



**TUGAS AKHIR - TF 141581**

**ANALISA PERFORMANSI *FLAP* PESAWAT  
N-2XX TERHADAP PERUBAHAN *GAP* DAN  
*OVERLAP* DI PT. DIRGANTARA INDONESIA**

**TRIAWAN RAMADHAN**  
NRP. 2414 105 051

Dosen Pembimbing  
Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.  
Ir. Bambang Sumantri Dwi K

**JURUSAN TEKNIK FISIKA**  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2016



**LEMBAR PENGESAHAN  
ANALISA PERFORMANSI *FLAP* PESAWAT N-2XX  
TERHADAP PERUBAHAN *GAP* DAN *OVERLAP*  
DI PT. DIRGANTARA INDONESIA**

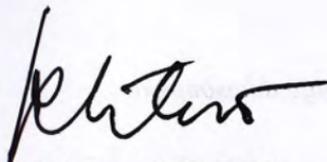
**TUGAS AKHIR**

**Oleh :  
TRIAWAN RAMADHAN  
NRP. 2414 105 051**

Surabaya, 20 Juli 2016  
Mengetahui / Menyetujui,

**Pembimbing I**

**Pembimbing II**



**Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.**  
**NIP. 19761223 200501 1 001**

**Ir. Bambang Sumantri Dwi K**  
**NIK. 900326**



**Agus Muhammad Hatta, S.T., M.Si., Ph.D**  
**NIP. 19780902 200312 1 002**

**LEMBAR PENGESAHAN  
ANALISA PERFORMANSI FLAP PESAWAT N-2XX  
TERHADAP PERUBAHAN GAP DAN OVERLAP  
DI PT. DIRGANTARA INDONESIA**

**TUGAS AKHIR**

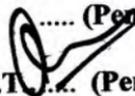
**Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada  
Bidang Studi Rekayasa Energi  
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Fisika  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember**

**Oleh:**

**TRIAWAN RAMADHAN**

**NRP 2414 105 051**

**Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:**

1. Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.  ..... (Pembimbing I)
2. Ir. Bambang Sumantri Dwi K.  ..... (Pembimbing II)
3. Dr. Gunawan Nugroho, S.T., M.T.  ..... (Penguji I)
4. Nur Laila Hamidah, S.T., M.Sc.  ..... (Penguji II)
5. Dyah Sawitri, S.T., M.T.  ..... (Penguji III)

**SURABAYA  
JUNI 2016**

# ANALISA PERFORMANSI *FLAP* PESAWAT N-2XX TERHADAP PERUBAHAN *GAP* DAN *OVERLAP* DI PT. DIRGANTARA INDONESIA

**Nama Mahasiswa** : Triawan Ramadhan  
**NRP** : 2414 105 051  
**Jurusan** : Teknik Fisika FTI-ITS  
**Dosen Pembimbing** : 1. Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.  
2. Ir. Bambang Sumantri Dwi K

## Abstrak

N-2XX adalah pesawat generasi baru yang dirancang PT Dirgantara Indonesia (Persero) dengan tujuan penerbangan jarak pendek dan dioperasikan pada daerah dengan kondisi alam yang memiliki tingkat kesulitan tinggi seperti landasan tak beraspal di wilayah pegunungan dan kepulauan. *Flap* pada pesawat N-2XX digunakan untuk meningkatkan fase terbang dimana pada *flap* terdapat komponen *Gap* dan *Overlap*. *Gap* merupakan jarak antara *trailing edge airfoil* utama dengan *leading edge* pada *airfoil flap*. Sedangkan *Overlap* adalah jarak horizontal antara *leading edge flap* dengan *trailing edge airfoil* utama. Pada *airfoil* LS1-0417 menggunakan sudut defleksi pada *flap* sebesar 10 derajat ketika *take-off* dan 40 derajat ketika *landing*. Perubahan dilakukan dengan memperlebar jarak *Gap* dan *Overlap*. Jarak yang digunakan menggunakan koordinat sumbu putar  $X_c$  dan  $Y_c$ , dimana  $X_c$  dan  $Y_c$  nantinya akan merepresentasikan besarnya nilai *Gap* dan *Overlap*. Pada konfigurasi *flap* model VI didapatkan nilai CL sebesar 1.9324 dan model VII sebesar 1.9422 dan model VIII sebesar 1.9399. Dengan ini terlihat pada DF 10° model VII mendapatkan nilai CL tertinggi. Pada DF 40° konfigurasi terbaik terdapat pada model VI yang memiliki koordinat  $X_c$  0.792 dan  $Y_c$  -0.190 atau jika dikonversikan pada *Gap* dan *Overlap* memiliki jarak 1.99%*c* dan 2.61%*c* dari sebelumnya yang hanya berada pada *Gap* 1.50%*c* dan *Overlap* 6.47%*c*.

**Kata kunci** : *Gap*, *Overlap*, *Take-off*, *Landing*.

**PERFORMANCE ANALYSIS N-2XX AIRCRAFT FLAP  
OF GAP AND OVERLAP CHANGE IN  
PT DIRGANTARA INDONESIA**

**Name** : Triawan Ramadhan  
**NRP** : 2414 105 051  
**Departement** : Engineering Physics FTI-ITS  
**Supervisors** : 1. Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.  
2. Ir. Bambang Sumantri Dwi K

***Abstract***

*N-2xx is a new generation aircraft designed PT Dirgantara Indonesia (Persero) with the purpose of short-haul flights and operated in areas with natural conditions that have a high degree of difficulty such as unpaved runway in mountainous areas and islands. Flap on aircraft N-2xx is used to increase flight phase in which the flap is a component Gap and Overlap. Gap is the distance between the main airfoil trailing edge with the leading edge on the airfoil flap. While Overlap is the horizontal distance between the leading edge to the trailing edge flap main airfoil. In LS1-0417MOD airfoil using the flap deflection angle of 10 degrees when the take-off and 40 degrees when landing. Changes were made to widen the Gap and Overlap. The distances using rotary axis coordinates  $X_c$  and  $Y_c$ , where  $X_c$  and  $Y_c$  will represent the value Gap and Overlap. On the flap configuration models VI obtained CL value of 1.9324 and 1.9422 for the model VII and VIII models at 1.9399. This can be seen in DF with 10° models CL VII highest scores. At 40° DF best configuration found on VI models that have the coordinates  $X_c$  and  $Y_c$  0.792 and -0.190, if converted at the Gap and Overlap has a range of 1.99% and 2.61% from previously located at the 1.50% Gap and Overlap 6.47%.*

**Key words** : *Gap, Overlap, Take-off, Landing.*

## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL .....	i
LEMBAR PENGESAHAN .....	v
Abstrak.....	ix
<i>Abstract</i> .....	xi
KATA PENGANTAR .....	xiii
DAFTAR ISI.....	xv
DAFTAR GAMBAR.....	xvii
DAFTAR TABEL.....	xxi
DAFTAR SIMBOL .....	xxiii
BAB I.....	1
PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	3
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan .....	3
BAB II.....	5
TINJAUAN PUSTAKA .....	5
2.1 Aerodinamika Pesawat Terbang.....	5
2.2 Sayap Pesawat Terbang.....	10
2.3 <i>Reynolds Number</i> .....	17
2.4 <i>Computational Fluid Dynamics</i> .....	18
BAB III .....	21
METODOLOGI PENELITIAN.....	21
3.1 Diagram Alir Penelitian .....	21
3.2 Parameter Validasi .....	23
3.3 <i>Preprocessing</i> .....	24
3.4 <i>Processing</i> atau <i>Solving</i> .....	29
3.5 <i>Postprocessing</i> .....	33
BAB IV .....	35
ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN .....	35
4.1 Validasi Hasil Simulasi .....	35
4.2 <i>Airfoil N-2XX</i> .....	37
4.3 Kondisi <i>Take-off</i> .....	44

4.4 Kondisi <i>Landing</i> .....	63
4.5 Kondisi Separasi.....	82
4.6 Diskusi.....	88
BAB V .....	97
PENUTUP .....	97
5.1 Kesimpulan .....	97
5.2 Saran.....	97
DAFTAR PUSTAKA .....	99
LAMPIRAN	
BIODATA PENULIS	

## DAFTAR GAMBAR

<b>Gambar 2.1</b>	Gaya aerodinamika pada pesawat terbang.....	5
<b>Gambar 2.2</b>	Klasifikasi jangkauan kecepatan pesawat.....	6
<b>Gambar 2.3</b>	Skema vortex pada ujung sayap. ....	8
<b>Gambar 2.4</b>	Bidang sayap pada pesawat besar.....	11
<b>Gambar 2.5</b>	Bagian-bagian <i>airfoil</i> .....	12
<b>Gambar 2.6</b>	Mekanisme terjadinya gaya angkat. ....	13
<b>Gambar 2.7</b>	Defleksi <i>Flap</i> ( $^{\circ}$ ).....	14
<b>Gambar 2.8</b>	<i>Flap</i> pada berbagai macam kondisi. ....	15
<b>Gambar 2.9</b>	Konfigurasi <i>Gap</i> .....	16
<b>Gambar 2.10</b>	Konfigurasi <i>Overlap</i> .....	16
<b>Gambar 2.11</b>	Skema <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> .....	17
<b>Gambar 3.1</b>	Skema diagram alir penelitian Tugas Akhir ...	21
<b>Gambar 3.2</b>	Karakteristik <i>Reynold Number</i> $4 \times 10^6$ .....	24
<b>Gambar 3.3</b>	Geometri <i>airfoil</i> GA(W)-1.....	25
<b>Gambar 3.4</b>	Geometri <i>airfoil</i> dalam domain <i>Farfield</i> .....	25
<b>Gambar 3.5</b>	Geometri <i>airfoil</i> GA(W)-1.....	26
<b>Gambar 3.6</b>	Geometri <i>airfoil</i> dalam domain <i>Farfield</i> .....	27
<b>Gambar 3.7</b>	Perhitungan <i>First layer</i> .....	28
<b>Gambar 4.1</b>	Grafik hasil simulasi validasi data.....	37
<b>Gambar 4.2</b>	<i>Basic Airfoil Clean</i> LS1-0417MOD .....	38
<b>Gambar 4.3</b>	Karakteristik kecepatan terbang pada alfa terhadap <i>Lift</i> .....	38
<b>Gambar 4.4</b>	Karakteristik kecepatan terbang pada alfa terhadap <i>Drag</i> .....	39
<b>Gambar 4.5</b>	<i>Basic flap Airfoil</i> DF $10^{\circ}$ .....	40
<b>Gambar 4.6</b>	Grafik karakteristik DF $10^{\circ}$ .....	41
<b>Gambar 4.7</b>	<i>Basic flap Airfoil</i> DF $40^{\circ}$ .....	42
<b>Gambar 4.8</b>	Grafik karakteristik DF $40^{\circ}$ .....	43
<b>Gambar 4.9</b>	Kontur Tekanan <i>Basic Flap</i> DF $10^{\circ}$ Alfa $4^{\circ}$ ...	45
<b>Gambar 4.10</b>	Kontur Tekanan Model VII DF $10^{\circ}$ Alfa $4^{\circ}$ ..	46
<b>Gambar 4.11</b>	Kontur Tekanan Model XI DF $10^{\circ}$ Alfa $4^{\circ}$ ...	47
<b>Gambar 4.12</b>	Kontur Tekanan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF $10^{\circ}$ Alfa $4^{\circ}$ .....	48

<b>Gambar 4.13</b> Kontur Tekanan <i>Basic Flap</i> DF 10° Alfa 8° .	49
<b>Gambar 4.14</b> Kontur Tekanan Model VII DF 10° Alfa 8° ..	50
<b>Gambar 4.15</b> Kontur Tekanan Model XI DF 10° Alfa 8° ...	51
<b>Gambar 4.16</b> Kontur Tekanan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF 10° Alfa 8° .....	52
<b>Gambar 4.17</b> <i>Streamline</i> Kecepatan <i>Basic Flap</i> DF 10° Alfa 4° .....	53
<b>Gambar 4.18</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model VII DF 10° Alfa 4° .....	54
<b>Gambar 4.19</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model XI DF 10° Alfa 4° .....	55
<b>Gambar 4.20</b> <i>Streamline</i> Kecepatan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF10° Alfa 4° .....	56
<b>Gambar 4.21</b> <i>Streamline</i> Kecepatan <i>Basic Flap</i> DF 10° Alfa 8° .....	57
<b>Gambar 4.22</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model VII DF 10° Alfa 8° .....	58
<b>Gambar 4.23</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model XI DF 10° Alfa 8° .....	59
<b>Gambar 4.24</b> <i>Streamline</i> Kecepatan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF10° Alfa 8° .....	60
<b>Gambar 4.25</b> Grafik hasil simulasi DF 10° alfa 4° .....	61
<b>Gambar 4.26</b> Grafik hasil simulasi DF 10 alfa 8° .....	62
<b>Gambar 4.27</b> Kontur Tekanan <i>Basic Flap</i> DF 40° Alfa 4° .	64
<b>Gambar 4.28</b> Kontur Tekanan Model VI DF 40° Alfa 4° ...	65
<b>Gambar 4.29</b> Kontur Tekanan Model XI DF 40° Alfa 4° ...	66
<b>Gambar 4.30</b> Kontur Tekanan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF 40° Alfa 4° .....	67
<b>Gambar 4.31</b> Kontur Tekanan <i>Basic Flap</i> DF 40° Alfa 8° .	68
<b>Gambar 4.32</b> Kontur Tekanan Model VI DF 40° Alfa 8° ...	69
<b>Gambar 4.33</b> Kontur Tekanan Model XI DF 40° Alfa 8° ...	70
<b>Gambar 4.34</b> Kontur Tekanan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF 40° Alfa 8° .....	71
<b>Gambar 4.35</b> <i>Streamline</i> Kecepatan <i>Basic Flap</i> DF 40° Alfa 4° .....	72

<b>Gambar 4.36</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model VI DF 40° Alfa 4° .....	73
<b>Gambar 4.37</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model XI DF 40° Alfa 4° .....	74
<b>Gambar 4.38</b> <i>Streamline</i> Kecepatan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF 40° Alfa 4° .....	75
<b>Gambar 4.39</b> <i>Streamline</i> Kecepatan <i>Basic Flap</i> DF 40° Alfa 8° .....	76
<b>Gambar 4.40</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model VI DF 40° Alfa 8° .....	77
<b>Gambar 4.41</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model XI DF 40° Alfa 8° .....	78
<b>Gambar 4.42</b> <i>Streamline</i> Kecepatan pada <i>Gap</i> dan <i>Overlap</i> DF40° Alfa 8° .....	79
<b>Gambar 4.43</b> Grafik hasil simulasi DF 40° alfa 4° .....	80
<b>Gambar 4.44</b> Grafik hasil simulasi DF 40° alfa 8° .....	81
<b>Gambar 4.45</b> <i>Streamline</i> Kecepatan <i>Basic Flap</i> DF 10° .....	82
<b>Gambar 4.46</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model VII DF 10° .....	83
<b>Gambar 4.47</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model XI DF 10° .....	84
<b>Gambar 4.48</b> <i>Streamline</i> Kecepatan <i>Basic Flap</i> DF 40° .....	85
<b>Gambar 4.49</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model VI DF 40° .....	86
<b>Gambar 4.50</b> <i>Streamline</i> Kecepatan Model XI DF 40° .....	87
<b>Gambar 4.51</b> Perbandingan model VII dengan <i>basic flap</i> pada alfa terhadap CL di DF 10° .....	91
<b>Gambar 4.52</b> Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada DF 10° .....	92
<b>Gambar 4.53</b> Perbandingan model VI dengan <i>basic flap</i> pada alfa terhadap CL di DF 40° .....	94
<b>Gambar 4.54</b> Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada DF 40° .....	95

## DAFTAR TABEL

<b>Tabel 3.1</b> Ukuran <i>meshing</i> pada <i>Boundary Layer</i> .....	28
<b>Tabel 3.2</b> Ukuran <i>meshing</i> pada <i>Edges</i> .....	28
<b>Tabel 3.3</b> Ukuran Geometri untuk Simulasi.....	29
<b>Tabel 4.1</b> Hasil Validasi Simulasi .....	35
<b>Tabel 4.2</b> Variasi Percobaan <i>Take-off</i> .....	44
<b>Tabel 4.3</b> Variasi Percobaan <i>Landing</i> .....	63
<b>Tabel 4.4</b> Hasil simulasi <i>basic flap</i> dengan model VII .....	90
<b>Tabel 4.5</b> Hasil simulasi <i>basic flap</i> dengan model VI.....	93

## DAFTAR SIMBOL

$CL$	Koefisien Gaya Angkat
$CD$	Koefisien Gaya Hambat
$C_m$	Koefisien Moment Angguk
$X_c$	Koordinat Sumbu Putar X
$Y_c$	Koordinat Sumbu Putar Y
$Re$	<i>Reynolds Number</i>
$\rho$	Densitas
$v$	Kecepatan
$l$	Panjang <i>chord</i>
$\mu$	Viskositas
$c$	<i>chord</i>
MAC	Mean <i>Airfoil Chord</i>

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Kondisi geografis di Indonesia membuat sisi bagian timur menjadi sulit dijangkau karena sebagian besar merupakan daerah terpencil, terluar dan tertinggal. Wilayah tersebut sangat sulit ditembus melalui jalan darat, terutama pegunungan tengah yang berelevasi tinggi yang membentang dari Nabire sampai kabupaten Pegunungan Bintang, maka transportasi udara menjadi tulang punggung di Irian, Papua. Namun via udara bukan berarti permasalahan menjadi selesai karena karakteristik daerah ini sulit ditebak mulai dari tipe cuaca, kontur topografi, elevasi, dan karakter landasan.

N-2XX adalah pesawat generasi baru yang dirancang PT Dirgantara Indonesia (Persero) dengan tujuan penerbangan jarak pendek dan dioperasikan pada daerah dengan kondisi alam yang memiliki tingkat kesulitan tinggi seperti landasan tak beraspal di wilayah pegunungan dan kepulauan<sup>[1]</sup>. Pesawat turboprop ini mulai dirancang sejak tahun 2007. Pesawat ini memiliki kemampuan *Short take-off landing* sehingga mudah dioperasikan di daerah terpencil yang memiliki landasan terbang pendek. Kemudian bisa *self starting* tanpa *ground support unit* dan *Multihop capability fuel tank*, sehingga dengan teknologi akan memungkinkan pesawat tidak perlu mengisi ulang bahan bakar untuk melanjutkan penerbangan ke rute berikutnya. Pesawat N2XX memiliki kecepatan terbang 66 knot pada kondisi *take-off* dan *landing* dengan ketinggian terbang 10.000 ft pada fase *cruise*. Tetapi pesawat ini juga memiliki *Stall speed* 59 knot, cukup rendah tapi pesawat bisa terkontrol dengan baik. Hal ini penting jika masuk ke wilayah bertebing, di antara pegunungan yang butuh pesawat dengan kemampuan manuver dan kecepatan rendah.

*Flap* adalah sebuah permukaan bergerak yang berengsel pada tepi belakang sayap pesawat terbang. Apabila *flap* diturunkan, maka kecepatan *stall* pesawat akan menurun. *Flap* juga dapat

ditemukan di tepi depan sayap pada beberapa pesawat terbang terutama pesawat jet berkecepatan tinggi. *Flap* ini disebut juga dengan *slat*. *Flap* digunakan untuk meningkatkan daya angkat pesawat ketika lepas landas (*take-off*) dan mendarat (*landing*) dikarenakan pada kondisi tersebut pesawat berkecepatan rendah. *Flap* terbentang mulai dari pangkal sampai pertengahan sayap. *Flap* bergerak searah, apabila *flap* di sebelah kiri sayap pesawat bergerak turun, maka *flap* di sebelah kanan sayap pesawat juga bergerak turun. Fungsi *flap* adalah untuk mengendalikan laju udara yang mengalir melalui sayap pesawat. Selain itu, *flap* digunakan untuk menambah *lift* saat *take-off* dan menambah *lift* dan *drag* saat *landing*. Sudut defleksi *flap* pada umumnya bervariasi mulai dari  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $20^\circ$ , dan  $40^\circ$  bergantung tipe pesawat terbang. Saat *take-off*, jika *flap* rendah, maka akan membutuhkan *runway* yang lebih panjang. Sebaliknya, jika *flap* tinggi, maka akan mengurangi jarak *take-off*, tetapi jika *flap* terlalu tinggi akan berakibat *drag* yang besar sehingga *take-off* menjadi lebih panjang. Jadi ada sudut *flap* tertentu yang baik untuk *take-off*. *Gap* merupakan jarak antara *trailing edge airfoil* utama dengan *leading edge* pada *airfoil flap*. Sedangkan *Overlap* adalah jarak horizontal antara *leading edge flap* dengan *trailing edge airfoil* utama. *Gap* ini mengalirkan fluida udara dari *airfoil* utama bertekanan tinggi dan kecepatan rendah kemudian berpindah ke bertekanan rendah dan kecepatan tinggi. Perpindahan fluida dapat membantu *airfoil* mengurangi terjadinya *stall*, maka *Gap* tersebut dapat mempengaruhi peningkatan koefisien *lift* untuk membantu pesawat menurunkan kecepatan terbang pada kondisi *take-off* maupun *landing* sehingga jarak tempuh *take-off* maupun *landing* menjadi lebih pendek.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang tersebut maka permasalahan yang dibahas pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Bagaimana karakteristik *take-off* dan *landing* saat ini?
2. Berapa jarak *Gap* dan *Overlap* pada *flap* agar mencapai kinerja terbaik ketika *take-off* dan *landing*?

## 1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah yang digunakan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. *Airfoil* yang digunakan adalah LS(1)-0417MOD.
2. Sudut *flap* pada *take-off*  $10^\circ$  dan *landing*  $40^\circ$ .
3. Pesawat Terbang pada ketinggian *sea level* dengan kecepatan *take-off* dan *landing* 66 knot atau 34 m/s.

## 1.4 Tujuan

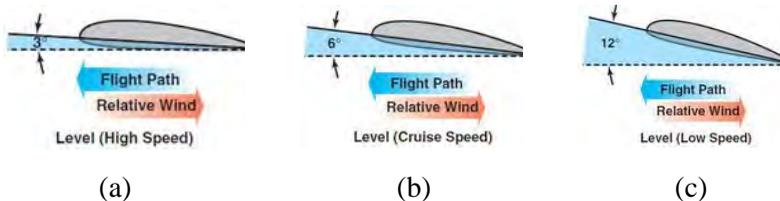
Berdasarkan rumusan masalah tersebut maka tujuan penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui karakteristik aerodinamika desain *flap* saat ini.
2. Mendapatkan desain *flap* baru dengan modifikasi *Gap* dan *Overlap* terhadap desain *flap* saat ini untuk mencapai kinerja terbaik.

*Halaman ini sengaja dikosongkan*



a) *Thrust* (gaya dorong) merupakan yang dihasilkan oleh *propeller* atau baling-baling. Gaya ini kebalikan dari gaya hambat (*drag*). Gaya dorong (*thrust*) digunakan sebelum pesawat mulai bergerak. Dalam penerbangan datar (*level*), apabila tenaga mesin dikurangi, *thrust* akan menjadi lebih kecil dari *drag*, maka pesawat akan melambat. Selama *thrust* lebih kecil dari *drag*, maka pesawat akan terus melambat sampai kecepatan pesawat tidak sanggup lagi menahan pesawat di udara. Sebaliknya, apabila tenaga mesin ditambah, *thrust* akan menjadi lebih besar dari *drag*, maka pesawat akan terus menambah kecepatannya. Namun ketika *thrust* sama dengan *drag*, maka pesawat akan terbang dengan kecepatan tetap. Dalam penerbangan lurus (*straight*) dan datar (*level*), untuk mempertahankan ketinggian pesawat mulai dari kecepatan rendah sampai dengan kecepatan tinggi, maka harus dilakukan pengaturan sudut serang (*angle of attack*) dan *thrust* dalam semua jangkauan kecepatan.



**Gambar 2.2** Klasifikasi jangkauan kecepatan pesawat<sup>[3]</sup>.

Jangkauan kecepatan pesawat dapat diklasifikasikan menjadi 3 yaitu kecepatan rendah (*low speed*), menjelajah (*cruise speed*), dan kecepatan tinggi (*high speed*). Pada Gambar 2c menjelaskan bahwa ketika kecepatan pesawat rendah, *angle of attack* harus diperbesar. Hal ini dilakukan untuk menjaga gaya angkat (*lift*) pesawat. Apabila *thrust* dikurangi dan kecepatan pesawat berkurang, maka gaya angkat (*lift*) akan lebih kecil dari gaya berat (*weight*) sehingga pesawat akan mulai turun dari ketinggiannya. Dalam kasus ini dapat dilakukan penambahan *angle of attack* untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang sama

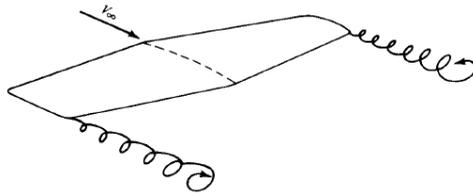
dengan gaya berat (*weight*) sehingga pesawat akan mempertahankan ketinggiannya. Sebaliknya, apabila *thrust* ditambahkan dan kecepatan pesawat bertambah, maka *angle of attack* harus diperkecil.

b) *Drag* (gaya hambat) adalah gaya untuk menarik mundur benda yang disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain. *Drag* berkebalikan dari *thrust*. Dalam penerbangan, gaya hambat (*drag*) terdiri dari dua jenis yaitu *parasite drag* dan *induced drag*. *Parasite drag* dibedakan menjadi 2 yaitu:

- i. *Form drag*, terjadi karena gangguan pada aliran udara yang melewati badan pesawat.
- ii. *Skin friction*, terjadi karena gesekan dengan permukaan pesawat.

Dari kedua jenis *parasite drag*, *form drag* paling mudah dikurangi pada saat merancang pesawat. Secara umum semakin kecil *streamline* bentuk pesawat, maka akan mengurangi *parasite drag*. Sedangkan *skin friction* adalah jenis *parasite drag* yang paling sulit untuk dikurangi. Dalam pembuatan pesawat, tidak dapat menghasilkan permukaan pesawat yang halus secara sempurna. Bahkan pembuatan pesawat menggunakan mesin ketika diperiksa menggunakan kaca pembesar, masih mempunyai permukaan yang kasar. Permukaan kasar dapat membelokkan aliran udara *streamline* pada permukaan. *Induced drag* terjadi karena pengaruh dari hasil kerja sayap yang membuat gaya angkat (*lift*). Sayap pesawat menghasilkan gaya angkat (*lift*) dengan menggunakan energi dari aliran udara bebas. Ketika menghasilkan gaya angkat (*lift*), tekanan di bawah permukaan sayap lebih besar dari tekanan di atas permukaan sayap. Hasilnya udara akan mengalir dari daerah bertekanan tinggi di bawah sayap ke daerah bertekanan rendah di atas sayap. Area sekitar ujung sayap (*tip wing*), tekanan yang terjadi cenderung menjadi

seimbang dan menghasilkan aliran lateral yang keluar dari bagiah bawah sayap menuju ke bagian atas sayap. Aliran lateral ini membuat aliran udara berputar di ujung sayap dan mengalir hingga ke belakang sayap. Hal ini menyebabkan aliran udara berbentuk vortex yang mengalir (*trailing*) ke belakang sayap pada saat pesawat bergerak maju dapat dilihat pada Gambar 2.3.



**Gambar 2.3** Skema vortex pada ujung sayap<sup>[4]</sup>.

Pada Gambar 2.3 dapat dilihat bahwa aliran vortex bersikulasi kebalikan arah jarum jam di sekitar ujung sayap kanan dan searah jarum jam di ujung sayap kiri. Putaran vortex ini dapat menghasilkan aliran udara ke atas setelah melewati ujung sayap, namun dapat juga menghasilkan aliran udara ke bawah di belakang *trailing edge* dari *airfoil*. Aliran udara ke bawah ini dapat membelokkan vektor dari gaya angkat menjadi ke belakang, sejajar dengan arah udara (*relatif wind*) dan menghasilkan komponen *lift* yang arahnya ke belakang yang disebut dengan *induced drag*. Pada kasus apapun, apabila kecepatan pesawat rendah dan *angle of attack* yang dibutuhkan semakin besar untuk menghasilkan gaya angkat yang sama dengan gaya berat pesawat, maka akan menghasilkan *induced drag* yang semakin besar pula<sup>[4]</sup>. *Drag* yang dihasilkan sayap dinyatakan sebagai berikut:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.1)$$

Dari Persamaan 2.1, koefisien *drag* ( $C_D$ ) dapat dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} \quad (2.2)$$

c) *Weight* (gaya berat) adalah kombinasi berat dari muatan pesawat itu sendiri, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. *Weight* menarik pesawat ke bawah melawan *lift* (gaya angkat) dan beraksi secara vertikal ke bawah melalui *center of gravity* dari pesawat. *Center of gravity* dapat dikatakan sebagai titik dimana semua berat pesawat terpusat dan berpengaruh terhadap kestabilan pesawat terbang. Pesawat akan seimbang dalam *attitude* apapun apabila pesawat terbang ditahan tepat di titik *center of gravity*. Gaya berat (*weight*) mempunyai hubungan dengan gaya angkat (*lift*). *Lift* adalah gaya ke atas pada sayap yang beraksi tegak lurus pada arah angin relatif (*relatif wind*). *Lift* diperlukan untuk meniadakan berat pesawat yang disebabkan oleh gaya tarik bumi yang beraksi pada massa pesawat. *Weight* beraksi ke bawah melalui *center of gravity* pada pesawat. Pada penerbangan datar dan stabil, ketika *lift* sama dengan *weight*, maka pesawat tidak akan kehilangan ketinggian. Namun apabila *lift* lebih kecil dari *weight*, maka pesawat akan kehilangan ketinggian dan apabila *lift* lebih besar dari *weight*, maka ketinggian pesawat akan bertambah.

d) *Lift* (gaya angkat) yang melawan gaya dari *weight* dan dihasilkan oleh efek dinamis dari udara yang beraksi di sayap dan beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap. Gaya angkat (*lift*) dapat dikendalikan dengan menggerakkan roda kemudi ke depan atau belakang, maka *angle of attack* akan berubah. Apabila *angle of attack* bertambah, maka *lift* akan bertambah pula (asumsi faktor lain tetap konstan). Ketika pesawat mencapai *angle of attack* yang maksimum, maka *lift* akan

hilang dengan cepat. Ini yang disebut dengan *stalling angle of attack* atau *burble point*. *Lift* dan *drag* juga berubah-ubah sesuai dengan kerapatan udara (*density*). Kerapatan udara dipengaruhi oleh beberapa faktor yaitu tekanan, suhu, dan kelembaban. Udara yang lebih hangat akan kurang kerapatannya dibandingkan dengan udara dingin dan udara lembab akan kurang kerapatannya dibandingkan dengan udara kering. Pada waktu udara panas dan lembab, pesawat harus terbang dengan kecepatan sebenarnya yang lebih besar dengan *angle of attack* tertentu dibandingkan terbang pada waktu udara dingin dan kering. Koefisien *lift* adalah sebuah fungsi dari parameter tak berdimensi yang menunjukkan besarnya gaya *lift* yang bekerja pada suatu benda yang dialiri oleh fluida. *Lift* yang dihasilkan sayap dinyatakan sebagai berikut:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2.3)$$

Dari Persamaan 2.3, koefisien *lift* ( $C_L$ ) dapat dihitung menggunakan persamaan berikut,

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (2.4)$$

Koefisien gaya angkat maksimum adalah harga  $C_L$  tertinggi yang dihasilkan oleh sayap pada *angle of attack* maksimum. Jika *angle of attack* maksimum dilewati, maka akan terjadi kehilangan  $C_L$ . Hal tersebut dapat dikatakan *stall*. Harga  $C_{L \max}$  merupakan faktor penting dari kinerja *airfoil* karena menentukan besarnya kecepatan *stall* pada pesawat terbang.<sup>[5]</sup>

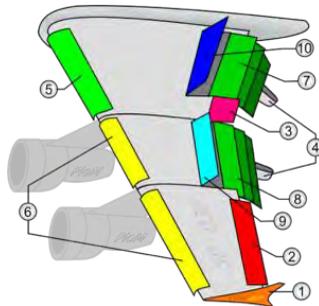
## 2.2 Sayap Pesawat Terbang

Sayap pesawat adalah *airfoil* yang disambungkan di masing-masing sisi *fuselage* dan sebuah penampang yang dapat memberikan gaya angkat pesawat di udara. Terdapat berbagai macam rancangan sayap, ukuran dan bentuk yang digunakan oleh

pabrik pesawat. Setiap rancangan sayap memenuhi kebutuhan dari kinerja yang diharapkan untuk rancangan pesawat tertentu.

Sayap pesawat merupakan bagian terpenting dari suatu pesawat, karena sayap pesawat menghasilkan *lift* ketika bergerak terhadap aliran udara karena bentuknya yang *airfoil*. Selain sebagai penghasil *lift*, pada kebanyakan pesawat saat ini juga sebagai *fuel tank* (tempat bahan bakar) dan tempat bergantungnya *engine*. Dalam merancang sayap pesawat, perlu diperhatikan lebar dari *root wing* dan *tip wing*. *Root wing* merupakan bagian sayap yang melekat pada *fuselage* dan *tip wing* merupakan bagian paling ujung dari sayap.

Pada pesawat-pesawat kecil, sayap hanya dilengkapi dengan *aileron*, *spoiler*, dan *flap*. Hal ini dinilai cukup karena beban kerja pilot dan mekanismenya tidak terlalu berat. Namun lain halnya dengan pesawat besar, tanpa adanya bidang kendali tambahan akan menjadikan pesawat tidak terkendali.



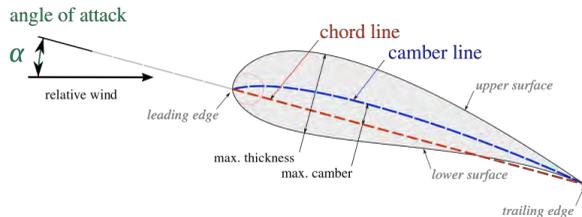
**Gambar 2.4** Bidang sayap pada pesawat besar<sup>[6]</sup>.

Berikut keterangan dari Gambar 2.4:

- 1 : *wingtip fence*, salah satu *wing tip devices*.
- 2, 3 : *aileron*, bidang kemudi pesawat untuk *rolling*.
- 4 : *flap track fairing*.
- 5, 6 : *slat*, alat untuk penambah gaya angkat.
- 7, 8 : *flap*, alat untuk penambah gaya angkat.
- 9, 10 : *spoiler*, alat untuk pengereman pesawat.

### 2.2.1 Airfoil

*Airfoil* atau *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Bagian-bagian *airfoil* ditunjukkan pada Gambar 2.5.



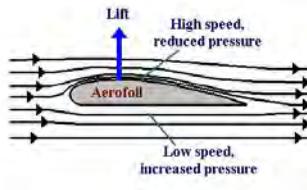
**Gambar 2.5** Bagian-bagian *airfoil*<sup>[7]</sup>.

Berikut ini penjelasan dari masing-masing bagian *airfoil*:

- a *Leading edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*.
- b *Trailing edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- c *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil* *mean chamber line*.
- d *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- e *Chord* adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- f *Maximum chamber* adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- g *Maximum thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

Gaya angkat terjadi karena adanya aliran udara yang melewati bagian atas dan bagian bawah di sekitar *airfoil*. Pada saat terbang, aliran udara yang melewati bagian atas *airfoil* akan

memiliki kecepatan yang lebih besar daripada kecepatan aliran udara yang melewati bagian bawah dari *airfoil*, sehingga permukaan bawah *airfoil* akan memiliki tekanan yang lebih besar daripada permukaan di atas

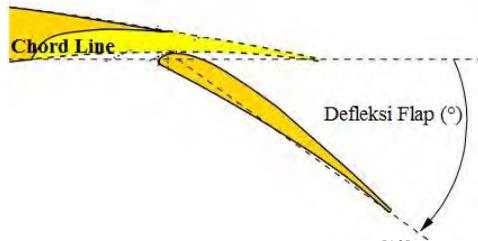


**Gambar 2.6** Mekanisme terjadinya gaya angkat<sup>[2]</sup>.

Perbedaan tekanan pada bagian atas dan bawah inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat pada sayap pesawat. Oleh karena tekanan berpindah dari daerah yang bertekanan besar menuju ke daerah yang bertekanan kecil, maka tekanan pada bagian bawah *airfoil* akan bergerak menuju bagian atas *airfoil* sehingga tercipta gaya angkat pada sayap pesawat. Gaya angkat inilah yang membuat pesawat dapat terbang dan melayang bebas di udara.<sup>[8]</sup>

### 2.2.2 Flap

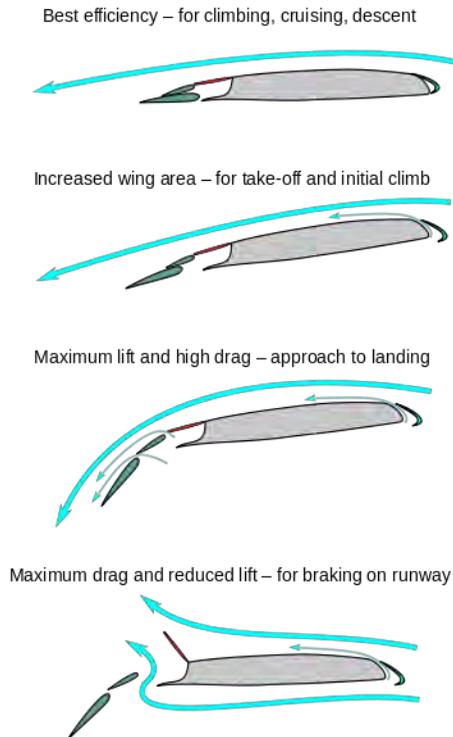
*Flap* adalah sebuah permukaan bergerak yang berengsel pada tepi belakang sayap pesawat terbang. Apabila *flap* diturunkan, maka kecepatan *stall* pesawat akan menurun. *Flap* juga dapat ditemukan di tepi depan sayap pada beberapa pesawat terbang terutama pesawat jet berkecepatan tinggi. *Flap* ini disebut juga dengan *slat*. Perbedaannya terletak pada posisinya, jika *flap* berada pada bagian *trailing edge* tetapi jika *slat* ada pada bagian *leading edge*. Pada *flap*, efek dari viskositas lebih besar dari pada *slat*, tetapi efek *inviscid* nya menjadi lebih kecil<sup>[9]</sup>. *Flap* yang digunakan untuk beberapa kondisi disesuaikan pada sudut defleksinya. Berikut mengenai defleksi *flap* dalam satuan derajat.



**Gambar 2.7** Defleksi *Flap* (°)<sup>[10]</sup>

Defleksi *Flap* merupakan sudut yang terjadi ketika *flap* pada sayap pesawat turun untuk menyesuaikan fase terbang. Defleksi *flap* berguna untuk menambah luas dari chamber sehingga dapat menambah gaya angkat dari sayap pesawat tanpa merubah sudut serang dari *mainwing*. *Flap* yang berguna untuk meningkatkan gaya angkat sayap pesawat ini digunakan ketika lepas landas (*take-off*) dan mendarat (*landing*) dikarenakan pada kondisi tersebut pesawat berkecepatan rendah. *Flap* terbentang mulai dari pangkal sampai pertengahan sayap. *Flap* bergerak searah, apabila *flap* di sebelah kiri sayap pesawat bergerak turun, maka *flap* di sebelah kanan sayap pesawat juga bergerak turun.

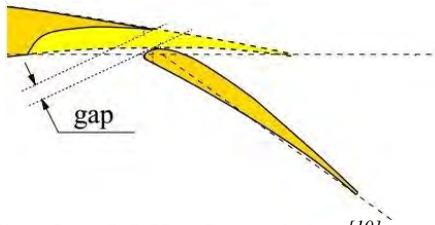
Fungsi *flap* lainnya adalah untuk mengendalikan laju udara yang mengalir melalui sayap pesawat<sup>[11]</sup>. Tetapi semakin tinggi defleksi *flap* yang terjadi akan menghasilkan aliran separasi yang mengakibatkan kehilangan gaya angkat dan bertambahnya nilai *drag*. Nilai *Drag* ini umumnya digunakan pada kondisi *landing* karena dengan bertambahnya nilai *drag* maka akan menurunkan kecepatan pesawat saat mendarat dan mengurangi jarak landasan atau *runaway*<sup>[10]</sup>. Sudut defleksi *flap* pada umumnya bervariasi mulai dari 5°, 10°, 15°, 20°, dan 40° bergantung tipe pesawat terbang. Saat *take-off*, jika *flap* rendah, maka akan membutuhkan *runway* yang lebih panjang. Sebaliknya, jika *flap* tinggi, maka akan mengurangi jarak *take-off*.



**Gambar 2.8** *Flap* pada berbagai macam kondisi<sup>[12]</sup>.

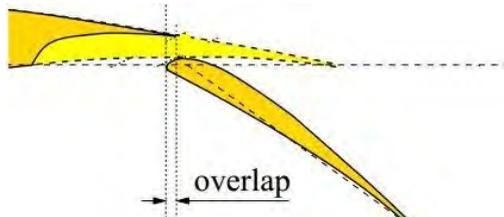
### 2.2.3 *Gap* dan *Overlap*

Pada sebuah konfigurasi *flap* terdapat elemen *Gap* dan *Overlap* yang berada diantara *trailing edge* pada *mainwing* dengan *leading edge* pada *vane* atau *flap*. Kedua elemen ini merupakan perangkat *high-lift* yang artinya digunakan untuk menambah gaya angkat dari suatu sayap pesawat. *Gap* merupakan jarak vertikal antara *trailing edge* pada *mainwing* dengan *leading edge vane* atau *flap*. Jarak *Gap* digambarkan pada figure dibawah ini:



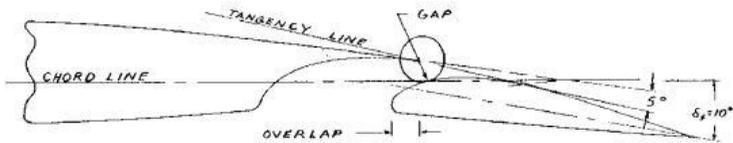
**Gambar 2.9** Konfigurasi *Gap*<sup>[10]</sup>

Sedangkan *Overlap* adalah jarak horizontal antara *trailing edge mainwing* dengan *leading edge* pada *vane*. Berikut Gambar mengenai jarak dari *Overlap*.



**Gambar 2.10** Konfigurasi *Overlap*<sup>[10]</sup>

*Gap* dan *Overlap* umumnya di representasikan dengan %c sebagai informasi terhadap jarak horizontal dan vertikal pada panjang *chord* dalam skala persen. *Gap* dan *Overlap* berfungsi untuk meningkatkan kinerja dari *flap* dan membuat nilai koefisien *lift* meningkat. Peningkatan koefisien *lift* dipengaruhi oleh adanya perubahan arah laju aliran fluida. Dengan adanya *Gap* dan *Overlap*, laju aliran fluida berpindah dari bertekanan tinggi menuju tekanan rendah<sup>[13]</sup>. Maka aliran yang berpindah mengalir sesuai dengan kelengkungan dari *flap* dan menyebabkan menjauhnya titik separasi fluida. Jika titik berpindahnya fluida bergeser menuju *trailing edge*, maka hal ini akan mengurangi *V<sub>stall</sub>* pada *airfoil*. Jika dilihat secara menyeluruh, maka skema *Gap* dan *Overlap* dijelaskan pada gambar dibawah ini:



**Gambar 2.11** Skema *Gap* dan *Overlap*<sup>[14]</sup>.

Variasi perubahan *Gap* dan *Overlap* dapat mempengaruhi kurva *lift* walaupun diuji dengan reynold number, *mach number* dan sudut serang yang sama. *Gap* yang kecil umumnya menghasilkan karakter kurva *lift* dengan efek *wake* yang besar diantara *mainwing* dan *flap* yang mana mengarah pada perubahan sudut serangan. Semakin tinggi sudut serang maka menghasilkan *stall*. *Gap* yang tidak terlalu besar dan juga kecil dapat mengurangi pengaruh *wake* diantara *flap*, sehingga akan meningkatkan titik puncak *flap* tetapi menghasilkan separasi *boundary layer* pada *flap* di sudut serang yang rendah. Pada *Gap* yang sangat besar, *wake* atau gelombang fluida dari *flap* tidak akan pernah cukup kuat untuk menjaga *boundary layer* tetap berada pada *flap*<sup>[15]</sup>.

### 2.3 Reynolds Number

Bilangan *reynolds* merupakan sebuah bilangan yang tidak berdimensi yang mempunyai hubungan dengan  $\rho$  (densitas),  $v$  (kecepatan),  $L$  (panjang MAC atau *mean aerodinamika chord*),  $\mu$  (viskositas dinamik). Bilangan *Reynolds* dapat digunakan untuk menentukan jenis aliran, apakah aliran tersebut aliran *laminer* atau aliran *turbulen*. Adapun persamaan bilangan *reynold*, yang terdapat dibawah ini yaitu.

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (2.5)$$

Jika nilai dari nilai *reynold number* yang dihasilkan sebesar 2300, maka aliran tersebut adalah aliran *laminar* tetapi apabila *reynold*

*number* nya menghasilkan nilai diatas 4000, maka aliran tersebut adalah aliran turbulen. Sedangkan nilai *reynold number* berada diantara 2300 dan 4000 maka aliran tersebut dapat dikatakan sebagai aliran transisi.

## 2.4 *Computational Fluid Dynamics*

Komputasi dinamika fluida atau *Computational Fluid Dynamics* (CFD) merupakan suatu metode komputasi yang menggunakan metode numerik dan algoritma untuk menyelesaikan dan menganalisa aliran fluida, perpindahan panas, reaksi kimia, dan fenomena-fenomena lain dengan menyelesaikan persamaan matematika.

Simulasi berbasis CFD telah dikembangkan mulai tahun 1960an pada industri luar angkasa. Namun, saat ini simulasi CFD telah digunakan secara luas pada industri manufaktur hingga industri kimia. Keuntungan menggunakan CFD dalam analisa adalah *insight* (pemahaman mendalam), *foresight* (prediksi menyeluruh), dan *efficiency* (efisiensi waktu dan biaya)<sup>[16]</sup>.

Aspek fisik dari aliran dinamik fluida didasarkan pada prinsip hukum kekekalan massa, momentum dan energi. Pada umumnya terdapat tiga tahapan untuk melakukan proses simulasi CFD, yaitu:

### 1. *Preprocessing*

*Preprocessing* merupakan tahapan pertama untuk membangun dan menganalisis sebuah model CFD, yaitu dengan melakukan penggambaran geometri model, membuat *mesh* untuk membagi daerah komputasi menjadi sejumlah grid yang sesuai, menentukan parameter fisis dari kondisi batas model dan sifat-sifat fluidanya.

### 2. *Processing* atau *solving*

*Solving* merupakan tahapan untuk menghitung kondisi-kondisi yang telah diterapkan pada saat *preprocessing*. Pada proses *solving*, perhitungan dilakukan dengan cara pendekatan numerik seperti elemen hingga, beda hingga

serta volum hingga. Pada proses *solving* akan dilakukan iterasi hingga semua data yang dimasukkan dapat terhitung dan mencapai kondisi konvergen.

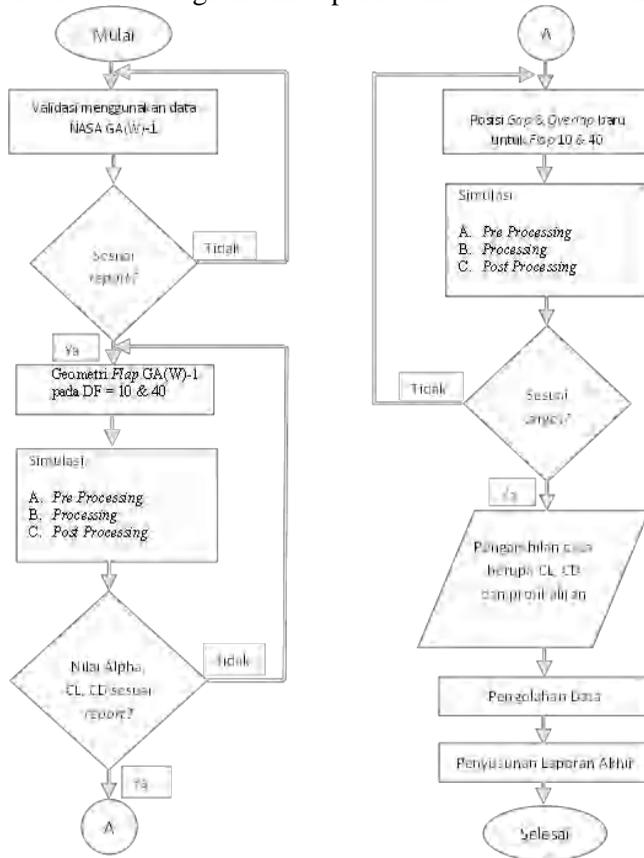
### 3. *Postprocessing*

*Postprocessing* merupakan langkah terakhir dalam simulasi CFD yaitu mengorganisasi dan menginterpretasikan data hasil simulasi CFD yang berupa kontur gambar, plot grafik dan animasi. Visualisasi yang dapat ditampilkan pertama adalah kontur (*contour*) yang merupakan pola dari nilai parameter fisis yang disimulasikan seperti kontur kecepatan, tekanan dan *vorticity*. Kedua adalah vektor (*vector*) yang merupakan arah dari besaran seperti vektor kecepatan. Ketiga adalah bentuk aliran (*streamline*) yang merupakan pergerakan kontinyu fluida yang bergerak sepanjang ruang. Keempat adalah *particle track* yang merupakan lintasan partikel hasil diskritisasi.

## BAB III METODOLOGI PENELITIAN

### 3.1 Diagram Alir Penelitian

Secara umum tahapan penelitian Tugas Akhir ini dapat digambarkan dalam diagram alir seperti Gambar 3.1 di bawah ini.



**Gambar 3.1** Skema diagram alir penelitian Tugas Akhir

Untuk menunjang terlaksananya tugas akhir ini, maka dilakukan validasi terlebih dahulu dari NASA pada *airfoil*

GA(W)-1. Validasi diperlukan sebagai acuan terhadap desain parameter yang sudah ada dan tersertifikasi oleh NASA. *Airfoil* jenis GA(W)-1 memiliki geometri yang sama dengan LS(1)-0417MOD yang saat ini dipakai oleh pesawat terbang N2XX. Setelah validasi sesuai dengan *report* NASA kemudian menentukan geometri *flap* pada sudut defleksi 10 derajat dan 40 derajat. Sudut defleksi 10 derajat digunakan pada kondisi *take-off* sedangkan 40 derajat digunakan pada kondisi *landing*.

Penelitian ini akan mensimulasikan *flap* sayap pesawat terbang N-2XX dengan menggunakan *airfoil* LS(1)-0417MOD yang sudah di validasi dengan *airfoil* NASA GA(W)-1. Setelah desain sayap pesawat dilakukan dan kemungkinan konfigurasi selesai dilaksanakan, selanjutnya dilakukan simulasi. Simulasi diawali dengan pembuatan geometri *flap*. Agar mendapatkan hasil simulasi yang baik, geometri *flap* harus dibuat sesuai dengan desain validasi sebelumnya. Kemudian dilakukan proses *meshing* pada geometri. Proses *meshing* akan membagi-bagi geometri menjadi bagian-bagian kecil yang biasa disebut sebagai kontrol *volume*. Berbagai persamaan matematis dalam CFD seperti kekekalan momentum, kekekalan massa dan kekekalan energi akan digunakan untuk melakukan perhitungan pada tiap-tiap kontrol *volume*. Setelah dilakukan proses *meshing*, dilanjutkan dengan post-prosesing. Pada tahap ini, semua kondisi batas harus disesuaikan dengan kondisi yang sebenarnya. Kesalahan pada penentuan kondisi batas akan menyebabkan hasil simulasi tidak sesuai dengan kondisi sebenarnya. Untuk mendapatkan hasil simulasi yang baik, perhitungan dilakukan dengan proses iterasi sampai mendapatkan nilai alpha, CL dan CD sesuai dengan *report*.

Percobaan dilakukan terhadap posisi *Gap* dan *Overlap* untuk mencari performa sayap pesawat yang lebih tinggi pada dua kondisi yaitu *take-off* dan *landing*. Posisi *Gap* dan *Overlap* dicari secara Translasi X dan Y terhadap *airfoil* utama sampai mendapatkan nilai CL tertinggi sehingga *flap* dapat memiliki kinerja terbaik. Setelah simulasi dilakukan, maka akan didapatkan data-data hasil simulasi meliputi nilai CL dan CD. Dalam

melakukan pengambilan data, peneliti membutuhkan profil aliran untuk mengetahui kondisi yang terjadi pada sayap pesawat ketika *take-off* dan *landing*. Data hasil simulasi kemudian di validasi terlebih dahulu dengan *report* NASA dan teori penunjang yang ada. Apabila data tidak sesuai dengan *report* NASA dan teori, maka akan dilakukan proses simulasi ulang. Data yang telah diperoleh dan lolos tahap verifikasi kemudian diolah dan dianalisa untuk kemudian ditulis dalam laporan tugas akhir.

### **3.2 Parameter Validasi**

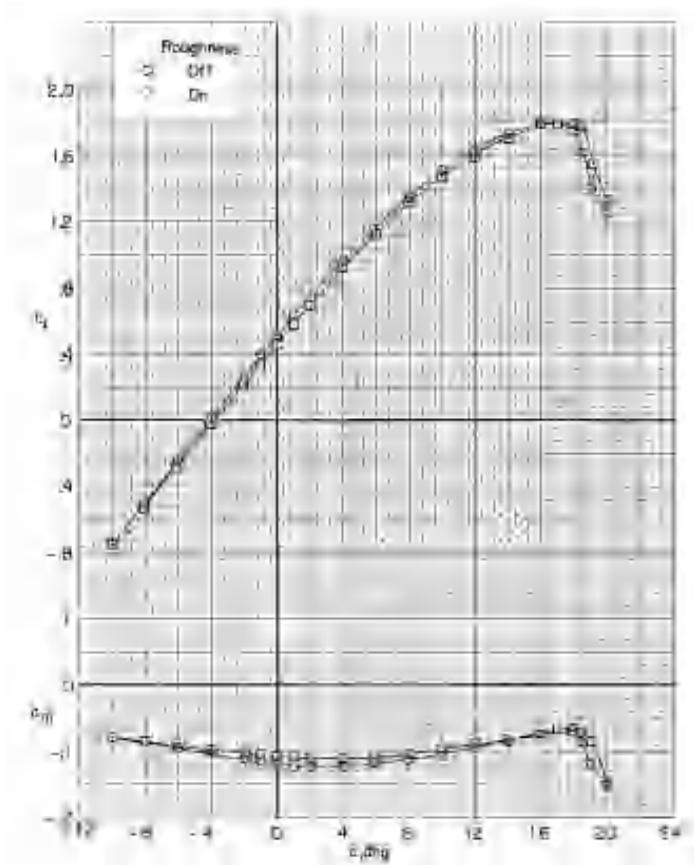
Validasi merupakan sebuah konfirmasi data melalui tahap pengujian dengan menyediakan bukti objektif bahwa persyaratan tertentu yang dituju sudah dipenuhi. Maka, butuh adanya parameter dalam melakukan langkah validasi agar hasil pengujian mendekati sebenarnya.

#### **3.2.1 Desain Airfoil**

Langkah pertama sebelum melakukan pembuatan geometri adalah dengan melihat desain *airfoil* yang dituju. Pada penelitian ini menggunakan *airfoil* General Aviation (Whitcomb)-number one atau disingkat menjadi GA(W)-1. *Airfoil* ini memiliki ketebalan 17% dari panjang *chord* dan merupakan sebuah desain yang sedang dikembangkan oleh NASA untuk pesawat kecil.

#### **3.2.2 Karakteristik Reynolds Number**

Pada penelitian yang telah dilakukan NASA, disebutkan bahwa NASA dengan menggunakan *airfoil* GA(W)-1 memiliki beragam percobaan dimulai dari nilai Mach Number 0.1 hingga 0.28 dan pada *Reynold Number*  $2 \times 10^6$  hingga  $20 \times 10^6$  dengan variasi sudut serang  $-10^\circ$  hingga  $24^\circ$ . Pada penelitian ini, berdasarkan pada pesawat N-2XX yang memiliki *Reynold Number*  $4 \times 10^6$ , maka sampel validasi diambil pada nilai *Reynold* tersebut dengan variasi sudut  $0^\circ$  hingga  $20^\circ$ . Berikut karakteristik *Reynold Number*  $4 \times 10^6$  dengan *Mach Number* 0.15.



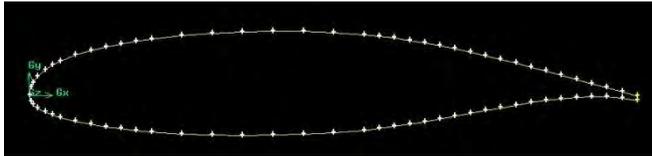
**Gambar 3.2** Karakteristik *Reynold Number*  $4 \times 10^{6[17]}$

### 3.3 Preprocessing

*Preprocessing* merupakan tahapan awal dalam membuat sebuah desain, yaitu dengan melakukan penggambaran geometri model, membuat *mesh* untuk membagi daerah komputasi menjadi sejumlah grid yang sesuai, menentukan parameter kondisi batas dari model yang akan diuji.

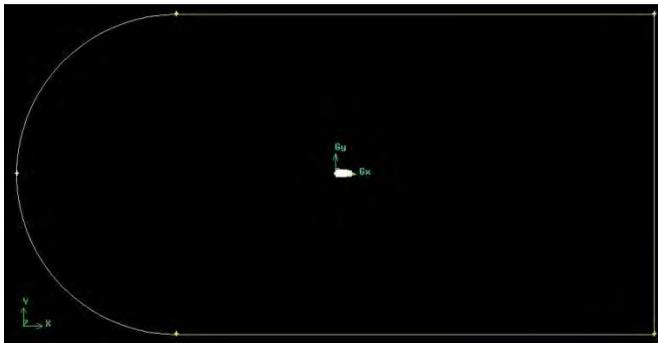
### 3.3.1 Pembuatan Geometri

Pembuatan geometri dimulai dengan memasukkan data koordinat *airfoil* GA(W)-1 yang berupa titik-titik membentuk sebuah *airfoil*. Titik tersebut di-*import* dari *file* format .DAT yang berisi koordinat dari GA(W)-1. Dari titik koordinat (*vertex*) tersebut dihubungkan sehingga akan membentuk garis (*edge*). Garis yang terhubung selanjutnya dibuat menjadi sebuah bidang permukaan (*face*) yang berbentuk *airfoil*.



**Gambar 3.3** Geometri *airfoil* GA(W)-1

Setelah pembuatan geometri *airfoil* selanjutnya dilakukan pembuatan domain *Farfield*. Domain ini dibuat dengan menempatkan *airfoil* ditengah domain agar fluida yang melalui *airfoil* dapat ditangkap lebih stabil. Langkah membuat domain ini sama seperti pembuatan geometri *airfoil*, hanya saja input vertex dimasukkan sesuai yang diinginkan. Jika domain *Farfield* sudah dibentuk menjadi *face* maka selanjutnya di-*subtract* dengan domain *airfoil*. Geometri *airfoil* pada domain *Farfield* ditunjukkan pada Gambar 3.4 dibawah ini.

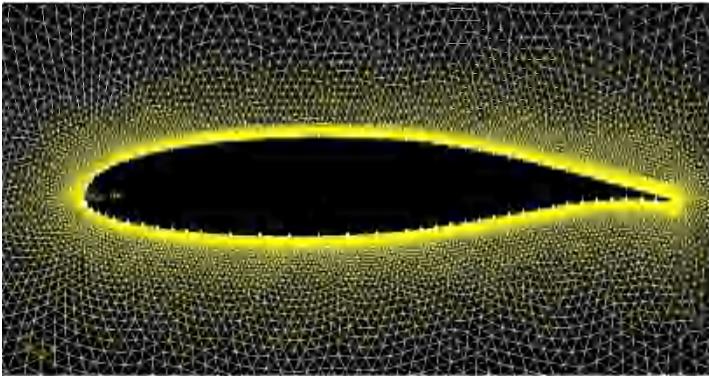


**Gambar 3.4** Geometri *airfoil* dalam domain *Farfield*

### 3.3.2 Meshing

Setelah pembuatan geometri dilakukan pada domain yang sudah di-*subtract*, maka tahap selanjutnya adalah *meshing*. *Meshing* merupakan proses pemotongan bagian domain menjadi bagian yang lebih kecil-kecil. Bagian tersebut dianggap sebagai sebuah persamaan yang akan dilakukan perhitungan konservasi energi, massa, momentum dan persamaan lainnya.

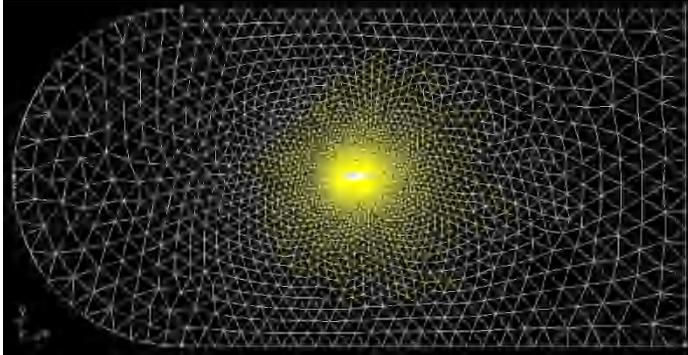
Dalam melakukan *meshing*, semakin kecil ukuran *meshing* maka akan didapatkan hasil yang mempunyai hasil akurasi yang lebih baik namun akan membutuhkan komputasi yang tinggi sehingga diperlukan komputer dengan kemampuan komputasi yang tinggi. Selain ukuran *meshing*, jenis *meshing* juga akan mempengaruhi akurasi dari hasil simulasi. Pada penelitian ini menggunakan *unstructured mesh* atau biasa disebut *triangle mesh*. Berikut hasil *mesh* dari *airfoil* GA(W)-1:



**Gambar 3.5** Geometri *airfoil* GA(W)-1

*Mesh* dibuat secara rapat dan gradual atau sedikit demi sedikit ketika dekat dengan *surface airfoil*. Perubahan luas *mesh* yang bersebelahan dibuat sedikit berbeda dengan posisi *mesh* yang mendekati *leading edge* dibuat menjadi semakin rapat dan mulai renggang ketika berada di bagian punggung dan menjadi rapat kembali ketika berada di *trailing edge*. *Airfoil* ini berada

dalam domain *Farfield* yang mana *mesh* nya ditunjukkan seperti dibawah ini:



**Gambar 3.6** Geometri *airfoil* dalam domain *Farfield*

*Mesh* pada domain *Farfield* dibuat kasar ketika mendekati bagian batas, namun semakin rapat secara gradual ketika mendekati wall dalam hal ini *airfoil*. Ini dimaksudkan agar simulasi yang dilakukan dapat menjadi lebih akurat dan mendekati kondisi sebenarnya.

Untuk mendapatkan hasil simulasi yang akurat namun tidak membutuhkan komputasi yang tinggi, maka dilakukan *meshing* dengan ukuran parameter berbeda pada setiap domain. Beberapa parameter untuk melakukan *mesh* yakni  $y^+$ , yang mana berfungsi sebagai input parameter *first layer* yang menunjukkan besar ketebalan pertama pada *boundary layer*. Selain dipengaruhi oleh besarnya  $y^+$ , *first layer* juga dihitung dari nilai Reynold yang digunakan dan juga panjang *chord* dari *airfoil*. Berikut metode perhitungan *first layer* yang didapat dari Grid Calculator:

INPUT		OUTPUT
Re	4 <input type="text"/> ( $\times 10^6$ )	ds=0.0007765 (0.0000197) inches (meters)
Ref. Length	1 <input type="text"/> meters <input type="text"/>	
$y^+$	3 <input type="text"/>	

**Gambar 3.7** Perhitungan *First layer*  
(geolab.larc.nasa.gov/APPS/YPlus)

Setelah didapatkan *first layer* kemudian menentukan parameter *Growth factor* atau faktor pengembangan. Ini merupakan rasio pertumbuhan *boundary layer* setiap *layer* nya. *Growth factor* akan mempengaruhi ketebalan *boundary layer*. Lalu *Row* atau jumlah lapisan *boundary layer*. Semakin besar nilai *row* maka semakin tebal lapisan batas pada *airfoil*. Domain yang disimulasikan mempunyai parameter ukuran *meshing* seperti yang ditunjukkan pada Tabel dibawah ini.

**Tabel 3.1** Ukuran *meshing* pada *Boundary Layer*

No	Nama Bagian	Ukuran Mesh
1	<i>First layer</i>	0.0197
2	<i>Growth Factor</i>	1.1
3	<i>Row</i>	50
4	<i>Transition Pattern</i>	1:1

**Tabel 3.2** Ukuran *meshing* pada *Edges*

No	Nama Bagian	Ukuran Mesh
1	<i>Upper surface</i>	300
2	<i>Lower surface</i>	300
3	<i>Tail</i>	5

### 3.3.3 Kondisi Batas

Pemilihan kondisi batas dilakukan sesuai dengan kondisi benda dan lingkungan sebenarnya agar didapatkan hasil simulasi

yang sesuai. Kondisi batas yang digunakan pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

**Tabel 3.3** Ukuran Geometri untuk Simulasi

Nama Bagian	Kondisi Batas	Inisial Batas
<i>Airfoil</i>	Wall	<i>Wall</i>
Dinding Atas	<i>Farfield 1</i>	<i>Farfield</i>
Dinding Bawah	<i>Farfield 2</i>	
Dinding Depan	<i>Farfield 3</i>	
Dinding Belakang	<i>Farfield 4</i>	

Pembuatan kondisi batas dilakukan untuk memudahkan tahap *processing* atau *solving* ketika melakukan proses inisialisasi kondisi. Pada *Farfield* dibuat menjadi satu *group* dengan menggabungkan *Farfield 1* hingga 4 agar perhitungan untuk mendapatkan solusi menjadi lebih efektif dan input kondisi yang relatif sederhana.

### 3.4 *Processing* atau *Solving*

*Solving* merupakan suatu proses perhitungan data input model geometri hingga mencapai batas nilai *error* yang telah ditentukan. Perhitungan dilakukan dengan didasarkan pada kondisi yang disesuaikan saat *preprocessing*. Pada simulasi ini proses *solving* dianggap selesai atau konvergen ketika nilai yang dihasilkan sudah mencapai  $10^{-4}$ .

#### 3.4.1 General

Pada kotak dialog *General* terdapat dua sub menu yaitu *mesh* dan *solver*.

- a) Pada *mesh* pilih bagian *scale* untuk merubah dimensi menjadi mm karena koordinat geometri dibuat dalam dimensi mm kemudian klik *scale*.
- b) Pada *solver* pastikan memilih tipe *pressure based* karena tipe ini sangat baik digunakan untuk jenis kasus model aerodinamik berkecepatan tinggi.

### 3.4.2 Models

Model dipilih untuk menyatakan inisial kondisi yang dipakai untuk mendapatkan solusi melalui persamaan matematis.

- a) Aktifkan *Energy Equation* pada pilihan Energy. Hal ini akan melibatkan persamaan energi untuk menyelesaikan masalah *high-speed compressible*.
- b) Model viskositas yang dipilih yakni Spalart-Allmaras karena relatif lebih sederhana dengan 1 model persamaan yang dapat menyelesaikan masalah *turbulent viscosity*.

Model Spalart-Allmaras telah di desain secara khusus untuk bidang aerospace dan telah menunjukkan hasil yang baik untuk lapisan batas yang mengalami perbedaan tekanan. Kemudian pilih Strain/vorticity-based pada bagian Spalart-Allmaras Production.

### 3.4.3 Materials

*Default material* fluida yang dipakai yaitu udara yang mana dalam masalah ini digunakan sebagai fluida kerja. Pengaturan default perlu sedikit dirubah agar dapat menghitung kompresibilitas dan variasi dari sifat *thermophysical* pada *temperature*.

- a) Pilih ideal-gas sebagai densitas yang digunakan pada kotak properties, karena dengan ini perhitungan energi akan aktif.
- b) Pilih Sutherland sebagai viskositas kemudian pastikan menggunakan *Three Coefficient Method* pada kolom *method*, karena hukum *Sutherland* sebagai viskositas ini cocok digunakan pada aliran *high-speed compressible*.

### 3.4.4 Boundary Condition

Kondisi batas diatur sedekat mungkin dengan sebenarnya untuk mendapatkan simulasi dengan error terkecil. Edit kondisi batas pada *Farfield* seperti dibawah ini:

- a) Gunakan *Gauge Pressure* sebesar 101325 Pa sebagai default, namun pada penelitian ini nilai yang dipakai sebesar 118325 Pa karena akan menentukan nilai densitas yang mana digunakan sebagai perhitungan nilai *Reynolds number*.

- b) Masukkan 0.15 sebagai nilai *Mach Number*. Nilai ini didapat berdasarkan *report* NASA yang digunakan sebagai validasi.
- c) Pada nilai arah laju aliran, masukkan 1 dan 0 sebagai X dan Y *Component*. Nilai ini ditentukan berdasarkan sudut  $0^\circ$  yang menjelaskan,  $\cos 0^\circ = 1$  dan  $\sin 0^\circ = 0$ . Begitu pula pada sudut serang berikutnya.
- d) Pilih *Turbulent Viscosity Ratio* dari *Spesification method*. Masukkan nilai 10 untuk rasio viskositas turbulen. *Ratio* viskositas harus diantara 1 dan 10 untuk *external flows*.
- e) Pastikan *temperature* yang dipakai 300 K sebagai *default*.

### 3.4.5 Operating Condition

Pengaturan kondisi operasi tergantung pada tekanan operasi yang digunakan dalam keadaan sebenarnya. Jika total tekanan yang dimiliki sebesar 101325 Pa, maka ketika *operating pressure* 101325 Pa dan *gauge pressure* 0 Pa ini menunjukkan bahwa wilayah kerja berada di *atmosphere*. Tetapi jika sebaliknya, maka wilayah kerjanya berada di lingkungan bebas tekanan. Pada penelitian ini menggunakan 0 Pa sebagai *Operating conditions*.

### 3.4.6 Reference Values

Nilai referensi digunakan sebagai nilai acuan yang berada di dalam domain ketika perhitungan berjalan sesuai dengan masukan nilai dari semua kondisi.

- a) Pilih *Farfield* pada kolom *Compute from* yang menunjukkan perhitungan dimulai dari *Farfield* menuju arah aliran yang sudah ditentukan.
- b) Pada kolom *reference values*, lihat nilai *density*. Nilai tersebut merepresentasikan *gauge pressure* yang digunakan. Sedangkan *velocity*, bergantung pada *Mach Numbers*. Untuk mendapat nilai *Reynolds Number* yang diinginkan maka perlu diperhatikan rumus berikut:

$$Re = \frac{V \times MAC}{\left(\frac{\mu}{\rho}\right)} \quad (3.1)$$

Sehingga *reference values* pada penelitian ini yaitu,

V : 52.063 m/s  
 MAC : 1 m  
 $\mu$  : 1.7894e-05 kg/m-s  
 $\rho$  : 1.374093 kg/m<sup>3</sup>

Sehingga berdasarkan rumus diatas maka perhitungan *Reynolds Numbers* didapatkan sebesar 3,997,966 atau dibulatkan menjadi  $4 \times 10^6$  yang mana hasil ini sesuai dengan *report* NASA yang digunakan sebagai validasi.

### 3.4.7 Solution

Tahap penentuan kondisi yang terakhir yaitu kondisi solusi yang diharapkan sesuai dengan tujuan yang ingin dicapai. Beberapa parameter kondisi solusi yang digunakan yakni:

- a) Pada kotak dialog *Solution methods*, pilih Coupled sebagai scheme dan *Second order upwind* untuk *Density*, *Momentum*, *Modified Turbulent Viscosity* dan *Energy*. Karena metode *second order upwind* dapat menyelesaikan masalah *boundary layer* dan jauh lebih akurat dari *first-order scheme*. Kemudian aktifkan pilihan *Pseudo Transient*, karena algoritma pseudo transient berkaitan dengan *pressure-based* pada solver dan terbukti efektif menyelesaikan solusi persamaan dengan tujuan meningkatkan stabilitas sebuah model dan kemampuan untuk konvergen.
- b) Pada kotak dialog *Solution controls*, masukkan 0.5 untuk nilai *density* karena rekomendasi yang cukup baik digunakan pada aliran *high-speed compressible*. Dan nilai 0.9 untuk input *Modified Turbulent Viscosity*. Semakin besar faktor under-relaxation dengan mendekati 1, maka semakin menghasilkan nilai konvergensi yang semakin cepat.
- c) Pada kotak dialog *Monitors*, pilih *Residuals*, pastikan *Plot* telah aktif pada bagian *options* dan nilai *RMS* yang digunakan sebagai iterasi yakni  $10^{-4}$  agar perhitungan menjadi lebih detail.

Kemudian *Create Drag, Lift dan Moment Coefficient* sebagai nilai keluaran untuk di analisa lebih lanjut.

d) Memlilih *Hybrid Initialization* pada *Solution Initialization Methods*. Setiap menjalankan kalkulasi, sebaiknya klik *Initialize* untuk *update* kondisi yang telah dirubah.

e) Pada *Run calculation*, dimasukan nilai 1000 untuk *Number of Iterations*.

### **3.5 Postprocessing**

*Post processing* merupakan proses terakhir dalam simulasi. Pada tahap ini dilakukan pengambilan data hasil simulasi. Pengambilan data berupa nilai CL dan CD. Selain itu dilakukan visualisasi hasil simulasi meliputi kontur tekanan dan *streamline*.

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN

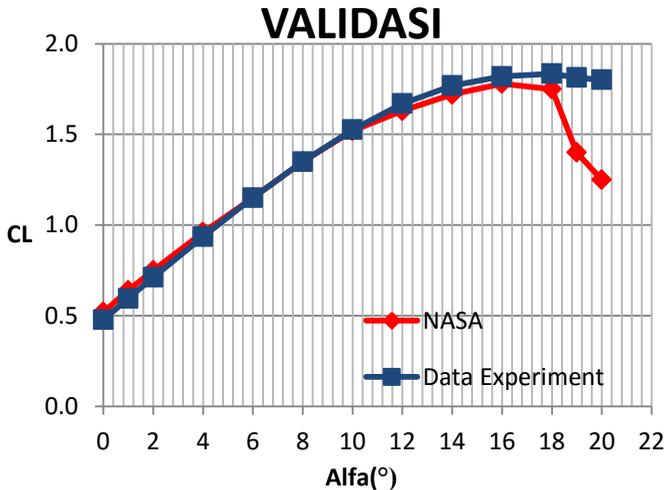
### 4.1 Validasi Hasil Simulasi

Validasi merupakan proses penting dari sebuah penelitian yang berbasis simulasi. Dengan melakukan validasi maka dapat diketahui kesesuaian uji coba dengan kondisi acuan yang dituju. Penelitian ini melakukan validasi pada *Report* NASA dengan *airfoil* GA(W)-1 terhadap nilai CL pada sudut serang  $0^\circ$  hingga  $20^\circ$  dengan interval  $2^\circ$ . Nilai CL ini dicari untuk melihat seberapa besar *error* yang dihasilkan. Semakin tinggi *error* pada validasi maka semakin besar juga faktor ketidaksesuaian penelitian tersebut. Berikut data hasil validasi yang telah dilakukan.

**Tabel 4.1** Hasil Validasi Simulasi

Alpha	CL <sub>report</sub>	CL <sub>experiment</sub>	CD <sub>exp</sub>	Error (%)
0	0.52	0.48	0.01136	8.1
1	0.64	0.60	0.01155	6.9
2	0.75	0.71	0.01211	5.2
4	0.96	0.94	0.01362	2.5
6	1.15	1.15	0.01574	0.0
8	1.35	1.35	0.01869	0.0
10	1.52	1.53	0.02280	0.4
12	1.63	1.67	0.02879	2.5
14	1.72	1.77	0.03779	2.8
16	1.78	1.82	0.05100	2.2
18	1.75	1.83	0.06866	4.9
19	1.40	1.81	0.08273	29.5
20	1.25	1.80	0.09472	44.1
Rata-rata <i>error</i>				3.2

Pada kondisi *Reynold Number*  $4 \times 10^6$  dan *Mach Number* 0.15 serta kecepatan yang di deteksi sebesar 52.06 m/s didapatkan *error* rata-rata sebesar 3.2%. *Error* ini dihitung mulai dari kondisi sudut serang  $0^\circ$  hingga  $18^\circ$ . Karena pada sudut serang  $18^\circ$  didapatkan nilai  $CL_{max}$  yang menunjukkan harga koefisien *lift* tertinggi. Dengan adanya  $CL_{max}$  maka muncul lah fenomena *stall* yang terjadi pada sudut serang  $19^\circ$  yang dapat dilihat pada penurunan nilai  $CL$ . *Error* yang terjadi pada sudut serang ini sangat besar dikarenakan laju aliran fluida berada pada kondisi *stall*. Laju aliran fluida yang berada di kondisi *stall* pada konfigurasi *high-lift* ini adalah kompleks, seringkali mengandung daerah separasi berulang kali yang berpengaruh pada boundary layer dan merupakan efek kompresibilitas walaupun berada pada kecepatan rendah. *Performance* perangkat *high-lift* sebenarnya sangat dekat dengan *stall* yang sulit untuk di prediksi walaupun menggunakan persamaan model turbulen. Hal ini membutuhkan banyak waktu untuk menghitung setiap persamaan pada tiap grid atau *mesh* sehingga iterasi menjadi sulit konvergen. Model turbulen yang mana cukup sederhana untuk komputasi praktis dapat menjadi kurang akurat ketika menghadapi kasus aliran yang kompleks. Aliran ini memiliki pola yang tidak konstan dan tidak beraturan atau dapat dikatakan *unsteady* karena karakteristik dari aliran turbulen itu sendiri yang berasal dari aliran fluida yang mengenai permukaan benda dengan tekanan kompresibel. *Unsteady flow* sangat mungkin terjadi pada konfigurasi *high-lift* terutama mendekati sudut serang yang tinggi. Sehingga dengan ini perhitungan *error* pada sudut  $19^\circ$  dan  $20^\circ$  sangatlah tinggi mencapai 44.1%. Hal ini menjadi toleransi simulasi karena pada sudut serang tersebut terjadi *stall*. Maka rata-rata errornya menjadi 3.2% sehingga dengan demikian kondisi batas dan ukuran *mesh* dapat digunakan untuk melakukan simulasi pada penelitian ini karena dianggap telah sesuai dan mendekati kondisi sebenarnya. Untuk mengetahui karakteristik validasi yang dilakukan maka grafik dibawah ini menunjukkan kesesuaian data uji coba dengan acuan yang dituju.



**Gambar 4.1** Grafik hasil simulasi validasi data

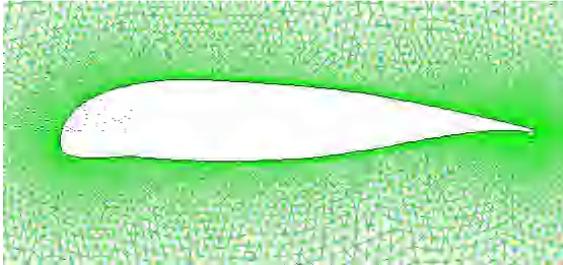
## 4.2 Airfoil N-2XX

Pesawat milik PT Dirgantara yang baru saja dirilis di tahun 2015 lalu, memiliki konfigurasi *airfoil* pada sayapnya, dengan menggunakan jenis LS1-0417MOD, pesawat ini memiliki performa tersendiri untuk kondisi *take-off*, *climbing*, *cruise* dan *landing*. *Airfoil* ini sudah diuji secara teknis sebelumnya melalui simulasi dan juga uji *wind tunnel*, agar ketika terbang dapat mencapai efisiensi terbang setinggi mungkin. Namun dibutuhkan analisa untuk mencari performa terbaik mulai dari *basic airfoil* yang dipakai.

### 4.2.1 Basic Airfoil

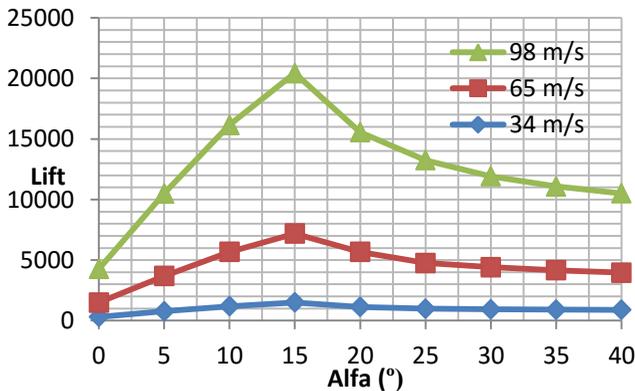
*Airfoil* pesawat N-2XX menggunakan *airfoil* jenis LS1-0417MOD dimana merupakan sebuah konfigurasi yang sudah di modifikasi dari konfigurasi sebelumnya yaitu LS1-0417. Model *airfoil* ini memiliki kesamaan ketebalan dari *airfoil* GA(W)-1 milik NASA, yaitu sebesar 17% *thickness*. Persentase ketebalan ini dirasa cukup untuk desain dari pesawat propeller agar

mendapat efisiensi dan kondisi terbang terbaik. Dibawah ini merupakan analisa dari *basic airfoil* clean atau utuh yang cukup mendekati dengan kondisi *real* pada pesawat N-2XX.



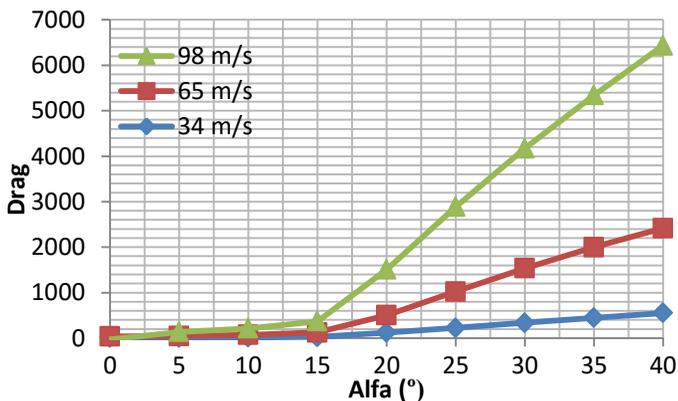
**Gambar 4.2** *Basic Airfoil Clean* LS1-0417MOD

*Airfoil* ini memiliki karakteristik pada setiap perbedaan kecepatan dimana perbedaan tersebut menentukan posisi atau fase terbang yang sedang ditempuh. Pada masing masing fase terbang memiliki *Reynold Number* yang berbeda pula, karena semakin tinggi pesawat itu terbang maka terjadi perubahan tekanan dan jugadensitas dari fluida yang dihadapi. Berikut grafik karakteristik dari masing masing kecepatan terbang.



**Gambar 4.3** Karakteristik kecepatan terbang pada alfa terhadap *Lift*

Pada grafik diatas, dibanding nilai sudut serang atau alfa dengan gaya *lift* atau gaya angkat yang terjadi pada sayap pesawat. Hal ini dipengaruhi dari aliran fluida yang melewati *airfoil* semakin cepat pada bagian bawah *airfoil*, sehingga tekanan pada bagian bawah *airfoil* tersebut meningkat dan menyebabkan sebuah gaya angkat. Jika dilihat pada nilai *Reynold Number* nya, pada kecepatan 34 m/s memiliki nilai *Reynolds* sebesar  $4 \times 10^6$ , lalu pada kecepatan 65 m/s memiliki *Reynold Number*  $7.6 \times 10^6$  dan pada 98 m/s memiliki *Reynold Number*  $9 \times 10^6$  sehingga seperti yang dikatakan sebelumnya, semakin tinggi kecepatan maka menghasilkan *Reynold Number* semakin besar. Tetapi Semakin tinggi suatu gaya *lift*, maka akan menyebabkan ikut naiknya sebuah gaya hambat. Dapat dilihat pada grafik dibawah ini:



**Gambar 4.4** Karakteristik kecepatan terbang pada alfa terhadap *Drag*

Sebuah *airfoil* jika mengalami sebuah gaya angkat pasti akan diikuti dengan adanya gaya hambat yang mana sejajar dengan arah aliran. Dapat dilihat bahwa pada alfa 0 hingga 15 masih belum terlihat perbedaan signifikan tentang selisih gaya hambat yang terjadi, namun ketika mencapai sudut serang 20 hingga 40, maka cukup terlihat jelas gaya hambat yang terjadi

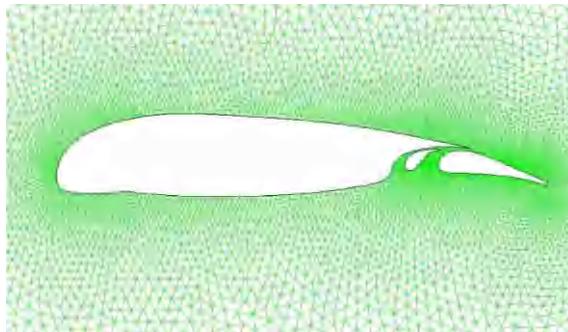
jika semakin tinggi kecepatan pesawat maka semakin tinggi pula gaya hambat yang terjadi. Hal ini hampir dapat dikatakan bahwa gaya hambat linear dengan semakin tinggi nya gaya angkat.

#### 4.2.2 Basic Flap Airfoil

Dalam fungsinya, *airfoil* digunakan sebagai bagian dari pesawat untuk mendapatkan gaya angkat agar bisa terbang dan mendarat. Untuk mendapatkan gaya angkat tersebut, perlu adanya sudut serang agar gaya angkat sebuah *airfoil* dapat berubah, semakin tinggi atau semakin rendah. Tentunya dibutuhkan gaya angkat yang cukup tinggi agar dapat lepas landas atau *take-off* dan juga mendarat atau *landing*. Maka digunakan sebuah *flap* pada sayap pesawat untuk mendapatkan sudut serang yang diinginkan. Pada *airfoil* LS1-0417 menggunakan sudut defleksi pada *flap* sebesar 10 derajat ketika *take-off* dan 40 derajat ketika *landing*. Berikut konfiurasi dasar yang digunakan pesawat N-2XX saat ini.

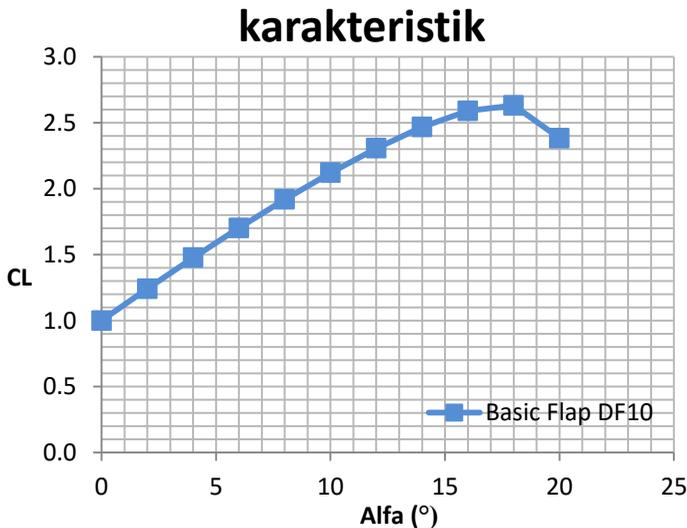
a) DF 10°

DF atau Defleksi *Flap* merupakan sebuah konfigurasi *airfoil* yang berada pada *trailing edge* yang berfungsi meningkatkan gaya angkat pada sebuah *airfoil*. *Flap* juga berfungsi untuk merubah arah aliran agar terhindar dari fenomena *stall*, sehingga dengan menggunakan *flap* akan memiliki banyak keuntungan. Berikut *basic flap* pada sudut defleksi 10°:



**Gambar 4.5** Basic flap Airfoil DF 10°

Untuk dapat mengaplikasikan sistem *flap* pada sebuah *airfoil*, diperlukan konfigurasi tambahan pada bagian *trailing edge*, yaitu dengan menentukan jarak *Gap* dan *Overlap*. *Gap* merupakan jarak vertikal antara *trailing edge* pada *mainwing* dan *leading edge vane*, dan *Overlap* adalah jarak horizontal antara *trailing edge mainwing* dan *leading edge* pada *vane*. *Gap* dan *Overlap* inilah yang salah satu nya memiliki fungsi untuk merubah arah aliran. *Basic flap airfoil* yang digunakan PT Dirgantara Indonesia memiliki konfigurasi *Gap* 6.23%c dan *Overlap* 13.77%c dengan sumbu putar,  $X_c$  0.792 dan  $Y_c$  -0.130. Hal ini membuat *basic flap DF10°* memiliki karakteristik sebagai berikut:



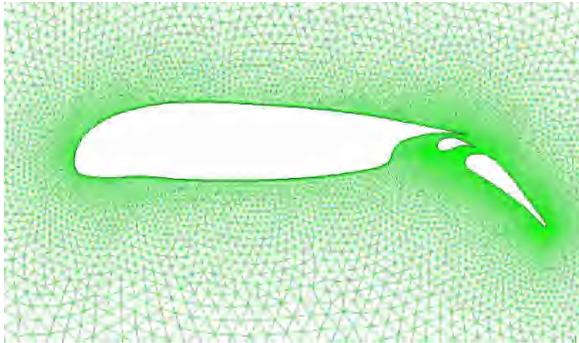
**Gambar 4.6** Grafik karakteristik DF 10°

Karakteristik dari suatu *airfoil* dapat dilihat dari grafik alfa atau sudut serang terhadap koefisien gaya angkatnya atau CL. Hal ini dapat dilihat pada grafik diatas bahwa *basic flap* DF 10° memiliki nilai CLmax pada sudut serang sekitar 18°. Dengan demikian pada sudut 19° serta 20° *airfoil* ini mengalami *stall*. *Stall* merupakan separasi aliran yang mengalir pada permukaan

*airfoil*. Dampaknya *airfoil* tersebut akan mengalami kehilangan gaya angkat dan pesawat dapat hilang kestabilan. Dari grafik diatas, sebagai bahan pengujian selanjutnya, diambil 2 alfa pada garis linear untuk dijadikan acuan perubahan atau modifikasi *Gap* dan *Overlap*. Sudut yang dianggap sebagai garis linear yaitu  $4^\circ$  dan  $8^\circ$ .

b) DF  $40^\circ$

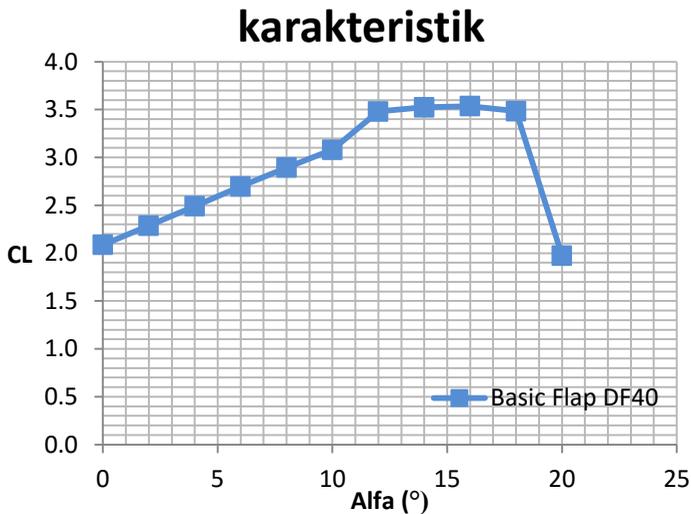
Sebelumnya telah dibahas pada DF  $10^\circ$ , yang merupakan sebuah konfigurasi pada fase *take-off*. Namun disini, dengan kecepatan pesawat yang sama, pada DF  $40^\circ$  digunakan sebagai kondisi terbang ketika mendarat atau *landing*. Pada fase *landing*, *flap* diturunkan sebesar  $40^\circ$  agar dapat menangkap gaya angkat yang lebih besar, karena jika gaya angkat sebuah sayap pesawat terbang nilainya tinggi, maka kecepatan pesawat akan turun, dan dapat mengurangi jarak pendaratan atau *landing*. Sehingga efisiensi terbang pun dapat tercapai. Berikut *flap basic* pada sudut defleksi 40 derajat:



**Gambar 4.7** *Basic flap Airfoil DF  $40^\circ$*

Komponen yang terdapat pada *trailing edge mainwing* ini yaitu *vane* dan *flap*. Keduanya merupakan sistem *flap* yang sudah banyak digunakan di pesawat komersial. Sistem *flap* ini biasa di dukung dengan 2 jenis penggerak, yakni dengan menggunakan pivot atau dengan menggunakan sistem track yang mana biasa digunakan pesawat Boeing 737. Kedua sistem ini hanya pilihan tergantung dari konfigurasi sayap pada pesawat tersebut. Sayap

dari N-2XX ketika fase *landing* memiliki jarak *Gap* 1.50%c dan *Overlap* 6.47%c dengan koordinat sumbu putar yang sama dengan DF 10. Disebutkan bahwa *Gap* dan *Overlap* merupakan jarak antara *trailing edge* di *mainwing* dengan *leading edge* pada *vane*. Jarak yang dipakai yakni %c yang mana c tersebut menjelaskan tentang *chord*. Jika *airfoil* ini memiliki *chord* 1 meter, maka jarak *Gap* yang dimiliki *airfoil* ini sebesar 1.5 cm. Berikut karakteristiknya:



**Gambar 4.8** Grafik karakteristik DF 40°

Pada grafik diatas, terlihat karakteristik dari *airfoil* N-2XX pada fase *landing* dimana *airfoil* hanya akan mendapat nilai koefisien *lift* paling tinggi pada sudut serang sekitar 16°. Ini menjelaskan bahwa ketika pesawat berada pada DF 40 dengan sudut serang yang semakin tinggi, maka pesawat dapat kehilangan kendali bahkan hingga jatuh. Jadi semakin tinggi sudut serang memang semakin baik tetapi perlu adanya titik puncak atau maksimal untuk mencapai kondisi terbang yang aman dan hal tersebut merupakan suatu performa yang terbaik.

### 4.3 Kondisi *Take-off*

Pada fase lepas landas, konfigurasi *flap* yang dipakai yaitu *flap* pada DF 10°. Pada *basic flap* disebutkan bahwa konfigurasi *Gap* dan *Overlap* yang digunakan yaitu 6.23%c dan 13.77%c. Dengan karakteristik koefisien gaya angkat sebelumnya, maka dilakukan analisa terhadap perubahan *Gap* dan *Overlap*. Perubahan dilakukan dengan memperlebar jarak *Gap* dan *Overlap*. Jarak yang digunakan adalah koordinat sumbu putar  $X_c$  dan  $Y_c$ , dimana  $X_c$  dan  $Y_c$  merepresentasikan besarnya nilai *Gap* dan *Overlap*. Pada kondisi *basic flap*,  $X_c$  di DF 10 sebesar 0.792 dan  $Y_c$  -0.130. Berikut map modifikasi yang dilakukan untuk mendapatkan CL terbaik.

**Tabel 4.2** Variasi Percobaan *Take-off*

YC \ XC	-0.130	-0.140	-0.150
0.792	<i>Basic</i>	MOD 1	MOD 2
0.762	MOD 3	MOD 4	MOD 5
0.732	MOD 6	MOD 7	MOD 8
0.702	MOD 9	MOD 10	MOD 11

Pada tabel diatas merupakan variasi perubahan yang dilakukan untuk mendapatkan CL terbaik. Modifikasi tersebut mengikuti kecenderungan perubahan nilai CL tertinggi hingga *stall*. Pada pembahasan profil tekanan dan kecepatan diambil model *basic flap*, model VII dan XI sebagai contoh analisa dari modifikasi *Gap* dan *Overlap*. Sedangkan profil lainnya dapat dilihat pada lampiran.

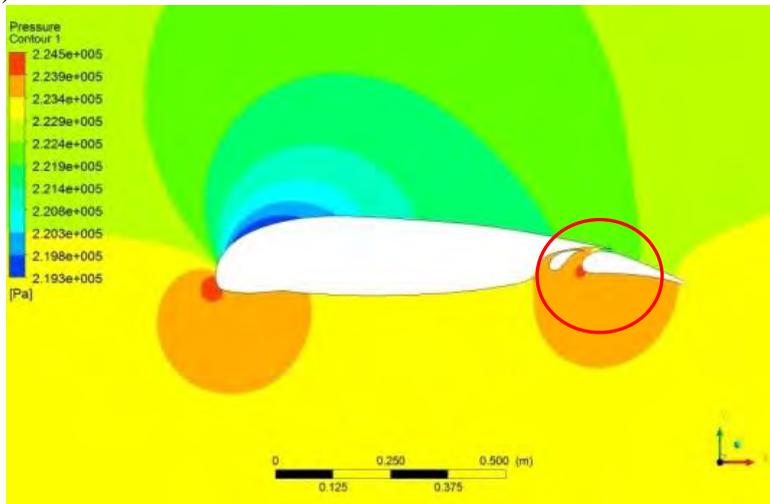
#### 4.3.1 Kontur Tekanan

Suatu airfoil yang mendapatkan gaya-gaya aerodinamis tentunya memiliki beberapa profil salah satu diantaranya yakni tekanan. Tekanan perlu untuk diketahui sebagai informasi data yang dapat mendukung terjadinya nilai koefisien gaya angkat serta untuk membedakan variasi satu dengan variasi lainnya

dengan melihat kontur tekanan. Kontur tekanan terdapat beberapa tingkat yakni merah untuk yang paling tinggi dan biru adalah untuk yang paling rendah. Semakin tinggi tekanan yang bertumbukkan dengan permukaan airfoil maka semakin tinggi pula nilai koefisien gaya angkatnya.

Untuk melihat kontur distribusi tekanan pada *flap* diambil 2 alfa yaitu  $4^\circ$  dan  $8^\circ$  sebagai titik acuan. Kontur tekanan pada *flap* diujikan dalam kondisi tekanan yang masuk sebesar 222915 Pa dan Densitas sebesar  $1.7894 \times 10^{-5}$ . Tekanan tersebut merupakan tekanan pesawat N-2XX pada kondisi *real* atau sebenarnya.

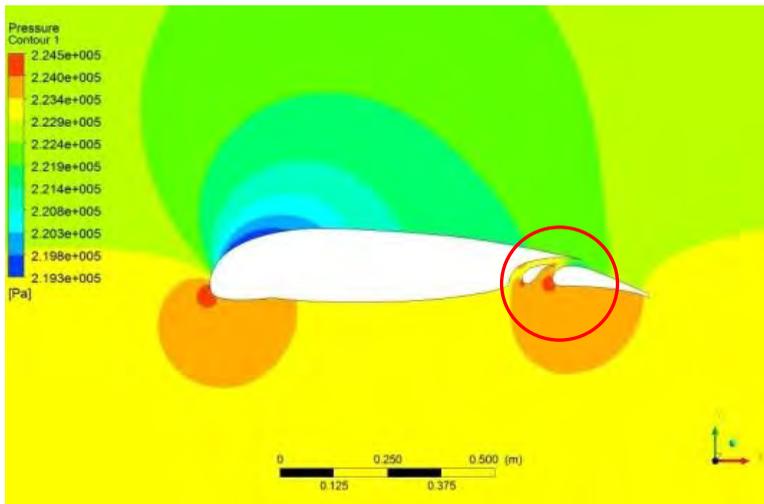
### 1) Alfa $4^\circ$



**Gambar 4.9** Kontur Tekanan *Basic Flap* DF  $10^\circ$  Alfa  $4^\circ$

Gambar 4.9 diatas merupakan kontur tekanan dari *basic flap* yang terlihat dengan tekanan paling besar ditandai dengan kontur warna merah yang berada di *leading edge flap*. Warna merah merupakan tingkat tekanan tertinggi dengan nilai sebesar 224500 Pa dan nilai terendah pada warna biru sebesar 219300 Pa. Namun tekanan yang berada disekitar *Gap* dan *Overlap*

cenderung berwarna orange dan beberapa warna merah dan kuning di sekitar surface. Nilai tekanan dominan yakni berwarna orange yang menunjukkan nilai tekanannya sebesar 223400 Pa yang mana pada daerah ini memiliki tekanan cukup tinggi sehingga dapat menghasilkan koefisien gaya angkat yang baik. Tekanan berwarna merah tersebut menunjukkan tekanan tertinggi yang berada pada *leading edge mainwing*. Setelah melewati *lower surface flap*, tekanan turun kembali. Terlihat warna kuning yang sangat kecil sekali yang terdapat didekat *leading edge lower surface flap*. Ini menandakan adanya perubahan tekanan yang cenderung turun pada bagian celah sempit akibat dari perubahan kecepatan aliran yang berpindah dari *lower surface mainwing* menuju *upper surface flap*.

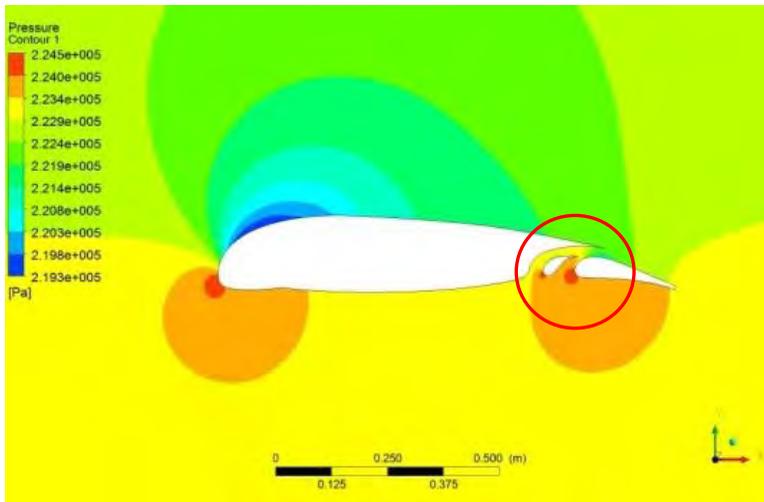


**Gambar 4.10** Kontur Tekanan Model VII DF 10° Alfa 4°

Secara keseluruhan kontur tekanan pada seluruh domain hampir tidak menunjukkan perubahan secara signifikan dari model basic dengan model VII. Tetapi dapat dilihat pada bagian

yang dilingkari. Bagian ini akan dibahas pada penjelasan selanjutnya.

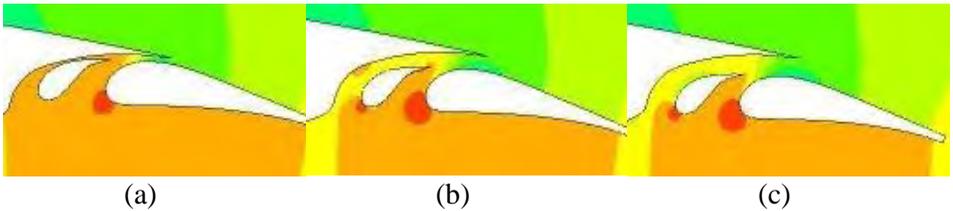
Pada model VII terjadi pergeseran *Gap* 0.04%*c* dan *Overlap* 0.08%*c* dari konfigurasi *basic flap*. Dengan adanya pergeseran ini, terjadi pergeseran kontur tekanan yang berada pada celah *Gap* dan *Overlap*. Kontur sebelumnya yang berwarna orange berubah menjadi kuning yang berarti tekanan semakin menurun, tetapi terjadi kenaikan tekanan pada *leading edge mainwing* dimana nilainya menjadi sekitar 223.580 Pa, dan tekanan pada *leading edge flap* ikut bertambah dengan kenaikan nilai tekanan sekitar 20 Pa.



**Gambar 4.11** Kontur Tekanan Model XI DF 10° Alfa 4°

Pada kontur tekanan model XI, kontur warna yang terlihat pada daerah *flap* hampir tidak ada perubahan dengan model VII dimana pada model XI merupakan konfigurasi dengan nilai *Xc* dan *Yc* paling menjauhi *mainwing*. Jika diamati grafik model XI mengalami penurunan peak pada *leading edge mainwing* tetapi terjadi kenaikan pada peak 0.7m *chord*. Namun kenaikan tersebut

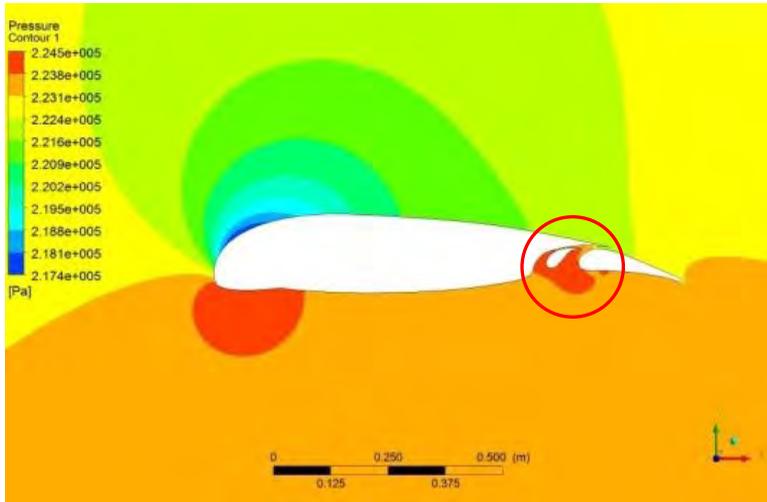
diikuti dengan penurunan nilai tekanan di bagian *lower surface mainwing* sehingga gaya angkat di daerah *trailing edge mainwing* menjadi berkurang.



**Gambar 4.12** Kontur Tekanan pada *Gap* dan *Overlap* DF  $10^\circ$   
Alfa  $4^\circ$

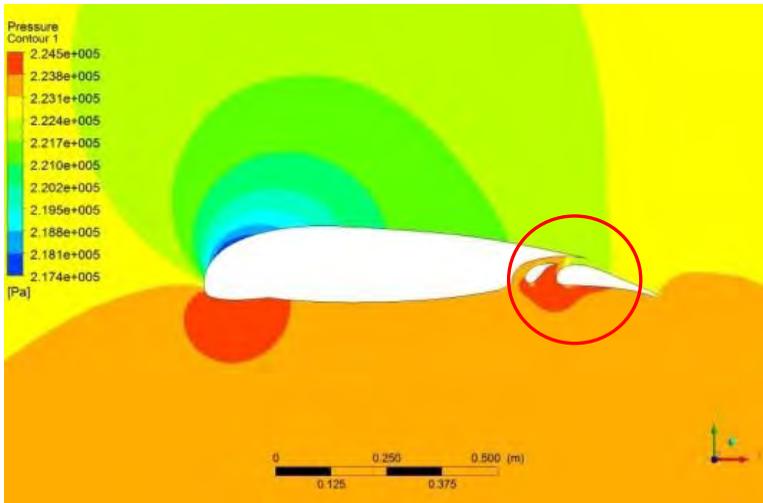
(a) *Basic* (b) model VII (c) model XI

Profil tekanan diatas memiliki kecenderungan naik dari *basic* hingga pada model XI. Tidak terlalu terlihat signifikan perubahannya karena tercatat pada *basic* menghasilkan CL 1.4756, Model VII sebesar 1.4937 dan Model XI 1.4897. Dapat terlihat perbedaan tekanan yang terjadi dari model *basic* hingga model XI mengalami perubahan. Pada model *basic* yang masih sangat rapat antara *vane* dengan *mainwing* memiliki warna orange yang menunjukkan tekanan tinggi, tetapi bergeser menuju model VII sedikit menghilang berubah menjadi kuning namun pada leading edge *flap* terlihat lingkaran warna merah yang semakin membesar. Ketika berada pada model XI, lingkaran tersebut besarnya hampir tidak berubah, namun tekanan dicelah *vane* dan *mainwing* berubah seluruhnya menjadi kuning bahkan sedikit kontur hijau pada *upper surface vane*.

2) Alfa  $8^\circ$ 

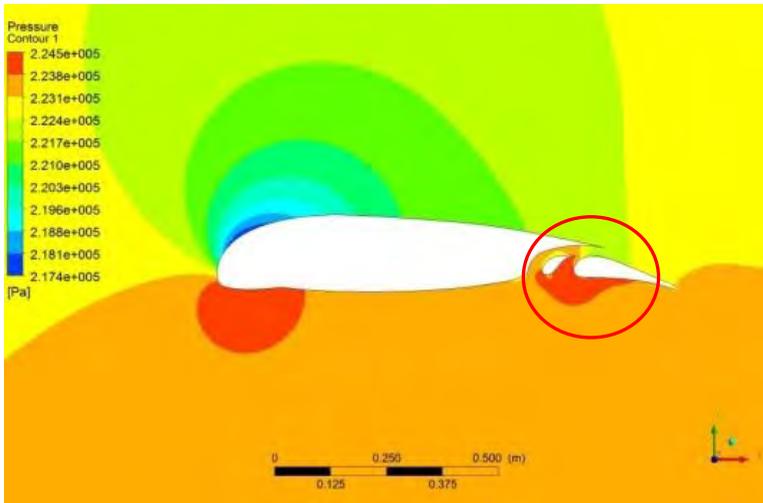
**Gambar 4.13** Kontur Tekanan *Basic Flap* DF  $10^\circ$  Alfa  $8^\circ$

Pada sudut serang  $8^\circ$  ini ingin membuktikan dan sekaligus memberi konfirmasi bahwa sudut  $4^\circ$  dan  $8^\circ$  ketika dilakukan perubahan tetap menunjukkan linear. Pada model *basic* terlihat tekanan yang berada pada celah sempit *Gap* memiliki kontur yang sangat merah yang berada pada *trailing edge mainwing* namun hanya sampai bagian *leading edge flap*. Kontur tekanan cenderung mengikuti arah aliran fluida yang mengarah ke sumbu x positif. Terdapat titik merah kecil pada *lower surface flap* yang membuat adanya gaya angkat pada daerah ini. Kontur berwarna merah terlihat cukup padat di daerah celah sempit. Hal ini disebabkan dari rendahnya kecepatan aliran pada daerah tersebut. Nilai tekanan yang dihasilkan pada daerah tersebut sekitar 223.800 Pa yang ditunjukkan pada tingkat tekanan yang berwarna merah. Semakin besar sudut serang maka tekanan yang dihasilkan semakin tinggi.



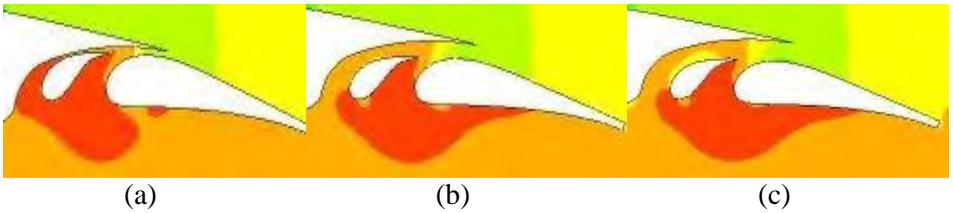
**Gambar 4.14** Kontur Tekanan Model VII DF  $10^\circ$  Alfa  $8^\circ$

Model VII memiliki konfigurasi *Gap* dan *Overlap* yang tidak terlalu lebar dan juga tidak terlalu sempit. Ketika koordinat  $X_c$  dan  $Y_c$  dirubah menjadi model VII, kontur tekanan bergeser kearah *flap* hingga terkena hampir sebagian *lower surface airfoil* dari *flap*. Hal ini ditunjukkan dengan hilangnya kontur berwarna merah pada bagian *trailing edge mainwing*. Hilangnya kontur berwarna merah digantikan dengan kontur berwarna orange yang mana hal ini menunjukkan adanya pengurangan tingkat tekanan ketika celah *Gap* dan *Overlap* diperbesar sehingga laju aliran fluida mengalami perubahan arah aliran. Pergeseran kontur tekanan disebabkan dari laju aliran yang berada pada daerah tersebut.



**Gambar 4.15** Kontur Tekanan Model XI DF 10° Alfa 8°

Profil tekanan model XI memiliki sedikit perbedaan kontur di bagian *leading edge vane* dan *lower surface* pada *flap*. Terlihat kontur tekanan yang berwarna merah semakin bergeser ke arah *trailing edge* pada *flap*. Jika diamati lebih dekat pada pembahasan selanjutnya, di daerah yang dilingkari pada gambar diatas terdapat tingkat tekanan baru yakni berwarna kuning. Hal ini merupakan suatu penurunan tekanan dari merah lalu orange kemudian kuning. Telah diketahui sebelumnya bahwa pada model XI merupakan model dengan konfigurasi jarak *Gap* dan *Overlap* paling lebar. Sehingga dengan semakin lebar jarak *Gap* dan *Overlap* dapat membuat tingkat tekanan nya menurun akibat dari perubahan laju aliran fluida. Tingkat tekanan yang berwarna kuning terdapat pada *upper surface flap* dimana tekanan di atas permukaan *airfoil* lebih rendah dari pada tekanan di bagian bawah *airfoil*.



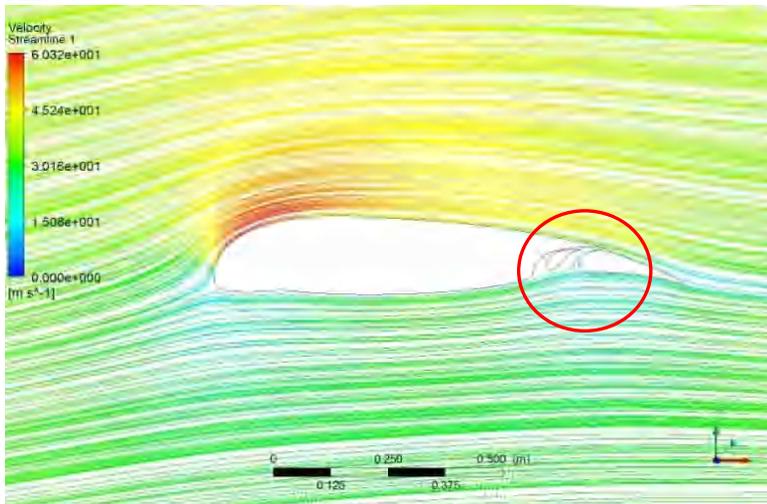
**Gambar 4.16** Kontur Tekanan pada *Gap* dan *Overlap* DF  $10^\circ$   
Alfa  $8^\circ$   
(a) *Basic* (b) model VII (c) model XI

Pada kontur tekanan diatas didapatkan nilai CL pada model *basic* 1.9179 dan model VII sebesar 1.9422 dan pada model XI sebesar 1.9352. Hal ini menunjukkan persamaan linear dengan sudut serang sebelumnya yakni perubahan terjadi ketika model dirubah dari model *basic* hingga model XI. Kontur tekanan tertinggi yang berwarna merah mengalami pergeseran pada setiap perubahan *Gap* dan *Overlap*. Pergeseran ini menuju pada trailing edge. Tetapi nilai koefisien gaya angkat bukan dilihat berdasarkan tekanan tertinggi yang berada dekat dengan *trailing edge* namun tekanan yang memiliki tingkatan tertinggi secara dominan. Pada model VII terlihat memiliki nilai dominan tekanan tertinggi karena tekanan *lower surface* pada *flap* hampir merata dan tidak ada pengurangan tingkat tekanan pada *upper surface vane* seperti yang ditunjukkan pada model XI.

### 4.3.2 Streamline Kecepatan

Profil aliran pada *flap* diuji dalam kondisi kecepatan aliran yang masuk sebesar 34 m/s karena mendekati dengan kecepatan pesawat N-2XX di kondisi sebenarnya.

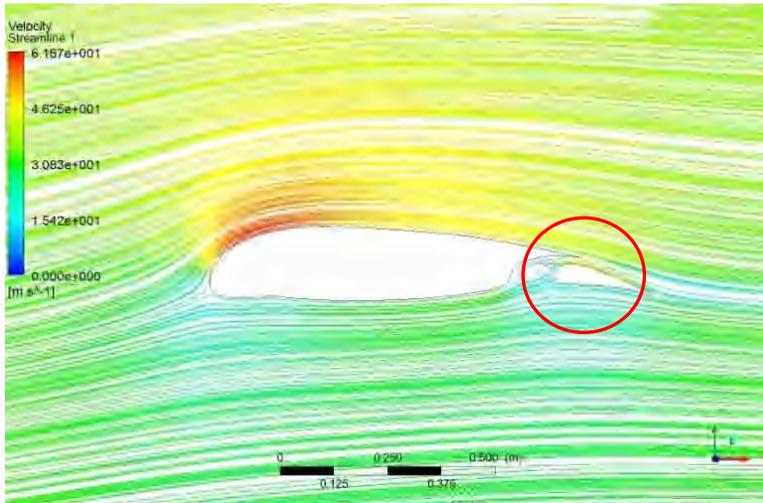
#### 1) Alfa 4°



**Gambar 4.17** Streamline Kecepatan Basic Flap DF 10° Alfa 4°

Pada profil aliran kecepatan model *basic flap* diatas, merupakan sebuah penjelasan dari profil tekanan yang didapatkan pada pembahasan sebelumnya dengan sudut serang yang sama yakni 4°. Jika dilihat pada daerah *flap*, tidak ada aliran udara yang masuk melalui celah sempit *Gap* dan *Overlap* yang letaknya di *leading edge vane*. Hanya sedikit sekali aliran yang melewati bagian diantara *vane* dan *flap* dan aliran tersebut sangat rapat dengan *flap*. Hal ini disebabkan dari terlalu sempitnya celah *Gap* dan *Overlap* sehingga aliran tidak bisa melewati *Gap* dan *Overlap* dan akhirnya meneruskan aliran menuju *lower surface flap*. Aliran yang melewati *flap* sama rapatnya dengan aliran yang melewati *mainwing*. Warna biru yang menandakan kecepatan rendah berada disekitar *flap* tetapi pada bagian *lower surface*

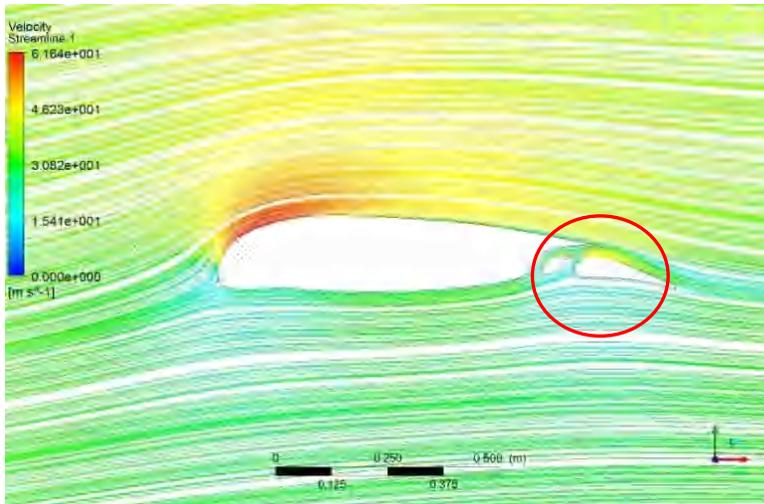
terlihat warna kecepatan sedikit hijau, menandakan pada daerah tersebut memiliki koefisien gaya angkat yang kecil.



**Gambar 4.18** *Streamline* Kecepatan Model VII DF 10° Alfa 4°

Dasar teori yang membuktikan bahwa adanya perubahan *Gap* dan *Overlap* dapat merubah aliran fluida dan menambah gaya angkat benar terbukti. Dilihat dari konfigurasi sebelumnya yaitu model *basic*, bahwa dengan  $X_c$  0.792 dan  $Y_c$  -0.130 aliran fluida tidak bisa melewati *leading edge* pada *vane* dan yang terjadi melewati celah antar *vane* dan *flap*. Ketika model dirubah menjadi model VII dengan menggeser  $X_c$  menjadi 0.732 dan  $Y_c$  -0.140, aliran berpindah ke bagian *trailing edge mainwing* dan *leading edge* pada *vane*. Celah sempit ini berhasil merubah arah aliran dari berkecepatan tinggi menuju kecepatan rendah. Jika melihat pada warna kontur, karena celah yang masih terlalu sempit maka sebagian aliran menuju bagian bawah *airfoil* dengan sangat rapat. Celah sempit *Gap* dan *Overlap* ini memiliki kontur warna biru yang artinya kecepatan pada daerah tersebut adalah rendah sehingga pada daerah tersebut memiliki tekanan yang

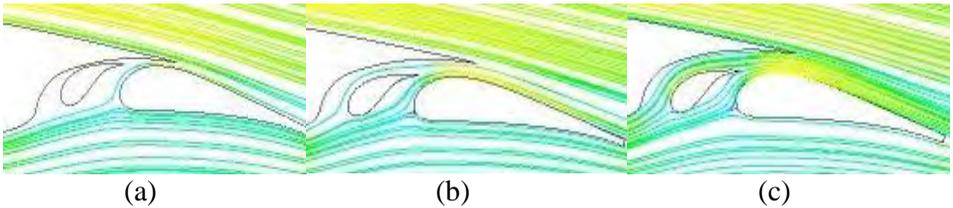
tinggi. Aliran udara yang mengalir melewati *upper surface* pada *flap* berkecenderungan menjadi lebih cepat dikarenakan penyesuaian kecepatan fluida pada *upper surface* dari *mainwing*, tetapi karena tidak sempurna maka kecepatan pada daerah tersebut tidak sebesar dengan yang ada didaerah *mainwing*.



**Gambar 4.19** *Streamline* Kecepatan Model XI DF 10° Alfa 4°

Model XI merupakan model yang maksimal dengan konfigurasi  $X_c$  0.702 dan  $Y_c$  -0.150. Artinya model XI merupakan konfigurasi yang memiliki jarak *vane* pada *mainwing* yang paling lebar. Kecepatan aliran yang terjadi pada gambar diatas menunjukkan bahwa dengan adanya *flap*, perubahan aliran terjadi bagian *vane* dan aliran mengalir melalui celah sempit *Gap* dan *Overlap* tersebut. Pada kontur kecepatan diatas, model aliran yang terjadi dapat terlihat untuk kecepatan paling rendah berada di sekitar permukaan *vane* tetapi melonjak lebih tinggi setelah meninggalkan *trailing edge* pada *vane*. Hal ini menunjukkan celah sempit *Gap* dan *Overlap* membantu *airfoil* menambah gaya angkat karena kecepatan yang rendah menghasilkan gaya angkat

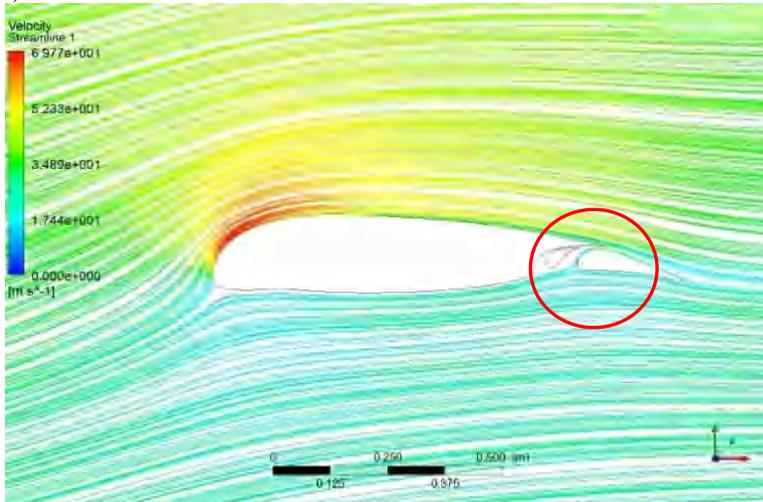
yang tinggi. Aliran yang melewati celah *vane* semakin besar sehingga meningkatkan kecepatan pada *upper surface flap*, tetapi aliran bagian bawah *airfoil* tidak lagi begitu rapat atau dengan kata lain terjadi separasi fluida. Separasi pada *airfoil* akan menyebabkan kehilangan koefisien gaya angkat. Semakin banyak aliran yang menunjukkan separasi maka didaerah tersebut telah banyak kehilangan koefisien gaya angkat yang ditunjukkan dengan menurunnya grafik tekanan di bagian *lower surface*.



**Gambar 4.20** Streamline Kecepatan pada Gap dan Overlap  
DF10° Alfa 4°

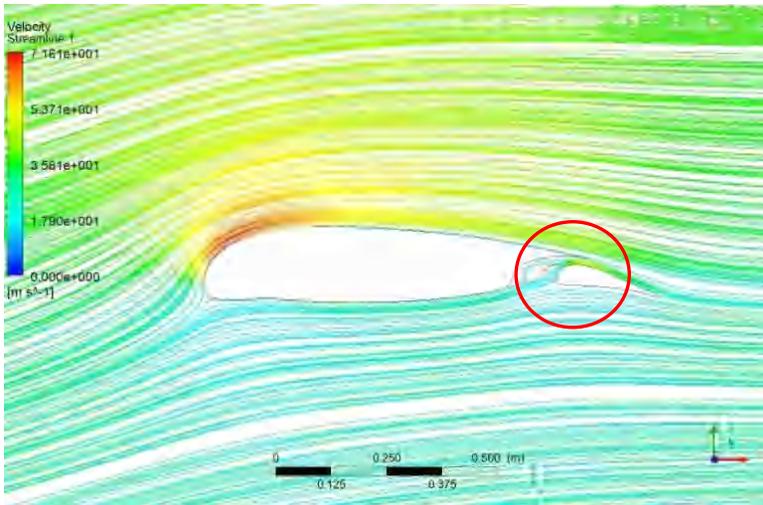
(a) Basic (b) model VII (c) model XI

Profil kecepatan yang terjadi pada model *basic* hingga model XI ditunjukkan dengan adanya perubahan laju aliran dari yang sebelumnya di model *basic* tidak ada aliran yang melewati celah antara *vane* dengan *mainwing*, lalu ketika bergeser pada model VII, laju aliran berubah melewati celah sempit tersebut. Warna dari laju aliran tersebut berwarna biru muda yang artinya memiliki kecepatan rendah. Kecepatan ini berpindah menuju kecepatan tinggi yang berada pada *upper surface* di *flap*. Kondisi ini ditunjukkan pada model XI namun karena celah yang begitu lebar maka menyebabkan aliran separasi pada *lower surface flap*.

2) Alfa  $8^\circ$ 

**Gambar 4.21** Streamline Kecepatan *Basic Flap* DF  $10^\circ$  Alfa  $8^\circ$

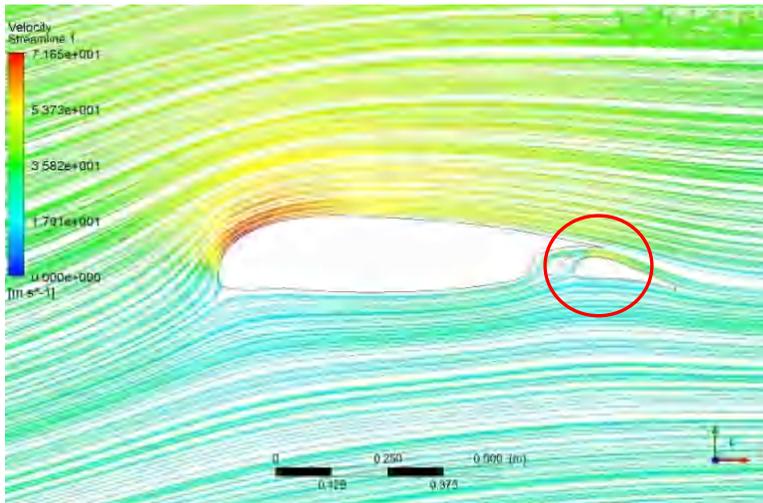
Pada gambar 4.21 diatas menunjukkan hal yang sama seperti sebelumnya untuk model *basic flap* namun terjadi perubahan warna kecepatan terutama dibagian *lower surface airfoil*. Pada alfa  $4^\circ$ , warna aliran kecepatan berwarna hijau muda namun setelah sudut serangnya bertambah kecepatannya menjadi turun ditandai dengan warna biru muda. Pada bagian *flap* masih sama seperti sebelumnya yaitu sedikit sekali aliran yang masuk melewati celah sempit *vane* dan *flap* serta tidak ada aliran udara yang melewati celah antara *trailing edge mainwing* dengan *leading edge vane*. Aliran udara yang melewati permukaan *airfoil* cukup rapat. Pada sudut serang ini masih belum terlihat adanya separasi aliran yang menyebabkan *stall* di daerah *upper surface mainwing* hingga *flap*. Tetapi terlihat penurunan tingkat tekanan dari *leading edge mainwing* yang berwarna merah hingga *upper surface* pada *flap* yang semakin berwarna biru muda yang menandakan semakin rendah tingkat tekanan di daerah tersebut.



**Gambar 4.22** *Streamline* Kecepatan Model VII DF 10° Alfa 8°

Model VII menjelaskan bahwa kecepatan yang terjadi disekitar *airfoil* menjadi berubah ketika adanya peningkatan sudut serang. Semakin tinggi sudut serang maka semakin rendah profil aliran kecepatan udara terutama yang melewati *lower surface airfoil* karena pada daerah tersebut memiliki tekanan yang tinggi sehingga menghasilkan nilai *lift* dan *drag*. Seberapa besar nilai *lift* dan *drag* bergantung dari konfigurasi *airfoil* itu sendiri ketika melewati fluida walaupun dengan sudut serang yang sama. Sebagai perbandingan, nilai CL pada model *basic* didapatkan sebesar 1.918 di sudut serang atau alfa 8°. Sedangkan dengan sudut serang yang sama tetapi dengan konfigurasi yang berbeda yaitu menggunakan model VII didapatkan nilai CL sebesar 1.942. Secara analisa perubahan nilai CL dengan selisih 0.024 jika dilihat pada kontur kecepatan maka sangat sulit mencari perbedaannya karena pada bagian *lower surface* menunjukkan profil tingkat kecepatan dengan warna yang sama yaitu biru muda. Namun dapat dilihat penyebab perubahan nilai CL yaitu pada celah sempit *Gap* dan *Overlap* yang berada di antara *trailing*

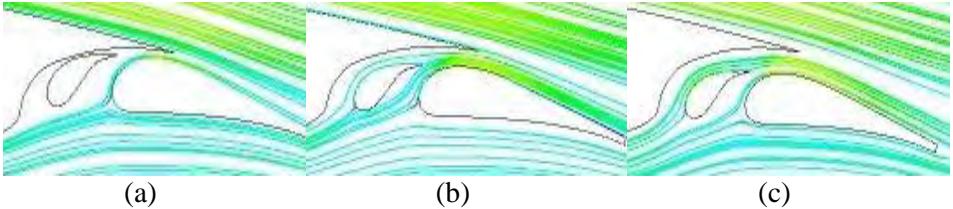
*edge mainwing* dengan *leading* pada *vane*. Terlihat aliran udara melewati celah tersebut dan merubah profil kecepatan.



**Gambar 4.23** *Streamline* Kecepatan Model XI DF 10° Alfa 8°

Pada profil kecepatan model XI menunjukkan tingkat kecepatan aliran udara yang rendah dibagian *lower surface* pada sepanjang *mainwing* hingga *flap*. Dengan bertambahnya sudut serang, profil aliran yang sebelumnya pada alfa 4° terjadi separasi aliran di daerah *lower surface flap* berubah menjadi rapat kembali tetapi memiliki tingkat warna kecepatan yang berbeda. Jika pada alfa 4° berwarna hijau, untuk alfa 8° menjadi berwarna biru muda yang menandakan tingkat kecepatannya lebih rendah dari pada di alfa 4°. Hal ini disebabkan karena semakin tinggi sudut serang yang dimiliki *airfoil* maka tekanan di daerah *lower surface* menjadi meningkat sehingga berbanding terbalik pada profil kecepatan yang menunjukkan semakin rendah tingkat kecepatannya. Akan tetapi pada model XI memiliki nilai CL yang lebih rendah dari model VII yakni sebesar 1.935. Jika diamati, penurunan nilai CL terjadi karena di daerah *upper surface* pada

*flap* terjadi separasi aliran setelah aliran udara melewati *trailing edge* dari *mainwing*. Perbedaan ketinggian *upper surface* pada *mainwing* dan *flap* menyebabkan perbedaan profil kecepatan dimana profil tersebut memiliki karakteristik semakin tinggi tingkat kecepatannya maka semakin rapat dengan *airfoil*.

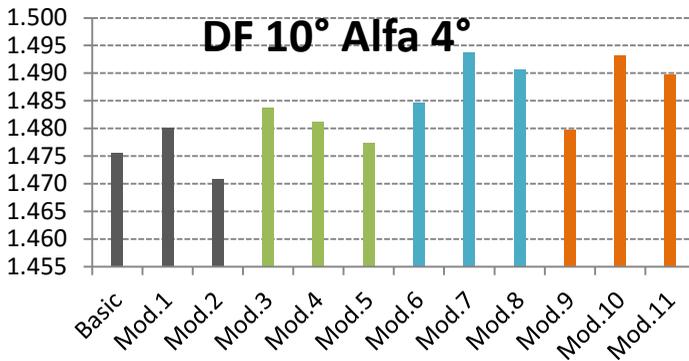


**Gambar 4.24** *Streamline* Kecepatan pada *Gap* dan *Overlap*  
DF10° Alfa 8°

(a) *Basic* (b) model VII (c) model XI

Berdasarkan analisa pada sudut serang sebelumnya bahwa model VII merupakan model terbaik karena memiliki dominan nilai tekanan tertinggi pada *Gap* dan *Overlap*. Jika dilihat dari profil kecepatan di sudut serang 8° ini maka model VII memiliki kontur aliran kecepatan rendah pada celah *Gap* dan *Overlap*. Tidak begitu besar aliran yang masuk pada *Gap* dan *Overlap* seperti yang ditunjukkan pada model XI, sehingga separasi yang terjadi pada *upper surface mainwing* menuju *upper surface flap* lebih kecil. Walaupun pada *lower surface flap* model XI memiliki aliran yang lebih rapat, namun pada *lower surface vane* terlihat tidak lebih rapat dibandingkan dengan model VII.

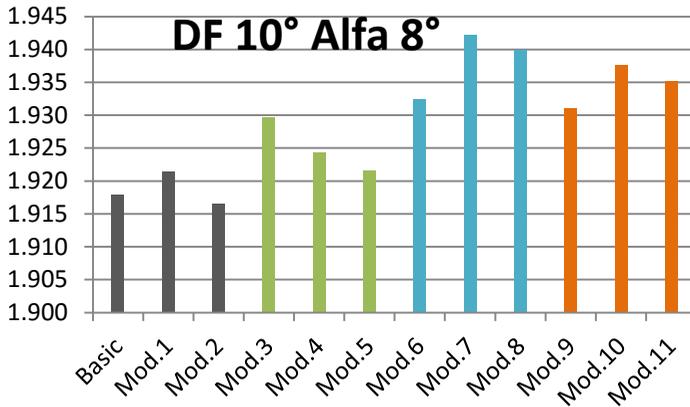
Untuk dapat dilihat lebih jelas dari semua perubahan yang dilakukan, maka disajikan dalam bentuk grafik untuk membantu mengetahui nilai CL tertinggi namun beberapa model disajikan pada lampiran. Berikut grafik dari DF 10 dan 40 dengan variasi model yang sudah diuji diatas.



**Gambar 4.25** Grafik hasil simulasi DF 10° alfa 4°

Pada grafik diatas menunjukkan besar kecilnya koefisien *lift* atau koefisien gaya angkat yang terjadi pada setiap model yang dilakukan perubahan konfigurasi. Perubahan dilakukan berdasarkan konfigurasi dasar atau *basic flap* yang sudah dimiliki sebelumnya. Pada DF 10° untuk alfa 4° ini, menunjukkan perubahan yang tidak linear antara masing masing kelompok konfigurasi. Untuk yang berwarna hitam merupakan kelompok konfigurasi Xc sebesar 0.792, dan hijau untuk Xc sama dengan 0.762 dan biru menerangkan konfigurasi Xc 0.732 dan orange pada konfigurasi 0.702. Masing masing kelompok konfigurasi tersebut dilakukan perubahan pada Yc -0.130, -0.140 dan -0.150. Rata-rata menunjukkan tingkat perubahan dari rendah kemudian naik menjadi maksimal lalu turun kembali. Pada model 10 terlihat kenaikan yang cukup signifikan dari model sebelumnya yaitu model 9, tetapi mengalami penurunan hingga berada dibawah model 8. Model 9 dan model 8 memiliki konfigurasi Yc yang sama namun sedikit berbeda pada Xc nya. Maka perbedaan Xc pun berpengaruh terhadap koefisien gaya angkat yang akan dihasilkan dan jika diperhatikan memiliki kecenderungan yang sama yaitu mulai dari rendah hingga maksimal lalu kembali lagi turun. Tetapi fokus kali ini mendapatkan nilai CL tertinggi,

yakni terlihat pada model 7 dengan nilai CL 1.4937. Berikutnya didapatkan juga grafik pada alfa  $8^\circ$ , sebagai berikut:



**Gambar 4.26** Grafik hasil simulasi DF 10 alfa  $8^\circ$

Pada grafik diatas, menunjukkan hasil analisa yang sama seperti pada grafik di alfa  $4^\circ$ . Hanya saja yang membedakan yaitu pada sudut serang ini memiliki nilai koefisien *lift* lebih tinggi dari sebelumnya karena kecenderungan semakin tinggi sudut serang maka semakin tinggi nilai koefisien *lift* yang dihasilkan. Pada alfa  $8^\circ$  telah terkonfirmasi bahwa model 7 memiliki nilai koefisien *lift* tertinggi dari model lainnya. Dan nilai koefisien *lift* paling rendah ditunjukkan oleh model kelompok konfigurasi Xc 0.792. Dengan demikian dapat dikatakan bahwa konfigurasi Xc 0.792 ini dianggap kurang baik walaupun salah satu konfigurasi nya merupakan *basic flap* yang saat ini dipakai. Dikarenakan penelitian ini mencari performa terbaik, maka Xc 0.792 menjadi bukan salah satu konfigurasi yang dapat meningkatkan performa kerja dari sayap pesawat.

#### 4.4 Kondisi Landing

Salah satu fase terbang terakhir dari sebuah pesawat yaitu mendarat atau biasa disebut *landing*. Ketika sebuah pesawat akan melakukan *landing*, maka sayap pesawat akan menyesuaikan dengan merubah defleksi pada *flap*. Umumnya defleksi *flap* yang digunakan yaitu  $40^\circ$  karena menurut beberapa analisa ketika *flap* turun  $40^\circ$  akan terjadi *drag* yang sangat besar artinya *performance* pesawat sangat buruk jika digunakan untuk *take-off*, namun sangat baik jika digunakan saat *approach* atau *landing* karena *speed* atau kecepatan pesawat terbang pada saat itu sangat rendah dan menghasilkan *lift* cukup besar untuk dapat menurunkan *Vstall*. Dengan menggunakan defleksi *flap*  $40^\circ$ , *Vstall* akan berkurang dan *speed* nya menjadi rendah, maka kondisi terbang menjadi mudah dikendalikan. Pada konfigurasi *basic* di DF  $40^\circ$  ini memiliki koordinat sumbu putar yang sama dengan DF  $10^\circ$ , tetapi karena defleksi *flap* yang sangat tinggi maka terdapat perubahan jarak *Gap* dan *Overlap*nya. Diketahui bahwa konfigurasi untuk *landing* ini memiliki *Gap* 1.50%*c* dan *Overlap* 6.47%*c*. Jarak *Gap* dan *Overlap* ini digunakan sebagai dasar variasi pada koordinat Xc dan Yc. Pada tabel dibawah ini merupakan *mapping* perubahan model yang dilakukan.

**Tabel 4.3** Variasi Percobaan *Landing*

YC \ XC	-0.130	-0.160	-0.190	-0.210
0.792	<i>Basic</i>	Mod 3	Mod 6	Mod 9
0.782	Mod 1	Mod 4	Mod 7	Mod 10
0.772	Mod 2	Mod 5	Mod 8	Mod 12

Sedikit berbeda dari variasi model sebelumnya yaitu pada DF  $10^\circ$ , variasi ini dilakukan tetap berdasarkan *basic* dan juga mengikuti kecenderungan kenaikan nilai CL namun untuk Yc ditambahkan karena tujuan penelitian yang menyatakan untuk mendapatkan performa kerja terbaik dengan mendapat CL

maksimum. Variasi dilakukan belum se-detail mungkin karena adanya keterbatasan, maka penelitian melakukan perubahan variasi dengan interval 0.01 dan 0.03.

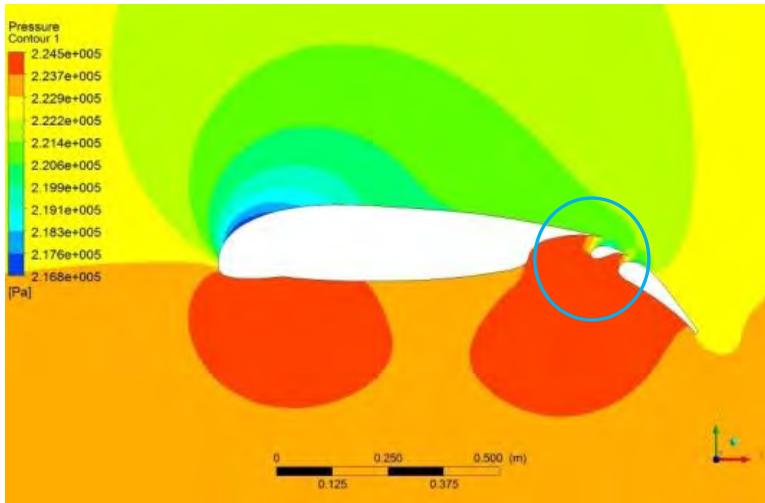
#### 4.4.1 Kontur Tekanan

##### 1) Alfa 4°



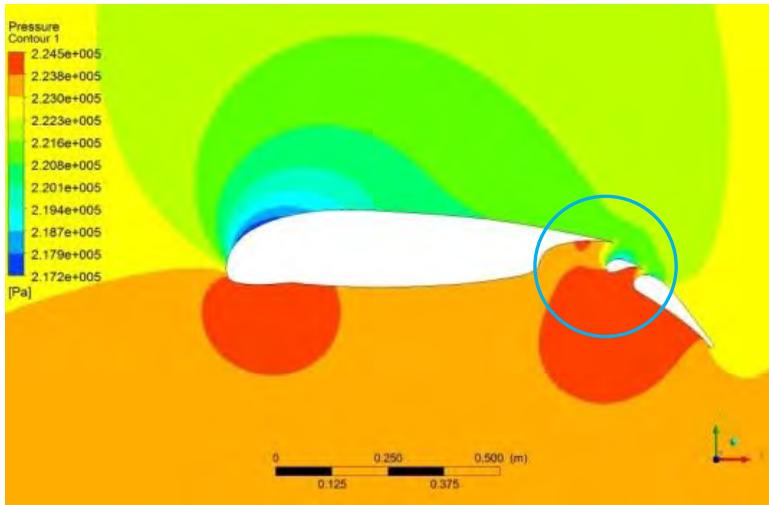
**Gambar 4.27** Kontur Tekanan *Basic Flap* DF 40° Alfa 4°

Dari kontur tekanan diatas, dapat terlihat bahwa tekanan terjadi pada daerah *leading edge* di *mainwing* dan juga *vane* serta *flap*. Jika dilihat pada model *basic* diatas, kontur tekanan terlihat sangat tinggi disemua bagian *lower surface airfoil* hingga ke *flap*. Ini disebabkan dari laju aliran yang terjadi pada celah *Gap* dan *Overlap* mempengaruhi gaya angkat *airfoil*. Pada bagian atas *vane* terlihat kontur berwarna biru yang berarti tekanannya rendah. Untuk kontur tekanan pada model VI dapat dilihat pada gambar 4.28.



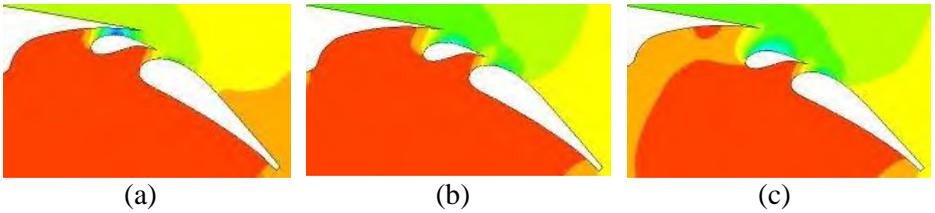
**Gambar 4.28** Kontur Tekanan Model VI DF 40° Alfa 4°

Konfigurasi yang dimiliki model VI memiliki jarak *Gap* dan *Overlap* yang tidak terlalu lebar dan juga tidak terlalu sempit. Model VI memiliki nilai tekanan tertinggi sebesar 224.500 Pa yang ditunjukkan dengan tingkat tekanan berwarna merah. Kontur tekanan yang terjadi pada model VI berbeda dengan kontur tekanan yang terjadi pada model *basic*. Pada model *basic* terlihat kontur berwarna merah secara penuh dibagian *lower surface* di sepanjang *airfoil* tetapi pada model VI terlihat kontur yang terpecah menjadi dua bagian yang hanya terjadi pada *leading edge* saja sedangkan dibagian tengah tingkat tekanannya setara dengan tingkat tekanan pada domain di bagian *lower surface airfoil*. Hal ini dapat terjadi ketika celah yang sebelumnya sangat sempit berubah menjadi sedikit lebar sehingga terjadi perubahan laju aliran fluida.



**Gambar 4.29** Kontur Tekanan Model XI DF 40° Alfa 4°

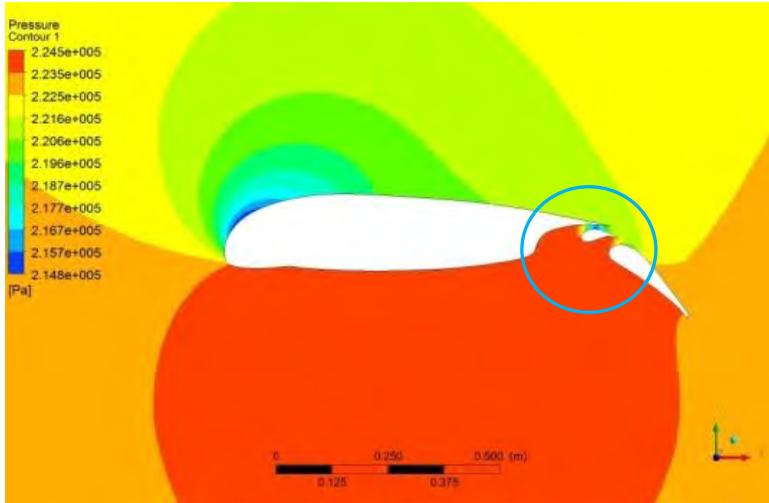
Pada model XI dengan konfigurasi *Gap* dan *Overlap* paling lebar terlihat kontur besar berwarna merah yang semakin kecil dan bergeser ke arah sumbu x positif. Maka semakin lebar jarak *Gap* dan *Overlap* akan membuat nilai tekanannya semakin bergeser dan juga semakin menurun tetapi hanya untuk kasus ini saja karena belum tentu menghasilkan analisa yang sama dari kasus yang berbeda. Nilai CL yang dihasilkan model XI tidak terlalu besar dibandingkan dengan model VI yaitu 2.903. Tetapi hal ini jika diamati pada kontur tekanan diatas, warna merah di bagian celah *Gap* dan *Overlap* semakin lebar maka tekanannya semakin bergeser menuju *trailing edge* pada *flap*. Perubahan tekanan setiap model dapat dilihat pada halaman lampiran agar dapat diamati lebih lanjut setiap perubahan yang dilakukan.



**Gambar 4.30** Kontur Tekanan pada *Gap* dan *Overlap* DF  $40^\circ$   
 Alfa  $4^\circ$   
 (a) *Basic* (b) model VI (c) model XI

Profil tekanan *Gap* dan *Overlap* pada sudut defleksi *flap*  $40^\circ$  menunjukkan perubahan yang terjadi ketika variasi-variasi dilakukan. Beberapa diantaranya yakni model VI dan model XI. Kedua model ini dibandingkan dengan model *basic* untuk dapat dianalisa tekanan yang terjadi pada *Gap* dan *Overlap*. Tekanan yang terjadi pada model *basic* terlihat sangat rendah pada bagian *upper surface vane* sehingga ketika bergeser pada model VI dapat terlihat perbedaannya dengan semakin tinggi tingkat tekanannya namun ketika bergeser pada model XI kontur berwarna merah terlihat meninggalkan trailing edge *mainwing*.

## 2) Alfa 8°



**Gambar 4.31** Kontur Tekanan *Basic Flap* DF 40° Alfa 8°

Pada perubahan sudut serang dengan konfigurasi yang sama, terlihat kontur yang hampir sama pada profil tekanan *basic flap*. Warna merah yang begitu lebar menandakan tingginya tekanan pada daerah tersebut. Semakin tinggi tekanan di suatu bagian *airfoil*, maka semakin besar nilai CL yang dimiliki oleh *airfoil* tersebut. Tetapi bukan hanya itu, banyak faktor yang menyebabkan tekanan yang besar namun menghasilkan nilai CL yang tidak begitu tinggi seperti pada model *basic* di atas. Jika diamati terdapat permukaan dengan tingkat tekanan berwarna biru pada *upper surface vane*. Sama seperti analisa pada sudut serang 4° dimana tingkat tekanan pada bagian ini tidak jauh berbeda. Hal ini disebabkan karena celah *Gap* dan *Overlap* yang sangat sempit sehingga sedikit sekali fluida yang mengalir pada daerah tersebut.



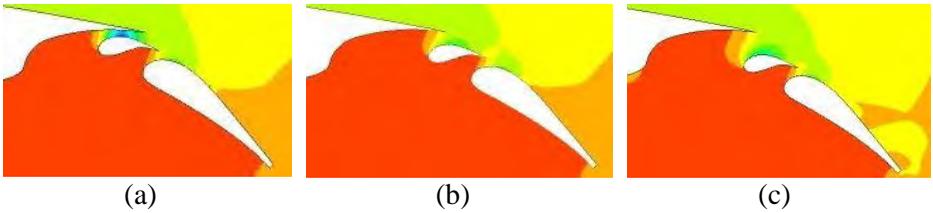
**Gambar 4.32** Kontur Tekanan Model VI DF 40° Alfa 8°

Dengan adanya perubahan sudut serang tekanan yang mengenai permukaan *airfoil* ikut berubah dengan perubahan yang semakin besar dan umumnya berada di bagian *lower surface airfoil*. Sehingga wajar jika di bagian *lower surface airfoil* memiliki kontur berwarna merah seperti di atas. Yang membedakan dari model VI dengan model *basic* yaitu di bagian *upper surface flap* terlihat tekanan bergeser menjadi semakin tinggi mengarah ke *trailing edge*. Kontur tekanan pada model VI terlihat berbeda dari sebelumnya ketika sudut serang 4°. Pada sebelumnya terlihat kontur tekanan dibagian bawah permukaan *airfoil* terbagi menjadi dua bagian, sedangkan pada gambar di atas menunjukkan kontur berwarna merah yang penuh dibagian permukaan bawah di keseluruhan *airfoil*. Hal ini disebabkan karena lebih tingginya sudut serang yang diterima oleh *airfoil*.



**Gambar 4.33** Kontur Tekanan Model XI DF 40° Alfa 8°

Model XI merupakan perbandingan terakhir dari model atau variasi yang sudah dibuat. Perbandingan ini disajikan dalam bentuk salah satunya kontur tekanan. Jika model VI memiliki nilai CL terbaik maka dapat dibandingkan mengapa model XI tidak jauh lebih baik dari model VI. Pada model XI dengan konfigurasi celah paling lebar terjadi *wake* atau ulakan di bagian *trailing edge*. Tekanannya berwarna orange kemudian melingkar menjadi kuning kemudian orange tua dan kuning kembali ke kontur yang sangat lebar. Hal ini membuat nilai CL pada model XI menjadi menurun. Semakin besar *wake* maka menghasilkan nilai CL yang semakin kecil. Perubahan laju aliran yang sangat besar belum tentu membuat nilai koefisien gaya angkat meningkat namun bisa saja membuat jadi lebih turun.

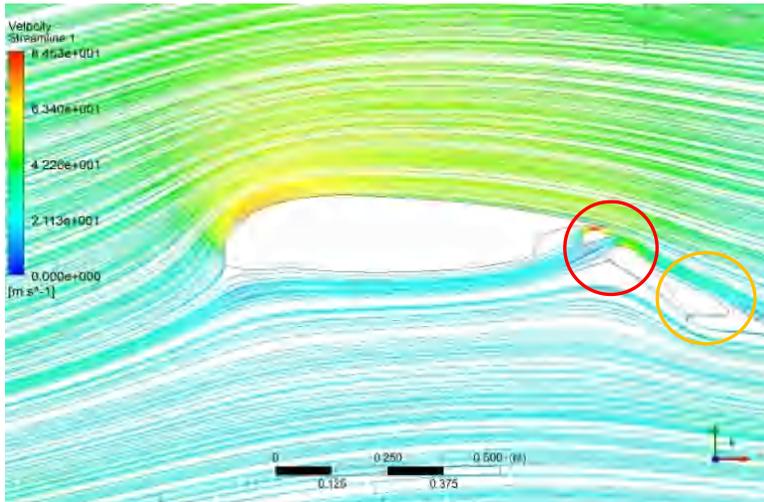


**Gambar 4.34** Kontur Tekanan pada *Gap* dan *Overlap* DF  $40^\circ$   
 Alfa  $8^\circ$   
 (a) *Basic* (b) model VI (c) model XI

Pada profil tekanan yang terjadi di sudut serang  $8^\circ$  terjadi perubahan yang cukup signifikan yakni terdapat pada *upper surface*. Pada *upper surface vane* tingkat tekanannya sangat rendah pada model *basic* namun ketika bergeser menjadi model VI berubah menjadi kuning dan orange dari sebelumnya berwarna biru. Lalu ketika berubah menjadi model XI, tingkat tekanan dari *upper surface vane* dan *flap* terlihat sedikit sekali perubahannya, tetapi terlihat adanya ulakan atau pola *wake* pada trailing edge *flap*. Ini yang menyebabkan nilai koefisien gaya angkat pada model XI menjadi turun dari model sebelumnya.

## 4.4.2 Streamline Kecepatan

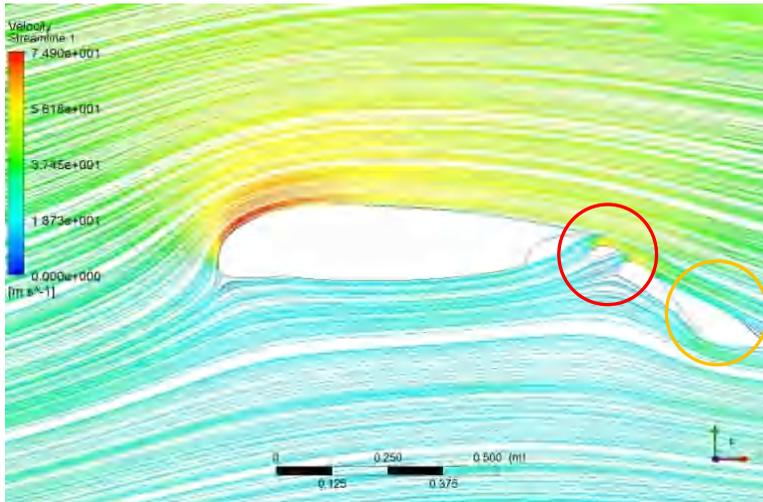
### 1) Alfa 4°



**Gambar 4.35** Streamline Kecepatan *Basic Flap* DF 40° Alfa 4°

Pada kontur kecepatan aliran terlihat dibagian bawah permukaan *airfoil* berwarna biru muda yang menandakan kecepatan aliran yg rendah. Kecepatan aliran yang rendah pada *basic flap* membuat terjadinya separasi ketika *flap* turun 40°. Aliran udara melewati celah sempit *Gap* dan *Overlap* yang berada diantara *trailing edge mainwing* dengan *leading edge vane*. Akibatnya pada daerah tersebut memiliki profil tekanan di *upper surface vane* menjadi sangat tinggi karena celah yang begitu sempit lalu kemudian menyesuaikan dengan kecepatan aliran yang berada di *upper surface mainwing*. Akan tetapi kecepatan aliran yang lebih rendah terdapat di celah antara *vane* dan *flap* karena celah tersebut lebih lebar dari celah *Gap* dan *Overlap*. Suatu fluida yang melewati sebuah celah akan mengalami perubahan kecepatan tergantung dari lebar celah itu sendiri. Dengan adanya separasi pada bagian *flap*, maka terlihat di *upper*

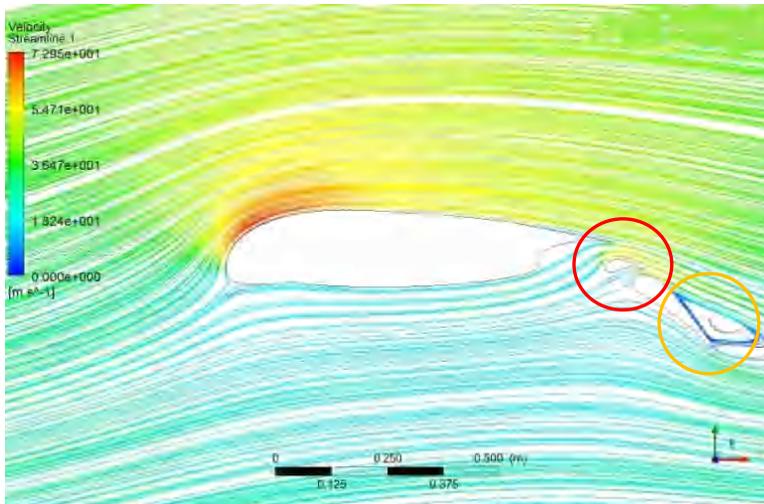
*surface flap* terdapat *wake* yang mengakibatkan hilangnya gaya angkat pada daerah tersebut.



**Gambar 4.36** *Streamline* Kecepatan Model VI DF 40° Alfa 4°

Profil kecepatan pada model VI terlihat berbeda dengan profil kecepatan pada *basic flap*. Perbedaan dapat dilihat pada semakin rapatnya aliran udara yang melewati *airfoil*. Dengan tingkat warna profil yang hampir sama dibagian *lower surface airfoil* terlihat berkurangnya separasi aliran yang terjadi pada *flap*. Hal ini disebabkan dari adanya perbedaan konfigurasi *Gap* dan *Overlap*. Perubahan  $Y_c$  sebesar 0.06 ternyata membuat perbedaan yang cukup signifikan. Pada *upper surface vane*, kecepatan yang dimiliki pada daerah tersebut tidak lagi terlalu tinggi berbeda dari sebelumnya. Hal ini dikarenakan dari ketinggian permukaan *upper surface mainwing* dengan *vane* sudah hampir mendekati rata sehingga tingkat kecepatan pada daerah *upper surface vane* mengikuti tingkat kecepatan *upper surface* pada *mainwing*. Hasilnya aliran pada *upper surface flap* menjadi terpisah atau separasi namun *wake* nya menjadi hilang. Maka secara analisa

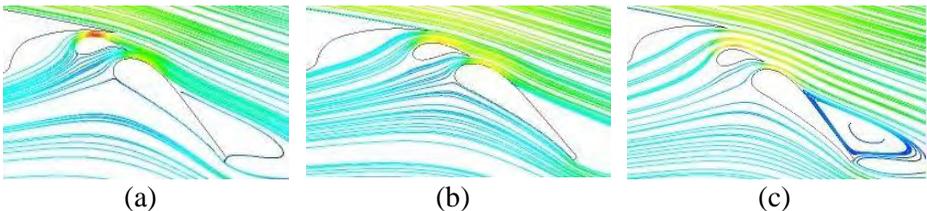
bahwa semakin rendah kecepatan yang ada pada *leading edge flap* maka akan menghasilkan aliran kembali atau *wake* pada *upper surface* yang menyentuh *trailing edge flap*. Sehingga nilai CL menjadi meningkat sebesar 2.6353 dari sebelumnya pada model *basic* yang hanya 2.4913.



**Gambar 4.37** Streamline Kecepatan Model XI DF 40° Alfa 4°

Pada  $Y_c -0.210$  atau berada pada model XI memiliki jarak *Overlap* yang maksimal menjauhi *mainwing*. Hal ini membuat aliran fluida yang masuk melalui celah *Gap* dan *Overlap* menjadi semakin tersebar dan terjadi separasi. Separasi membuat aliran dibagian bawah *flap* tidak lagi rapat dengan permukaan *flap*, hasilnya pada bagian *upper surface* sebelum menyentuh *trailing edge* terjadi *stall*. *Stall* dapat dilihat pada aliran *wake* yang berada dibagian atas permukaan *airfoil* mendekati *trailing edge*. Semakin besar *wake* yang terjadi hingga bergeser menuju *trailing edge*, maka semakin tidak stabil sebuah *airfoil* dalam hal ini kondisi terbang. Berbeda dengan dua model sebelumnya, pada model *basic* memiliki *Gap* dan *Overlap* yang sempit hingga akhirnya

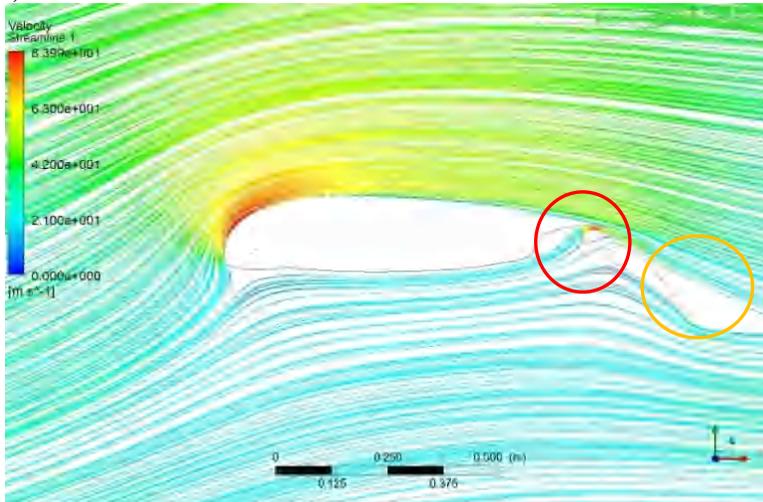
bagian celah *flap* yang lebih lebar tersebut menjadi penyebab terjadinya separasi. Namun pada model VI celah sempit sedikit terbuka untuk mengimbangi aliran yang masuk namun pada model XI ini lebar celah *Gap* dan *Overlap* lebih lebar dari pada celah *flap*. Hasilnya dengan semakin lebar celah mengakibatkan hilangnya gaya angkat yang ditandai dengan semakin besarnya *wake* yang terjadi pada daerah *upper surface flap*. Nilai CL pada model XI didapatkan sebesar 2.5002 lebih rendah dari model VI.



**Gambar 4.38** *Streamline* Kecepatan pada *Gap* dan *Overlap* DF  
40° Alfa 4°

(a) *Basic* (b) model VI (c) model XI

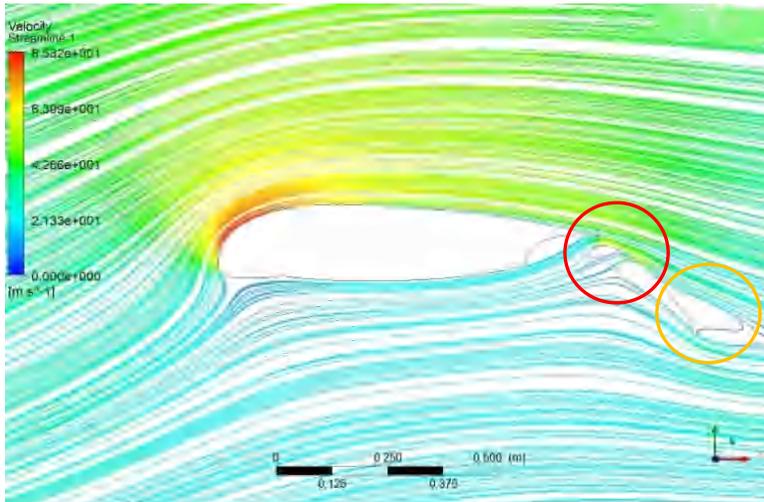
Pada profil kecepatan di kondisi *landing* pada sudut serang 4° terlihat pada model *basic* sudah terlihat ulakan atau *wake* di *upper surface flap*. Hal ini ditandai dengan terjadinya separasi pada bagian *lower surface flap*. Namun ketika *Gap* dan *Overlap* dirubah menjadi lebih lebar, laju aliran berubah melewati celah sempit antara *vane* dengan *mainwing*. Tingkat laju aliran yang terjadi menjadi berkurang sehingga pada daerah ini memiliki tingkat tekanan yang lebih tinggi dari pada sebelumnya. Kemudian pada daerah *lower surface flap* menjadi lebih rapat dari pada model *basic* yang membuat koefisien gaya angkat pada model ini meningkat namun tetap terjadi separasi pada *upper surface flap*. Separasi yang semakin tinggi menyebabkan terjadinya pola ulakan atau *wake* seperti yang ditunjukkan pada model XI. Hal ini merupakan suatu fenomena *stall* dimana pola turbulen yang dihasilkan sangat tinggi.

2) Alfa  $8^\circ$ 

**Gambar 4.39** *Streamline* Kecepatan *Basic Flap* DF  $40^\circ$  Alfa  $8^\circ$

Profil kecepatan pada perubahan sudut serang membuat tingkat kecepatan menjadi berubah pada sekitar permukaan *airfoil*. Dapat dilihat pada *leading edge mainwing* yang berubah semakin tinggi tingkat profil kecepatannya. Hal ini membuat kecepatan aliran setelahnya ikut meningkat hingga *trailing edge mainwing* dan seharusnya mengalami sedikit demi sedikit penurunan kecepatan hingga *trailing edge flap*. Pada pembahasan sebelumnya diamati pada model *basic flap* memiliki perbedaan ketinggian *upper surface vane* dengan *upper surface* pada *mainwing*. Hasilnya *upper surface* pada *mainwing* memiliki tingkat kecepatan sendiri yang membuat aliran setelahnya harus menyesuaikan tingkat kecepatan tersebut. Jika perubahannya menjadi signifikan maka aliran menjadi separasi namun jika perubahannya secara gradual atau sedikit demi sedikit efeknya menyebabkan *wake* pada *upper surface*. Gaya angkat yang baik dihasilkan dari rapatnya aliran udara yang berada disekitar *airfoil* secara merata. Sehingga dapat mengurangi terjadinya separasi

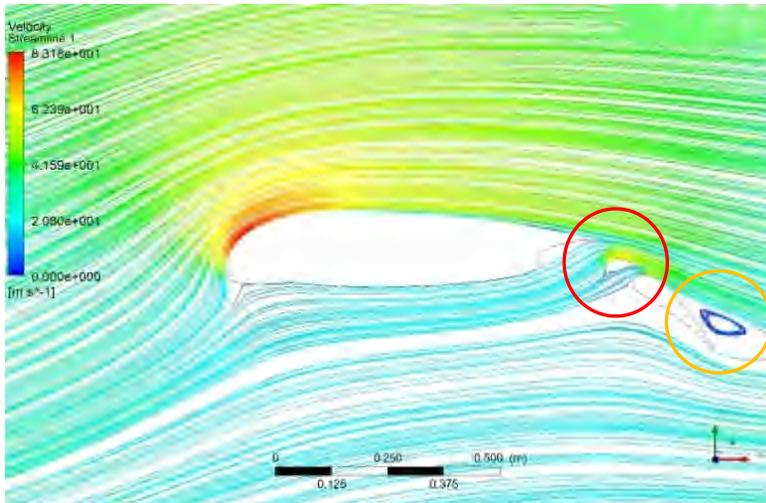
aliran udara serta *wake* yang menyebabkan hilangnya gaya angkat dari *airfoil*.



**Gambar 4.40** *Streamline* Kecepatan Model VI DF 40° Alfa 8°

Pada model VI memiliki profil aliran kecepatan yang rendah dan sangat rapat pada *lower surface mainwing*. Profil aliran tersebut mengakibatkan aliran berpindah menuju ke kecepatan yang lebih tinggi. Hasilnya sebagian aliran berubah arah tidak meneruskan melewati *lower surface flap*, namun berpindah ke celah sempit *Gap* dan *Overlap*. Celah sempit ini membantu *airfoil* menyesuaikan kecepatan aliran sehingga pada *upper surface vane* menjadi hampir sama tingkat kecepatannya dengan *upper surface* pada *mainwing*. Tidak banyak perubahan yang terjadi dibandingkan dengan analisa pada alfa 4° namun sedikit terlihat di bagian *upper surface flap* terjadi *wake*. Tingkat kecepatan yang tinggi dari sudut serang sebelumnya membuat aliran yang terpisah atau separasi menjadi kembali lagi ke titik *trailing edge* dari *flap* karena pada bagian *upper surface flap* tidak ada aliran udara yang mengalir pada daerah tersebut. Dengan

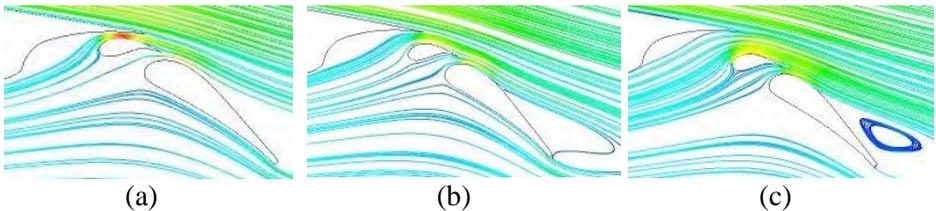
adanya *wake* maka diindikasikan bertambahnya nilai koefisien *drag* sehingga jika *drag* meningkat maka koefisien *lift* juga ikut meningkat sehingga CL pada model VI didapatkan sebesar 3.0388 lebih besar dari *basic flap*.



**Gambar 4.41** *Streamline* Kecepatan Model XI DF 40° Alfa 8°

Profil kecepatan model XI memiliki perbedaan dari sudut serang sebelumnya yaitu 4°. Jika dilihat pada sudut serang 8°, *wake* semakin terlihat jelas pada model XI. Pada sudut serang ini memiliki kondisi sudut serang yang cukup tinggi sehingga model VI mulai menunjukkan adanya sebelum terlihat pada konfigurasi yang lebih lebar di model XI dengan *wake* yang lebih besar. Pengaruh pergeseran konfigurasi terhadap kecepatan yaitu dari jumlah aliran yang masuk melewati celah *Gap* dan *Overlap*. Pada alfa 8°, model XI menunjukkan semakin banyaknya aliran yang masuk melewati celah *Gap* dan *Overlap*, tetapi hal ini berbeda untuk sudut serang 4°. Dari kedua sudut serang ini terlihat bedanya bahwa sudut 4° walaupun semakin lebar konfigurasinya tetapi tidak memiliki jumlah fluida yang masuk menjadi lebih

banyak dikarenakan adanya separasi sebelum mengenai *leading edge* atau bagian depan dari *flap*. Tetapi jika diamati, kecepatan yang meninggalkan *vane* lebih tinggi dibanding model VI dan juga model *basic*, dan hal serupa pun terjadi untuk sudut serang  $8^\circ$ . Maka semakin tinggi sudut serang maka semakin besar kemungkinan terjadinya separasi. *Wake* yang semakin besar pula menjadi tidak baik karena akan menurunkan nilai CL nya.



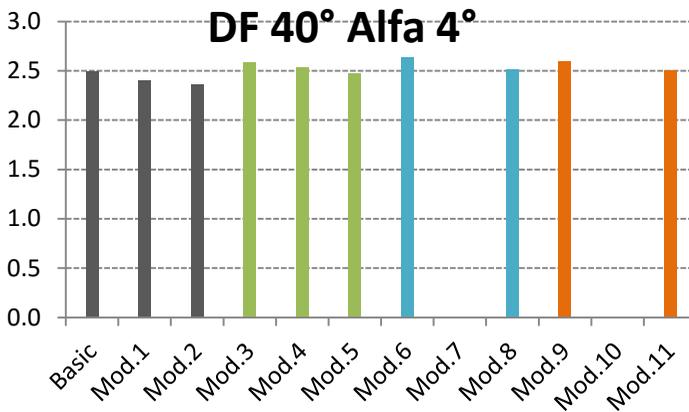
**Gambar 4.42** *Streamline* Kecepatan pada *Gap* dan *Overlap*  
DF $40^\circ$  Alfa  $8^\circ$

(a) *Basic* (b) model VI (c) model XI

Pada profil kecepatan untuk model *basic* di sudut serang lebih tinggi yakni pada alfa  $8^\circ$  terlihat aliran semakin renggang ketika mulai mendekati *flap*. Tingkat kecepatan pada *upper surface vane* sama seperti sudut serang  $4^\circ$  yaitu ditunjukkan dengan tingkat yang sangat tinggi karena celah diantara keduanya yang sangat sempit. Tetapi ketika terjadi perubahan konfigurasi dengan semakin lebarnya celah tersebut maka terjadi pengurangan tingkat kecepatan pada *upper surface vane*. Hal ini dianggap baik karena tingkat kecepatan yang menurun akan menghasilkan tingkat tekanan yang lebih tinggi. Pada model XI tingkat kecepatan meningkat kembali yang kemudian menghasilkan wake atau pola turbulen pada *upper surface flap*. Dan juga pada model ini aliran yang berada pada *lower surface* nya mengalami separasi, sehingga pada model ini mengalami penurunan nilai koefisien gaya angkat dibandingkan dengan model sebelumnya atau dapat dikatakan model VI memiliki nilai

koefisien gaya angkat lebih tinggi dibandingkan dengan model XI.

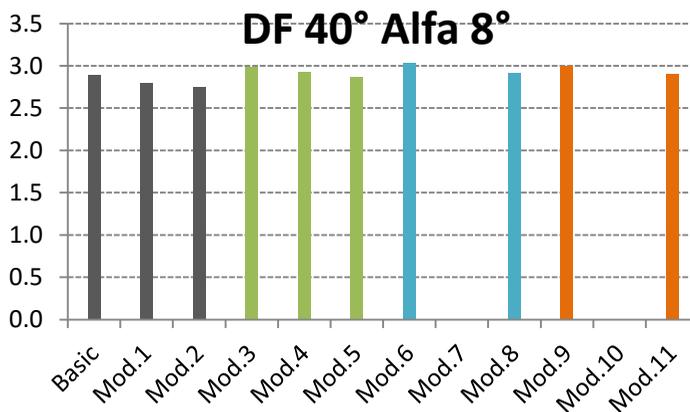
Agar dapat mengetahui karakteristik koefisien *lift* pada masing masing model, maka grafik dibawah ini dapat digunakan sebagai analisa performansi *flap* terbaik untuk DF 40°.



**Gambar 4.43** Grafik hasil simulasi DF 40° alfa 4°

Pada Grafik diatas menunjukkan hasil simulasi yang telah dilakukan dari beberapa pengujian konfigurasi pada setiap model. Hasilnya adalah rata rata koefisien *lift* yang dihasilkan pada DF 40° memiliki nilai CL diatas 2.5 kecuali pada kelompok konfigurasi Yc -0.130. Konfigurasi ini merupakan salah satu konfigurasi *basic* yang digunakan pada *basic flap* N-2XX. Tetapi terdapat konfigurasi yang memiliki nilai CL tidak jauh berbeda yaitu pada model III, VI dan IX. Ketiga nya memiliki persamaan konfigurasi pada Xc 0.792. Hal ini membuat kesimpulan bahwa koordinat Xc 0.792 memiliki performa kerja terbaik. Dari ketiga model tersebut didapat nilai CL yang berbeda tipis, yaitu pada model III menghasilkan CL sebesar 2.5853, lalu model VI sebesar 2.6353 dan model IX sebesar 2.5963. Sehingga dapat dilihat bahwa nilai CL tertinggi terdapat pada model VI dengan konfigurasi *Gap* 1.99%c dan *Overlap* 2.61%c. Berikutnya pada

sudut serang yang lebih tinggi, menghasilkan karakteristik nilai CL yang berbeda, yakni sebagai berikut.



**Gambar 4.44** Grafik hasil simulasi DF 40° alfa 8°

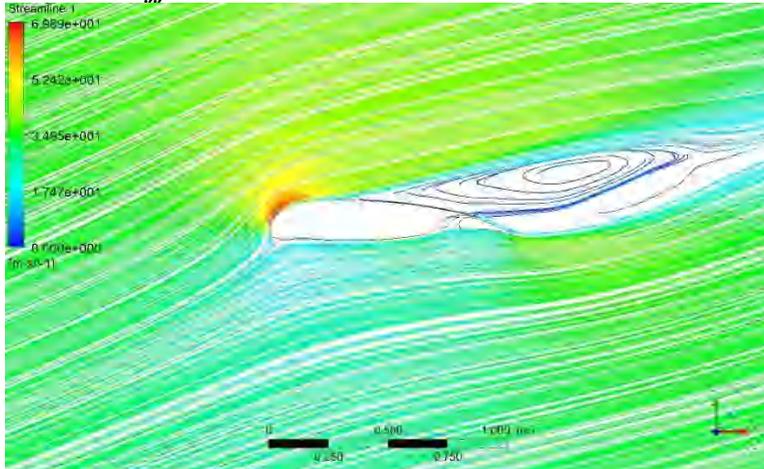
Pada grafik diatas terlihat perbedaannya dari grafik sebelumnya dengan nilai CL sudah  $>2.5$ , maka masing masing model memiliki karakteristik linear pada peningkatan sudut serang. Pada model VII dan model X tidak terdapat grafik karena seperti yang sebelumnya sudah dijelaskan, bahwa pada kedua model tersebut terjadi kendala yakni menghasilkan divergence. Kondisi konfigurasi tidak sesuai dengan model simulasi yang diberikan, sehingga analisa pada kondisi *landing* tidak menggunakan model VII dan model X. Jika kedua model tersebut divergence, model II, V, dan XI sudah konvergen tetapi memiliki nilai CL yang rendah. Ketiga model ini memiliki konfigurasi koordinat  $X_c$  0.772. Koordinat ini memiliki jarak *Overlap* sekitar 1.80%c hingga 6.94%c. jarak ini cukup jauh dari *mainwing* sehingga aliran yang melalui celah *vane* dan *mainwing* terlalu besar yang menyebabkan kecepatan aliran naik. Sehingga pressure nya dan koefisien *lift* juga ikut menurun. Sebagai konfirmasi, nilai CL tertinggi atau terbaik pada alfa 8° tetap

dimiliki oleh model VI dengan nilai CL pada alfa ini sebesar 3.0388 dengan jarak *Gap* dan *Overlap* yang sama.

#### 4.5 Kondisi Separasi

Separasi merupakan sebuah fenomena dimana suatu aliran yang mengenai sebuah permukaan benda mengalami pemisahan. Separasi diakibatkan antara lain karena kecepatan udara yang mengenai sebuah airfoil terlalu rendah atau karena sudut serang yang terlalu tinggi. Sudut serang yang melebihi titik CLmax cenderung menyebabkan terjadinya separasi atau hal ini bisa disebut dengan *stall*. Analisa mengenai separasi dapat dilihat pada penjelasan dibawah ini dengan karakteristik sudut serang  $18^\circ$ . Untuk sudut serang  $19^\circ$  dan  $20^\circ$  dapat dilihat pada halaman lampiran.

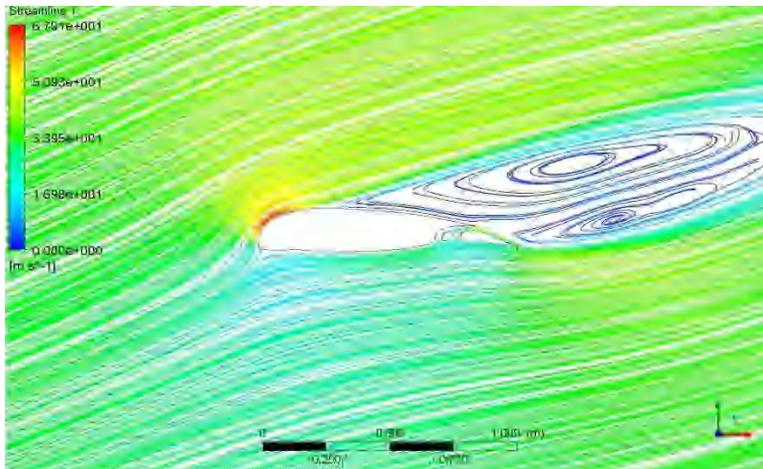
##### 4.5.1 Take-off



**Gambar 4.45** Streamline Kecepatan *Basic Flap* DF  $10^\circ$

Kondisi separasi dapat terjadi pada semua fase terbang terutama ketika *take-off* dan *landing*. Kali ini akan dibahas pada fase *take-off* dimana pada gambar diatas terlihat pola turbulen

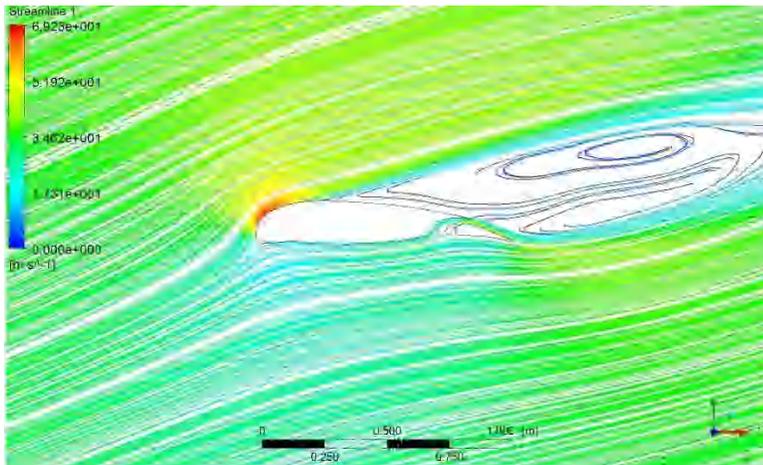
yang cukup besar pada bagian *upper surface mainwing*. Separasi terjadi pada titik koordinat 0.25 m terhadap panjang dari total *chord*. Artinya pada kondisi ini pesawat mengalami *stall*. Pola turbulen menyebabkan menurunnya koefisien gaya angkat dan meningkatkan koefisien gaya hambat. Nilai koefisien gaya hambat yang dihasilkan pada model *basic* disini yakni sebesar 1.43 dengan nilai koefisien gaya hambat sekitar 0.146. Pada sudut serang berbeda yakni  $19^\circ$  dan  $20^\circ$  dapat dilihat pada halaman lampiran yang mana menunjukkan hal yang sama untuk kondisi separasi.



**Gambar 4.46** *Streamline* Kecepatan Model VII DF  $10^\circ$

Kondisi separasi *streamline* kecepatan pada model VII terlihat berbeda dengan *streamline* kecepatan pada *basic flap*. Ketika konfigurasi airfoil dirubah maka profil kecepatan yang dihasilkan pun ikut berubah. Dengan adanya pergeseran *Gap* dan *Overlap* menyebabkan aliran berkecepatan tinggi pada bagian *lower surface* masuk kedalam celah sempit dan berubah tingkat kecepatannya menjadi lebih rendah sehingga aliran yang dihasilkan membuat pola ulakan baru pada daerah *upper surface*

dengan bentuk memanjang terhadap sumbu x. Maka dari itu pada gambar diatas dapat terlihat mengapa terdapat 2 pola ulakan dalam satu kondisi separasi. Separasi yang terjadi pada koordinat 0.25 m membuat nilai koefisien gaya angkat pada model ini menjadi sebesar 1.28. Terbukti bahwa semakin besar pola tubulen yang terjadi setelah meninggalkan permukaan airfoil membuat nilai koefisien gaya angkat menjadi menurun dari pada sebelumnya.

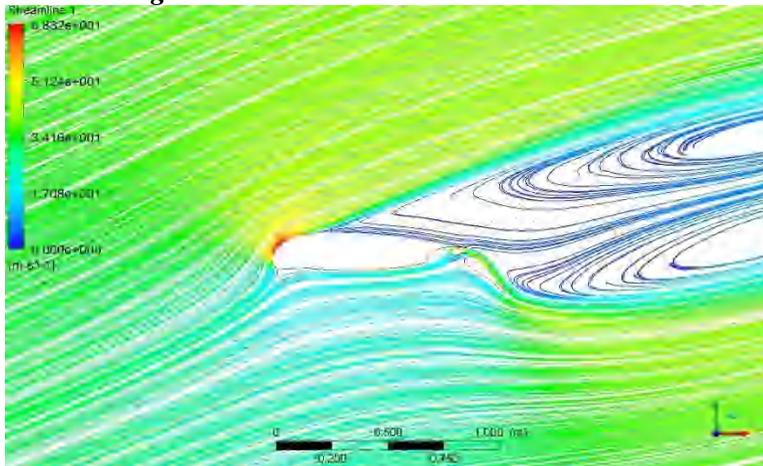


**Gambar 4.47** *Streamline* Kecepatan Model XI DF 10°

Model XI memiliki konfigurasi *Gap* dan *Overlap* yang paling lebar. Dengan menggunakan model ini sebagai contoh maka analisa dapat lebih mudah untuk membandingkan dengan model lain di berbagai kondisi. *Streamline* kecepatan yang bertumbukkan dengan *leading edge* pada *mainwing* memiliki tingkat kecepatan yang tidak terlalu tinggi dan relatif rendah. Aliran tersebut mengalir pada sepanjang *lower surface mainwing* dan kemudian masuk melewati celah sempit *Gap* dan *Overlap*. Dapat dilihat perbedaan pola turbulen yang terjadi dengan model VII. Pada model XI relatif lebih kecil dan putarannya tidak terlalu

berulang ulang hanya beberapa kali saja lalu kemudian mengikuti arah aliran kembali. Hal ini disebabkan dari kecepatan yang masuk kedalam celah sempit model XI memiliki tingkat kecepatan lebih rendah dibandingkan dengan model VII. Sehingga nilai koefisien gaya angkat model XI lebih tinggi dari pada nilai koefisien gaya angkat model VII yakni sebesar 1.33. Namun walaupun model XI memiliki nilai koefisien gaya angkat lebih tinggi dari pada nilai koefisien gaya angkat model VII hal ini membuat pesawat tetap berada pada kondisi *stall* karena separasi berada di bagian pangkal hampir menyentuh *leading edge*.

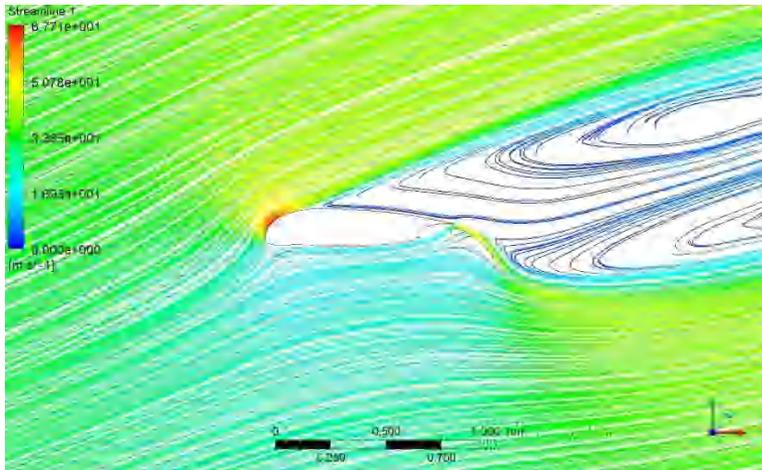
#### 4.5.2 Landing



**Gambar 4.48** *Streamline Kecepatan Basic Flap DF 40°*

Kondisi mendarat atau *landing* merupakan fase dimana pesawat harus stabil namun memiliki kecepatan rendah. Sedangkan jika kecepatan pesawat terlalu rendah maka akan memicu terjadinya fenomena *stall*. Maka dari itu pada setiap pesawat memiliki karakteristik *stall speed* yakni kecepatan minimum pesawat agar tidak terjadi *stall* atau hilang kendali.

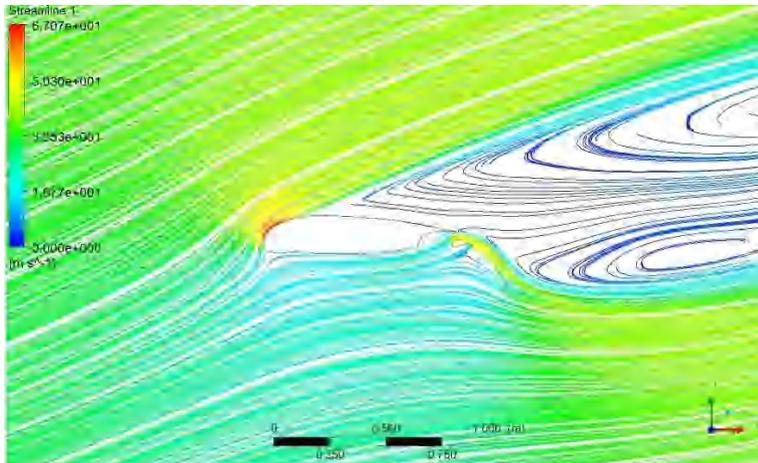
Pada *streamline* kecepatan aliran di kondisi *landing* untuk model *basic* terlihat fenomena *stall* dengan ditandai pola turbulen disepanjang *upper surface*. Hal ini bukan disebabkan dari kecepatan yang rendah namun dari sudut serang yang tinggi atau sudah melewati  $CL_{max}$  di kondisi defleksi *flap* yang cukup tinggi yakni pada defleksi *flap*  $40^\circ$ . Terlihat dibagian bawah permukaan *airfoil* menunjukkan warna biru muda yang menandakan kecepatan aliran yg rendah. Kecepatan aliran yang rendah ini berasal dari titik stagnasi yang kemudian berpisah menjadi dua melewati *upper surface* dan *lower surface*. Karena kecepatan pada *upper surface* memiliki tingkat kecepatan yang tinggi maka pada *lower surface* tingkat kecepatannya lebih rendah. Sehingga besarnya tingkat kecepatan pada *lower surface* tergantung pada tingkat kecepatan di *upper surface*. Hal ini perlu diperhatikan sebagai analisa pada kondisi separasi.



**Gambar 4.49** *Streamline* Kecepatan Model VI DF  $40^\circ$

*Streamline* kecepatan pada model VI memiliki pola turbulen yang berbeda dengan *streamline* kecepatan pada *basic flap*. Dapat dilihat pada gambar bahwa pola turbulen yang terjadi

pada model VI lebih rendah dari pada pola turbulen pada model *basic*. Jika dilihat pada celah sempit *Gap* dan *Overlap* di bagian *leading edge vane* terdapat titik berwarna merah yang menandakan tingkat kecepatan yang sangat tinggi. Tingkat kecepatan tersebut disebabkan dari celah yang terlalu sempit sehingga aliran udara seperti dimampatkan dan terhisap ke bagian *upper surface*. Hal ini yang membantu aliran membentuk garis memanjang dibagian *upper surface* di ulakan bagian atas. Untuk ulakan atau pola turbulen dibagian bawah dipengaruhi dari tingkat kecepatan aliran yang melewati celah sempit *Gap* dan *Overlap* antara *vane* dengan *flap* sehingga pola turbulennya berbeda antara model VI dengan model *basic*. Model VI memiliki pola turbulen yang lebih kecil dibandingkan mode *basic* sehingga nilai koefisien gaya angkatnya lebih besar yakni 1.59 dibandingkan dengan model *basic* yaitu 1.54. Sedikit sekali selisihnya karena dari pola turbulen yang dihasilkan tidak jauh berbeda.



**Gambar 4.50** *Streamline* Kecepatan Model XI DF 40°

Besar kecilnya *stall* yang terjadi pada sebuah sayap pesawat dapat dilihat dari titik kondisi separasi yang semakin

mendekati *leading edge mainwing*. Jika dibandingkan dengan kondisi *take-off*, kondisi *landing* memiliki titik separasi yang lebih dekat dengan *leading edge* pada *mainwing* yakni kurang dari 0.25 m. Hampir disetiap model memiliki titik separasi di sekitar 0.15 m. Hal ini membuat pola turbulen yang lebih besar dibandingkan dengan separasi di kondisi *take-off* yang memiliki separasi di titik 0.25 m. Namun walaupun demikian nilai koefisien gaya angkat pada kondisi *landing* tetap lebih besar dari pada nilai koefisien gaya angkat pada kondisi *take-off*. Hal ini disebabkan dari defleksi *flap* yang lebih besar dari defleksi *flap* kondisi *take-off*. Pada model XI diatas memiliki celah *Gap* dan *Overlap* yang lebih lebar dari model lainnya maka terlihat tingkat aliran kecepatan pada *upper surface* di *flap* berwarna kuning dan tebal. Hal ini disebabkan dari tingkat kecepatan yang melewati celah tersebut rendah dan juga lebar sehingga aliran yang dihasilkan cukup besar. Sehingga hal ini menyebabkan bertambahnya nilai koefisien gaya angkat dengan melihat nilai CL model XI lebih tinggi dari pada model VI yaitu sebesar 1.63. Walaupun pola turbulen yang dihasilkan memiliki kelipatan yang besar namun model XI diuntungkan dengan celah yang lebih lebar sehingga menambah tekanan untuk menghasilkan gaya angkat di kondisi separasi.

#### 4.6 Diskusi

Pada umumnya suatu *airfoil* memiliki permukaan atas yang sedikit melengkung setelah bagian *leading edge* dan membentuk kurva cembung, sedangkan pada permukaan bawah relatif sedikit lebih datar. Jika suatu fluida atau aliran udara mengenai kontur dari *airfoil* ini, maka ada kemungkinan terjadi bahwa udara bagian atas akan memiliki kecepatan lebih tinggi dari bagian bawah. Hal ini disebabkan karena aliran udara pada bagian atas *airfoil* harus melewati jarak yang lebih panjang dibandingkan udara bagian bawah. Prinsip Bernoulli menyatakan bahwa semakin tinggi suatu kecepatan fluida, maka tekanannya akan semakin menurun. Dengan demikian akan terjadi perbedaan tekanan antara udara dibagian bawah dan atas sebuah *airfoil*. Hal

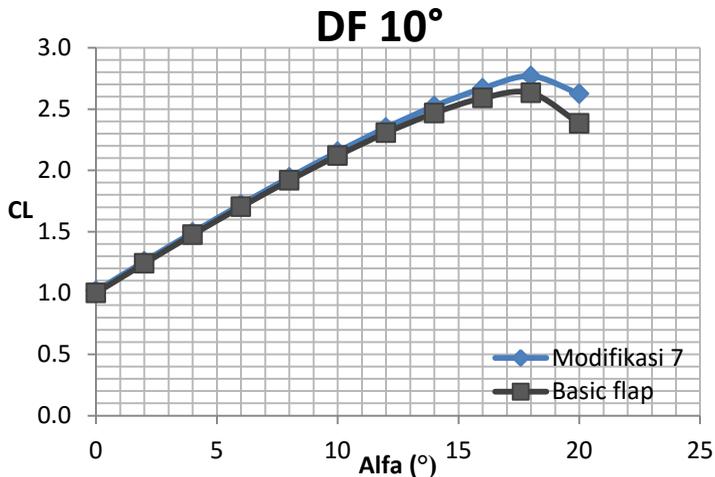
inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat atau *lift*. Pada penjelasan lainnya yang menggunakan Hukum Newton III, menjelaskan tentang prinsip perubahan momentum ketika udara dibelokkan oleh bagian bawah sebuah *airfoil*. Dari prinsip aksi reaksi, muncul gaya pada bagian bawah *airfoil* yang besarnya sama dengan gaya yang diberikan *airfoil* untuk membelokkan udara. Sedangkan menurut efek Coanda menjelaskan pada beloknya kontur udara yang mengalir dibagian atas *airfoil*. Pada bagian atas suatu *airfoil* yang cembung akan memaksa udara untuk mengikuti kontur tersebut. Pembelokan kontur udara tersebut dimungkinkan karena adanya daerah tekanan rendah pada bagian atas dari geometri *airfoil*. Perbedaan tekanan tersebut yang akhirnya menghasilkan perbedaan gaya yang menimbulkan gaya angkat atau *lift*.

Dari beberapa prinsip diatas dapat dijadikan sebuah acuan analisa terhadap efek yang terjadi pada setiap model ketika terjadi perubahan konfigurasi. Pada beberapa model di DF  $10^\circ$  terlihat kontur tekanan di bagian bawah *airfoil* lebih tinggi dari pada bagaian atas *airfoil* dan juga kontur kecepatan pada bagian bawah *airfoil* lebih lambat dari pada bagian atas. Hal ini membuktikan bahwa penelitian ini sesuai dengan beberapa prinsip yang sudah dijelaskan diatas. Semua kontur tekanan dan kecepatan sudah disajikan pada sub-bab sebelumnya. Hasilnya menyatakan bahwa hanya ada satu model konfigurasi yang memiliki nilai CL terbaik atau CL tertinggi. Hanya sedikit perbedaan nilai CL dengan beberapa model lainnya yang diujikan tetapi model VII merupakan yang terbaik karena menghasilkan CL yang lebih tinggi dari pada semua model yang diujikan termasuk *basic flap*. Berikut tabel hasil simulasi model VII dengan *basic flap* setelah diambil pada sudut serang  $0^\circ$  hingga terjadi *stall*.

**Tabel 4.4** Hasil simulasi *basic flap* dengan model VII

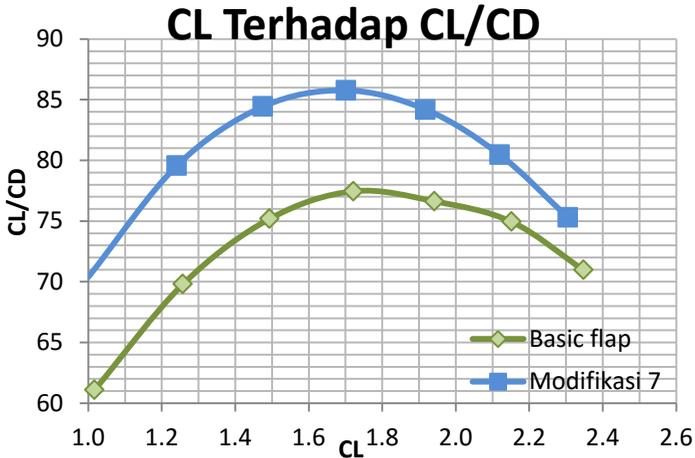
Alfa	CLmod	CDmod	CM	CL <sub>basic</sub>	CD <sub>basic</sub>
0	1.017	0.017	-0.233	1.000	0.014
2	1.258	0.018	-0.235	1.241	0.016
4	1.494	0.020	-0.236	1.476	0.017
6	1.722	0.022	-0.236	1.701	0.020
8	1.942	0.025	-0.235	1.918	0.023
10	2.152	0.029	-0.232	2.120	0.026
12	2.348	0.033	-0.227	2.306	0.031
14	2.524	0.038	-0.220	2.467	0.036
16	2.669	0.046	-0.209	2.589	0.043
18	2.768	0.056	-0.194	2.631	0.054
20	2.624	0.086	-0.169	2.382	0.091

Tabel hasil simulasi diatas menunjukkan kondisi terbang *airfoil* LS1-0417MOD terhadap sudut serang. Pada *basic flap*, didapatkan nilai CL hasil simulasi yang lebih rendah dari model VII. *Basic flap* yang sebelumnya memiliki konfigurasi *Gap* 6.23%*c* dan *Overlap* 13.77%*c* mengalami perubahan pada model VII yaitu dengan jarak *Gap* 6.27%*c* dan *Overlap* 13.69%*c*. Terjadi perubahan *Gap* sebesar 0.04%*c*. Relatif sangat sedikit tetapi memiliki perubahan nilai CL cukup terlihat pada sudut 18° yang merupakan nilai maksimum koefisien *lift*, dari 2.631 menjadi 2.768. Sehingga model VII merupakan konfigurasi yang memiliki performa kerja terbaik. Pada data ini terlihat nilai Cm dimana Cm adalah koefisien anguk atau momen dari suatu sayap pesawat yang berupa tukik. Nilainya berupa negatif karena momen ini disebabkan dari semakin naiknya nilai *lift* maka kecepatan pada bagian atas lebih cepat maka pada *leading edge* memiliki tekanan yang tinggi sehingga keseimbangan dari *airfoil* dibagian hidung atau *leading edge* berkurang dan cenderung menghasilkan gaya putar pada bagian tersebut dan mengarah ke bawah.



**Gambar 4.51** Perbandingan model VII dengan *basic flap* pada alfa terhadap CL di DF 10°

Dari perbandingan grafik diatas terlihat perubahan yang sangat kecil pada alfa 0° hingga 14°. Perbedaannya sangat kecil yaitu pada 0° *basic flap* didapat nilai CL 1.0 sedangkan pada mod VII sebesar 1.017, selisih 0.017 terhadap *basic flap*. Walaupun nilai CL yang dihasilkan mengalami peningkatan yang kecil, tetapi hal ini perlu dikejar untuk kecenderungan CL lebih tinggi. Sehingga pada CL maksimum akan terlihat perbedaan yang cukup jelas antara *basic flap* dengan modifikasi *flap*. Masing masing model memiliki titik CL maksimum yakni pada sudut serang 18°. Dan selanjutnya keduanya mengalami kondisi *Vstall*. Karena model VII memiliki nilai CL maksimum yang lebih tinggi dari *basic flap* maka ketika terjadi *Vstall*, CL model VII masih memiliki nilai CL yang cukup besar dari *basic flap*. Dari kondisi ini didapatkan bahwa perubahan *Gap* yang kecil belum mampu mengurangi titik separasi aliran udara yang menyebabkan *Vstall* namun jika jarak *Gap* semakin lebar akan menurangi nilai koefisien *lift* yang akan dihasilkan. Untuk mengetahui performa model VII dapat dilihat grafik CL terhadap CL/CD dibawah ini



**Gambar 4.52** Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada DF 10°

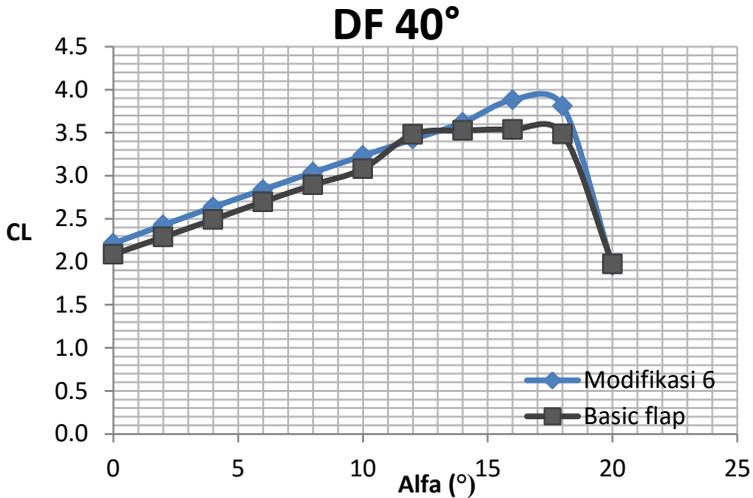
Pada grafik diatas menjelaskan tentang koefisien *lift* terhadap CL/CD sebagai analisa dari performansi sebuah sayap pesawat. Hal ini menjadi penting karena untuk mengetahui seberapa besar performa sayap yang dihasilkan pada beberapa nilai CL yang sudah didapatkan. Dapat dilihat nilai CL/CD tertinggi berada di nilai CL sekitar 1.7. Artinya pada koefisien *lift* 1.7 didapatkan performa terbaik untuk kondisi terbang dengan nilai 87 oleh model VII, sedangkan dari model sebelumnya yaitu *basic flap* berada di nilai 77. Semakin tinggi nilai L/D maka semakin baik performa kerja suatu sayap pesawat.

Setelah didapatkan model terbaik pada DF 10° dengan menganalisa tekanan dan kecepatan serta nilai *lift* nya di sudut 4° dan 8°, maka selanjutnya di DF 40° didapatkan data hasil simulasi *basic flap* dengan model terbaiknya. Berikut dapat dilihat pada tabel 4.5.

**Tabel 4.5** Hasil simulasi *basic flap* dengan model VI

Alfa	CLmod	CDmod	CM	CLbasic	CDbasic
0	2.213	0.049	-0.527	2.086	0.0553
2	2.426	0.052	-0.523	2.287	0.0582
4	2.635	0.055	-0.518	2.491	0.0611
6	2.839	0.059	-0.512	2.697	0.0645
8	3.039	0.063	-0.505	2.894	0.0683
10	3.233	0.068	-0.497	3.080	0.0728
12	3.423	0.074	-0.490	3.480	0.0785
14	3.618	0.082	-0.485	3.524	0.0893
16	3.882	0.097	-0.504	3.537	0.1039
18	3.810	0.121	-0.453	3.484	0.1252
20	1.955	0.512	-0.462	1.973	0.4386

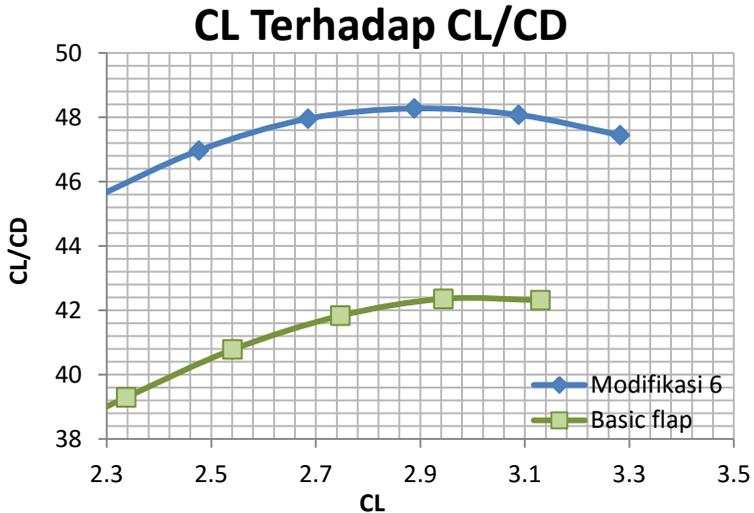
Dari grafik hasil simulasi, di DF 40° ini menghasilkan nilai CL lebih tinggi dimulai dari sudut 0° sebesar 2.086 pada *basic flap*. Nilai CL meningkat dengan rata-rata interval 0.2 pada kenaikan sudut per-2°. Hal ini diikuti pula dengan kenaikan nilai CD sebesar 0.055 dan terus naik mengikuti kenaikan dari nilai CL. Grafik diatas menunjukkan perbandingan pada *basic flap* yang sudah didapatkan karakteristik koefisien gaya angkat dan hambat nya dibandingkan dengan 11 model yang sudah dianalisa sebelumnya. Beberapa model menunjukkan nilai CL tertinggi pada setiap kelompok konfigurasi nya. Tetapi hanya satu konfigurasi tertinggi yang diambil sebagai konfigurasi terbaik. Konfigurasi terbaik terdapat pada model VI yang memiliki koordinat Xc 0.792 dan Yc -0.190 atau jika dikonversikan pada *Gap* dan *Overlap* memiliki jarak 1.99%*c* dan 2.61%*c* dari sebelumnya yang hanya berada pada *Gap* 1.50%*c* dan *Overlap* 6.47%*c*. Terjadi kenaikan jarak *Gap* sebesar 0.49%*c*. Agar lebih detail pada model VI, maka dapat dilihat pada grafik dibawah ini.



**Gambar 4.53** Perbandingan model VI dengan *basic flap* pada alfa terhadap CL di DF 40°

Grafik menunjukkan perubahan nilai koefisien *lift* yang terjadi setelah dilakukan modifikasi konfigurasi *flap* pesawat N-2XX. Pada alfa 0° nilai CL model 6 lebih tinggi sekitar 0.2 dibandingkan dengan CL *basic flap* dan sejajar hingga sudut serang 16°. Maka hal ini dapat dikatakan bahwa DF 40° memiliki nilai CL yang linear dan kecenderungan naik dari 0° hingga 16°, artinya pada range alfa tersebut dapat dikatakan kondisi terbang relatif aman dan dapat dikendalikan. Tetapi berbeda dari model sebelumnya yaitu *basic flap* yang mengalami kenaikan CL secara spontan di alfa 12°. Sebelumnya nilai CL meningkat 0.2 per-2° sudut serang menjadi 0.4 di sudut 12°, lalu naik kembali tetapi tidak terlalu signifikan hanya sedikit sekali hanya sekitar 0.01. Kedua model ini memiliki CL maksimum yang sama pada sudut 16° dan menyentuh *V<sub>stall</sub>* di sudut 18°. Penurunan kedua nya sangat drastis ketika berada pada sudut serang 20°. Nilainya menjadi hampir sama seperti berada di sudut serang 0°. Hal ini tidak baik karena jika aliran udara meinggalkan sayap pesawat maka pesawat akan berputar dan hilang kendali.

Untuk mengetahui seberapa besar performa kerja sayap pesawat model VI dibandingkan dengan *basic flap*, dapat dilihat dari kurva CL terhadap CL/CD nya seperti gambar dibawah ini.



**Gambar 4.54** Grafik nilai CL terhadap CL/CD pada DF 40°

Pada grafik diatas menunjukkan karakteristik performa dari sebuah sayap pesawat. Perbedaan cukup terlihat pada nilai CL terhadap CL/CD *basic flap* dengan nilai CL terhadap CL/CD model 6. *Basic flap* memiliki nilai CL/CD terendah sebesar 39.3 dan model 6 memiliki nilai terendah sekitar 45. Terlihat perbedaan yang cukup jauh antara performa *basic flap* DF 40° dengan model 6 sebagai variasi. Pada rentang nilai CL 2.3 hingga 2.9 memiliki kenaikan konstan sebesar 1. Hal ini menunjukkan bahwa performa sayap pesawat berada pada tahap aman dan mudah dikendalikan pada rentang CL 2.3 hingga 2.9. Untuk nilai CL disekitar 2.9 memiliki performa kerja maksimum dengan nilai CL/CD sekitar 4.2 pada *basic flap* dan 4.8 pada model 6. Sehingga terbukti pada percobaan yang sudah dilakukan mendapatkan hasil sesuai dengan tujuan yang ingin dicapai.

Performa kerja terbaik untuk DF  $40^\circ$  berada pada konfigurasi model 6 dengan nilai CL/CD sebesar 4.8.

Pada nilai CL yang lebih tinggi terjadi penurunan performa kerja sayap pesawat. Karena Semakin tinggi nilai CL maka semakin tinggi kondisi sudut serangnya, maka kondisi sudut serang tersebut kurang cocok untuk kondisi terbang. Umumnya kondisi ini berada pada fase *climbing* atau pendakian dan *approach* atau turun. Jika sudut *climbing* dan *approach* sangat tinggi, maka hal ini berdampak pada efisiensi terbang. Sebuah pesawat harus menanjak atau turun terlalu terjal hanya akan menambah konsumsi bahan bakar dan juga meningkatkan kinerja mesin, sedangkan jika pendakian dilakukan lebih landai maka konsumsi bahan bakar dapat ditekan dan kinerja mesin menjadi lebih ringan. Sehingga efisiensi terbang tertinggi dapat tercapai dengan baik.

## LAMPIRAN A

### Karakteristik *Basic Airfoil*

Alfa	Kecepatan 34 m/s		Kecepatan 65 m/s		Kecepatan 98 m/s	
	CL	CD	CL	CD	CL	CD
0	0.3979	0.0109	0.4035	0.0101	0.4209	-0.0100
5	0.9784	0.0133	1.0023	0.0130	1.0316	0.0134
10	1.5031	0.0195	1.5436	0.0197	1.5883	0.0216
15	1.8886	0.0336	1.9597	0.0333	2.0062	0.0375
20	1.4224	0.1513	1.5639	0.1324	1.4973	0.1522
25	1.2491	0.2840	1.2996	0.2751	1.2845	0.2824
30	1.1771	0.4238	1.1964	0.4132	1.1379	0.3995
35	1.1495	0.5629	1.1170	0.5347	1.0495	0.5066
40	1.1279	0.6967	1.0561	0.6424	0.9932	0.6089

## LAMPIRAN B

Karakteristik *Basic Flap Airfoil* DF 10°

Alfa	CL	CD	CM
0	0.9996	0.0142	-0.2211
2	1.2409	0.0156	-0.2234
4	1.4756	0.0175	-0.2245
6	1.7014	0.0198	-0.2236
8	1.9179	0.0228	-0.2214
10	2.1198	0.0263	-0.2168
12	2.3055	0.0306	-0.2099
14	2.4672	0.0358	-0.1995
16	2.5894	0.0425	-0.1846
18	2.6309	0.0536	-0.1625
20	2.3825	0.0912	-0.1360

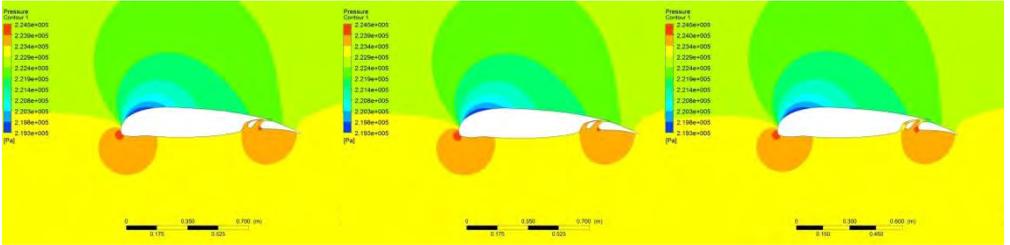
## LAMPIRAN C

Karakteristik *Basic Flap Airfoil* DF 40°

Alfa	CL	CD	CM
0	2.0864	0.0553	-0.4662
2	2.2875	0.0582	-0.4600
4	2.4912	0.0611	-0.4546
6	2.6974	0.0645	-0.4499
8	2.8944	0.0683	-0.4430
10	3.0804	0.0728	-0.4344
12	3.4802	0.0785	-0.4760
14	3.5245	0.0893	-0.4394
16	3.5367	0.1039	-0.4015
18	3.4843	0.1252	-0.3614
20	1.9726	0.4386	-0.3815

# LAMPIRAN D

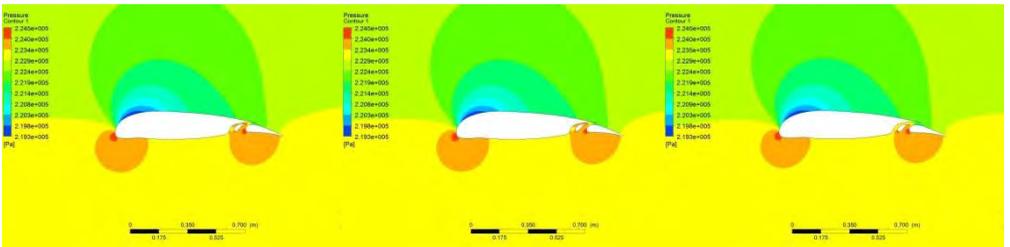
## Profil Tekanan DF 10° pada Alfa 4°



Model 1

Model 2

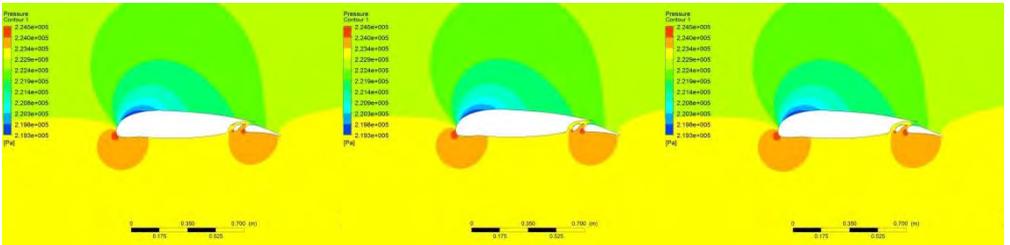
Model 3



Model 4

Model 5

Model 6



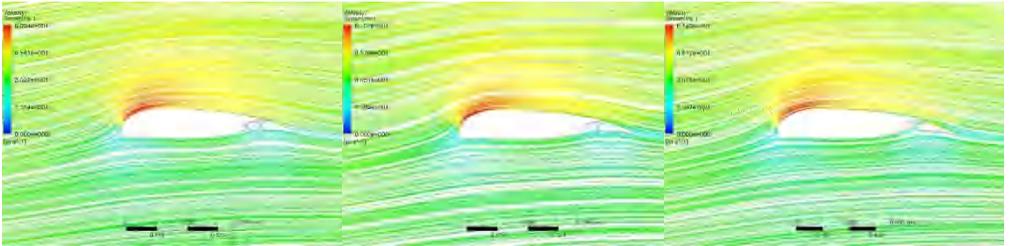
Model 8

Model 9

Model 10

## LAMPIRAN E

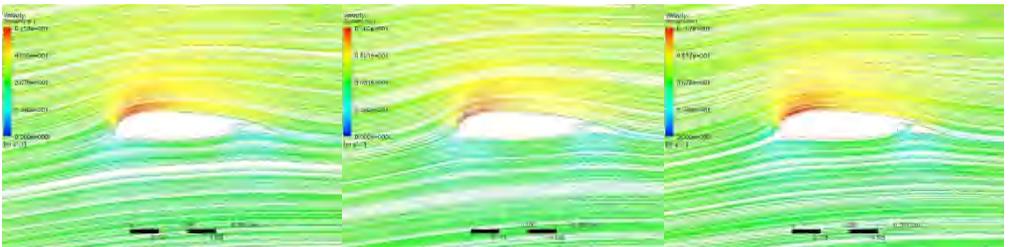
Profil Kecepatan DF 10° pada Alfa 4°



Model 1

Model 2

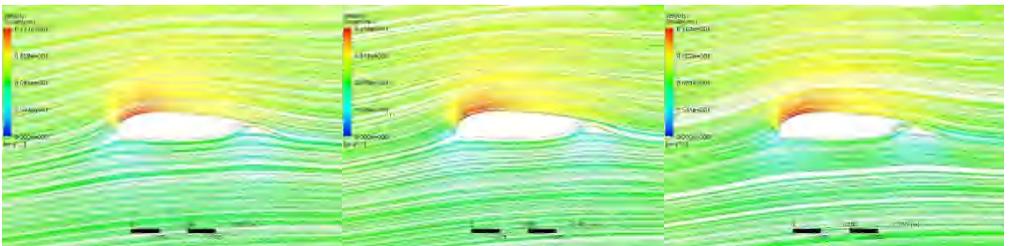
Model 3



Model 4

Model 5

Model 6



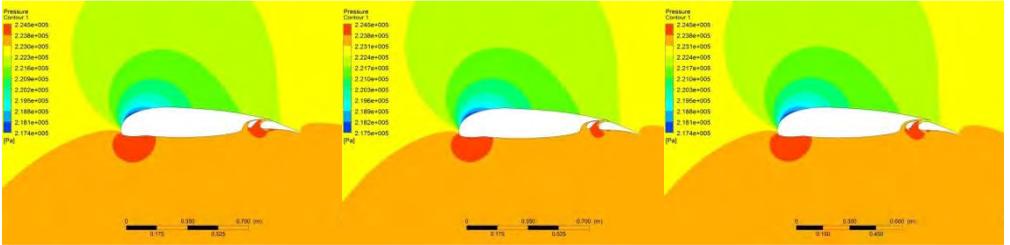
Model 8

Model 9

Model 10

# LAMPIRAN F

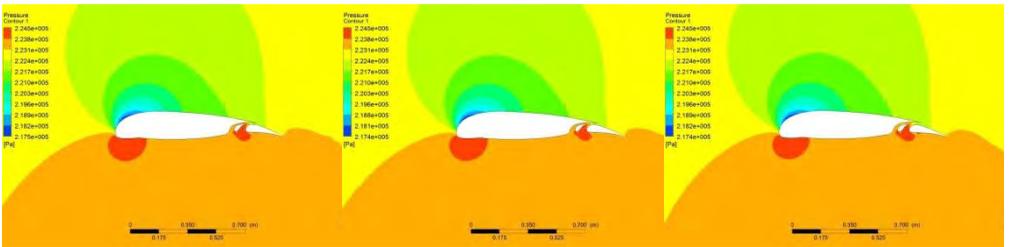
## Profil Tekanan DF 10° pada Alfa 8°



Model 1

Model 2

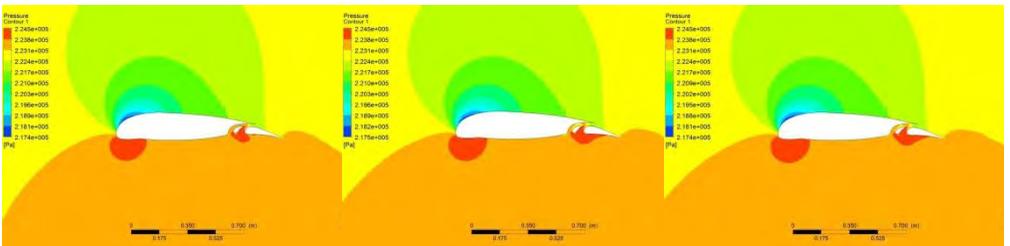
Model 3



Model 4

Model 5

Model 6



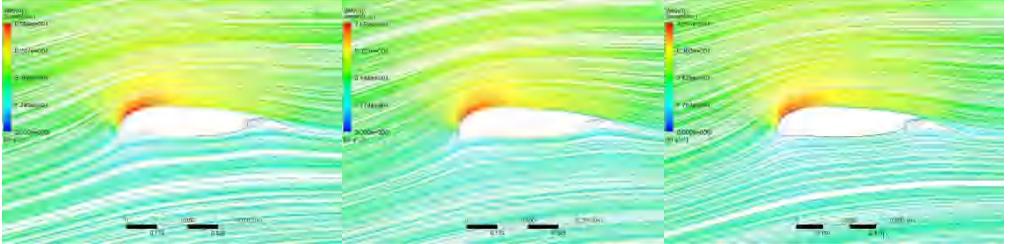
Model 8

Model 9

Model 10

## LAMPIRAN G

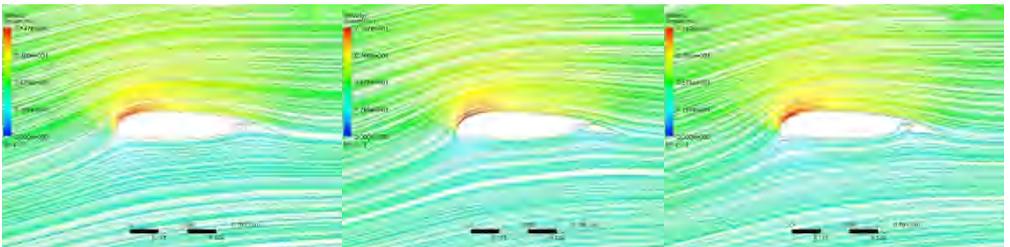
Profil Kecepatan DF 10° pada Alfa 8°



Model 1

Model 2

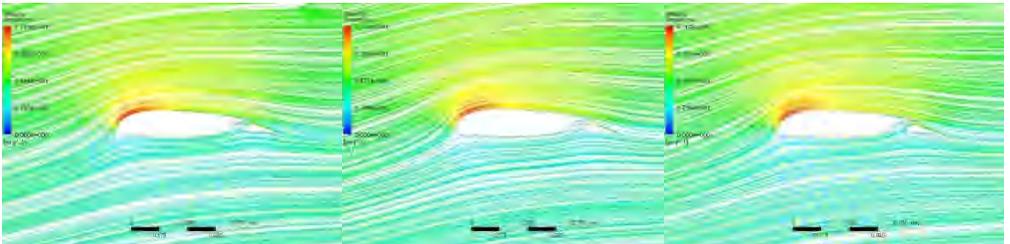
Model 3



Model 4

Model 5

Model 6



Model 8

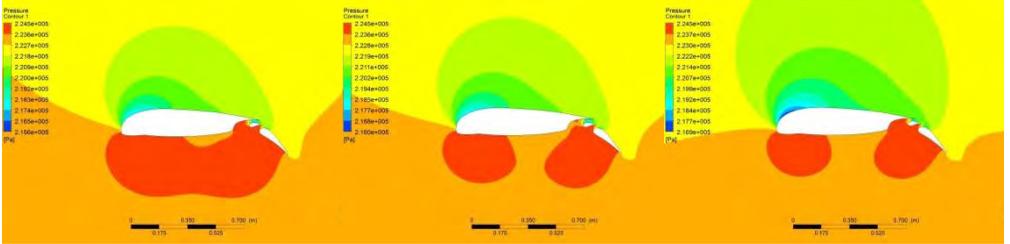
Model 9

Model 10



# LAMPIRAN H

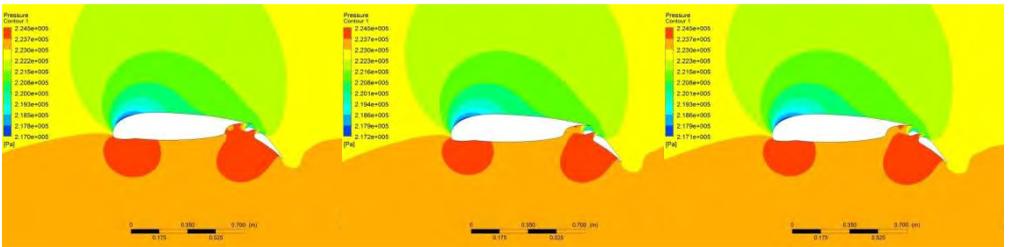
## Profil Tekanan DF 40° pada Alfa 4°



Model 1

Model 2

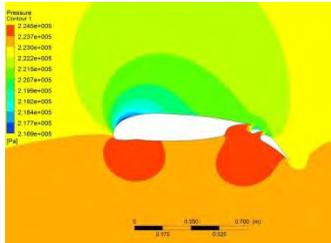
Model 3



Model 4

Model 5

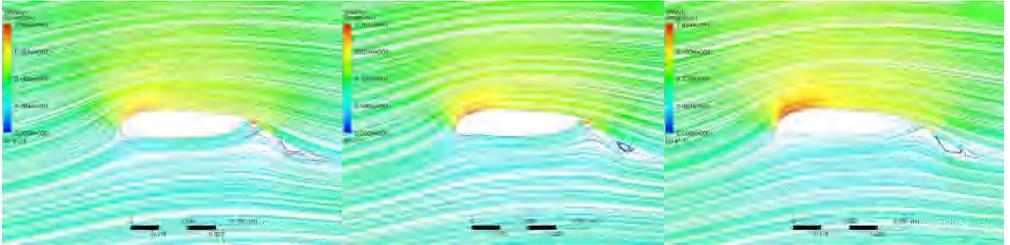
Model 8



Model 9

# LAMPIRAN I

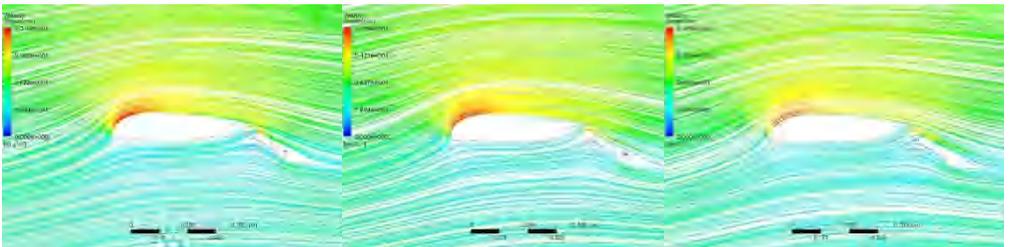
Profil Kecepatan DF 40° pada Alfa 4°



Model 1

Model 2

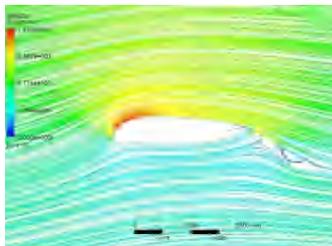
Model 3



Model 4

Model 5

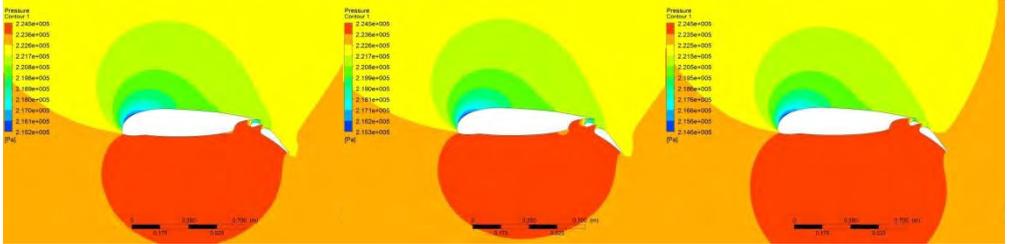
Model 8



Model 9

# LAMPIRAN J

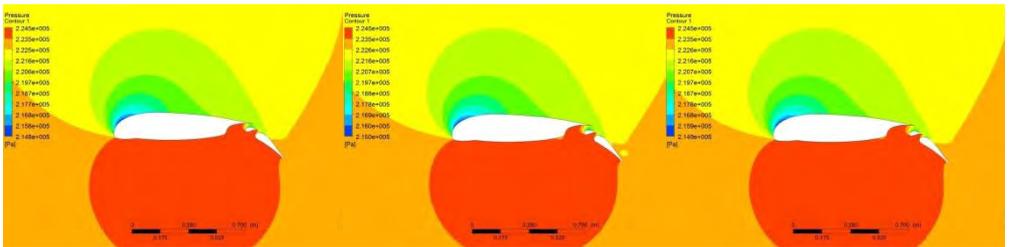
## Profil Tekanan DF 40° pada Alfa 8°



Model 1

Model 2

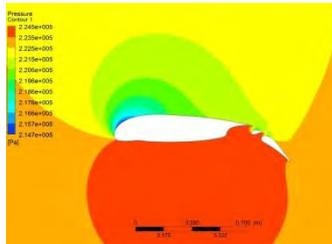
Model 3



Model 4

Model 5

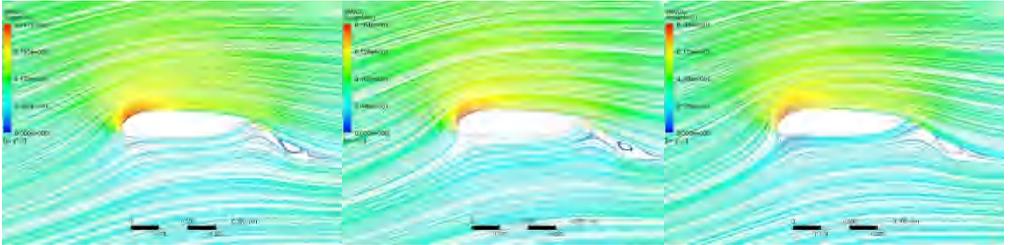
Model 8



Model 9

## LAMPIRAN K

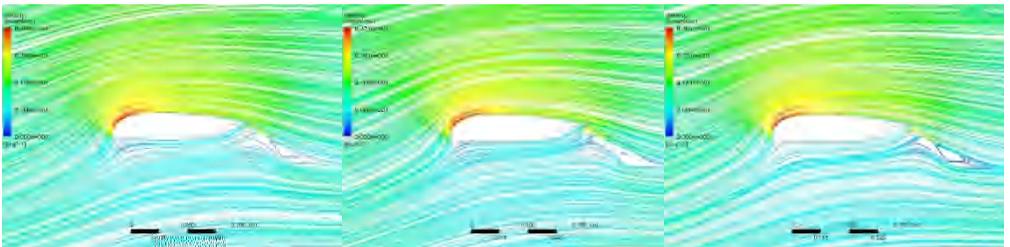
*Streamline* Kecepatan DF 40° pada Alfa 8°



Model 1

Model 2

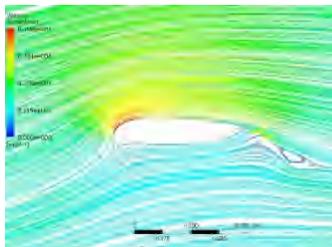
Model 3



Model 4

Model 5

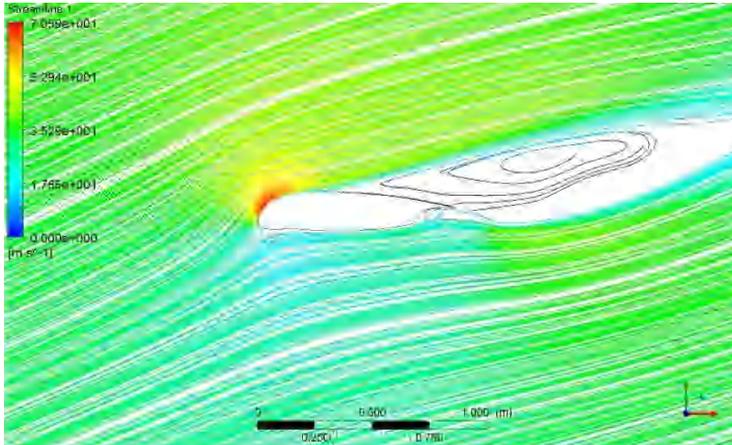
Model 8



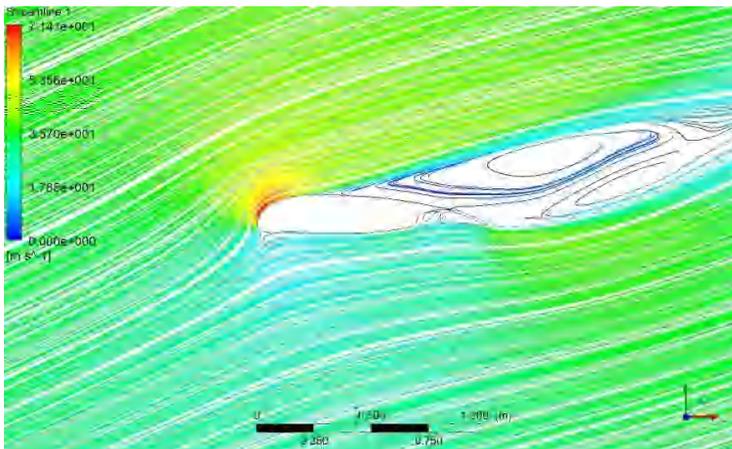
Model 9

## LAMPIRAN L

### *Streamline Kecepatan Pada Kondisi Separasi DF 10° Model Basic*



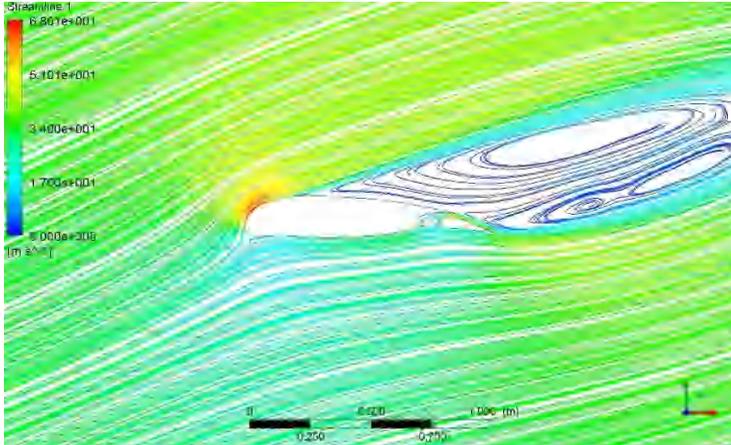
Sudut Serang 19°



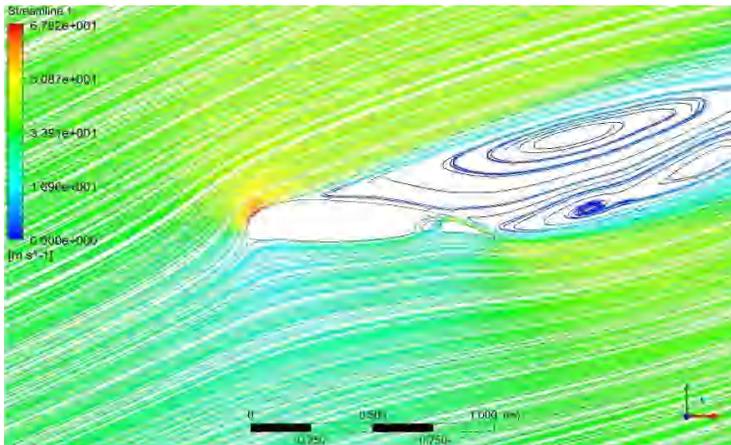
Sudut Serang 20°

## LAMPIRAN M

### *Streamline* Kecepatan Pada Kondisi Separasi DF 10° Model 7



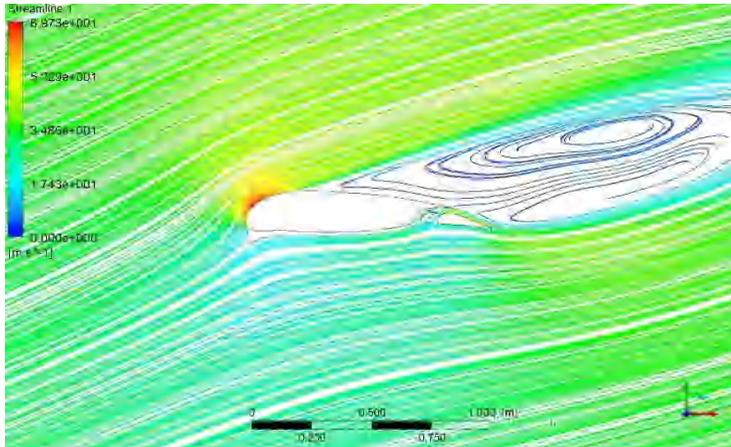
Sudut Serang 19°



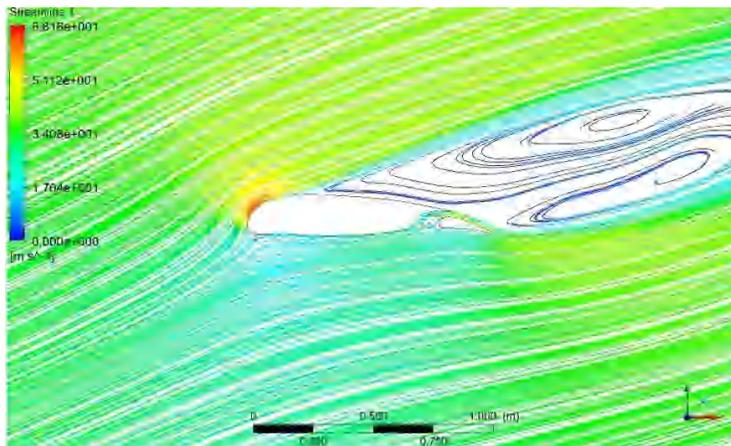
Sudut Serang 20°

## LAMPIRAN N

### *Streamline* Kecepatan Pada Kondisi Separasi DF 10° Model 11



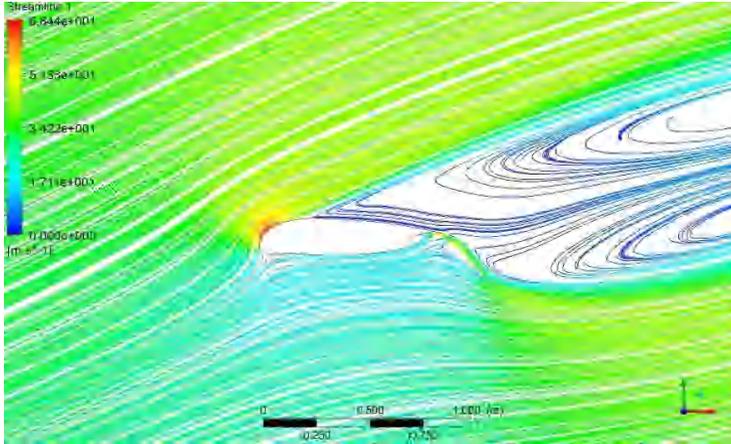
Sudut Serang 19°



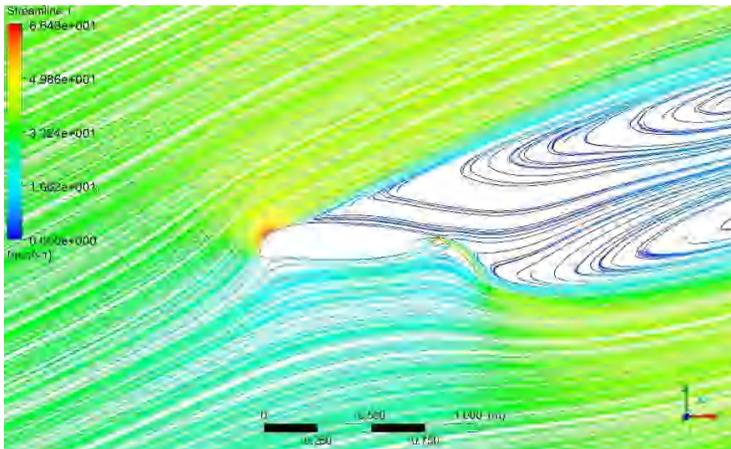
Sudut Serang 20°

## LAMPIRAN O

### *Streamline Kecepatan Pada Kondisi Separasi DF 40° Model Basic*



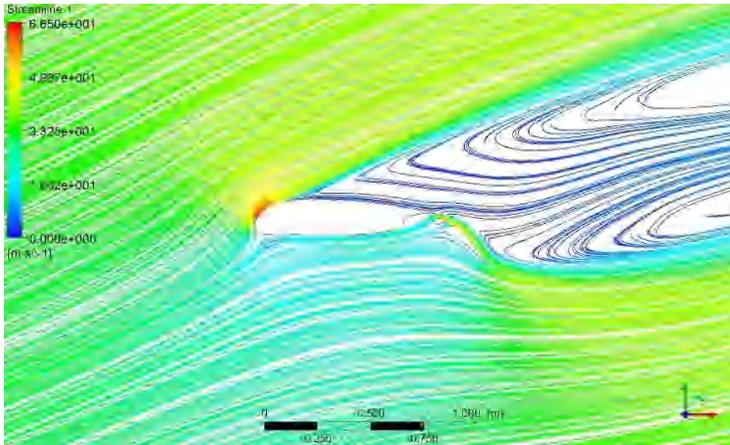
Sudut Serang 19°



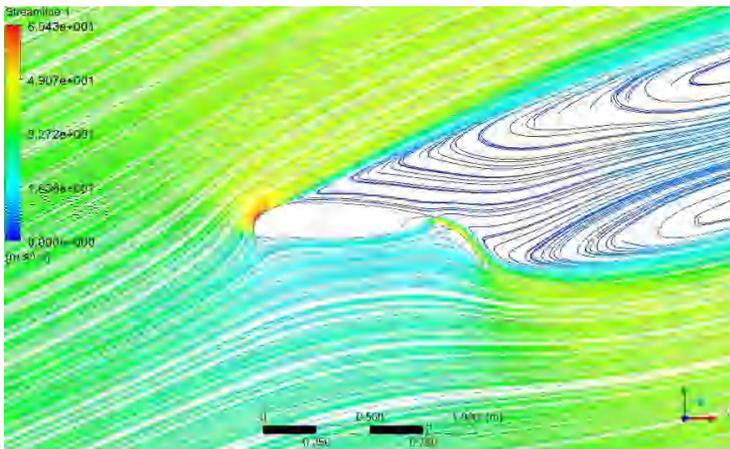
Sudut Serang 20°

## LAMPIRAN P

### *Streamline* Kecepatan Pada Kondisi Separasi DF 40° Model 6



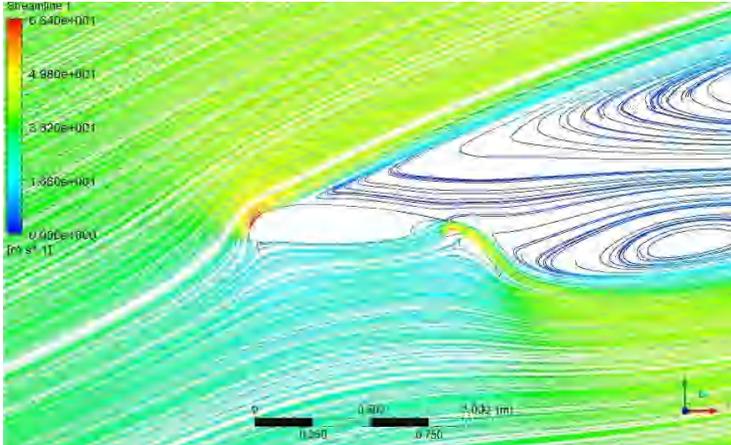
Sudut Serang 19°



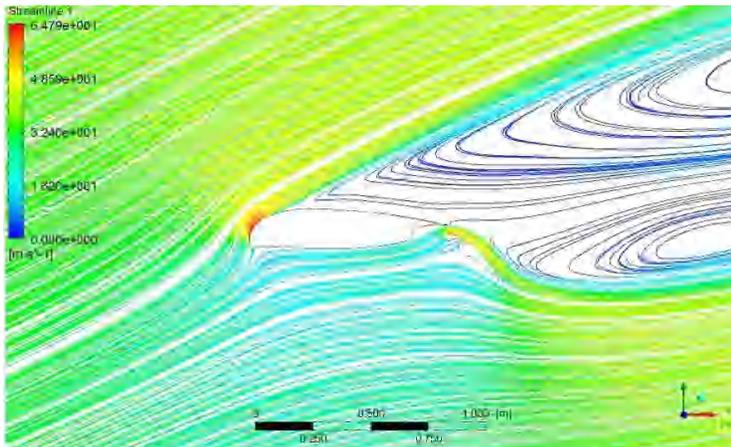
Sudut Serang 20°

## LAMPIRAN Q

### *Streamline Kecepatan Pada Kondisi Separasi DF 40° Model 11*



Sudut Serang 19°



Sudut Serang 20°

## **BAB V**

### **PENUTUP**

#### **5.1 Kesimpulan**

Berdasarkan hasil simulasi, analisa, dan pembahasan yang telah dilakukan, maka kesimpulan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Karakteristik aerodinamika *flap* jenis LS1-0417MOD yang dipakai pesawat N-2XX saat ini memiliki nilai CL<sub>max</sub> sebesar 2.6309 di sudut serang 18° dengan koefisien gaya hambat sebesar 0.5363 untuk kondisi *take-off* dan nilai CL<sub>max</sub> sebesar 3.5367 di sudut serang 16° dengan koefisien gaya hambat sebesar 0.10387 untuk kondisi *landing*.
2. Desain terbaik didapatkan model VII pada konfigurasi *Gap* 6.27%*c* dan *Overlap* 13.69%*c* dari konfigurasi sebelumnya 6.23%*c* *Gap* dan 13.77%*c* *Overlap* dengan nilai CL<sub>max</sub> mencapai 2.7681 dan nilai CD 0.05565 sehingga mengalami peningkatan CL sebesar 4.95% dan CD 3.62% pada kondisi *take-off*. Pada model VI didapatkan konfigurasi *Gap* 1.99%*c* dan *Overlap* 2.61%*c* dari konfigurasi sebelumnya 1.50%*c* dan 6.47%*c* dengan nilai CL<sub>max</sub> mencapai 3.8820 dan nilai CD 0.09740 sehingga mengalami peningkatan CL sebesar 8.89% tetapi mengalami penurunan CD sebesar 6.64% pada kondisi *landing*.

#### **5.2 Saran**

Saran pada penelitian ini adalah melakukan pengembangan lebih *detail* dari kesimpulan yang sudah dilakukan dan diharapkan untuk tidak menggunakan variasi model VII dan X untuk defleksi *flap* 40° karena ketidaksesuaian geometri dengan kondisi yang dilakukan pada simulasi penelitian ini.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Profil Perusahaan. Dikutip Februari 10, 2016, dari Indonesian Aerospace: [www.bumn.go.id/ptdi/halaman/134](http://www.bumn.go.id/ptdi/halaman/134)
- [2]. Principles of Fly. Dikutip April 15, 2016, dari Thai Technics: [www.thaitechnics.com/fly/principle.html](http://www.thaitechnics.com/fly/principle.html)
- [3]. Aerodynamics. Dikutip April 15, 2016, dari Tomgorski: [www.tomgorski.com/asr/pvt/References/aerodynamics.htm#1-2](http://www.tomgorski.com/asr/pvt/References/aerodynamics.htm#1-2)
- [4]. JR, J. A.(1991). *Fundamentals of Aerodynamics*. McGraw-Hill International Editions.
- [5]. Nawawi, M. 2015. Teori Dasar Koefisien *Lift*.
- [6]. Susanto, A. 2015. *Sayap Pesawat*. Bentuk-bentuk Sayap Pesawat.
- [7]. Basic Aeronautics in Aerospace Engineering. Dikutip April 16, 2016, dari Aerospace Engineering: <http://aerospaceengineering.aero/basic-aeronautics-in-aerospace-engineering/>
- [8]. Suyitnadi. 2000. Analisis Kinerja *Flap* Sebagai Penambah Koefisien Gaya Angkat. Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [9]. Woodward D.S, Lean D.E. 1993. Where Is *High-lift* Today?-A Review of Past UK Research Program. AGARD-CP-515
- [10].Günther, B. 2007. Control of Separation on the *Flap* of Three-Element *High-lift* Configuration. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
- [11].Alemdaroglu, Nafiz. 1993. Experimental Investigation of *Flow* around a Multi-element *Airfoil*. AGARD-CP-515
- [12]. Fry, Andrew. 2010. The lift-control components of a modern airliner wing, showing configurations for normal, take-off, landing, and braking.
- [13].Abbott, H.I dan Doenhoff, V.E.A. (1959). Theory of Wing Sections. Dover Publications, Inc.

- [14].Kita, Dick. 1985. Mechanical High *Lift* Systems. Grumman Aerodynamics Lecturer Series, Grumman Aerospace Corporation.
- [15].Henne, A.P. (1990). Applied Computational Aerodynamics. Volume 125 Progress in Astronautics and Aeronautics.
- [16].Anderson, John D. 1995. Computational Fluid Dynamics: *basics* with applications. Singapore: McGraw-Hill Book Companies, Inc.
- [17].McGhee, J.Robert. dan Beasley, D. William. (1973). Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 17-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications. NASA TN D-7428

## BIODATA PENULIS



Penulis lahir di Kota Serang, Banten pada tanggal 25 Maret 1992. Tamat SDN IV Cilegon (2004), SMPN 1 Cilegon (2007) dan SMAN 2 KS Cilegon (2011). Setelah tamat SMA, penulis melanjutkan studinya ke jurusan Diploma Teknik Elektro, Sekolah Vokasi, Universitas Gadjah Mada dan lulus pada tahun 2013. Kemudian melanjutkan bekerja sebagai Teknisi Instrument di PT POSCO ICT Indonesia pada bulan desember 2013 hingga juni 2014. Setelah *resign*, penulis melanjutkan studi sarjana di Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Bidang minat yang diambil penulis ketika menempuh perkuliahan adalah Bidang Minat Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan. Selama menjadi mahasiswa, penulis bergabung dalam beberapa organisasi kemahasiswaan, yaitu *Society of Petroleum Engineer* sebagai *member* pada periode 2014-2015. Pada kegiatan akademik, penulis aktif sebagai asisten Laboratorium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan. Pengalaman *internship* yang dimiliki penulis dilakukan di PT. Indonesia Power UBP Kamojang pada tahun 2012 dan di PT. Dirgantara Indonesia pada tahun 2016. Pada program *internship* tersebut, penulis melakukan analisa tentang *Casing Expansion* pada *Turbine Supervisory Instrument* di PT Indonesia Power UBP Kamojang dan analisa aerodinamis tentang Efek *Wingtip* dan *Winglet* pada pesawat N-2XX dengan menggunakan *software* VLAero di PT Dirgantara Indonesia. Penulis dapat dihubungkan melalui alamat email [triawanramadhan@gmail.com](mailto:triawanramadhan@gmail.com).