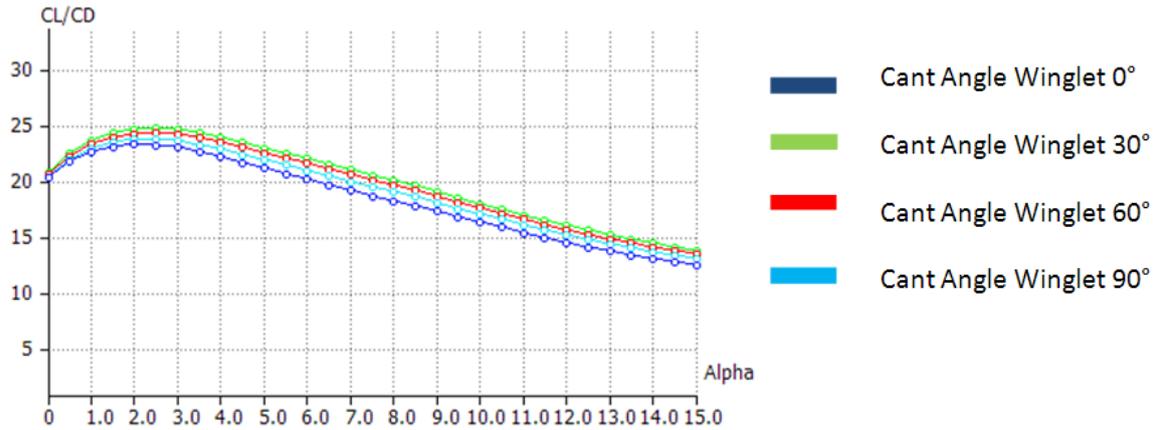
Gambar 15. Variasi AoA terhadap karakteristik aerodinamika pada sayap Cessna 172 R dengan



Gambar 16. Variasi AoA terhadap karakteristik aerodinamika pada sayap Cessna 172 R dengan cant angle 60°



Gambar 17. Variasi AoA terhadap karakteristik aerodinamika pada sayap Cessna 172 R dengan cant angle 90°



Gambar 18.. Variasi AoA terhadap CL/CD pada masing-masing *cant angle winglet*

IV. KESIMPULAN

Dari hasil pengujian, dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

Pemodelan dengan modifikasi *winglet* pada variasi cant angle 30° menghasilkan CL/CD yang paling tinggi dibandingkan dengan konfigurasi yang lain dengan nilai optimum pada sudut 2,5° dengan nilai CL/CD 24,728.

V. DAFTAR PUSTAKA

- Jane, Fred T. and Jackson, Paul (eds.). *Jane's All The World's Aircraft*. 100th ed. London: Jane's Information Group. 2013.
- McLean, Doug. *Wingtip Devices: What They Do and How They Do It*. Boeing - Aerodynamics, Article 4, 2005.
- Milne-Thomson, L. M. *Theoretical Aerodynamics*. Dover Publications, 4th edition, 1958. 1958. (Halaman 209)
- E.L Houghton, P.W Carpenter et al, *Aerodynamics for Engineering Students*, 6th edition 2012
- Karlsson, Arne. *The aeroplane – some basics*. Dept. of Aeronautical and Vehicle Engineering, KTH. 2014
- XFLR5 Guidelines, v6.02. 2013
<http://sourceforge.net/projects/xflr5/files/>
- XFLR5, The Viscous Problem rev 1.1, 2012
- XFLR5, The Inviscid Problem rev 1.2, 2012
- XFLR5, Theoretical Background, 2012