

## **DESAIN AERODINAMIKA FLAP PADA AIRFOIL NACA 2410 DALAM BERBAGAI ANGLE OF ATTACK**

**Cicilia Prima Normaningtyas Yunara<sup>1</sup>, Suseno<sup>2</sup>, Bambang Junipitoyo<sup>3</sup>**  
<sup>1,2,3</sup> Politeknik Penerbangan Surabaya, Jl. Jemur Andayani I No 73, Surabaya, 60236  
Email: [norma.yunara27@gmail.com](mailto:norma.yunara27@gmail.com)

### **Abstrak**

Karakteristik aerodinamika merupakan dalam hal aplikasi aerodinamis, ini sangat penting yang ditujukan untuk mendapatkan bentuk benda yang aerodinamis. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk melakukan permodelan dan simulasi perilaku aerodinamika *airfoil* NACA 2410 yang dilengkapi dengan *flap* menggunakan software *Ansys 18.2 – CFD*.

Dalam proses simulasi akan dilakukan dengan variasi pada berbagai sudut serang. Permodelan NACA 2410 diambil dari software *designFoil* kemudian menyesuaikan ukuran dan panjang *chord airfoil* pada *Autocad* kemudian desain akan di ekspor ke *solidwork* untuk penambahan desain *flap* serta pengaturan sudut serang. Selanjutnya akan disimulasikan pada software *Ansys* dengan pengaturan berbagai kondisi batas *airfoil*.

Variasi yang digunakan adalah dengan sudut serang  $0^0$  sampai dengan  $45^0$ . Hasil penelitian menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang akan diikuti dengan meningkatnya koefisien *lift* dan koefisien *drag*. Namun pada *airfoil* NACA 2410 dengan *flap* menghasilkan koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang lebih tinggi dibanding dengan *airfoil* tanpa *flap*.

**Kata Kunci:** *Flap*, , *Koefisien Lift*, *Koefisien Drag* , *Chord*, *Airfoil*, *Ansys*.

### **Abstact**

*Aerodynamic characteristics are in the subject of aerodynamic applications, this is extremely essential., which are aimed at obtaining aerodynamic shapes. The purpose of this research is to model and simulate the aerodynamic behavior of NACA 2410 airfoil equipped with flaps using Ansys 18.2 - CFD software.*

*In the simulation process will be carried out with variations at various angles of attack. NACA 2410 modeling is taken from designFoil software then adjusts the size and length of the airfoil chord on Autocad then the design will be exported to solidwork for additional flap designs and angle of attack settings. Furthermore, it will be simulated in Ansys software by setting various airfoil boundary conditions.*

*The variation used is with an angle of attack of  $0^{\circ}$  to  $45^{\circ}$ . The results showed that an increase in the angle of attack would be followed by an increase in the lift coefficient and the drag coefficient. However, the NACA 2410 airfoil with flap produces a higher lift coefficient and drag coefficient than an airfoil without flap.*

**Keywords:** *Flap*, *Koefisien Lift*, *Koefisien Drag*, *Chord*, *Airfoil*, *Ansys*

## **PENDAHULUAN**

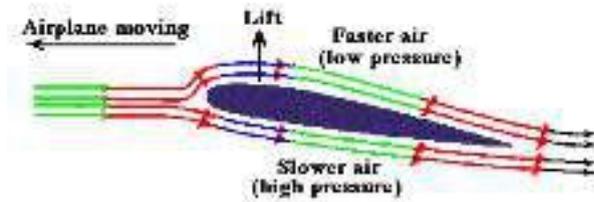
### **Latar Belakang**

Besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap ditentukan oleh bentuk *airfoil*, dan kecepatan pesawat. Meskipun kecepatan tinggi diperlukan untuk menciptakan gaya angkat yang besar, kecepatan pesawat relatif rendah saat lepas

landas dan mendarat. Sedangkan pendaratan membutuhkan kecepatan rendah dan efek pengereman yang kuat agar dapat mendarat dengan sempurna dan menjaga jarak luncur.

Bentuk sayap pesawat yang dapat menimbulkan efek *lift* disebut dengan *airfoil*. Interaksi tegak lurus sayap dengan

pesawat menentukan bentuk penampang sayap. (Houghton, 2013).



Gambar 1 Penampang *airfoil*

(<https://mapelid.blogspot.com/2018/07/pengenalan-bagian-bagian-pesawat-udara.html>)

Untuk melakukan ini, perancang pesawat menambahkan komponen bergerak ke depan dan belakang sayap untuk menambah luas sayap dan memvariasikan bentuk *airfoil*. *Slat* adalah bagian pada *leading edge*, sedangkan *flap* adalah bagian pada *trailing edge*.

Penggunaan komputasi dalam penelitian untuk mempermudah perhitungan sebuah *airfoil*. Pendekatan *Computational Fluid Dynamic (CFD)* merupakan salah satu metodologi yang digunakan dalam komputasi. Ada beberapa jenis perangkat lunak khusus yang dapat digunakan untuk menghitung masalah fluida menggunakan metode *CFD*. Hasil akhirnya adalah perkiraan yang mendekati nilai setiap variabel di tempat tertentu dalam domain.

Pada penelitian ini dilakukan studi mengenai aliran udara pada sayap pesawat dengan menggunakan bantuan *software ANSYS*. *ANSYS* adalah pperangkat lunak yang menggunakan pemodelan elemen hingga untuk menangani masalah dalam mekanika, seperti kesulitan statis, dinamika, analisis struktural (baik linier dan nonlinier).

Penggunaan *software* dalam analisis desain *flap* memiliki tujuan untuk mendapatkan hasil yang optimal dalam kinerjanya. Jadi dalam tugas akhir ini akan

menganalisa aerodinamika *flap* pada *airfoil* NACA 2410 dengan *software Ansys*.

Mengacu pada latar belakang yang telah diuraikan diatas maka dirumuskan masalah yang akan dibahas dalam penelitian tugas akhir ini adalah:

1. Bagaimana pengaruh penambahan *flap* pada *airfoil* sayap suatu pesawat, khususnya *airfoil* NACA 2410 ?
2. Bagaimana karakteristik distribusi tekanan, kecepatan dan hubungan dengan CL dan CD pada *airfoil* yang menggunakan *flap* dengan *software Ansys 18.2 – CFD* ?

Adapun tujuan dari dilaksanakannya penelitian ini adalah:

1. Untuk melakukan permodelan dan simulasi perilaku aerodinamika *airfoil* NACA 2410 yang dilengkapi dengan *flap* menggunakan *software Ansys 18.2 – CFD*
2. Mendiskripsikan karakteristik koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada *airfoil* NACA 2410 dengan *flap* secara komputasional dengan *software Ansys 18.2 – CFD*
3. Untuk mendiskripsikan perbedaan *airfoil* menggunakan *flap* dengan *airfoil* tanpa menggunakan *flap*.

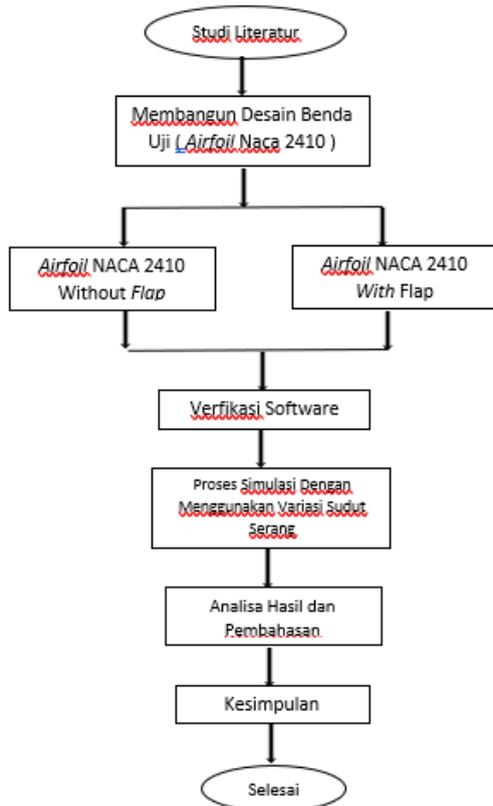
Supaya penelitian ini tersampaikan dengan jelas sesuai dengan maksud dan tujuan penulisannya, maka penulis menentukan batasan-batasan masalah yang akan dibahas pada penelitian ini diantaranya yaitu:

1. Model yang akan diuji adalah *Airfoil* NACA 2410 dengan menggunakan *flap tipe fowler flap*.
2. Parameter variasi akan dilakukan pada sudut serang *airfoil*.

**METODE**

**Desain Penelitian**

Penelitian secara menyeluruh dilakukan dengan proses sebagai berikut:



Gambar 4 Diagram alir penelitian.

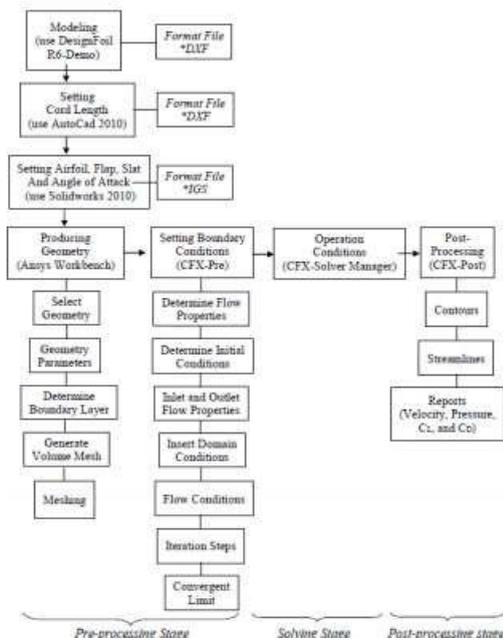


Table 1 Sampel Penelitian

Gambar 3 Skema Penelitian Simulasi

**Variabel Penelitian**

Berdasarkan beberapa uraian tinjauan pustaka maka dapat ditentukan variabel penelitian yang sesuai dengan tujuan penelitian tugas akhir ini. Variabel yang di tentukan meliputi variabel terikat dan variabel bebas. Pada penelitian ini variable penelitian yang digunakan yaitu membandingkan Airfoil menggunakan *Flap* dan tanpa *Flap* sebagai berikut :

1. *Koefisien lift*
2. *Koefisien drag*
3. *Pressure contour*
4. *Velocity contour*

**Sampel Penelitian**

Dalam hali ini yang menjadi sampel penelitian adalah 2 variasi terhadap koefisien lift, koefisien drag, pressure contour, velocity contour dan visualisai. Hal ini dikarenakan pengaruh sudut terhadap *airfoil* NACA 2410 akan mempengaruhi hasil dari setiap variasi.

No	Variable	Parameter Ukur	AoA	Alat
1	Airfoil tanpa flap	1. Pressure contour 2. Velocity contour	0° 5° 10° 15° 25° 30° 45°	ANSYS FLUENT
2	Airfoil dengan flap	1. Pressure contour 2. Velocity contour	0° 5° 10° 15° 25° 30° 45°	ANSYS FLUENT

Tahap pengumpulan data setelah studi awal yakni, mengumpulkan data *airfoil* dan cara mensimulasikannya serta yang terpenting adalah *input* data geometri *airfoil* (*DAT file*) yang bersumber dari situs resmi NACA sehingga harapannya *design airfoil* yang berstandar. Selanjutnya tahap untuk pemodelan 3D dapat dilakukan dengan memasukkan data koordinat yang didapat dari situs resmi NACA ke dalam *software ANSYS FLUENT* kemudian geometri di *extrude* sehingga menjadi *3D modeling airfoil*. Kemudian penulis menentukan 2 kategori analisa yaitu yang pertama variasi *angle of attack* selanjutnya tahap kedua dengan menganalisis perbandingan NACA 2410 dengan *flap* terhadap nilai koefisien *lift* (Cl), koefisien *drag* (Cd), kontur kecepatan, dan kontur tekanan.

Dalam penelitian ini yang menjadi objek adalah menganalisa aliran udara dengan pengaruh sudut terhadap *Airfoil NACA 2410* dengan *flap* dari aliran tersebut agar dapat mengetahui besar

kecilnya pengaruh terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada pesawat.

### Objek Penelitian

Objek penelitian pada tugas akhir ini adalah benda uji berupa *plain airfoil NACA 2410*, dengan rincian pengkondisian benda uji sebagai berikut:



Gambar 5 Permodelan Geometri Benda Uji

### Teknik Pengumpulan Data dan Instrumen Penelitian

#### Teknik Pengumpulan Data

Informasi untuk Tugas Akhir dikumpulkan dari berbagai sumber, termasuk kutipan untuk penelitian sebelumnya dan pencarian data internet.

Pengumpulan data untuk tugas akhir ini dilakukan secara komputasional berupa simulasi dengan menggunakan pendekatan *CFD (Computational Fluid Dynamics)*, aliran udara pada benda uji berupa *airfoil*. Data yang diambil adalah menentukan variasi sudut serang NACA 2410 terhadap nilai *velocity contour*, dan *pressure contour*. Berikut adalah uraian tahapan teknik pengambilan data:

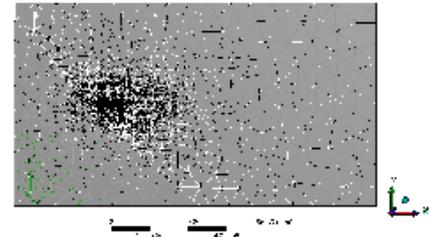
#### 1. Pra Pemrosesan (*Pre-Processing*)

Langkah ini adalah yang pertama dalam proses pembuatan dan analisis model fluida komputasi (*CFD*). Untuk membuat *Airfoil* dalam simulasi ini menggunakan *software ANSYS Fluent 18.2*. Dalam tahapan *pre-processing* ini secara umum, terdiri dari:

- 1) Pembuatan model uji geometri, yaitu *plain Airfoil NACA 2410*.

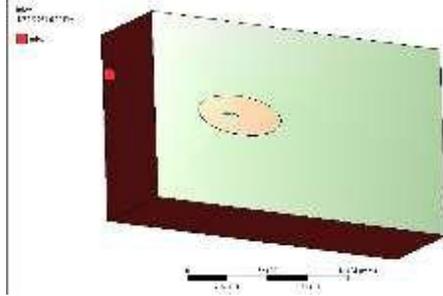


Gambar 6 Permodelan Benda Uji

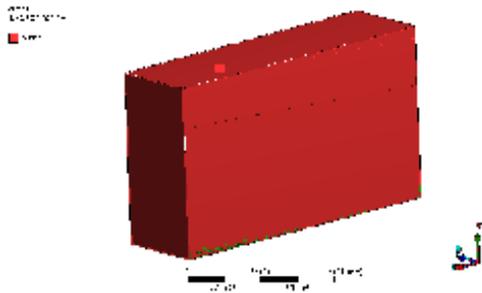


Gambar 10 Hasil *Meshing*

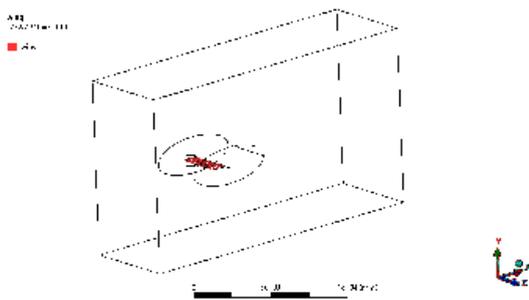
2) Pengaturan kondisi batas ( boundary layer )



gambar 7 Penampang Bagian *Inlet*



Gambar 8 Penampang Bagian *Outlet*



Gambar 9 Penampang Bagian *Wing*

3) Penggenerasian *mesh* (*meshing*)

Tindakan mengubah domain fluida kontinu menjadi domain komputasi diskrit sehingga persamaan fluida dapat diselesaikan dengan menggunakan metode numerik, dalam hal ini pendekatan *Computational Fluid Dynamic (CFD)*, dikenal sebagai *meshing*.

2. Pemrosesan (*Processing*)

Tahap pemrosesan atau penyelesaian melibatkan penghitungan jumlah iterasi pra-pemrosesan. Jika kondisi konvergensi terpenuhi, tahapan dilanjutkan pada *post-processing*; jika kriteria konvergensi tidak terpenuhi, tahap dibalik ke tahap *meshing*.

3. Pasca pemrosesan (*Post processing*)

Bagian simulasi selanjutnya adalah *post processing*, yaitu menampilkan dan menganalisis hasil yang diperoleh dalam bentuk data kualitatif dan kuantitatif.

**Instrumen Penelitian**

1. Perangkat Keras (*hardware*)

Dalam prosesnya, penelitian ini ditunjang oleh perangkat berupa Laptop ASUS X540Y dengan spesifikasi sebagai berikut:

Tabel 2 Spesifikasi perangkat penunjang penelitian

No	Nama	Spesifikasi
1.	CPU	AMD E1-7010 Dual-core 1,5Ghz
2.	OS	Windows 10 Home
3.	Memory	8GB DDR3L 2133MHz SDRAM
4.	Storage	HDD 500GB + ASUS WebStorage 5GB
5.	Display	HD 1366 x 768
6.	Graphics	AMD Radeon R2 Graphics

2. Perangkat Lunak (*software*)

Adapun *software* yang digunakan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

- 1) Notepad untuk plot koordinat geometri
- 2) Microsoft Excel 2019 untuk pembuatan tabel.
- 3) *Software* ANSYS R18 untuk

mensimulasikan hasil dari desain yang telah dibuat.

**Teknik Analisis Data**

Setelah dilakukan proses analisa data dan pembahasan berdasarkan data hasil simulasi, data hasil simulasi yang diperoleh nantinya berupa kontur kecepatan, nilai *lift* dan nilai *drag*. Dari data tersebut, diproses untuk dilihat bagaimana pengaruh nilai koefisien berbagai sudut serang pada *lift* dan *drag airfoil*.

Setiap data yang telah didapatkan dari hasil simulasi numerik dengan menggunakan program CFD harus dilakukan validasi data.

**Waktu Penelitian**

**Waktu Penelitian**

Penelitian dilangsungkan selama 2 (dua) semester pada tingkat akhir penulis, dimulai dari semester 5 tahun ajaran 2020/ 2021 yaitu bulan Oktober 2020 sampai dengan akhir semester 6 tahun ajaran 2020/ 2021 yaitu bulan Agustus 2021. Keseluruhan kegiatan penyusunan tugas akhir ini terinci dalam tabel time frame sebagai berikut:

Tabel 3 Rincian Waktu dan Jenis Kegiatan Penelitian

No	Kegiatan	Keterangan Waktu											
		Okt	Nov	Des	Jan	Feb	Mar	Apr	Mei	Jun	Jul	Agst	
1	Pengisian Judul T.A.												
2	Evaluasi Judul T.A.												
3	Pembimbingan dan Penyusunan Proposal T.A.												
4	Sidang Proposal T.A Form Nisi, Revisi Proposal												
5	Pembimbingan dan Penyusunan Laporan T.A.												
6	Sidang T.A Form Nisi, Revisi T.A.												
7	Pengumpulan Laporan T.A.												

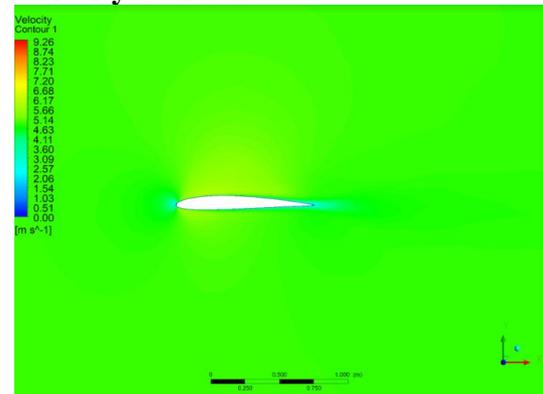
**HASIL DAN PEMBAHASAN**

**Hasil Penelitian**

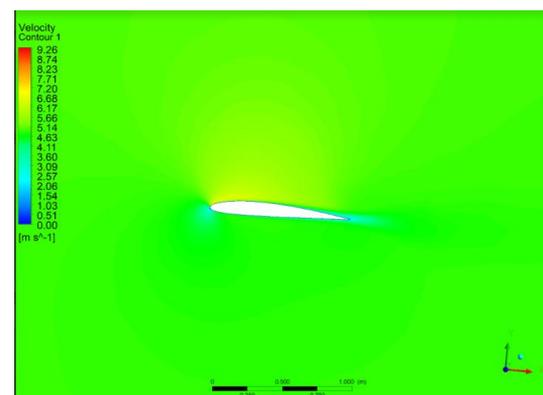
Kontur distribusi tekanan di sekitar *airfoil* dan kontur distribusi kecepatan fluida yang mengalir di sekitar *airfoil* merupakan temuan dari simulasi dalam

penelitian ini. Gaya-gaya yang bekerja pada *airfoil* juga dapat diperlihatkan, memungkinkan nilai *Cl* dan *Cd* dari *airfoil* NACA 2410 ditentukan. Berikut adalah hasil simulasi yang telah dilakukan pada tiap – tiap varian objek penelitian:

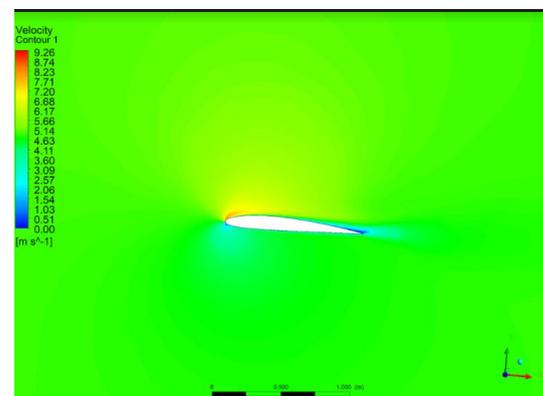
**Velocity Contour**



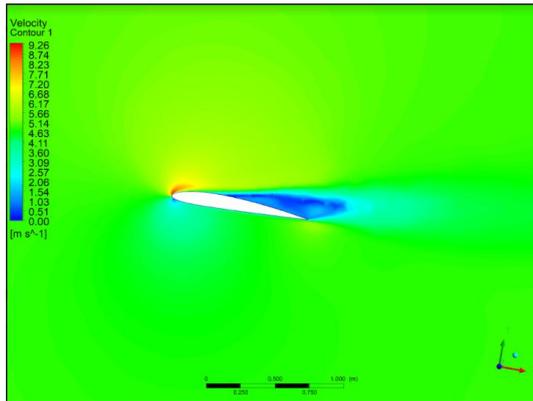
Gambar 11 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 0°



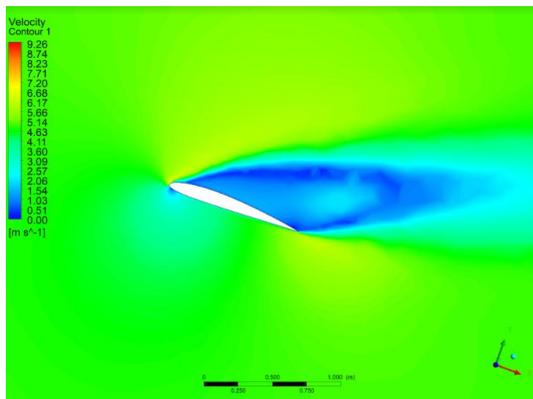
Gambar 12 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 5°



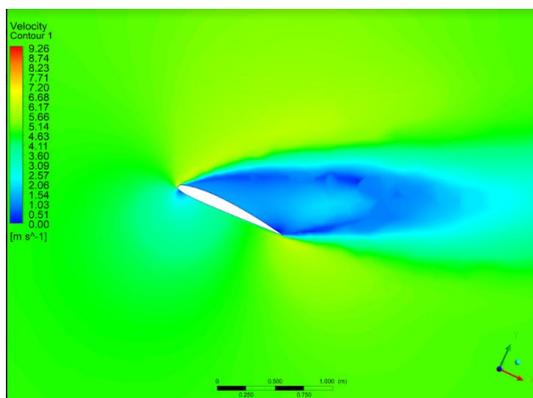
Gambar 13 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 10°



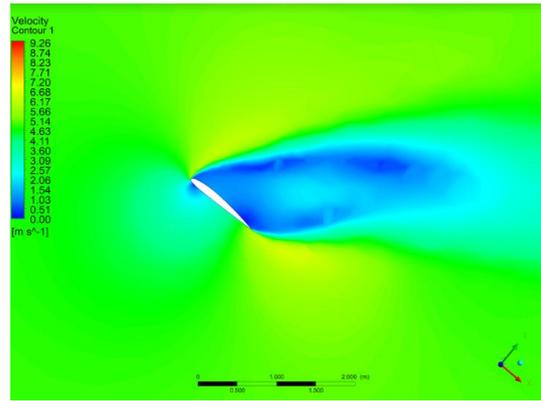
Gambar 14 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 15°



Gambar 15 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 25°

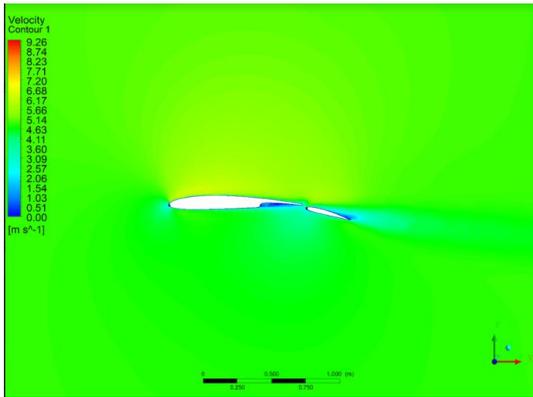


Gambar 16 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 30°

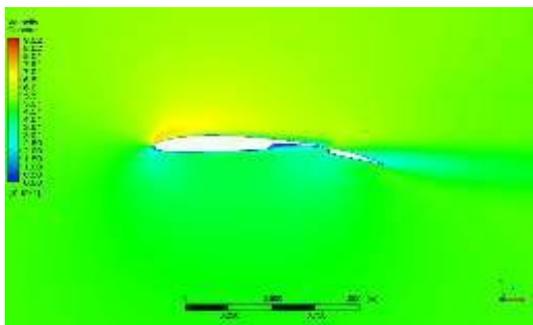


Gambar 17 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 45°

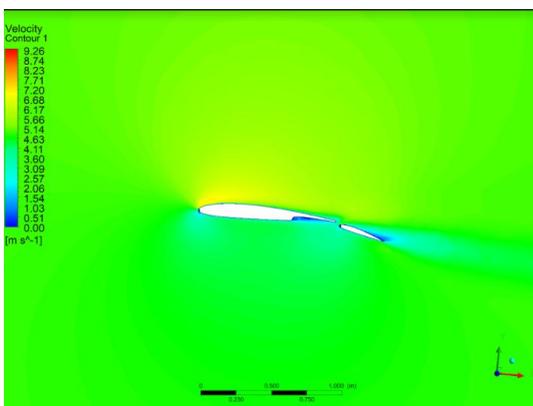
Gambar 11, gambar 12, gambar 13, gambar 14, gambar 15, gambar 16 dan gambar 17 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis *Airfoil NACA 2410* tanpa *flap* pada 7 (tujuh) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°, 5°, 10°, 15°, 25°, 30°, 45°. Masing – masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran kecepatan di sekitar *airfoil* beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang . Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah *airfoil* yang bertemu dengan aliran yang melintas dari *leading edge* kemudian berputar menuju ke *trailing edge*. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.



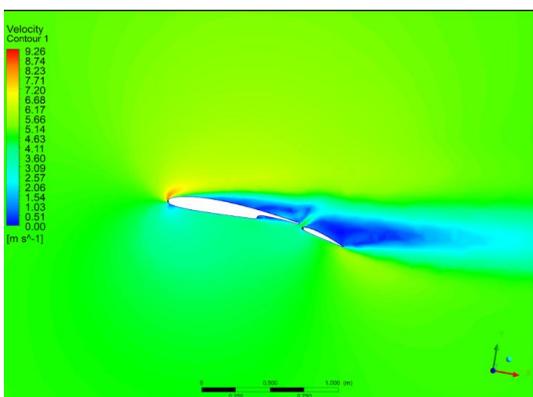
Gambar 18 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 0°



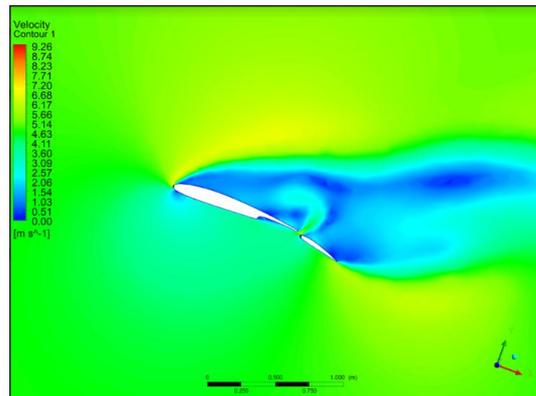
Gambar 19 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 5°



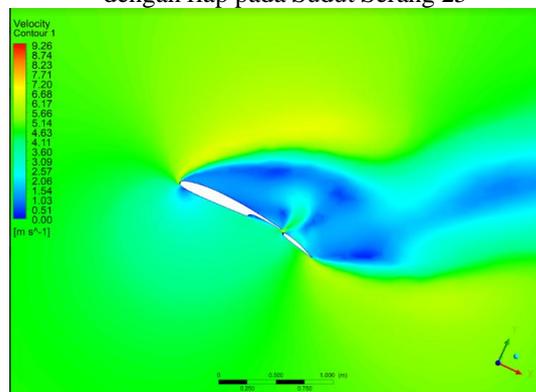
Gambar 20 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 10°



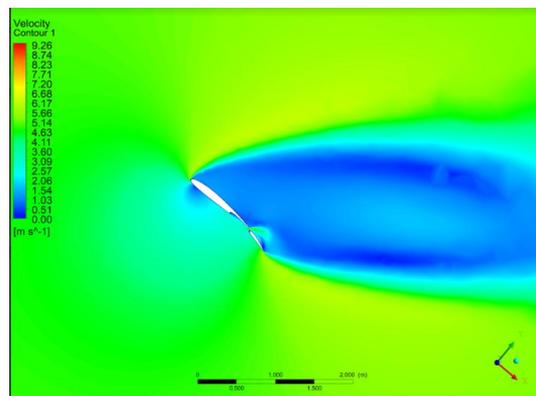
Gambar 21 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 15°



Gambar 22 Velocity Contour Airfoil NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 25°



Gambar 23 Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan flap pada Sudut Serang 30°



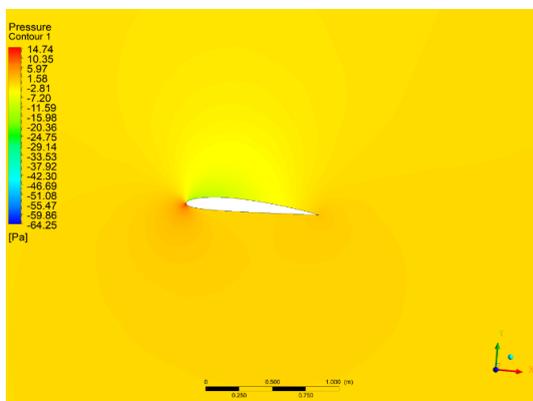
Gambar 24 Velocity Contour Airfoil NACA 2412 dengan flap pada Sudut Serang 45°

Gambar 18, gambar 19, gambar 20, gambar 21, gambar 22, gambar 23, dan gambar 24 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis *Airfoil NACA 2410* dengan *flap* pada 7 (tujuh) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°, 5°, 10°, 15°, 25°, 30°, 45°. Masing –

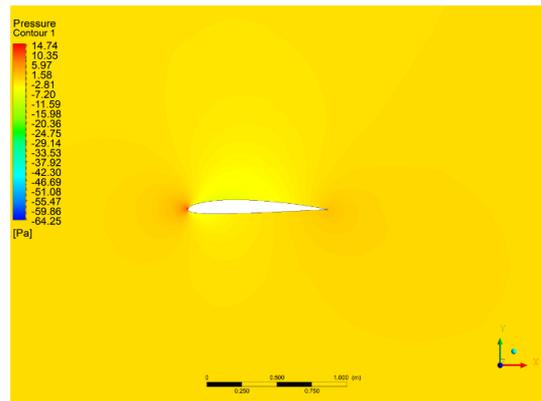
masing visualisasi menunjukkan bahwa sebaran kecepatan di sekitar *airfoil* beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang. Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah *airfoil* yang bertemu dengan aliran yang melintas dari *leading edge* kemudian berputar menuju ke *trailing edge*. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.

### ***Pressure Contour***

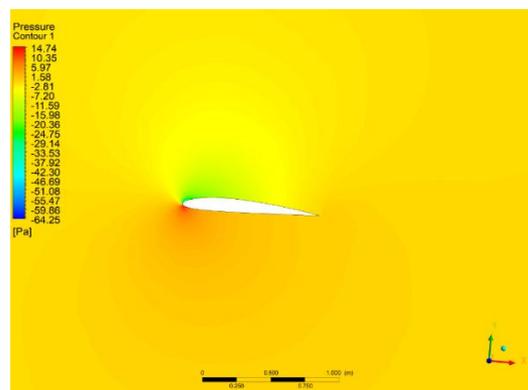
Dari simulasi yang telah dilakukan pada objek ini, menunjukkan bahwa seiring dengan bertambah besarnya nilai sudut serang (*Angle of Attack*) maka sebaran kecepatan pada bagian *leading edge* pun turut bertambah besar. Hal ini dibuktikan pada penampang kontur distribusi kecepatan pada gambar – gambar dibawah ini:



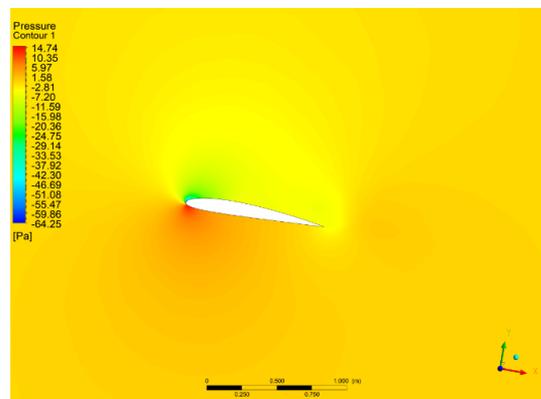
Gambar 25 Pressure Contour NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 5°



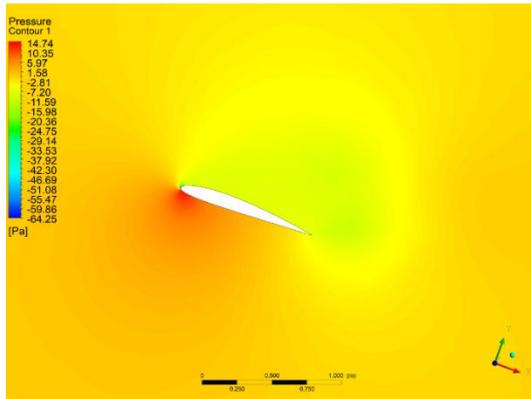
Gambar 26 Pressure Contour NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 0°



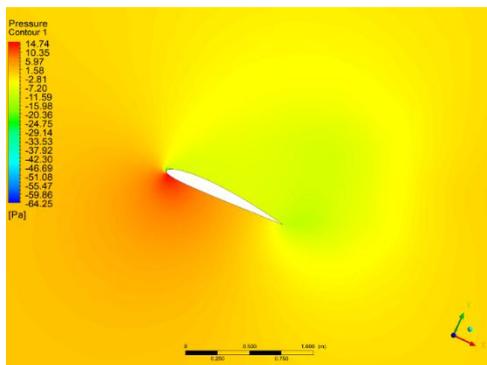
Gambar 27 Pressure Contour NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 10°



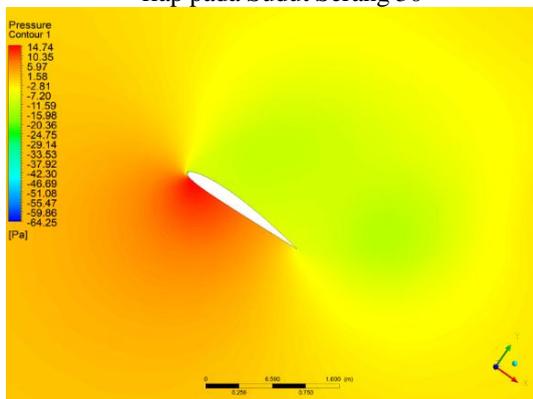
Gambar 28 Pressure Contour NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 15°



Gambar 29 Pressure Contour NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 25°



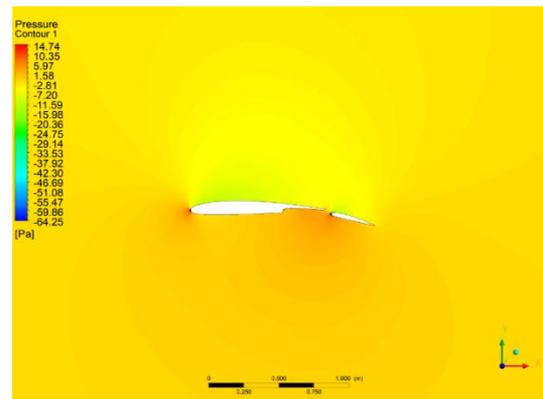
Gambar 30 Pressure Contour NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 30°



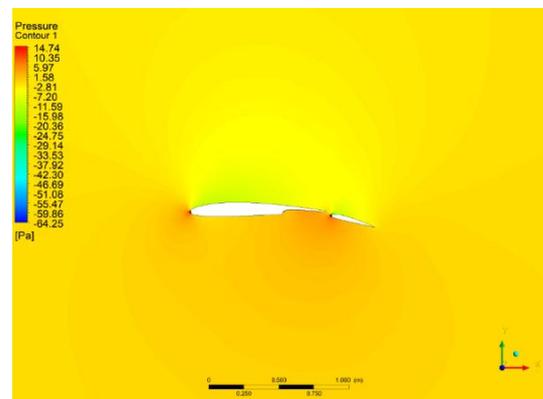
Gambar 31 Pressure Contour NACA 2410 tanpa flap pada Sudut Serang 45°

Gambar 25, gambar 26, gambar 27 , gambar 28 , gambar 29 , gambar 30 dan gambar 31 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis *Airfoil NACA 2410 tanpa flap* pada 7 (tujuh) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°, 5°, 10° , 15°, 25°, 30° , 45<sup>0</sup>. Masing – masing visualisasi menunjukkan bahwa *pressure contour* di sekitar *airfoil* beragam,

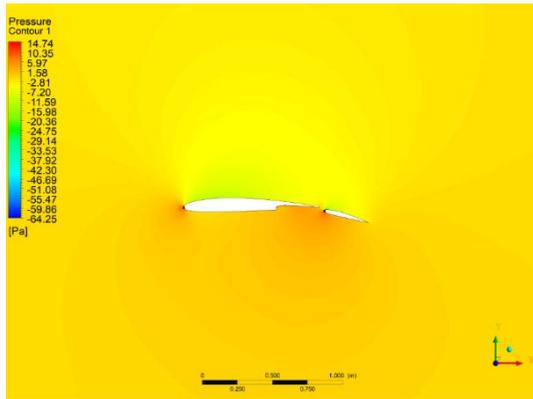
bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang. Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah *airfoil* yang bertemu dengan aliran yang melintas dari *leading edge* kemudian berputar menuju ke *trailing edge*. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.



Gambar 32 Pressure Contour NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 0°

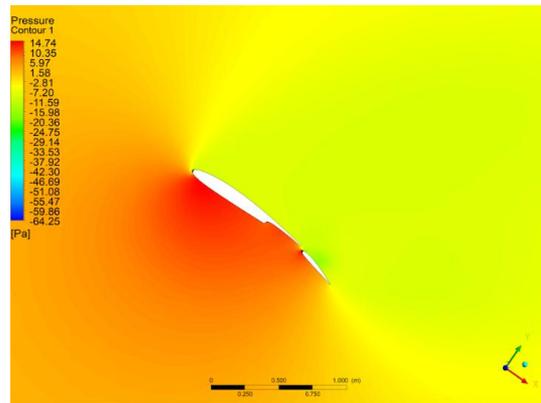


Gambar 33 Pressure Contour NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 10°

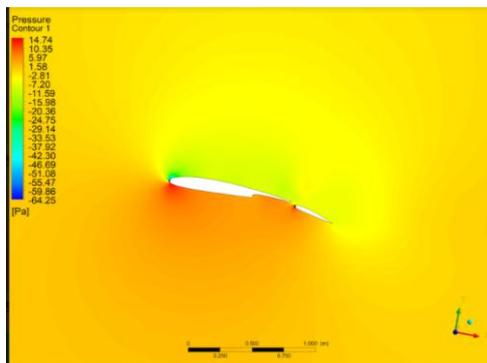


Gambar 34 Pressure Contour NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 5°

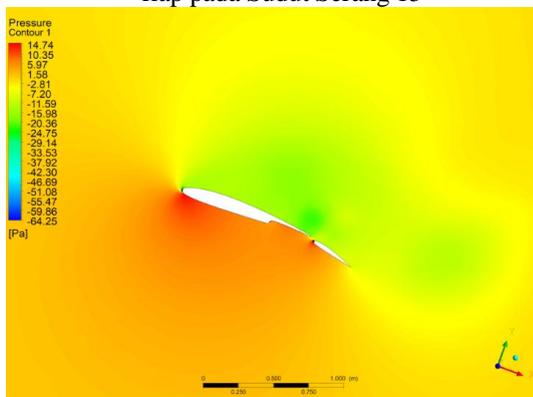
Gambar 37 Pressure Contour NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 30°



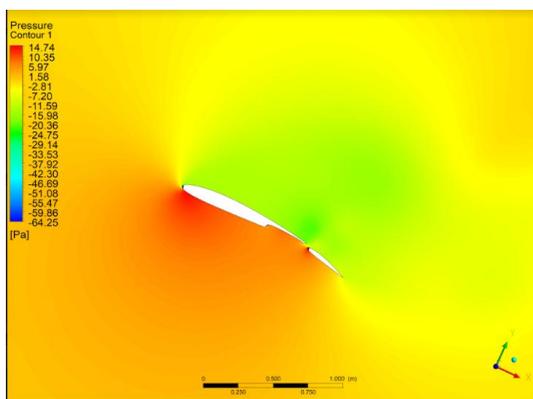
Gambar 38 Pressure Contour NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 45°



Gambar 35 Pressure Contour NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 15°



Gambar 36 Pressure Contour NACA 2410 dengan flap pada Sudut Serang 25°



Gambar 32, gambar 33, gambar 34 , gambar 35 , gambar 36 . gambar 37 dan gambar 38 merupakan visualisasi hasil simulasi dari benda uji jenis *Airfoil NACA 2410 dengan Flap* pada 7(tujuh) variasi sudut serang yang diberikan, diantaranya 0°, 5°, 10° , 15°, 25°, 30°, 45<sup>0</sup>. Masing – masing visualisasi menunjukkan bahwa *pressure contour* di sekitar *airfoil* beragam, bertambah seiring dengan penambahan besarnya sudut serang Selain itu dari visualisasi tersebut juga menunjukkan adanya lompatan fluida dari bagian bawah *airfoil* yang bertemu dengan aliran yang melintas dari *leading edge* kemudian berputar menuju ke *trailing edge*. Dengan semakin besarnya sudut serang, maka lompatan fluida juga semakin jauh melambung. Artinya, semakin jauh lompatan tersebut maka kecepatan yang dihasilkan pun turut bertambah besar. Hal lain yang dapat digunakan untuk meninjau adalah dari warna kontur yang ada, dapat dilihat dari parameter yang sudah tersaji menunjukkan bahwa nilai kecepatan semakin membesar dengan bertambahnya sudut serang.

**Hasil Simulasi Dengan Flap dan Tanpa Flap**

**Tanpa flap**

1. Dari kontur kecepatan dapat dilihat bahwa kecepatan pada sisi bawah *airfoil* lebih lambat daripada kecepatan diatas *airfoil*, hal ini mengakibatkan tekanan pada sisi bawah *airfoil* lebih tinggi daripada tekanan diatas *airfoil* seperti terlihat pada kontur tekanannya.
2. Dari hasil simulasi didapatkan bahwa NACA 2410 tanpa *flap* mengalami *stall* pada sudut  $15^\circ$  dengan nilai  $C_{lmax}$  0.87. Dari kontur kecepatan dapat dilihat bahwa pada sudut tersebut, separasi aliran pada bagian atas *airfoil* sudah ter develop sangat banyak sehingga membuat wake region pada daerah tersebut yang menyebabkan hilangnya gaya angkat atau *stall*. Pada aoa yang lebih tinggi separasi aliran sudah memenehi seluruh ruang pada bagian atas *airfoil*. Sedangkan pada aoa  $-5^\circ$  sampai  $10^\circ$  belum terbentuk separasi aliran yang terlihat pada kontur kecepatan
3. Dari kontur tekanan dapat dilihat bahwa pada aoa *stall* atau  $15^\circ$  tekanan pada bagian atas *airfoil* meningkat akibat turunnya kecepatan yang merupakan hasil dari separasi aliran, hal ini membuat perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas *airfoil* menjadi lebih kecil dibandingkan aoa sebelumnya sehingga terjadi penurunan *lift*.

**Dengan flap**

1. Berdasarkan hasil simulasi didapatkan bahwa NACA 2410 dengan *flap* memiliki *stall* angle yang lebih tinggi yaitu  $25^\circ$  dengan nilai  $C_{lmax}$  1.19. terlihat pada kontur kecepatan bahwa separasi aliran pada bagian atas *airfoil*

sudah fully developed saat aoa  $25^\circ$  sedangkan pada aoa sebelumnya yaitu  $15^\circ$  separasi aliran belum terbentuk sempurna. Penambahan *flap* membuat adanya aliran berputar (*vortex*) yang lebih besar dibandingkan tanpa *flap* seperti terlihat pada aoa  $25^\circ$  dimana terdapat daerah biru bulat yang menunjukkan adanya aliran berputar pada daerah tersebut.

2. Dari kontur tekanan juga dapat terlihat bahwa kenaikan tekanan pada bagian atas *airfoil* terjadi pada sudut  $25^\circ$  yang membuat perbedaan tekanan atas dan bawah menjadi lebih kecil sehingga terjadi *stall*. Aliran *vortex* juga dapat dilihat pada aoa  $25^\circ$  dimana terdapat kontur yang melingkar yang menunjukkan aliran berputar
3. Dari hasil simulasi didapatkan bahwa penambahan *flap* dapat meningkatkan  $C_l$  hampir 0.5x daripada tanpa *flap*

**Data Perbandingan Tanpa Flap dan Dengan Flap**

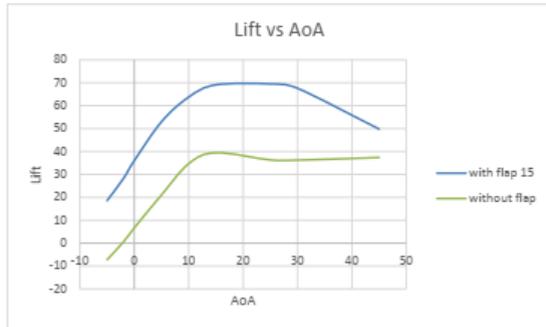
Tabel 4 Perbandingan Naca 2410 dengan Flap

		NACA 2410 dengan flap								
	AOA	Fy (N)	Fx (N)	Lift (N)	Drag (N)	L/D	Cl	Cd	S (m <sup>2</sup> )	
NACA 2410 Flap 15	-5	18,3617	3,45321	18,5927953	1,839742	10,1082	0,319008	0,031566	3,885542	
	-2	28,1151	3,6525	28,2254435	2,669072	10,575	0,484282	0,045795	3,885542	
	0	36,046	3,3247	36,046	3,3247	10,84188	0,618464	0,057044	3,885542	
	5	53,3428	-1,77646	52,9849859	6,418831	8,254616	0,909096	0,110132	3,885542	
	10	64,5401	-1,13237	63,7562248	10,0921	6,317436	1,093905	0,173157	3,885542	
	15	71,56145	0,106957	69,0953702	18,62478	3,709863	1,185512	0,319557	3,885542	
	25	78,5828	4,10465	69,4855035	36,9306	1,881516	1,192206	0,633641	3,885542	
	30	80,283	4,4519	67,5609751	44,14696	1,530365	1,159186	0,757457	3,885542	
	45	74,2384	3,82459	49,7900825	55,18887	0,802013	0,85428	0,947081	3,885542	

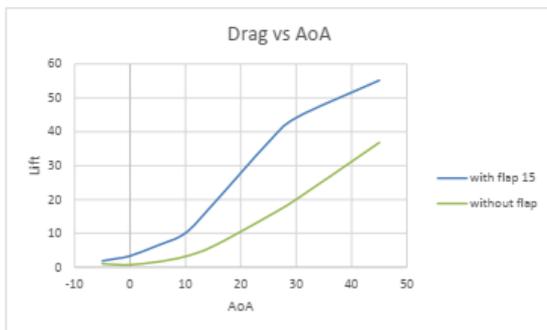
Tabel 5 Perbandingan Naca 2410 tanpa Flap

		NACA 2410 tanpa flap								
	AOA	Fy (N)	Fx (N)	Lift (N)	Drag (N)	L/D	Cl	Cd	S (m <sup>2</sup> )	
NACA 2410 without flap	-5	-7,27746	0,357882	-7,21858	0,990793	-7,28566	-0,16041	0,022018	3	
	-2	0,511056	0,745188	0,536751	0,726898	0,738413	0,011928	0,016153	3	
	0	6,70603	0,713317	6,70603	0,713317	9,401192	0,149023	0,015851	3	
	5	21,1225	-0,27133	21,06577	1,570651	13,41213	0,468128	0,034903	3	
	10	34,7246	-2,89457	34,69976	3,178875	10,91574	0,771106	0,070642	3	
	15	39,7152	-4,25416	39,463	6,169847	6,396106	0,876955	0,137108	3	
	25	39,2806	-1,66669	36,30469	15,09016	2,405851	0,806771	0,335337	3	
	30	41,3696	-0,76989	36,21207	20,01805	1,80897	0,804713	0,444846	3	
	45	52,4647	-0,38779	37,37236	36,82393	1,014893	0,830497	0,81831	3	

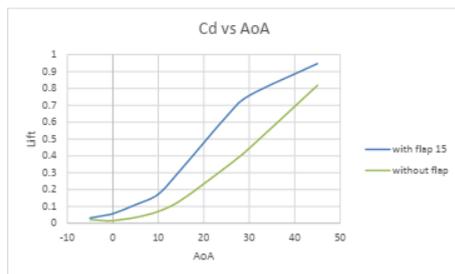
**Grafik Simulasi**



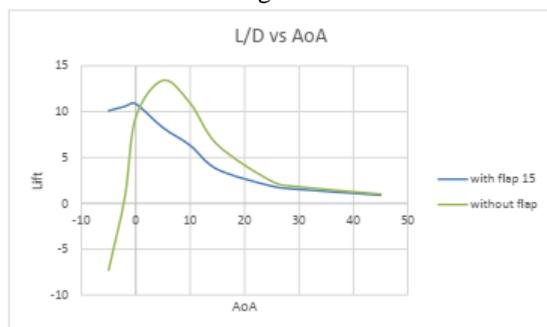
Gambar 40 Grafik Perbandingan *Lift* dengan *AoA*



Gambar 41 Grafik Perbandingan *Drag* dengan *AoA*



Gambar 42 Grafik Perbandingan *Coefisient Drag* dengan *AoA*



Gambar 43 Grafik Perbandingan *Lift /Drag* dengan *AoA*

**Data Hasil Mesh Independency Penelitian**

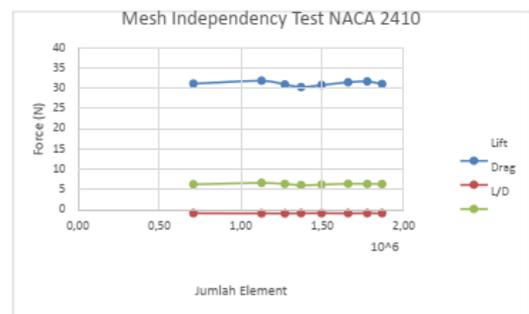
*Mesh independency test* adalah pengujian yang dilakukan pada metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) untuk mengetahui bahwa hasil simulasi

tidak dipengaruhi oleh jumlah *mesh*. Pengujian ini dilakukan agar mendapatkan jumlah *mesh* minimum yang mampu memberikan hasil yang konsisten, *repetitive*, dan *error* yang kecil. Tabel 4.1 menunjukkan *mesh independency test* untuk NACA

2410 dengan jumlah element dari 700.000 sampai 1.900.000. Dapat dilihat dari grafik bahwa nilai output dapat dikatakan stabil mulai dari *element size* 100, sehingga untuk simulasi lebih efisien untuk menggunakan *element size* 100.

Tabel 5 *Mesh Independency Test* NACA 2410

NACA 2410					
<i>Mesh Independency Test</i>					
<i>Element size</i> (mm)	Jumlah element	Lift	Drag	L/D	Deviasi
1000	7.09E+05	35.3346	3.36273	10.50771	3.082196
100	1.13E+06	36.046	3.3247	10.84188	0
90	1.27E+06	35.1266	3.31645	10.59163	2.308215
85	1.37E+06	34.5146	3.35566	10.28549	2.890385
80	1.50E+06	34.9856	3.35779	10.41923	1.30034
75	1.66E+06	35.6809	3.35291	10.64177	2.135827
72	1.78E+06	35.8768	3.37743	10.62251	0.180949
70	1.87E+06	35.2404	3.33724	10.55974	0.590922



Gambar 43 Grafik *Mesh Independency Test* NACA 2410

**PENUTUP**

**Simpulan**

Kesimpulan dari hasil simulasi penelitian menggunakan *Airfoil* NACA 2410 dengan *Flap* dan tanpa *Flap* adalah :

1. Dari hasil simulasi stall terjadi di sudut 25<sup>0</sup> karena separasi aliran fully developed pada AoA 25<sup>0</sup>.
2. Dari hasil grafik *mesh independency* menunjukan bahwa *Airfoil* NACA 2410 memiliki nilai *Lift* yang lebih tinggi

- dibandingkan dengan nilai *Drag* .
3. Dari hasil grafik *mesh independency* terlihat GIT grafik sudah lurus, sehingga nilai *Lift* dan nilai *Drag* tidak berubah terhadap jumlah *mesh* .
  4. Dari grafik *mesh independency* bahwa nilai output dapat dikatakan stabil mulai dari *element size* 100 .
  5. Dari ketuju variasi sudut serang yaitu  $0^\circ$  ,  $5^\circ$  ,  $10^\circ$  ,  $15^\circ$  ,  $25^\circ$  ,  $30^\circ$  ,  $45^\circ$  yang menghasilkan nilai efisien tertinggi yaitu saat *Angle of Attack* berada pada posisi  $30^\circ$  .

#### Saran

1. Penulis berharap simulasi yang akan datang lebih beragam dari segi objek yang akan diteliti.
2. Penulis mengharapkan untuk pembaca atau orang-orang yang bekerja di pabrik pesawat maupun orang-orang yang ikut andil dalam dunia penerbangan agar memperhatikan kajian seperti ini, agar kedepannya saat membuat model pesawat bisa lebih baik. dan tidak salah perhitungan dalam permodelan pesawat.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Caesar, Wiratama. (2016). Control Surface Pada Pesawat Terbang .
- [2] Eko, Singgih P. ( 2013 ) Analisa Aliran Fluida Pada Pipa Acrylic Diameter 12,7 mm (0,5 inci) dan 38,1 mm (1,5 inci) . Fakultas Teknologi Industri, Teknik Mesin.
- [3] Hidayat, M Fajri. (2014). Analisa Aerodinamika *Airfoil* NACA 0012 Dengan ANSYS FLUENT. (Skripsi, Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas 17 Agustus 1945 Jakarta, 2014).
- [4] Houghton, E. ., Carpenter, P., Collicott, Steven, & Valentine. (2013).
- [5] *Aerodynamics for Engineering Students (Sixth Edition)*. Amsterdam: Elsevier.
- [6] Houghton, E. ., Carpenter, P., Collicott, Steven, & Valentine. (2017).
- [7] *Aerodynamics for Engineering Students (Seventh Edition)*. Amsterdam: Elsevier.
- [8] Kurniawan, Dicky. (2018). Analisis Aerodinamika pada Sayap V-Tail UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*) Akibat Laju Aliran Udara Dengan Menggunakan *Software Computational Fluid Dynamic (CFD)*. (Tugas Akhir, Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri UII Yogyakarta, 2018).
- [9] Lubis, M. Mirsal. (2012). Analisis Aerodinamika *Airfoil* Naca 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe *Glider* Dengan Menggunakan *Software* Berbasis *Computational Fluid Dynamic* Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum. Departemen Teknik Mesin. Jurnal e-Dinamis, Vol. 2(02).
- [10] Munson, Bruce R. (2004). Mekanika Fluida (Edisi Keempat). Jakarta. Erlangga. Sirami, Peter. (2011). *Airfoil Naca 2412*
- [11] Trio, Gilang. (2012). Kinerja Pesawat Terbang.