

PENGARUH SUDUT TEKUK *WINGLET* TERHADAP KOEFISIEN *LIFT* PADA NACA 1410

Bayu Dwi Cahyo, Bambang Junipitoyo, Zulfikar Ilham Febrianto

Jurusan Teknik Pesawat Udara, Fakultas Teknik Penerbangan, Politeknik Penerbangan Surabaya
Email: bayuamto@gmail.com

Abstrak

Pada kelas *Airframe, Piston Engine, Gas Turbine Engine*. Pada materi pembelajaran ditemukan beberapa permasalahan dalam pemahaman materi tentang performa aerodinamika penerbangan, yaitu Koefisien Lift dan Koefisien Drag pada sayap menggunakan *winglet*. *Winglet* dapat memberikan peningkatan performa dengan *moderate cost* tanpa *violating discatd spam limit* dengan pengembangan metode untuk desain dan analisi *winglet* telah menjadi focus dari upaya penelitian yang telah berlangsung beberapa tahun terakhir. Mengenai metode penelitian yang akan digunakan yaitu metode simulasi *cofisien lift* dan *cofisien drag* dengan *software ANSYS FLUENT*. *Winglet* meningkatkan efisiensi bahan bakar dan meningkatkan koefisien lift dan mengurangi koefisien drag dengan menganalisa pengaruh adanya *winglet* dan non *winglet* pada pesawat. Benda uji yang akan digunakan adalah *Airfoil NACA 1410* dan *winglet* yang di *bending* dengan (35,45,90) derajat. Rekayasa ukuran *winglet* diuji menggunakan aplikasi dengan menggunakan perbandingan skala dengan bentuk aslinya. Pembuatan penelitian ini dilakukan agar dapat mengetahui *coefisien lift* dan *drag* yang terjadi terhadap penggunaan *winglet*.

Kata Kunci : *CFD,NACA1410,winglet blended type , Aerodynamic*

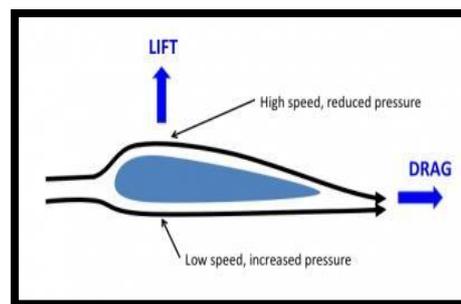
Abstract

In the *Airframe Class, Piston Engine, Gas Turbine Engine*. In the learning material, several problems were found in understanding the material about aerodynamic flight performance, namely the lift coefficient and the drag coefficient on the wings using *winglets*. *Winglets* can provide a moderate cost increase in performance without violating discatd spam limits. The development of methods for *winglet* design and analysis has been the focus of research efforts that have taken place in recent years. Regarding the research method that will be used is the lift coefficient simulation method and the drag coefficient using ANSYS FLUENT software. *Winglets* improve fuel efficiency and increase lift coefficient and reduce drag coefficient by analyzing the effect of *winglets* and non-*winglets* on the aircraft. The test object to be used is a *NACA 1410 Airfoil* and a *winglet* bent with (15,30,45) degrees. The *winglet* size engineering was tested using the application using a scale comparison with the original form. This research was made in order to know the lift and drag coefficients that occur on the use of *winglets*.

Keywords: *CFD, NACA0012, blended type winglet, Aerodynamic*

PENDAHULUAN

Airfoil yaitu suatu geometri terdapat pada dasar sayap pesawat terbang yang menimbulkan efek aerodinamika saat aliran udara melewati *Airfoil* tersebut. Perbedaan aliran udara antara permukaan atas dengan permukaan bawah disebabkan oleh profil *Airfoil*. Pada permukaan atas *Airfoil* memiliki aliran udara lebih cepat dari pada permukaan bawah, sedangkan tekanan yang terjadi pada permukaan bawah *Airfoil* lebih tinggi daripada permukaan atas. Maka dapat disimpulkan, kecepatan udara yang dimiliki berbanding terbalik dengan tekanannya, sehingga menghasilkan suatu gaya angkat.



Gambar 1. Model Penampang *Airfoil* (Hidayat, 2014)

Udara yang mengalir pada *Airfoil* sayap pesawat terbang akan membentuk pusaran (*Vortex*) pada setiap ujung sayap (*Wingtip*). Pusaran ini akan menyebabkan bertambahnya gaya *drag*, dan mengurangi gaya angkat (*lift*). Kinerja aerodinamika pesawat akan mengalami penurunan, ketika nilai gaya drag meningkat. Untuk mengurangi gaya hambat yang tinggi pada pesawat, di bentuklah *Winglet*.

Pada penelitian kali ini penulis akan menganalisa *Airfoil* pada NACA 1410 untuk menganalisis sudut tekuk *winglet* terhadap koefisien lift pada NACA 1410. Sudut tekuk *winglet* pada NACA 1410 akan di bandingkan dengan *Airfoil* NACA 1410 tanpa menggunakan *winglet*, serta dengan jurnal terdahulu. Sudut tekuk ini disimulasikan dengan metode *meshing/ mesh Airfoil* menggunakan aplikasi ANSYS, untuk mendapatkan koefisien lift.

Pada penelitian ini variable penelitian yang digunakan yaitu membandingkan pengaruh hasil derajat pada *winglet* dengan menggunakan NACA 0012 sudut 30 dan 45 derajat.

Tabel 1. Variasi Winglet

NO	Variable	Parameter ukur	Alat
1	Non <i>winglet</i>	1. Koefisien lift 2. Koefisien drag 3. Pressure contour 4. Velocity contour 5. Visualisasi Streamline	ANSYS FLUENT 18.2
2	<i>Winglet cant angle 35°</i>	1. Koefisien lift 2. Koefisien drag 3. Pressure contour 4. Velocity contour 5. Visualisasi Streamline	ANSYS FLUENT 18.2
3	<i>Winglet cant angle 45°</i>	1. Koefisien lift 2. Koefisien drag 3. Pressure contour 4. Velocity contour 5. Visualisasi Streamline	ANSYS FLUENT 18.2
4	<i>Winglet cant angle 90°</i>	1. Koefisien lift 2. Koefisien drag 3. Pressure contour 4. Velocity contour 5. Visualisasi Streamline	ANSYS FLUENT 18.2

Dalam tabel 1 merupakan sampel penelitian 4 variasi *winglet* terhadap koefisien lift, koefisien drag, pressure contour, velocity contour dan visualisasi stream line. Hal ini dikarenakan pengaruh sudut *cant angle* terhadap wing NACA 1410 akan mempengaruhi hasil dari setiap variasi. Pengambilan data dari NACA 1410 dengan penambahan *winglet* dan non *winglet* dengan cara memvariasi sudut *cant angle* pada *winglet* dengan sudut 30° dan 45° dengan menggunakan simulasi aplikasi ansys fluent 18.2

METODE

Teknik yang digunakan dalam penelitian ini adalah analisis deskriptif kualitatif adalah suatu metode pengumpulan data yang muncul berupa kata-kata atau simbol, yang didapat melalui observasi, wawancara, dokumentasi, analisis awal dan angket atau kuisioner yang disusun ke dalam teks yang diperluas.

Melalui teknik analisis data dengan analisa data kualitatif ini, diharapkan peneliti dapat menggambarkan dengan jelas mengenai permasalahan tentang *Aerodynamic*. Dibutuhkan teknik analisis data yang dapat menguraikan secara tepat permasalahan yang harus diteliti sehingga mampu mengantarkan peneliti pada penyelesaian masalah yang diharapkan. Tujuan dari penelitian ini adalah mengungkapkan fakta, keadaan, fenomena, variabel dan keadaan yang terjadi saat penelitian berjalan dan menyuguhkan apa adanya.

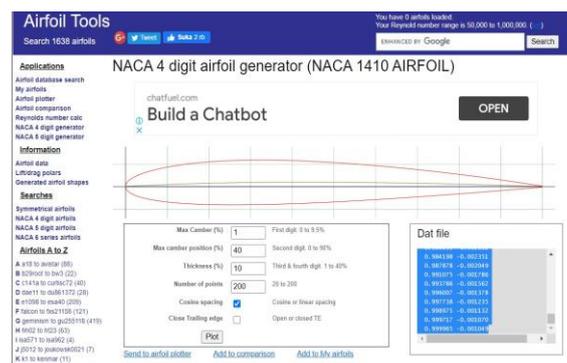
Langkah – langkah Proses Simulasi

Pre Processing

Pre-Processing adalah tahap awal yang perlu dilakukan sebelum melakukan simulasi CFD seperti membuat geometri, meshing, mendefinisikan bidang batas pada geometri, dan melakukan pengecekan mesh. Untuk membuat *Airfoil* dalam simulasi ini menggunakan software ANSYS Fluent 18.2. Seperti yang dituliskan sebelumnya tujuan utama perancangan dengan menggunakan software ANSYS adalah untuk mendapatkan pemodelan *Airfoil* dan melihat perbandingan pada variasi sudut serang (*angle of attack*) dan panjang *Airfoil* terhadap nilai koefisien angkat (C_l), koefisien hambat (C_d), kontur tekanan dan kontur kecepatan.

Design 3D dimulai dari data koordinat. Kordinat X,Y *Airfoil* NACA 1410 didapatkan dari situs resmi NACA dan *blended winglet* dengan sudut (0,30,45). Koordinat XY *Airfoil* NACA 1410 ("<http://Airfoiltools.com>"). tujuan menggunakan data koordinat NACA 1410 yang legal atau resmi adalah untuk mengurangi kesalahan dalam pemodelan.

- Pengambilan cord line dari website (<http://Airfoiltools.com>) untuk mendapatkan Sumbu Geometri NACA 1410 sebagai object penelitian.



Gambar 2 Pengambilan *Cord Line* (Website *Airfoiltool*)

- b. Memasukan Data File NACA dan kedalam Excel untuk mendapatkan *cord geometry* yang akan digunakan dalam simulasi dengan menambahkan # Group, Point, dan Z_cord seperti yang ditunjukkan pada gambar 3. kemudian disimpan dalam format (txt) seperti yang ditunjukkan.

#group	#point	#x_chord	#y_chord	#z_chord
1	1	1.000035	0.001049	0
2	1	0.999789	0.001086	0
3	1	0.999052	0.001198	0
4	1	0.997824	0.001382	0
5	1	0.996107	0.00164	0
6	1	0.993902	0.00197	0
7	1	0.991212	0.002372	0
8	1	0.988038	0.002844	0
9	1	0.984385	0.003384	0
10	1	0.980255	0.003992	0
11	1	0.975652	0.004666	0
12	1	0.970581	0.005403	0
13	1	0.965047	0.006202	0
14	1	0.959055	0.007076	0
15	1	0.952612	0.008026	0
16	1	0.945722	0.008946	0
17	1	0.938393	0.009968	0
18	1	0.930632	0.011039	0
19	1	0.922446	0.012157	0
20	1	0.913844	0.013318	0
21	1	0.904833	0.01452	0
22	1	0.895423	0.01576	0
23	1	0.885623	0.017035	0
24	1	0.875441	0.018342	0
25	1			

Gambar 3 Masukan Data Ke Microsoft Excel

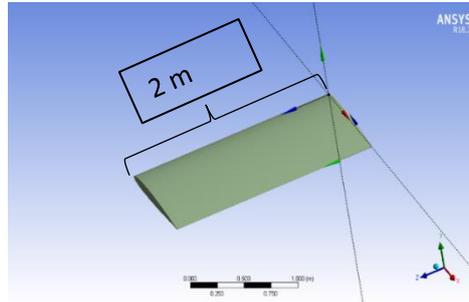
- c. Membuat geometri dengan menggunakan *Design Modeler* pada *Ansys Workbench*. Memasukan Cord *Airfoil* NACA 1410 dan *blended winglet* dengan menggunakan 3D Curve untuk memasukan koordinat *Airfoil* dengan base plane menggunakan XYPlane seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.

#group	#point	#x_chord	#y_chord	#z_chord
1	1	1.000035	0.001049	0
1	2	0.999789	0.001086	0
1	3	0.999052	0.001198	0
1	4	0.997824	0.001382	0
1	5	0.996107	0.00164	0
1	6	0.993902	0.00197	0
1	7	0.991212	0.002372	0
1	8	0.988038	0.002844	0
1	9	0.984385	0.003384	0
1	10	0.980255	0.003992	0
1	11	0.975652	0.004666	0
1	12	0.970581	0.005403	0
1	13	0.965047	0.006202	0
1	14	0.959055	0.007076	0
1	15	0.952612	0.008026	0
1	16	0.945722	0.008946	0
1	17	0.938393	0.009968	0
1	18	0.930632	0.011039	0
1	19	0.922446	0.012157	0
1	20	0.913844	0.013318	0
1	21	0.904833	0.01452	0
1	22	0.895423	0.01576	0
1	23	0.885623	0.017035	0
1	24	0.875441	0.018342	0
1	25	0.864809	0.019676	0
1	26	0.853975	0.021037	0
1	27	0.842712	0.022419	0
1	28	0.83111	0.02382	0
1	29	0.81918	0.025237	0
1	30	0.80694	0.026667	0
1	31	0.794383	0.028106	0
1	32	0.781541	0.029551	0
1	33	0.768419	0.030999	0
1	34	0.755032	0.032446	0
1	35	0.74139	0.03389	0
1	36	0.727509	0.035327	0

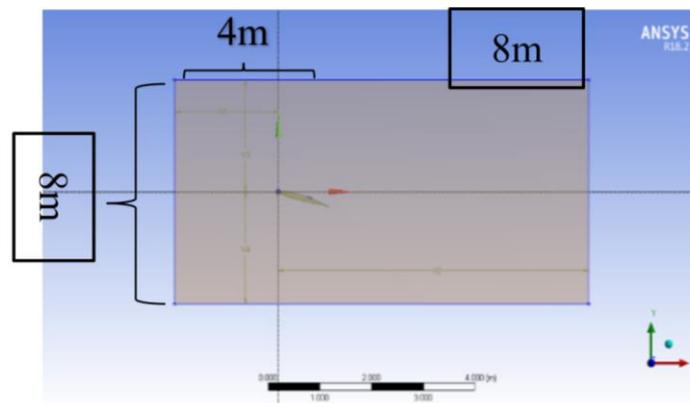
Gambar 4 Cordinat Airfoil

- d. Kemudian *Extrude* untuk menghasilkan bentuk *3d Airfoil* dengan panjang span 2m seperti Gambar 5. Membuat *Geometri wall domain* dengan menggunakan *primitive box* dengan mengatur *detail of Box dengan*, pada *point 1 X Coordinate = 8m, point 4 Y*

Coordinate = 4m, point 1 reverse X Coordinate = 4m, dan reverse diagonal Y Component = 4m, lalu extrude detail of box untuk membuat wall seperti pada gambar 5.

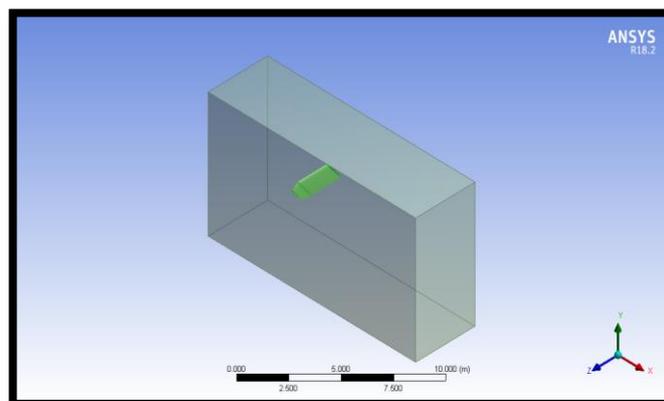


Gambar 5 Meshing Airfoil NACA 1410



Gambar 6 Detail of Box NACA 1410

- e. Membuat ruang pada Airfoil dengan menggunakan *create-boolean* seperti Gambar 7, pada *detail of Boolean* ubah *operation* menjadi *subtract*, kemudian pada target *bodies=box*, *tool bodies=Airfoil*, kemudian *Generate*



Gambar 7 Hasil boolean

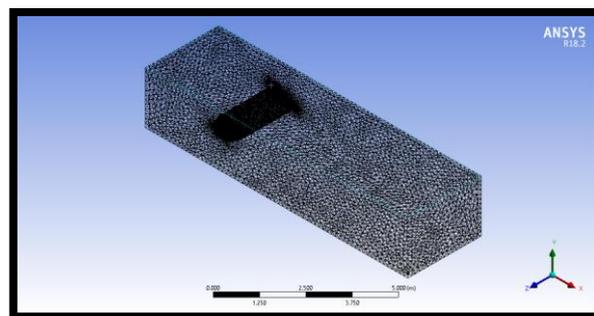
Dari proses pembuatan boundary layer , dan menglompokan kedom substract Boolean, didapat data variable airfoil. Seperti ditunjukkan pada table 2.

Table 2 Variable data Boolean dan Boundary layer NACA 1410

AIRFOIL NACA 1410	DIMENSION AIRFOIL (m)			SQUANCE AIRFOIL	BOUNDARY LAYER		
	P	L	T		P	L	T
TANPA WINGLET (0 °)	2	1.0036	0	4.2018 m ²	4m	8m	4m
WINGLET 35 °	3	1.0036	0.8	5.9694 m ²	4m	8m	4m
WINGLET 45 °	3	1.0036	0.8	5.9698 m ²	4m	8m	4m
WINGLET 90 °	3	1.0036	0.8	6.0033 m ²	4m	8m	4m

f. Proses Meshing

Dalam simulasi ini *Grid independency* menggunakan *Unstructured mesh*, dimana *Face Sizing* menggunakan 0.150 dengan edge zisizing, number of division 450, kemudian *inflation* menggunakan 12 lapisan batas pada *Airfoil*, dan *mesh independent* menggunakan metode *polyhedra* dengan *patch independen* dan *max element size* 0.016. sehingga mendapatkan hasil 9712 *nodes* dan 48135 *elements*. Seperti Gambar 3.7 Hasil *meshing*.

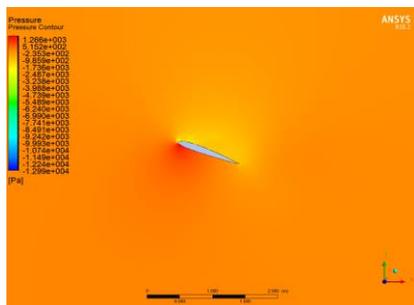


Gambar 8 Hasil meshing

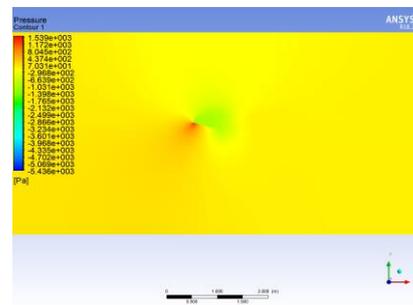
HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil dari pengujian simusali CFD (*Computation Fluid Dynamic*), terhadap NACA 1410 ini berupa kontur sebaran tekanan dan sebaran kecepatan fluida yang mengalir pada wall atau dinding luar *Airfoil*. Dan pada hasil pengujian ini dapat dilihat gaya-gaya yang terjadi terhadap *Airfoil* NACA 1410, *Airfoil* akan diuji dengan menggunakan sudut serang 15°- *critical*

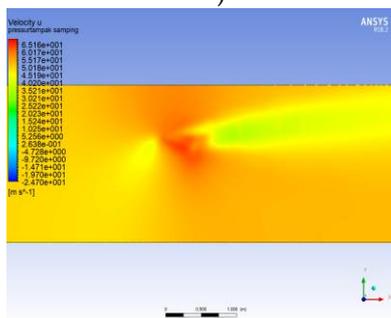
point sudut serang (Hidayat, 2014) sebagai acuan pengujian, sehingga dapat dihitung dan dilihat nilai *CL* dan *CD* nya.



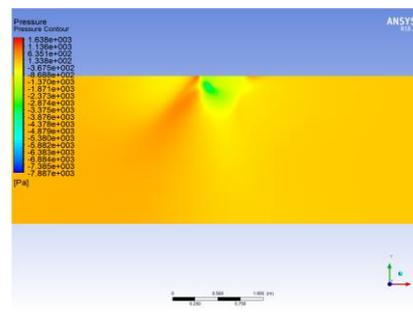
(a) Pressure Contour NACA 1410 Winglet (0°)



(b) Pressure Contour NACA 1410 Winglet (35°)



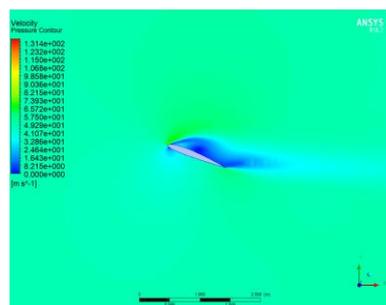
(c) Pressure Contour NACA 1410 Winglet (45°)



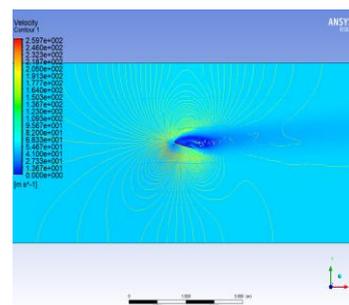
(d) Pressure Contour NACA 1410 Winglet (90°)

Gambar 9 Hasil simulasi NACA 1410 dengan variasi sudut tekuk *winglet*

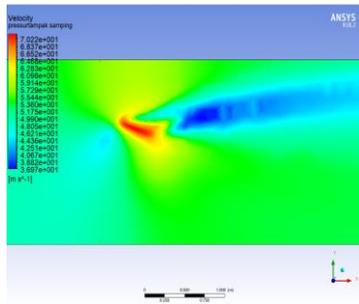
Gambar 9 merupakan hasil analisa dalam bentuk pressure kontur pada NACA 1410, dimana kontur warna merah merupakan indikasi terjadinya high pressure, sedangkan yang berwarna hijau dan kuning menunjukkan terjadi low pressure. Pada bagian airfoil yang memiliki high pressure, adalah dimana terjadinya pertambahan lift pada airfoil tersebut.



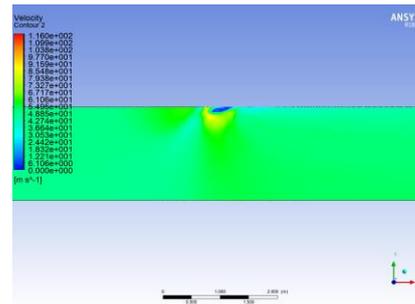
(a) Velocity Contour NACA 1410 Winglet (0°)



(b) Velocity Contour NACA 1410 Winglet (35°)



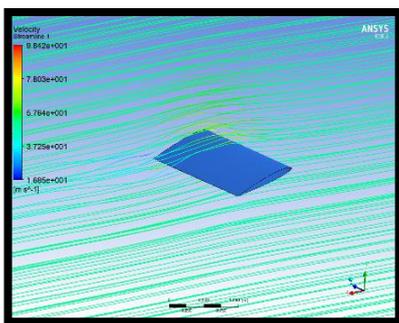
(c) Velocity Contour NACA 1410 Winglet (45 °)



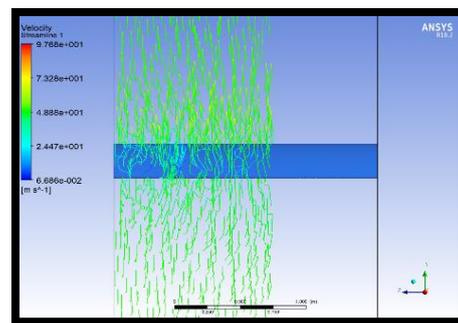
(d) Velocity Contour NACA 1410 Winglet (90 °)

Gambar 10 Hasil Velocity Kontur

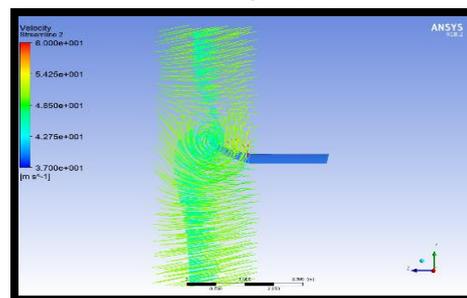
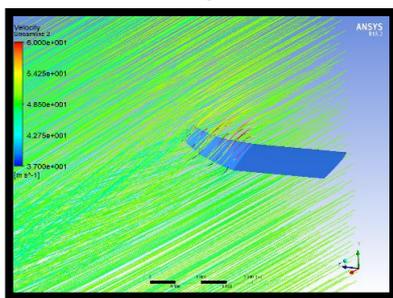
Gambar 10 merupakan bentuk kontur dari velocity kontur yang dihasilkan setiap gemotri berbeda. Velocity ini menampilkan indikasi warna kontur, yaitu warna merah sebagai high velocity, kuning area low velocity, dan biru merupakan terjadi turbulensi. Hasil simulasi ini menunjukkan bahwa sudut tekuk *winglet* yang memiliki turbulensi terbesar pada sudut tekuk 45 ° namun, juga memiliki nilai *high velocity yang besar* dari pada sudut tekuk *winglet* yang lain dan juga tanpa sudut tekuk *winglet*, dari hasil tersebut dapat disimpulkan bahwa perbandingan nilai kenaikan lift dengan turbulensi yang terjadi pada sudut tekuk 45 ° lebih efisien dari sudut tekuk *winglet* yang lain.



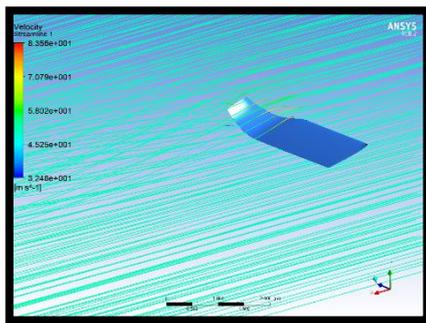
(a) Isometri View Flow Laminar NACA 1410 Winglet (0 °)



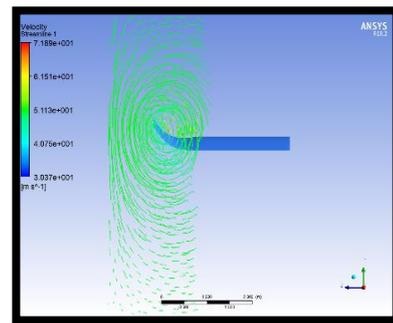
(b) YZ Cordinat View Flow Laminar NACA 1410 Winglet (0 °)



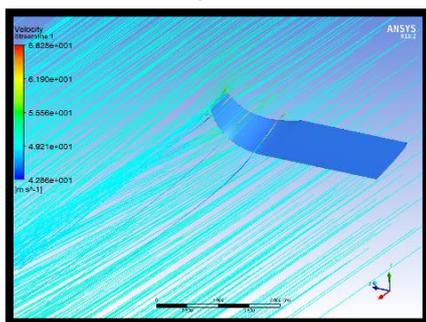
(c) Isometri View Flow Laminar NACA 1410
 Winglet



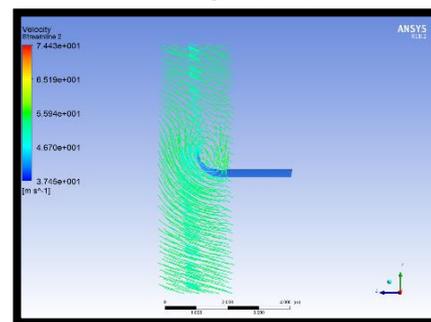
(d) YZ Cordinat View Flow Laminar NACA 1410
 Winglet (35 °)



(e) Isometri View Flow Laminar NACA 1410
 Winglet (45 °)



(f) Cordinat View Flow Laminar NACA 1410
 Winglet (45 °)

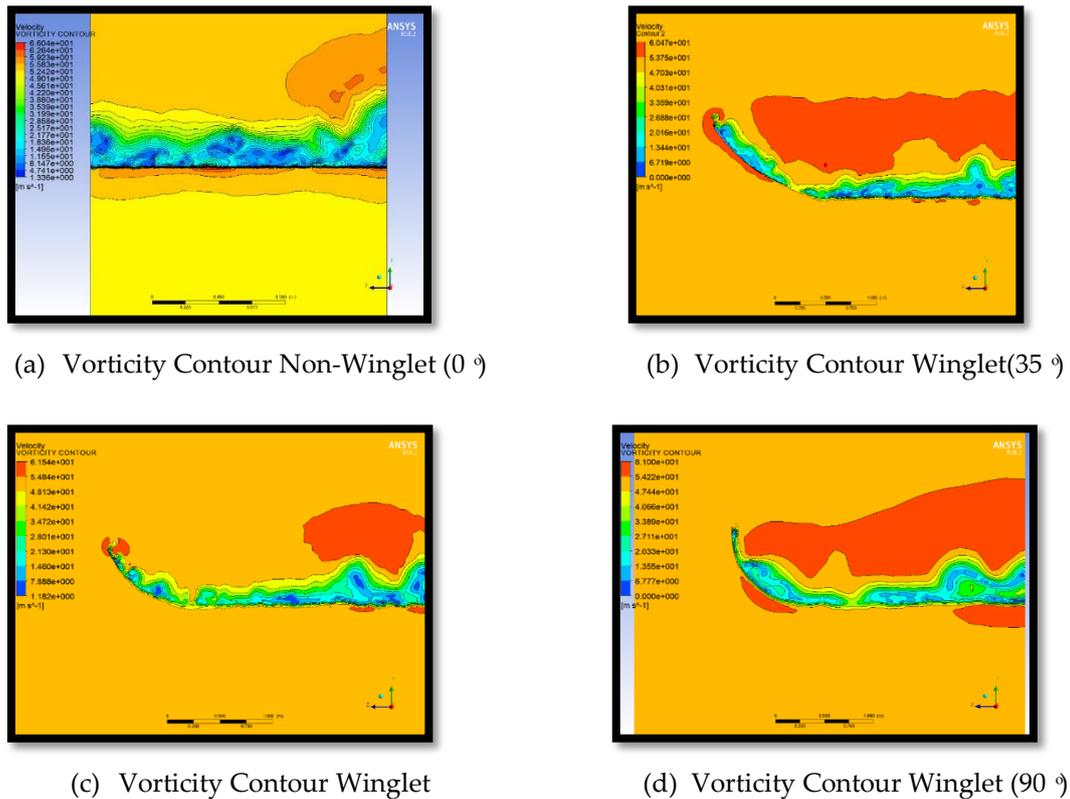


(g) 15 Isometri View Flow Laminar NACA 1410
 Winglet

(h) Isometri View Flow Laminar NACA 1410
 Winglet (90 °)

Gambar 11 laminar yang meliwati boundary layer *Airfoil* NACA 1410

Gambar 11 merupakan gambar laminar yang meliwati boundary layer *Airfoil* NACA 1410 dan sudut tekuk *winglet* NACA 1410. Pada gambar 11 aliran yang melewati dinding *Airfoil* menghasilkan kontur flow laminar dimana aliran yang membentuk gelombang, dan terletak pada ujung, belakang *Airfoil* merupakan kontur dari flow turbulace. Turbulence ini yang menjadi salah satu faktor naik dan turunnya Cl/Cd pada sayap pesawat. Dari gamabr Flow Laminar yang ditunjukkan, turbulence terbesar dihasilkan oleh NACA 1410 tanpa menggunakan sudut tekuk winglet dibandingkan dengan NACA 1410 dengan menggunakan variasi sudut tekuk winglet, ini artinya induced drag pada NACA 1410 tanpa menggunakan winglet paling besar dibandingkan dengan NACA 1410 dengan menggunakan sudut tekuk winglet. dapat disimpulkan pula, bahwa sudut tekuk winglet mempunyai pengaruh terhadap besar kecilnya Cl / Cd pada sayap pesawat.



Gambar 12 Vorticity Contour

Pada gambar 12 merupakan gambar *Vorticity Contour*, dimana pada contour ini menunjukkan gradient warna pada permukaan airfoil yang terjadi turbulensi. Gambar 12 pusaran yang berwarna biru pekat menunjukkan terjadi pusaran pada permukaan airfoil, sedangkan yang berwarna merah menunjukkan terjadi nya *High Velocity* pada area airfoil tersebut. Dari gambar tersebut dapat dilihat, bahwa pusaran yang paling banyak dan besar ditunjukkan pada *vorticity contour* NACA 1410 tanpa menggunakan winglet. hal ini disimpulkan bahwa NACA 1410 tanpa menggunakan winglet, menghasilkan C_d lebih besar dari pada NACA 1410 dengan menggunakan sudut tekuk winglet.

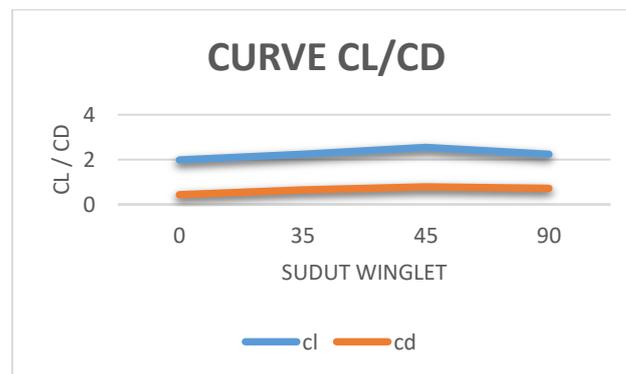
Nilai hasil simulasi pada NACA 1410 dengan variasi sudut *winglet*

Berdasarkan gambar kontur dan laminar hasil simulasi ini, dapat diketahui perhitungan Cl/Cd yang dihasilkan pada setiap sudut *winglet* yaitu sudut *winglet* 0°, 35°, 45°, dan 90°, pada NACA 1410. Hasil perhitungan Cl/Cd ditampilkan pada table 3.

Tabel 3 Hasil simulasi nilai *CL* dan *CD* pada NACA 1410 dengan variasi sudut *winglet* 0°, 35°, 45°, dan 90°

VARIASI SUDUT WINGLET	NACA 1410		AOA
	<i>CL</i>	<i>CD</i>	
0 °(tanpa <i>winglet</i>)	1.9831689	0.73425523	15°
35 °	2.241811	0.74894324	
45 °	2.5419558	0.78324324	
90 °	2.230886	0.7571309	

Berdasarkan table 3 menampilkan hasil dari simulasi variasi sudut tekuk *winglet* pada NACA 1410 terhadap koefisien lift (*Cl*) dan koefisien drag (*Cd*) pada sudut serag 15° dari data tersebut dapat dilihat bahwa sudut tekuk *winglet* yang mempunyai nilai koefisien *lift* terbesar yaitu pada sudut tekuk *winglet* 45° yaitu sebesar 2.5419558, dengan koefisien *drag* yang dimiliki yaitu 0.74894324. Data tersebut juga disajikan dalam bentuk nilai grafik, seperti ditunjukkan pada gambar 4.17 yang menggambarkan nilai dari hasil analisa sudut tekuk *winglet* pada NACA 1410, dengan variasi sudut tekuk *winglet* 0, 35, 45, dan 90.



Gambar 13 Grafik *Cl/CD* hasil dari simulasi sudut tekuk *winglet* pada NACA 1410

Dari hasil simulasi ini, juga dapat diketahui pengaruh sudut tekuk *winglet* 0°, 35°, 45° dan 90° mempunyai nilai koefisien *lift* dan *drag* yang berbeda. Pada hasil simulasi tersebut menunjukkan bahwa nilai gaya *lift* terbesar yaitu pada variasi sudut tekuk *winglet* 45° yaitu 2.5419558. dan dari data hasil simulasi ini juga dapat disimpulkan bahwa NACA 1410 tanpa menggunakan variasi *winglet* mempunyai nilai *CL* lebih rendah dari pada NACA 1410 yang

menggunakan variasi sudut tekuk *winglet*. Dapat dilihat dari grafik dan table tersebut bahwa NACA 1410 menggunakan variasi sudut tekuk *winglet* 45° menghasilkan koefisien lift (Cl) 0.558 lebih besar dari pada NACA 1410 tanpa menggunakan *winglet*.

Besar sudut tekuk *winglet* mempengaruhi bertambahnya Cl (*Coefisien Lift*) pada sayap pesawat, semakin besar variasi sudut tekuk *winglet* semakin besar Cl (*Coefisien Lift*) pada sayap, namun semakin bertambah juga Cd (*Coefisien Drag*) pada sayap pesawat. Berdasarkan grafik diatas, Cl / Cd yang dihasilkan pada NACA 1410 dengan sudut serang 15° yang memiliki nilai Cl (*Coefisien Lift*) terbesar yaitu pada sudut tekuk *winglet* 45°. Pesawat dengan jarak tempuh jauh, dapat menggunakan sudut *winglet* 45° karena efisiensi perbandingan bertambahnya Cl / Cd nya.

Dari data grafik Cl / Cd , juga dapat diketahui bahwa, nilai drag terkecil terdapat pada NACA 1410 tanpa menggunakan *winglet* yaitu sebesar 0.73425523. Dengan adanya variasi sudut tekuk *winglet* pada NACA 1410 sangat mempengaruhi terhadap bertambah koefisien lift (Cl) dan koefisien drag (Cd).

PENUTUP

Kesimpulan

Dari hasil simulasi dan analisa pada *Airfoil* NAC 1410 dengan variasi sudut tekuk *winglet* 35°, 45°, 90° dan NACA 1410 tanpa menggunakan *winglet* dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Dari hasil simulasi tersebut dapat diketahui bahawa, nilai Cl / Cd dari dari NACA 1410 dengan sudut tekuk *winglet* 35°, 45°, 90° semakin besar dibandingkan dengan NACA 1410 tanpa menggunakan *winglet*.
2. Dari hasil simulasi juga dapat dilihat bahwa, pada sudut serang 15°, NACA 1410 dengan variasi sudut tekuk *winglet* 45° memiliki nilai Cl / Cd lebih besar disbanding dengan variasi sudut tekuk *winglet* 35°, 90°, dan NACA 140 tanpa menggunakan *winglet*.
3. Dari hasil simulasi ini juga dapat diketahui, nilai Cl yang dihasilkan NACA 1410 dengan menggunakan *winglet* 45° dapat menambah Cl sebesar 0.558 dari NACA 1410 tanpa menggunakan *winglet*

4. Dari hasil simulasi ini dapat diketahui pada sudut serang 15° , NACA 1410 dengan variasi sudut tekuk *winglet* 35° dan 45° nilai Cl / Cd masih bertambah, namun pada sudut 90° nilai Cl / Cd menurun.
5. Dari hasil simulasi ini juga dapat dilihat bahwa turbulence yang terjadi pada NACA 1410 dengan variasi sudut tekuk *winglet* lebih teratur, disbanding NACA 1410 tanpa menggunakan *winglet*

DAFTAR PUSTAKA

- Falcao, et, all. 2011. "Aero-Structural Design Optimization Of A Morphing Wingtip" Journal of Intelligent Material Systems And Structures, Vol 22,
- Hafidh Hemy Nur. 2018 "analisa numerik perbandingan karakteristik Airfoil simetris dengan Airfoil tidak simetris terhadap koefisien lift dan koefisien drag pada berbagai variasi sudut serang dan luas permukaan Airfoil " jurnal nasional
- Hariyadi Setyo, Widodo W.A. 2019. "Efek Penggunaan Vortex Generator Terhadap Karakteristik Aliran pada Airfoil NACA 43018" Laboratorium Mekanika dan Mesin Fluida Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)
- Hidayat M Fajri 2018. "Teori sayap Pesawat Terbang". Buku Ajar Unervisitas 17 Agustus 1945 Jakarta, 2018
- Hidayat M.Fajri. 2014. "Analisa Aerodinamika Airfoil NACA 0012 Dengan ANSYS FLUENT" Jurnal Kajian Teknologi Vol.10 No2 Juli
- Ibrahim Hanif, Gaguk Sujatmiko "PENGARUH SUDUT TEKUK (CANT) WINGLET MENGGUNAKAN AIRFOIL NACA 2215 PADA AERODINAMIKA SAYAP
- John D. Anderson, Jr. 2010. "Fundamental Of Aerodynamic" 5th edition, New York, University of Maryland,
- Myilsamy Dinesh et all. 2015. "Performance Investigation of an aircraft wing at various cant angles of winglets using CFD simulation" altair technology conference
- Ni Putu Dian Nitamiwati(1) , Armansyah Halomoan Tambunan(2) , dan Lilik Pujiantoro Eko Nugroho(2). 2018. SIMULASI PENCAMPURAN REAKTAN UNTUK PRODUKSI BIODIESEL PADA REAKTOR BERPENGADUK STATIK
- Nurchayadi Teddy dan Sudarja. 2008. "Pengaruh alokasi Ketebalan Maksimum Airfoil Simetris Terhadap Koefisien Angkat Aerodinamisnya" Jurnal Ilmiah Semesta Tknika, VOL. 11, No. 1 PESAWAT", Jurnal ROTOR, Edisi Khusus No. 3 , Desember 2017 Rick Domingo. 2018. "The Aviation Maintenance Technician Handbook Airframe" FAA-H-8083-31A, Oklahoma City, united states Departement Of Transportation
- Ridho Rasyid. 2017. " STUDI NUMERIK KARAKTERISTIK ALIRAN TIGA DIMENSI DI SEKITAR AIRFOIL NACA 0012 DENGAN BACKWARD SWEPT ANGLE 0° , 15° , DAN 30° " Fakultas Teknologi Industri Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya 2017
- Roby Wahyu, 2017. ANALISA PENGARUH KONFIGURASI FIN PADA STERN TERHADAP KEMAMPUAN HYDRO-ACOUSTIC
- Vilnius. , 2017. "Basic Aerodynamics Part 66 Cat.B1/B2 Module 8" Kazimieras Simonavicius University Wahyu Eko S, Arwanda. 2016 "Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh Slat Clearence Serta Slat Angle untuk Mengeliminasi Stall pada Airfoil