



TUGAS AKHIR - TF 141581

**ANALISA NILAI *HINGE MOMENT COEFFICIENT* PADA PENGARUH BENTUK *RUDDER* PESAWAT N-2XX DENGAN VARIASI DEFLEKSI *RUDDER* 0°, 10°, dan 25° BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS***

Muhammad Husain Amir  
NRP. 0231144000056

Dosen Pembimbing  
Ir. Sarwono, MM

*Halaman ini sengaja dikosongkan*



**FINAL PROJECT - TF 141581**  
***ANALYSIS OF HINGE MOMENT***  
***COEFFICIENT IN ITS INFLUENCE OF***  
***RUDDER SHAPE FOR AIRCRAFT N-2XX BY***  
***VARIATING RUDDER DEFLECTION ON  $0^\circ$ ,***  
 ***$10^\circ$ , AND  $25^\circ$  BASED ON***  
***COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC***

MUHAMMAD HUSAIN AMIR  
NRP. 0231144000056

Supervisor  
Ir. Sarwono, MM

DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS  
Faculty of Industrial Technology  
Sepuluh Nopember Institute of Technology  
Surabaya 2018

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## PERNYATAAN BEBAS PLAGIARISME

Saya yang bertanda tangan di bawah ini

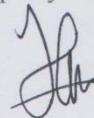
Nama : Muhammad Husain Amir  
NRP : 02311440000056  
Departemen/ Prodi : Teknik Fisika/ S1 Teknik Fisika  
Fakultas : Fakultas Teknologi Industri  
Perguruan Tinggi : Institut Teknologi Sepuluh  
Nopember

Dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul "*Analisa Nilai Hinge Moment Coefficient Pada Pengaruh Bentuk Rudder Pesawat N-2XX Dengan Variasi Defleksi Rudder 0°, 10°, dan 25° Berbasis Computational Fluid Dynamic*" adalah benar karya saya sendiri dan bukan plagiat dari karya orang lain. Apabila di kemudian hari terbukti terdapat plagiat pada Tugas Akhir ini, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenar-benarnya.

Surabaya, Juni 2018

Yang membuat  
pernyataan,



Muhammad Husain Amir  
NRP. 02311440000056

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

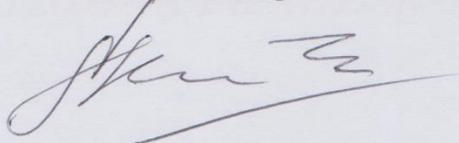
**LEMBAR PENGESAHAN  
TUGAS AKHIR**

**ANALISA NILAI *HINGE MOMENT COEFFICIENT*  
PADA PENGARUH BENTUK *RUDDER* PESAWAT  
N-2XX DENGAN VARIASI DEFLEKSI *RUDDER* 0°, 10  
°, dan 25° BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID  
DYNAMICS***

Oleh :  
**MUHAMMAD HUSAIN AMIR**  
NRP. 02311440000056

Surabaya, 30 Juni 2018  
Mengetahui / Menyetujui,

Dosen Pembimbing



**Ir. Sarwono, MM**  
NIP. 195805380 198303 1 002

**Kepala Departemen  
Teknik Fisika FTI – ITS**



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

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

**ANALISA NILAI *HINGE MOMENT COEFFICIENT*  
PADA PENGARUH BENTUK *RUDDER* PESAWAT N-  
2XX DENGAN VARIASI DEFLEKSI *RUDDER* 0°, 10°,  
dan 25° BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID  
DYNAMICS***

**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:

**MUHAMMAD HUSAIN AMIR**  
**NRP 0231144000056**

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Ir. Sarwono, MM ..... (Pembimbing I)
2. Ir. Harsono Hadi, MT, Ph.D..... (Penguji I)
3. Gunawan Nugroho, ST, MT, Ph.D..... (Penguji II)

**SURABAYA**

**JUNI 2018**

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

**ANALISA NILAI *HINGE MOMENT*  
COEFFICIENT PADA PENGARUH BENTUK  
RUDDER PESAWAT N-2XX DENGAN VARIASI  
DEFLEKSI *RUDDER* 0°, 10°, dan 25° BERBASIS  
*COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS***

**Nama Mahasiswa : Muhammad Husain Amir**  
**NRP : 0231144000056**  
**Jurusan : Teknik Fisika FTI-ITS**  
**Dosen Pembimbing : Ir. Sarwono, MM**

**Abstrak**

Pesawat N-2XX adalah pesawat yang dirancang oleh PT. Dirgantara Indonesia untuk penerbangan rute perintis dan dibuat dengan teknologi full mechanical dalam melakukan penerbangannya. Pengendalian rudder yang dilakukan oleh pilot tersebut akan menghasilkan sebuah gaya counter yang disebut dengan *coefficient hinge moment*. Nilai *coefficient hinge moment* dari rudder tergantung dari bentuk rudder yang dimiliki pesawat, sehingga dilakukan analisa mengenai variasi nilai hinge moment terhadap bentuk rudder yang berbeda. Penggunaan rudder dengan bentuk *conic* dengan defleksi 0° dan 10° memiliki nilai *coefficient hinge moment* yang lebih kecil dibanding *rudder circle*. Namun pada sudut defleksi 25° *rudder conic* memiliki nilai Ch sebesar 0.051166 pada *angle of attack* -5°, lalu sebesar 0.060217 pada *angle of attack* 0°, dan sebesar 0.069274 untuk *angle of attack* 5°.

**Kata kunci : *Rudder, Angle of Attack, dan Coefficient Hinge Moment***

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

**ANALYSIS OF HINGE MOMENT COEFFICIENT IN  
ITS INFLUENCE OF RUDDER SHAPE FOR  
AIRCRAFT N-2XX BY VARIATING RUDDER  
DEFLECTION ON 0°, 10°, AND 25° BASED ON  
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC**

**Nama Mahasiswa : Muhammad Husain Amir**  
**NRP : 0231144000056**  
**Jurusan : Teknik Fisika FTI-ITS**  
**Dosen Pembimbing : Ir. Sarwono, MM**

***Abstract***

*Indonesian Aerospace Company ( PT. Dirgantara Indonesia) is developing new generation of aircraft, prototype N-2XX to solve the problem of transportation between islands. N-2XX aircraft use full mechanical technology for flying, thus the pilot will control the aircraft without electronic steering assist. Rudder is used to make the aircraft perform yawing, then the pilot just steering the rudder to do so. Controlling the rudder will results a counter measure. The counter measure is called hinge moment coefficient. The value of hinge moment coefficient depends on the shape of the rudder, thus analysis of hinge moment in different shape of rudder should be conducted. The use of conic shaped rudder in 0° and 10° deflection angles has smaller hinge moment coefficient than circle shaped rudder. Only for 25° deflection angles conic shaped rudder has more Ch which is 0.051166 for angle of attack -5°, then 0.060217 for angle of attack 0°, and 0.069274 for angle of attack 5°.*

***Keywords : Rudder, Angle of Attack, and Hinge Moment Coefficient***

*This page intentionally left blank*

## KATA PENGANTAR

Puji syukur Penulis panjatkan ke hadirat Allah SWT, karena atas berkah rahmat dan karunia-Nya Penulis dapat menyelesaikan laporan Tugas Akhir yang berjudul “Analisa Nilai *Hinge Moment* Pada Pengaruh Bentuk *Rudder* Pesawat N-2XX Dengan Variasi Defleksi *Rudder*  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $25^\circ$ ”

Dalam penulisan laporan Tugas Akhir ini, penulis mendapatkan segala bentuk bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Untuk itu, Penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. Orang tua Penulis yang selalu memberikan doa dan dukungan berupa biaya kehidupan selama penulis melaksanakan kuliah di Teknik Fisika ITS.
2. PT Dirgantara Indonesia, yang telah mengizinkan Penulis untuk mengambil data untuk keperluan Tugas Akhir.
3. Bapak Ir. Sarwono, MM selaku dosen pembimbing yang senantiasa membimbing saya dengan baik dan sabar.
4. Bapak Dr. Gunawan Nugroho, S.T, M.T. selaku kepala Laboratorium Rekayasa Energi dan Pengkondisian lingkungan teknik Fisika ITS yang telah membantu saya dalam melakukan simulasi.
5. Teman – teman Teknik Fisika ITS yang senantiasa selalu menghibur dan mendukung saya di masa perkuliahan.

Demikian kata pengantar penulis. Adapun harapan dari Penulis adalah kerja praktek ini dapat berguna dan bermanfaat untuk siapa pun yang membacanya.

Surabaya, Juli 2018

Penulis

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL .....	i
LEMBAR PENGESAHAN ... <b>Error! Bookmark not defined.</b>	
Abstrak .....	xi
<i>Abstract</i> .....	xiii
KATA PENGANTAR .....	xv
DAFTAR ISI .....	xvii
DAFTAR GAMBAR.....	xix
DAFTAR TABEL .....	xx
DAFTAR SIMBOL .....	xxiv
BAB I PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Batasan Masalah.....	2
1.4 Tujuan .....	2
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 Airfoil.....	5
2.2 Lift dan Drag .....	8
2.3 <i>Rudder</i> .....	12
2.4 <i>Hinge Moment</i> .....	14
BAB III METODOLOGI PENELITIAN .....	17
3.1 Diagram Alir Penelitian.....	17
3.2 Parameter Validasi .....	19
3.3 <i>Preprocessing</i> .....	20
3.4 <i>Processing</i> .....	25
3.5 <i>Postprocessing</i> .....	30
BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN .....	311
4.1 Validasi Hasil Simulasi .....	311
4.2 <i>Airfoil Joukowski</i> .....	333
4.3 <i>Rudder Joukowski Defleksi 0°</i> .....	35
4.4 <i>Rudder Joukowski Defleksi 10°</i> .....	41
4.5 <i>Rudder Joukowski Defleksi 25°</i> .....	47
4.6 Diskusi .....	52
BAB V PENUTUP .....	57

5.1 Kesimpulan .....	57
5.2 Saran .....	58
DAFTAR PUSTAKA .....	59
LAMPIRAN A .....	A
LAMPIRAN B .....	B
LAMPIRAN C .....	C
LAMPIRAN D .....	D
LAMPIRAN E .....	E
LAMPIRAN F .....	F
LAMPIRAN G .....	G
BIODATA PENULIS .....	H

## DAFTAR GAMBAR

<b>Gambar 2.1</b> Terminologi <i>Airfoil</i> .....	5
<b>Gambar 2.2</b> Distribusi tekanan disekitar <i>airfoil</i> .....	7
<b>Gambar 2.3</b> <i>Angle of attack</i> pada sayap pesawat .....	9
<b>Gambar 2.4</b> Pengaruh bentuk objek terhadap aliran udara yang terbentuk .....	11
<b>Gambar 2.5</b> Mekanisme kerja <i>rudder</i> .....	13
<b>Gambar 2.6</b> Contoh dari (a) <i>floating</i> dan (b) <i>restoring tendency</i> pada <i>control surfaces</i> .....	15
<b>Gambar 3.1</b> Skema Diagram Penelitian Tugas Akhir .....	17
<b>Gambar 3.2</b> Skema Diagram Penelitian Tugas Akhir .....	20
<b>Gambar 3.3</b> Geometri <i>airfoil</i> Joukowski .....	21
<b>Gambar 3.4</b> Geometri <i>airfoil</i> Joukowski dalam <i>farfield</i> .....	21
<b>Gambar 3.5</b> Geometri <i>airfoil</i> Joukowski dengan <i>unstructured mesh</i> .....	21
<b>Gambar 3.6</b> Parameter <i>meshing</i> .....	23
<b>Gambar 3.7</b> <i>Meshing</i> untuk domain <i>farfield</i> .....	23
<b>Gambar 3.8</b> <i>Prism Meshing</i> parameters.....	24
<b>Gambar 3.9</b> Geometri <i>airfoil</i> dengan <i>meshing prism</i> .....	24
<b>Gambar 3.10</b> <i>Set up meshing prism</i> .....	25
<b>Gambar 4.1</b> Grafik hasil validasi data simulasi .....	33
<b>Gambar 4.2</b> <i>Basic Airfoil Symmetrical Joukowski</i> .....	34
<b>Gambar 4.3</b> Karakteristik nilai <i>coefficient lift</i> terhadap nilai <i>alpha</i> .....	34
<b>Gambar 4.4</b> <i>Rudder</i> dengan variasi geometri <i>circle</i> .....	35
<b>Gambar 4.5</b> <i>Rudder</i> dengan variasi geometri <i>Conic</i> .....	36
<b>Gambar 4.6</b> Grafik perbandingan nilai $C_l$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $0^\circ$ .....	36
<b>Gambar 4.7</b> Grafik perbandingan nilai $C_d$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $0^\circ$ .....	38
<b>Gambar 4.8</b> Kontur <i>velocity</i> pada <i>rudder circle</i> .....	39
<b>Gambar 4.9</b> Kontur <i>velocity</i> pada <i>rudder conic</i> .....	39
<b>Gambar 4.10</b> Grafik perbandingan nilai $C_h$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $0^\circ$ .....	40

<b>Gambar 4.11</b>	Geometri <i>rudder circle</i> dengan defleksi $10^\circ$ ..	41
<b>Gambar 4.12</b>	Geometri <i>rudder conic</i> dengan defleksi $10^\circ$ ...	42
<b>Gambar 4.13</b>	Grafik perbandingan nilai $C_l$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $10^\circ$ .....	42
<b>Gambar 4.14</b>	Kontur tekanan <i>rudder conic</i> dengan defleksi $10^\circ$ pada sudut serang $5^\circ$ .....	43
<b>Gambar 4.15</b>	Grafik perbandingan nilai $C_d$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $10^\circ$ .....	44
<b>Gambar 4.16</b>	Kontur kecepatan <i>rudder conic</i> dengan defleksi $10^\circ$ pada sudut serang $5^\circ$ .....	45
<b>Gambar 4.17</b>	Grafik perbandingan nilai $C_h$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $10^\circ$ .....	46
<b>Gambar 4.18</b>	Geometri <i>rudder circle</i> dengan defleksi $25^\circ$ ...	47
<b>Gambar 4.19</b>	Geometri <i>rudder conic</i> dengan defleksi $25^\circ$ ...	48
<b>Gambar 4.20</b>	Grafik perbandingan nilai $C_l$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $25^\circ$ .....	48
<b>Gambar 4.21</b>	Kontur kecepatan <i>rudder circle</i> dengan defleksi $25^\circ$ .....	49
<b>Gambar 4.22</b>	Grafik perbandingan nilai $C_d$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $25^\circ$ .....	50
<b>Gambar 4.23</b>	Grafik perbandingan nilai $C_h$ <i>rudder circle</i> dan <i>conic</i> pada defleksi $25^\circ$ .....	51
<b>Gambar 4.24</b>	Grafik nilai $C_l$ <i>rudder circle</i> terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda .....	53
<b>Gambar 4.25</b>	Grafik nilai $C_l$ <i>rudder conic</i> terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda .....	54
<b>Gambar 4.26</b>	Grafik nilai $C_h$ <i>rudder circle</i> terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda .....	55
<b>Gambar 4.27</b>	Grafik nilai $C_h$ <i>rudder conic</i> terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda .....	55

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## DAFTAR TABEL

<b>Tabel 3.1</b> Ukuran Geometri untuk Simulasi .....	25
<b>Tabel 4.1</b> Hasil Validasi Simulasi .....	33

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## DAFTAR SIMBOL

<i>CL</i>	Koefisien Gaya Angkat
<i>CD</i>	Koefisien Gaya Hambat
<i>Ch</i>	Koefisien Hinge Moment
<i>He</i>	<i>Hinge Moment</i>
<i>Se</i>	Luas Area <i>Airfoil</i>
<i>Re</i>	<i>Reynolds Number</i>
$\rho$	Densitas
$v$	Kecepatan
$\mu$	Viskositas
$c$	<i>chord</i>
$l$	Panjang <i>Chord Airfoil</i>

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Pesawat N-2XX yang dibuat oleh PT Dirgantara Indonesia (Persero) adalah pesawat generasi terbaru dengan teknologi *full mechanical* dengan tujuan untuk melakukan penerbangan di daerah perintis. Pesawat ini memang didesain untuk daerah dengan kondisi alam yang memiliki tingkat kesulitan tinggi seperti landasan yang tidak dilapisi aspal serta landasan yang pendek.

Dalam menunjang fungsinya yang harus beroperasi di kondisi landasan yang pendek, maka pesawat dilengkapi kemampuan STOL (*Short Take Off Landing*). Kemampuan STOL tersebut didapatkan dari konfigurasi pesawat yang mampu menghasilkan *lift* yang besar tanpa harus melakukan akselerasi berlebihan. Pesawat N-2XX mampu terbang dengan kecepatan 66 knot pada saat kondisi *take off* dan pada saat fase *cruise* dapat mencapai ketinggian 10.000ft. Pesawat ini beroperasi di daerah pegunungan dan rute perintis yang memiliki karakteristik yang lebih beresiko seperti kontur topografi, elevasi, kecepatan angin, dan tipe cuaca. Pada pesawat dengan teknologi *full mechanical* karakteristik tersebut akan mampu menyulitkan pilot dalam melakukan manuver. Hal tersebut dikarenakan pergerakan dari kendali *elevator*, *rudder*, dan *aileron* tidak dibantu oleh sistem elektrik.

*Rudder* merupakan bagian pesawat yang berfungsi untuk membuat pesawat dapat melakukan *yaw* (berbelok ke kanan atau kiri). Pesawat bisa melakukan *yaw* dikarenakan *rudder* akan mengalami defleksi sehingga memberikan tekanan yang berbeda pada permukaan kiri dan kanan dari *rudder*. Pada saat pilot melakukan *yaw*, maka *rudder* akan melakukan defleksi ke arah yang ditentukan oleh pilot. Namun saat pilot melakukan *yaw* akan menghasilkan sebuah gaya *counter* yang mampu menyulitkan pilot dalam mengendalikan defleksi *rudder* pada pesawat. Gaya *counter* tersebut adalah *hinge moment*, yang berupa *restoring tendency* dan *floating tendency* pada komponen *control* [1]. Sehingga nilai dari *hinge moment* pada pesawat dengan teknologi *full mechanical*

harus dibuat sekecil mungkin agar tidak memberikan beban yang besar pada pilot saat melakukan manuver. Nilai *hinge moment* dari *rudder* tergantung dari bentuk *rudder* yang dimiliki pesawat, oleh karena itu perlu dilakukan analisa mengenai variasi nilai *hinge moment* terhadap bentuk *rudder* yang berbeda.

## 1.2 Rumusan Masalah

Adapun permasalahan yang ingin diselesaikan dalam penelitian tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Bagaimana tahapan melakukan analisa hinge moment pada rudder dengan menggunakan metode CFD?
2. Bagaimana pengaruh bentuk Rudder terhadap nilai hinge moment yang dihasilkan?
3. Bagaimana pengaruh angle of attack terhadap nilai hinge moment dari masing – masing bentuk?
4. Bagaimana pengaruh geometri dari defleksi rudder terhadap nilai hinge moment dari masing – masing bentuk?

## 1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah penelitian tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Aliran *incompressible*.
2. Aliran dalam bentuk *steady – flow*.
3. Properties yang digunakan *constant*.
4. Simulasi dilakukan dalam bentuk 2D

## 1.4 Tujuan

Adapun tujuan dilakukannya penelitian tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Menganalisa *hinge moment* terhadap bentuk *rudder* dengan menggunakan metode CFD.
2. Menentukan pengaruh bentuk *rudder* terhadap nilai *hinge moment* yang dihasilkan.

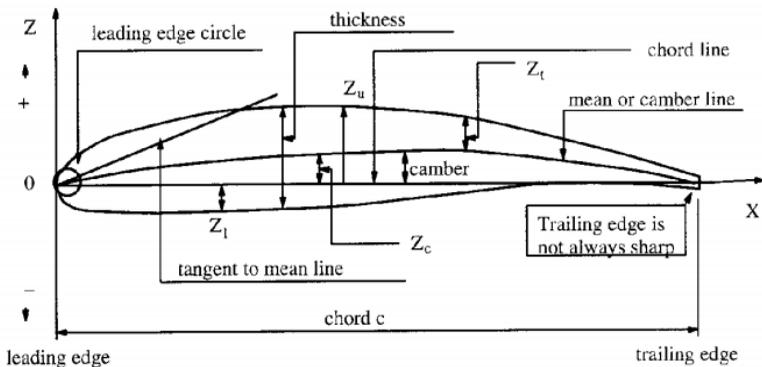
3. Menentukan pengaruh *angle of attack* terhadap nilai *hinge moment* dari masing – masing bentuk.
4. Menentukan pengaruh geometri dari defleksi *rudder* terhadap nilai *hinge moment* dari masing – masing bentuk.

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## BAB II TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Airfoil

*Airfoil* merupakan bentuk penampang yang dimiliki oleh sayap pesawat terbang. Bentuk penampang pada sayap dengan bentuk *airfoil* memungkinkan pesawat menghasilkan gaya angkat berupa (*lift*) ketika aliran udara melewati *airfoil*. Sehingga dapat dikatakan jika *airfoil* merupakan bentuk sayap pesawat dalam bentuk dua dimensi. Untuk terminology *airfoil* secara 2D dapat dilihat seperti pada gambar berikut.



**Gambar 2.1** Terminologi *Airfoil* [2]

Dari Gambar 2.1 terminologi suatu *airfoil* diatas, dapat dijelaskan lebih rinci sebagai berikut :

1. *Leading edge*, bagian dari *airfoil* yang posisinya berada di paling depan dari *airfoil*.
2. *Trailing edge*, bagian dari *airfoil* yang posisinya berada di paling belakang dari *airfoil*.

3. *Mean chamber line*, garis pertengahan yang membagi *airfoil* menjadi dua bagian yaitu permukaan atas dan permukaan bawah.

4. *Chord line*, garis imajiner lurus yang dihubungkan dari *leading edge* sampai *trailing edge*.

5. *Chord*, bagian permukaan yang diukur dari perpanjangan *chord line* pada *leading edge* hingga *trailing edge*. Sehingga bisa dikatakan jika dimensi longitudinal pada suatu *airfoil* adalah *chord*.

6. *Maximum chamber*, jarak yang diukur dari *mean chamber line* sampai *chord line*. Bentuk dari *mean chamber line* dapat didefinisikan dengan *maximum chamber*.

7. *Maximum thickness*, menunjukkan presentase ketebalan yang dimiliki oleh *chord* dan ketebalan maksimum pada *airfoil*. Dengan mengetahui *maximum thickness* pada *airfoil* dapat diketahui bentuk dari *airfoil* dan performa yang dimiliki *airfoil* tersebut.

Prinsip kerja sayap pesawat sehingga dapat menghasilkan gaya *lift* dikarenakan adanya perbedaan kecepatan udara yang mengalir melewati sayap pesawat tersebut. Untuk menghasilkan perbedaan kecepatan tersebut, maka sayap pesawat dibentuk sesuai dengan *airfoil* yang tidak simetris bentuknya pada bagian atas dan bawahnya. Bentuk yang tidak simetris tersebut akan menghasilkan kecepatan yang berbeda, lalu kecepatan yang berbeda tersebut akan menghasilkan perbedaan tekanan. Perbedaan tekanan yang terjadi antara bagian atas dan bawah pesawat tersebut yang menghasilkan gaya *lift*. Kecepatan berbanding terbalik dengan tekanan, maka tekanan udara di atas sayap pesawat akan lebih kecil dibandingkan dengan tekanan udara di bawah sayap pesawat [3]. Lalu tekanan bergerak dari tekanan yang kecil menuju ke tekanan yang lebih besar, maka

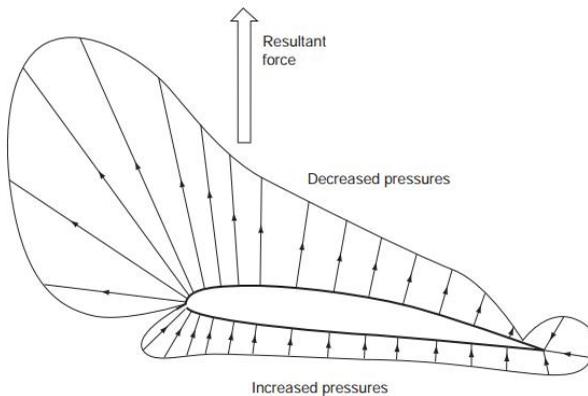
pesawat akan terangkat dan dapat terbang ke udara. Tekanan atau gaya yang dapat mengangkat pesawat ini dinamakan *lift*.

Adapun komponen – komponen utama dari perhitungan *airfoil* adalah perhitungan nilai *lift* dan *drag* pada *airfoil*. Perhitungannya dapat dilakukan dengan menggunakan rumus berikut:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad \dots\dots\dots(2.1)$$

$$D = N \sin \alpha - A \cos \alpha \quad \dots\dots\dots(2.2)$$

Bentuk kontur distribusi perbedaan tekanan pada suatu *airfoil* dapat dilihat pada gambar di bawah berikut:



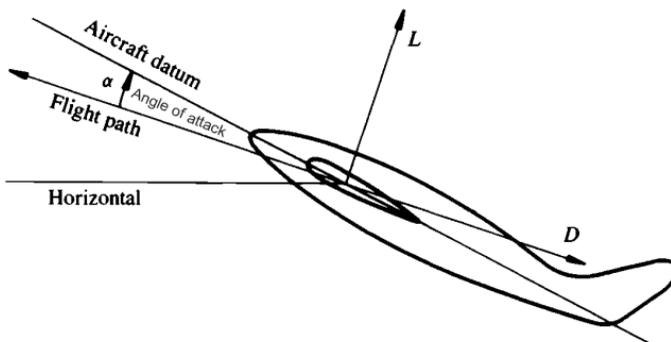
**Gambar 2.2** Distribusi tekanan disekitar *airfoil* [4]

## 2.2 Lift dan Drag

Untuk menghasilkan gaya angkat berupa (lift) pesawat terbang memanfaatkan sayap dengan bentuk *airfoil*. Gaya *lift* adalah gaya yang tegak lurus dengan laju aliran udara yang mengalir melewati *airfoil*. Gaya *Lift* sendiri dapat diciptakan dengan melakukan perubahan arah aliran udara yang mengalir menuju *airfoil*. Sesuai dengan hukum pertama dan ketiga Newton, *lift* merupakan nilai reaksi dari momentum udara yang tegak lurus dengan laju aliran [5]. Untuk menghasilkan *lift* pada sayap pesawat, digunakan dua prinsip utama. Prinsip pertama merupakan adanya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah pada sayap pesawat, lalu prinsip kedua adalah perubahan arah aliran udara dengan melakukan perubahan pada kecepatan (momentum). Pertama, perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah sayap pesawat dapat dilakukan dengan membuat bentuk penampang *airfoil* menjadi tidak simetris pada permukaan atas dan bawah. Bentuk yang tidak simetris akan menghasilkan perbedaan jarak lintasan untuk aliran udara yang melewati permukaan atas dan bawah dari *airfoil*. Lintasan aliran udara pada permukaan atas *airfoil* harus dibuat lebih panjang dibandingkan dengan lintasan aliran udara pada permukaan bawah *airfoil*, hal ini akan membuat perbedaan kecepatan aliran udara di kedua permukaan *airfoil*. Sesuai dengan prinsip Bernoulli, semakin tinggi kecepatan maka semakin kecil tekanan yang dihasilkan. Dengan lintasan yang lebih panjang pada permukaan atas sayap pesawat, maka tekanan yang dihasilkan pada permukaan atas pesawat lebih kecil dibandingkan dengan bagian bawah pesawat, sehingga sayap pesawat akan menghasilkan gaya *lift* dan sayap pesawat terangkat ke atas.

Prinsip yang kedua merupakan prinsip terciptanya momentum dikarenakan perubahan nilai kecepatan. Sesuai hukum kedua

newton yang menyatakan bahwa gaya merupakan laju dari perubahan momentum, sehingga perubahan kecepatan dapat menghasilkan gaya. Gaya yang dihasilkan karena perubahan kecepatan dilakukan dengan cara membuat sayap memiliki sudut serang atau *angle of attack* yang merupakan sudut relative *airfoil* terhadap arah datangnya aliran udara. Penjelasannya dapat dilihat pada gambar berikut.



**Gambar 2.3** *Angle of attack* pada sayap pesawat [6]

Dari gambar diatas dapat dilihat bahwa  $\alpha$  merupakan *angle of attack* dari sayap pesawat yang mampu merubah kecepatan aliran udara pada sayap. Dapat diamati bahwa perubahan arah kecepatan udara adalah kearah bawah (dari lurus menjadi condong kebawah), sehingga untuk “mendorong” udara kearah bawah, sayap akan “terdorong” oleh udara kearah atas.

Dapat diamati dari uraian diatas bahwa gaya yang ditimbulkan dari perbedaan tekanan maupun perubahan momentum tidak

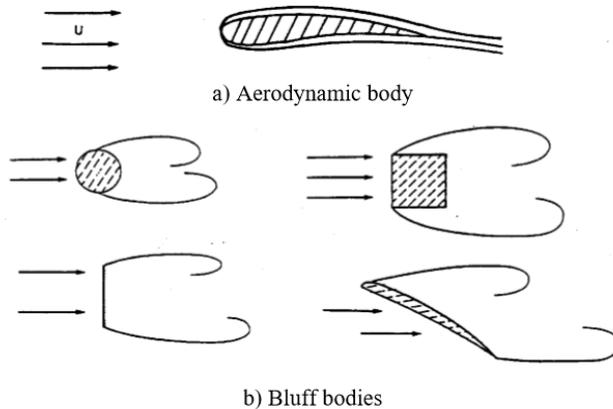
sepenuhnya mengarah keatas, namun agak condong ke belakang. gaya yang mengarah keatas adalah *lift* seperti yang telah diuraikan diatas, sedangkan yang mengarah ke belakang adalah gaya hambat atau sering dikenal dengan istilah *drag*. Gaya *drag* merupakan merupakan suatu gaya yang timbul dari adanya reaksi berlawanan dari arah laju aliran, yang dapat mengurangi nilai momentum [5].

Menghasilkan lift dengan memanfaatkan prinsip kedua ini memiliki kekurangan, yaitu dapat menghasilkan *drag* yang besar. Dalam prakteknya hukum ketiga newton akan terjadi pada prinsip kedua ini yang berupa *induced lift*. Ketika terjadi *induced lift* maka akan terjadi juga *induced drag*. Sehingga pada sayap pesawat terbang digunakan kombinasi dari kedua prinsip tersebut, untuk menghitung nilai *coefficient lift* pada sebuah *airfoil* dapat digunakan rumus seperti berikut.

$$C_L \equiv \frac{L}{q_\infty S} \dots\dots\dots(2.3)$$

Dimana L merupakan gaya *lift*, q merupakan *dynamic pressure*, dan S merupakan area *wingspan* pada *airfoil*. Sesuai dengan hukum aksi reaksi newton, ketika terjadi *lift* maka akan terjadi pula *drag*. Gaya *drag* ini terjadi disebabkan karena adanya perbedaan tekanan di *leading edge* dan *trailing edge* pada *airfoil*, gaya *drag* yang disebabkan oleh hal tersebut merupakan *form drag*. Selain itu gaya *drag* juga terjadi karena momentum yang dihasilkan dari perubahan kecepatan dan dapat terjadi juga karena gesekan antara *airfoil* dengan udara yang berupa *friction drag*. Untuk *form drag* sendiri biasanya terjadi karena disebabkan oleh bentuk objek atau *airfoil* yang dilewati aliran udara. Pengaruh *form drag* ini dapat diatur dengan mengubah bentuk dari objek atau *airfoil*, semakin berbentuk *streamline* maka *form drag* yang dihasilkan akan lebih kecil, namun

apabila objek tidak semakin berbentuk *streamline* maka *form drag* yang dihasilkan semakin besar juga. Bentuk *streamline* dapat membuat aliran udara yang mengalir melwati objek menjadi semakin halus, namun apabila bentuk objek berubah maka dapat menghasilkan bagian belakang atau *trailing edge* memiliki tekanan lebih rendah, sehingga perbedaan tekanan yang tinggi tersebut akan menghasilkan *drag* yang lebih besar.



**Gambar 2.4** Pengaruh bentuk objek terhadap aliran udara yang terbentuk [7]

Lalu untuk *drag* yang terjadi terjadi karena momentum yang dihasilkan dari perubahan kecepatan dapat ditinjau menggunakan teori *lift*. Aliran udara yang datang dengan kecepatan tinggi akan dialirkan menuju bagian bawah dari *airfoil*, lalu perubahan arah aliran tersebut akan mengurangi kecepatan udara pada sumbu horizontal. Lalu kecepatan udara yang mengalir pada *airfoil* akan berkurang, lalu udara mengalir menuju bagian *trailing edge* dan menghasilkan *drag*. Gaya *drag* yang dihasilkan oleh proses

tersebut merupakan *induced drag*. Untuk gaya *drag* akibat *friction drag* terjadi karena model *airfoil* ataupun kecepatan udara yang mengalir di *airfoil*. Namun pada kasus aliran udara berkecepatan tinggi, jenis *drag* ini dapat diabaikan. Untuk menghitung nilai *coefficient drag* pada *airfoil* dapat menggunakan rumus berikut:

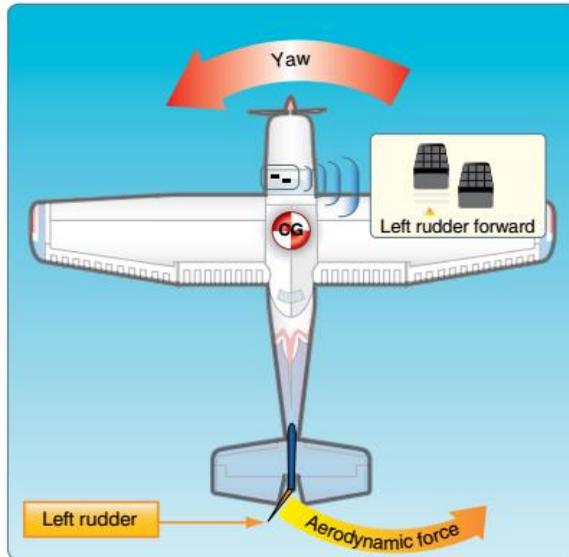
$$C_D \equiv \frac{D}{q_\infty S} \quad \dots\dots\dots(2.4)$$

Dimana  $D$  merupakan gaya *drag*,  $q$  merupakan *dynamic pressure*, dan  $S$  merupakan area *wingspan* pada *airfoil*.

### 2.3 Rudder

Rudder merupakan salah satu perangkat kendali dari sebuah pesawat terbang dan digunakan agar pesawat dapat melakukan manuver *yawing*. Prinsip kerja dari *rudder* menggunakan perantara mekanik atau elektrik, penggunaannya tergantung dari kebutuhan desain suatu pesawat. Dalam melakukan kendali pada *rudder*, kendali dapat dilakukan dengan menggunakan pedal. Penggunaannya sama seperti pedal pada mobil, apabila pilot ingin melakukan *yawing* ke arah kiri maka pilot dapat menginjak pedal *rudder* sebelah kiri, apabila pilot ingin melakukan *yawing* ke arah kanan maka pilot dapat menginjak pedal *rudder* sebelah kanan. Saat pilot menginjak pedal *rudder* maka *rudder* akan mengalami perubahan posisi atau biasa disebut dengan defleksi *rudder*. Defleksi pada *rudder* ini yang menghasilkan gaya *lift* sehingga pesawat dapat melakukan manuver *yawing*. Perubahan posisi pada defleksi *rudder* mengakibatkan perubahan arah pesawat pada sumbu  $Z$ , yang biasa disebut dengan istilah *yaw*. Merubah posisi

defleksi *rudder* menjadi ke kanan, akan mengakibatkan pesawat *yaw* ke kanan [5].

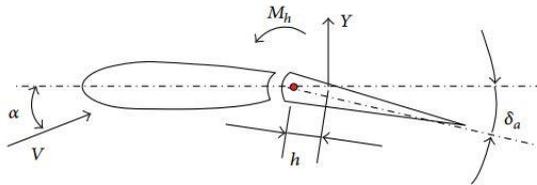


**Gambar 2.5** Mekanisme kerja *rudder* [8]

### 2.4 Hinge Moment

Moment aerodynamic pada *hinge line* biasanya dibuat dengan bentuk *dimensionless hinge moment coefficient*  $C_{h_e}$ . Untuk itu  $C_{h_e}$  didapatkan dengan:

$$C_{h_e} \equiv \frac{H_e}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_e C_e} \dots\dots\dots(2.5)$$



**Gambar 2.6** Mekanisme dari *hinge moment* pada *airfoil*[16]

Dimana  $H_e$  merupakan panjang *leading edge* pada *chord* ke titik engsel,  $S_e$  merupakan luas area platform setelah titik engsel dan  $C_e$  merupakan panjang *chord*. Dua hal tersebut merupakan dasar untuk menentukan *hinge line* pada *control airfoil*.

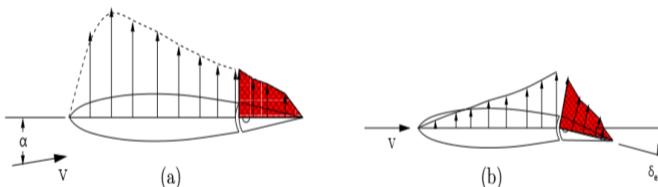
Selain itu *hinge moment coefficient* mempunyai *restoring tendency* dan *floating tendency*. Dimana *storing tendency* merupakan turunan dari *hinge moment coefficient* terhadap *control deflection*. Dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$C_{h_{\delta_e}} = \frac{\partial C_{h_e}}{\partial \delta_e} \dots\dots\dots(2.6)$$

Lalu *floating tendency* merupakan turunan dari *hinge moment coefficient* terhadap nilai *angle of attack*. Dimana dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$C_{h_{e\alpha_t}} = \frac{\partial C_{h_e}}{\partial \alpha_t} \dots\dots\dots(2.7)$$

Dimana  $\alpha_t$  merupakan nilai dari *angle of attack*.



**Gambar 2.7** Contoh dari (a) *floating* dan (b) *restoring tendency* pada *control surfaces* [1]

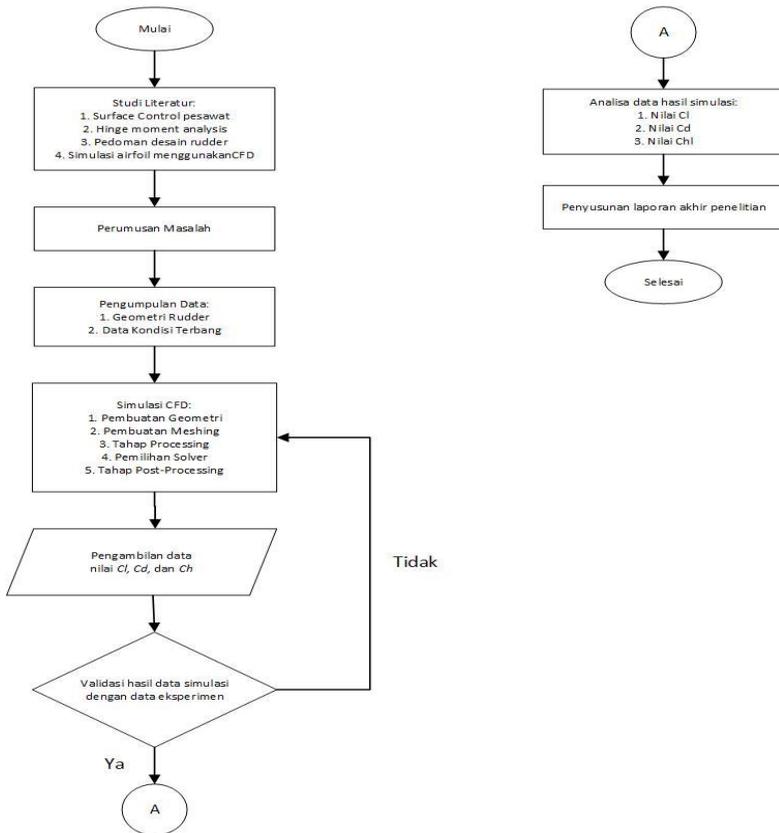
Floating (atau restoring) tendency merepresentasikan *moment* pada *hinge line* terhadap distribusi *lift* pada *control surface per unit angle of attack* (atau *control deflection*)[1]. Faktor – faktor yang mampu mempengaruhi nilai *hinge moment* pada suatu *airfoil* adalah kecepatan (*mach number*), sudut serang ( $\alpha$ ), posisi *shaft* dari *hinge* ( $h$ ), sudut defleksi pada *airfoil*, dan geometri *airfoil*[16].

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## BAB III METODOLOGI PENELITIAN

### 3.1 Diagram Alir Penelitian

Tahapan – tahapan yang akan dilaksanakan dalam penelitian tugas akhir ini secara umum dapat digambarkan seperti diagram alir berikut:



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

Pelaksanaan penelitian tugas akhir ini memerlukan validasi pada tipe *airfoil* yang digunakan sebagai *rudder* pesawat N-2XX. Jenis *airfoil* yang digunakan sebagai *rudder* pada pesawat N-2XX adalah *airfoil* dengan tipe Joukowski. Validasi terhadap *airfoil* jenis Joukowski ini dilakukan dengan menggunakan parameter validasi yang dilakukan oleh *Langley research centre*. Parameter validasi yang digunakan adalah nilai *coefficient drag* pada *airfoil* jenis Joukowski yang didapatkan dari hasil eksperimen yang dilakukan oleh *Langley research centre*. Validasi hasil eksperimen dengan simulasi dilakukan dengan variasi sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$ . Apabila validasi telah dinyatakan sesuai dengan data yang diperoleh dari *Langley research centre*, maka simulasi untuk *airfoil* Joukowski dengan modifikasi dapat dilakukan. Modifikasi pada *airfoil* Joukowski berupa adanya *gap*, variasi geometri *rudder*, dan variasi defleski *rudder* saat melakukan *yawing*. Variasi sudut defleksi *rudder* saat *yawing* adalah  $10^\circ$  dan  $25^\circ$ .

Fokus penelitian tugas akhir ini mengenai analisa nilai *hinge moment* pada pengaruh geometri *rudder*. Analisa nilai *hinge moment* pada *airfoil* tipe Joukowski *rudder* pesawat N-2XX dilakukan dengan metode simulasi berbasis CFD. Simulasi dimulai dengan membuat geometri *rudder*. Pembuatan geometri *rudder* dilakukan sesuai dengan data geometri *airfoil* tipe Joukowski pada *rudder* pesawat N-2XX. Setelah geometri sudah sesuai dengan parameter desain *rudder* pesawat N-2XX, maka dilanjutkan tahap *meshing*. Pada tahap *meshing* dilakukan pembagian geometri dari *rudder* menjadi beberapa bagian kecil untuk memudahkan analisa perhitungan aerodinamika menggunakan metode CFD. Ketika tahap *meshing* selesai dilakukan maka dilanjutkan dengan menentukan kondisi batas pada *software* Fluent 17. Penentuan parameter kondisi batas ini disesuaikan dengan data operasi pesawat terbang seperti *temperature*, *mach number*, *viscosity*, dan lain – lain. Setelah nilai kondisi batas selesai ditentukan, maka simulasi dilakukan untuk masing – masing variasi geometri *rudder* dan sudut defleksi *rudder*.

Hasil simulasi yang ingin dinalisa merupakan nilai *hinge moment* yang dihasilkan dari masing – masing variasi geometri

*rudder* dan sudut defleksinya. Dalam simulasi ini nilai *coefficient lift* dan *coefficient drag* yang dihasilkan juga turut serta dianalisa, namun bukan sebagai data analisa utama, hanya sebagai data tambahan untuk menentukan perbandingan kelebihan dan kekurangan dari masing – masing geometri *rudder*. Ketika nilai *hinge moment* telah didapatkan, maka nilai – nilai tersebut dibandingkan dan dimasukkan ke dalam laporan tugas akhir.

### **3.2 Parameter Validasi**

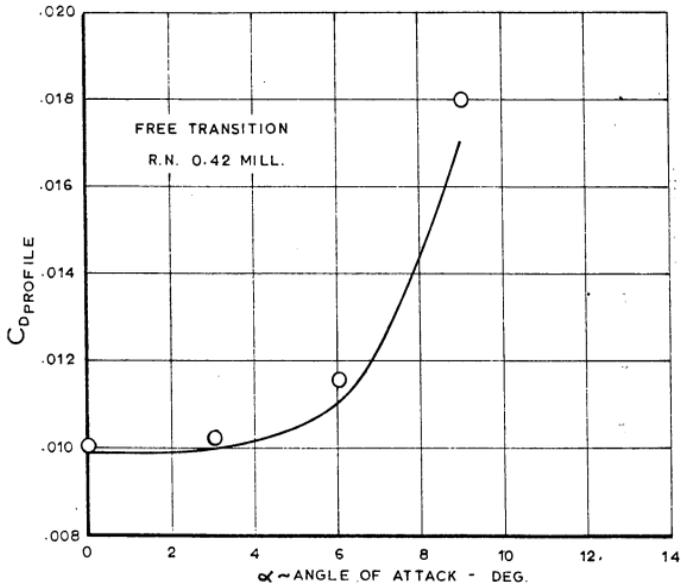
Penelitian simulasi membutuhkan validasi untuk mengkonfirmasi data yang diperoleh menggunakan perbandingan dengan data pengujian eksperimen agar kaidah validasi data tersebut terpenuhi. Sehingga dalam penelitian tugas akhir ini dibutuhkan parameter validasi untuk memperoleh data yang dapat mendekati kondisi yang sesungguhnya.

#### **3.2.1 Desain Airfoil Yang Digunakan**

Untuk melakukan validasi tahap pertama yang dibutuhkan adalah dengan menentukan desain *airfoil* yang digunakan pada penelitian. Pada penelitian tugas akhir ini jenis *airfoil* yang digunakan adalah *joukowski symmetrical airfoil*. Jenis *airfoil* memiliki bentuk yang simetris pada bagian *chord* nya. Sehingga nilai *coefficient lift* yang dimiliki *airfoil* ini pada sudut serang  $0^\circ$  adalah 0.

#### **3.2.2 Reynolds Number**

Pada parameter penelitian *airfoil* tipe Joukowski yang dilakukan oleh *Langley research centre* menggunakan *Reynold number*  $0.46 \times 10^6$  . Karakteristik *reynolds number* yang digunakan untuk validasi adalah data *coefficient drag*. Untuk karakteristik nilai  $C_d$  ditinjau pada nilai sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$  pada *reynolds number*  $0.46 \times 10^6$  adalah sebagai berikut.



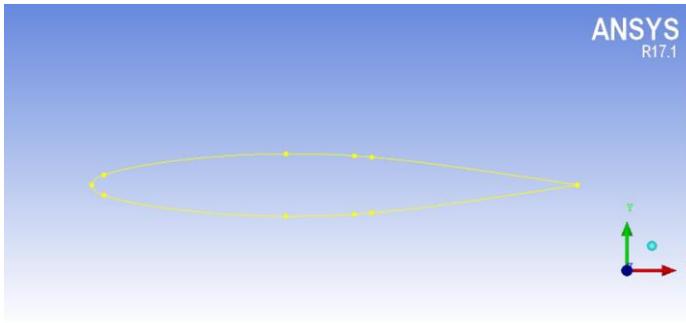
**Gambar 3.2** Karakteristik *Reynold Number*  $0.46 \times 10^6$

### 3.3 Preprocessing

Tahap *preprocessing* merupakan tahap awal yang dilakukan pada analisa simulasi. Pada tahap ini dilakukan pembuatan geometri, melakukan *meshing*, dan menentukan kondisi batas yang akan dilanjutkan ke tahap *processing*.

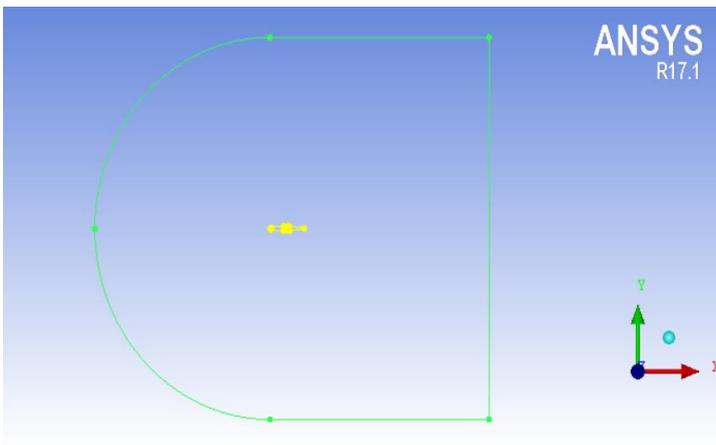
#### 3.3.1 Pembuatan Geometri

Pada tahap pembuatan geometri dilakukan dengan memasukkan data koordinat geometri *airfoil* tipe Joukowski. Data koordinat didapatkan dari konfigurasi *rudder* pesawat N-2XX. Selanjutnya data koordinat – koordinat tersebut dihubungkan dengan garis (*edge*) menjadi satu kesatuan bidang *airfoil*. Setelah bidang tersebut terbentuk, maka bidang *airfoil* tersebut dibuat sebagai bidang permukaan (*face*).



**Gambar 3.3** Geometri *airfoil* Joukowski

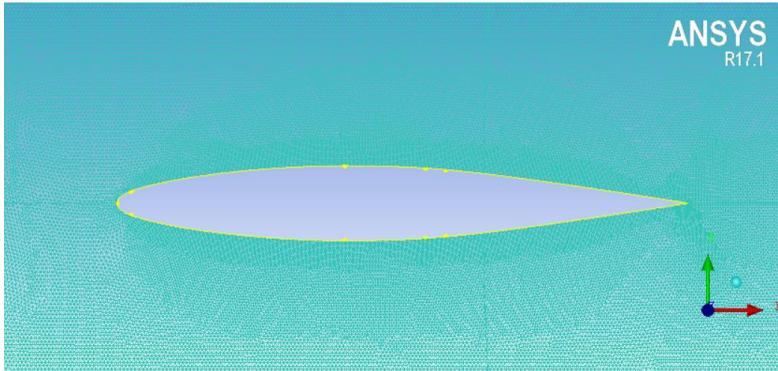
Setelah pembuatan geometri *airfoil* selanjutnya dilakukan pembuatan domain *Farfield*. Domain ini dibuat dengan menempatkan *airfoil* ditengah domain agar fluida yang melalui *airfoil* dapat ditangkap lebih stabil. Langkah membuat domain ini sama seperti pembuatan geometri *airfoil*, hanya saja input 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* Joukowski dalam *farfield*

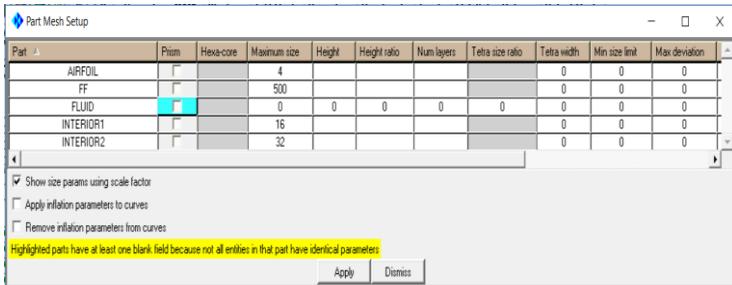
### 3.3.2 Meshing

Pada tahap *meshing*, domain simulasi bidang *airfoil* dibagi menjadi beberapa bagian kecil untuk menghitung persamaan – persamaan aerodinamika yang terdapat pada bidang *airfoil*. Semakin kecil pembagiannya maka hasil perhitungan akan semakin bagus. Untuk *meshing* pada *airfoil* Joukowski ini menggunakan struktur meshing *unstructured mesh*.



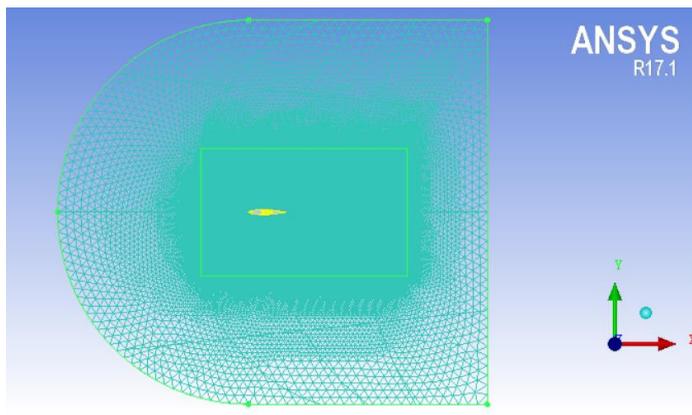
**Gambar 3.5** Geometri *airfoil* Joukowski dengan *unstructured mesh*

Pembuatan *unstructured mesh* dibuat secara penuh dari domain *farfield* sampai dengan bidang *airfoil*. Semakin dekat dengan bidang *airfoil* maka jumlah *mesh* dibuat semakin banyak. Sehingga bisa mendapatkan hasil perhitungan pada bidang *airfoil* yang lebih akurat. Untuk pengaturan jumlah *mesh* pada domain simulasi dilakukan sebagai berikut:



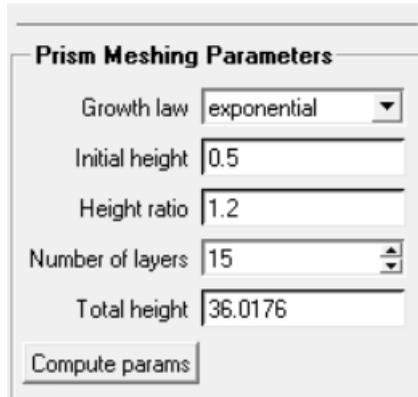
**Gambar 3.6** Parameter *meshing*

Sehingga didapatkan bentuk *mesh* pada domain simulasi *farfield* sebagai berikut:



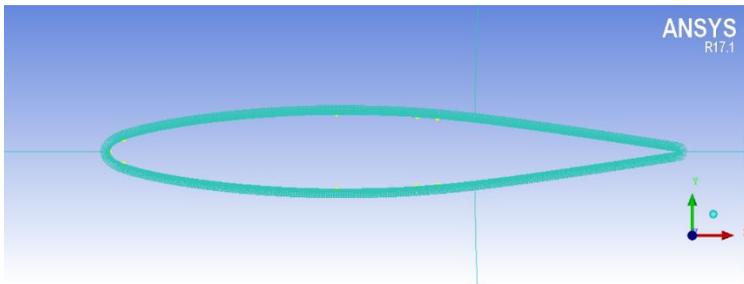
**Gambar 3.7** *Meshing* untuk domain *farfield*

Setelah tahap *meshing unstructured mesh* selesai maka dilanjutkan dengan tahap *meshing prism*. Tahap ini dilakukan agar perhitungan nilai *coefficient lift* dan *coefficient drag* pada bidang *airfoil* mendapatkan hasil yang lebih akurat. Pengaturan parameter *meshing prism* dilakukan sebagai berikut:



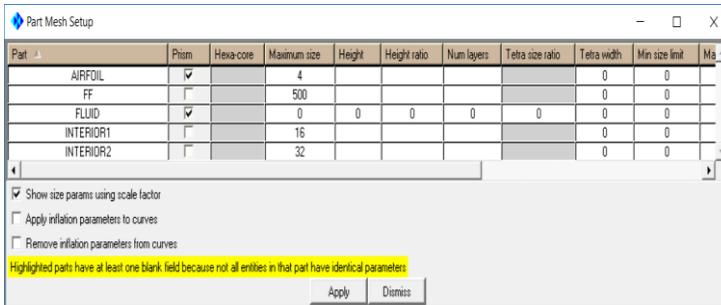
**Gambar 3.8** *Prism Meshing* parameters

*Prism mesh* dibuat berdasarkan parameter yang telah dibuat. Saat *prism mesh* telah dibuat berdasarkan parameter yang dibutuhkan, maka akan menjadi seperti berikut:



**Gambar 3.9** Geometri *airfoil* dengan *meshing prism*

Bentuk *meshing prism* tersebut dihasilkan dari *prism mesh parameters*. Pembuatan konfigurasi *mesh prism* untuk domain simulasi yang dapat menghasilkan hasil perhitungan yang lebih akurat dibuat sebagai berikut:



**Gambar 3.10** Set up meshing prism

### 3.3.3 Boundary Condition

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 3.1** Ukuran Geometri untuk Simulasi

Nama Bagian	Kondisi Batas	Inisial Batas
AIRFOIL	<i>Wall</i>	<i>Wall</i>
FF	<i>Farfield</i>	<i>Pressure-far-field</i>
FLUID	<i>Fluid</i>	<i>Interior</i>
INTERIOR1	<i>Interior</i>	<i>Interior</i>
INTERIOR2	<i>Interior</i>	<i>Interior</i>

Pemilihan *boundary condition* dibuat berdasarkan konfigurasi tersebut agar memudahkan pada tahap *processing* dan *solving*. Pemilihan *boundary condition* untuk *fluid* dan *interior* seperti pada table 3.1 dilakukan untuk memudahkan inialisasi pada simulasi.

### 3.4 Processing

Pada tahap ini akan dilakukan tahap *solving* yang merupakan proses perhitungan persamaan matematis berdasarkan geometri

*airfoil* yang telah dibuat dan berdasarkan *boundary condition* yang telah ditetapkan saat tahap *preprocessing*. Tahap *solving* dapat dinyatakan selesai atau sudah konvergen saat nilai *residual* yang dihasilkan sudah mencapai kurang dari  $10^{-4}$  atau lebih.

### 3.4.1 General

Pada *software* FLUENT 17 terdapat kotak dialog *General* yang memiliki dua buah sub menu berupa *mesh* dan *solver*. Untuk konfigurasinya dilakukan seperti berikut:

- a) Pada sub menu *mesh* pilih bagian *scale* untuk merubah dimensi geometri di FLUENT 17. Pada kotak dialog *mesh was created in* menggunakan skala mm yang merupakan skala asli geometri *airfoil* saat dibuat. Lalu pada kotak dialog *view length unit in* menggunakan skala m. Untuk mengubah skala lalu klik tombol *scale*.
- b) Pada sub menu *solver* menggunakan tipe *density based*. Hal ini karena tipe *density based* lebih baik digunakan untuk perhitungan analisa *hinge moment* pada pesawat.

### 3.4.2 Models

Pada kotak dialog *Model* berguna untuk menyatakan inisial kondisi yang digunakan untuk mendapatkan solusi persamaan matematis dari simulasi yang dilakukan. Untuk konfigurasinya dilakukan sebagai berikut:

- a) Pilihan sub menu *Energy* dibuat *default*. Hal ini dilakukan agar perhitungan matematis pada simulasi *airfoil* dapat dilakukan.
- b) Pada pemilihan model viskositas yang digunakan adalah K – Omega karena model ini dapat diaplikasikan pada aliran dengan *Reynolds number* rendah maupun aliran bebas geseran (*shear flow*).

Model k – omega yang terdapat pada FLUENT merupakan model berdasarkan model Wilcox k – omega yang memasukkan beberapa modifikasi untuk menghitung efek aliran pada bilangan

*Reynolds* rendah, kompresibilitas dan penyebaran aliran geser (*shear flow*) [10].

### 3.4.3 *Materials*

Pada kotak dialog *material* gunakan udara / *air* sebagai fluida kerja pada simulasi. Untuk mengatur *properties* pada simulasi digunakan konfigurasi sebagai berikut:

- a) Pengaturan *density* dilakukan dengan memilih ideal-gas sebagai *density*. Hal ini dilakukan agar sesuai dengan kondisi asli.
- b) Nilai viskositas diubah agar sesuai dengan *Reynold number* yang diinginkan. Untuk validasi menggunakan *Reynold number*  $0.46 \times 10^6$  dan untuk simulasi yang sesuai dengan data kondisi terbang yang ingin digunakan adalah  $5,9 \times 10^6$ .

### 3.4.4 *Boundary Condition*

Pengaturan *boundary condition* dilakukan dengan memilih sub menu FF. Pengaturan sub menu FF dilakukan dengan menekan tombol edit dan digunakan konfigurasi seperti berikut:

- a) Pengaturan nilai *Gauge Pressure* pada simulasi digunakan nilai sebesar 92840.16 Pa, namun pada saat validasi digunakan nilai 2872.815 Pa. Nilai tersebut digunakan agar kondisi simulasi disamakan dengan data kondisi terbang sebenarnya dan data validasi.
- b) Pengaturan nilai *mach number* digunakan nilai 0.201 pada simulasi. Nilai ini disamakan dengan berdasarkan data yang dimiliki *Langley Research Centre* sebagai data validasi. Lalu untuk data simulasi kondisi terbang yang ingin digunakan dalam penelitian ini digunakan nilai *mach number* sebesar 0.127.
- c) Pengaturan pada arah laju aliran *fluida / angle of attack* dilakukan dengan memasukkan nilai 1 pada kolom *X – Component of Flow Direction* dan memasukkan nilai 0 pada *Y – Component of Flow Direction*. Pengaturan nilai tersebut dilakukan berdasarkan nilai sudut *angle of attack* yang digunakan pada simulasi. Untuk nilai 1 dan nilai 0 tersebut merupakan konfigurasi nilai dengan sudut *angle of attack*  $0^\circ$ . Sehingga didapatkan  $\cos 0^\circ = 1$  dan  $\sin 0^\circ = 0$  untuk nilai *angle of attack*  $0^\circ$ .

d) Untuk pengaturan nilai *turbulent intensity* dan *turbulent viscosity ratio* digunakan konfigurasi nilai 5% untuk *turbulent intensity* dan nilai 10 untuk *turbulent viscosity ratio*.

e) Nilai *temperature* pada saat validasi digunakan nilai 221.55 K dan untuk simulasi sebenarnya digunakan adalah 303.4 K agar sesuai dengan data kondisi terbang pesawat yang sebenarnya.

### 3.4.5 Operating Condition

Kondisi operasi diatur sesuai dengan tekanan operasi yang dimiliki dalam kondisi yang sebenarnya. Apabila total tekanan yang dimiliki sebesar 101325 Pa, maka nilai *operating pressure* yang dimiliki 101325 Pa dan nilai *gauge pressure* 0 Pa. Pada saat simulasi untuk validasi digunakan nilai *pressure gauge* pada *pressure far field* sebesar 60 psf atau 2872.81 Pascal dengan nilai *operating pressure* 0. Untuk variasi penelitian ini digunakan nilai *gauge pressure* 92840.16 Pa dan nilai *operating pressure* 0 Pa.

### 3.4.6 Reference Values

Pengaturan nilai referensi adalah nilai acuan yang terdapat pada domain simulasi saat perhitungan ingin dilakukan sesuai dengan kondisi yang ditentukan. Konfigurasi pengaturan nilai referensi dilakukan sebagai berikut:

a) Pengaturan nilai referensi dilakukan dengan memilih domain FF pada box “*compute from*”. Hal ini dilakukan agar pengisian nilai referensi dapat dilakukan secara otomatis menggunakan data dari domain FF.

b) Pada pengaturan nilai referensi terdapat parameter – parameter yang akan digunakan pada simulasi. Namun di dalam parameter tersebut tidak terdapat pengaturan *Reynold number*. Sehingga nilai tersebut harus diatur dengan parameter – parameter yang terdapat pada rumus berikut:

$$Re = \frac{\rho vl}{\mu} \dots\dots\dots (3.1)$$

Sehingga *reference values* pada tahap validasi ini yaitu,

$v$	: 68.39 m/s
$l$	: 2.3 m
$\mu$	: 1.488e-05 kg/m-s
$\rho$	: 0.038 kg/m <sup>3</sup>

Sehingga berdasarkan rumus diatas didapatkan nilai *Reynolds Numbers* sebesar  $0.46 \times 10^6$  yang mana hasil ini sesuai dengan *report* dari *Langley Research Centre* yang digunakan sebagai validasi.

### 3.4.7 Solution

Pada dialog *box* dilakukan pengaturan kondisi solusi yang sesuai dengan tujuan akhir simulasi. Untuk pengaturan kondisi solusi digunakan konfigurasi sebagai berikut:

a) Pengaturan pada *solution methods* dipilih *implicit* sebagai konfigurasi *default* pada kolom *formula*. Lalu untuk *flux type* dipilih ROE – FDS. Lalu untuk pengaturan *flow, turbulent kinetic energy*, dan *specific dissipation rate* dibuat menjadi *second order upwind*. Hal ini dilakukan karena penggunaan *second order upwind* dapat menyelesaikan permasalahan *boundary layer* dan dapat memberikan hasil simulasi yang lebih akurat dari *first order upwind*.

b) Pengaturan pada *solution controls* digunakan *courant number 0* sebagai *default*. Lalu untuk *turbulent kinetic energy* dan *specific dissipation rate* digunakan nilai *default 0.8*. Untuk pengaturan *turbulent viscosity* dan *solid* digunakan nilai 1. Pengaturan nilai *courant number* dapat diubah secara berkala saat simulasi sedang berjalan, sehingga bisa mempercepat proses konvergen.

c) Pengaturan pada *monitors* dipilih *residuals*. Saat mengatur *residuals* nilai RMS yang digunakan sebagai kriteria konvergensi adalah  $10^{-5}$  sehingga hasil perhitungan simulasi menjadi lebih detail. Lalu *drag* dan *lift* dibuat *print to console* dan *plot*. Hal tersebut dilakukan agar *monitoring* pada nilai Cd dan Cl saat simulasi sedang berjalan dapat dilakukan.

d) Pada *option* untuk *solution Initialization* dipilih *standard initialization*. Untuk pemilihan *Initial Values* digunakan *option compute fro FF*. Lalu setelah sudah sesuai, klik *Initialize* untuk merubah kondisi simulasi yang diinginkan.

e) Untuk memulai simulasi / *calculation*, pilih kotak dialog *Run calculation*, lalu nilai untuk *number of iterations* dimasukkan 10000.

### **3.5 Postprocessing**

*Post processing* pada tahap simulasi ini dilakukan pengambilan data nilai  $C_l$ ,  $C_d$ , dan *hinge moment* pada airfoil *Joukowski*. Hasil simulasi berupa visualisasi terhadap kontur *velocity* dan tekanan pada *airfoil Joukowski* juga ditampilkan.

## BAB IV ANALISIS DATA DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Validasi Hasil Simulasi

Tahap validasi dari penelitian berbasis simulasi ini dilakukan dengan membandingkan dengan data penelitian eksperimental. Validasi pada penelitian ini dilakukan agar didapatkan poin – poin acuan yang bisa digunakan untuk menilai hasil penelitian yang telah dilakukan dengan simulasi. Validasi pada penelitian ini menggunakan data dari hasil penelitian yang telah dilakukan Langley Research Centre dengan *airfoil* jenis Joukowski terhadap nilai Cd pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$ . Perbandingan hasil simulasi dilakukan dengan membandingkan nilai Cd yang didapat, sehingga dapat diketahui nilai *error* pada nilai Cd yang telah didapat. Jika nilai *error* yang didapatkan saat validasi semakin besar, maka faktor ketidaksesuaian dari penelitian tersebut juga semakin bertambah. Berikut adalah data hasil validasi nilai Cd yang telah dilakukan.

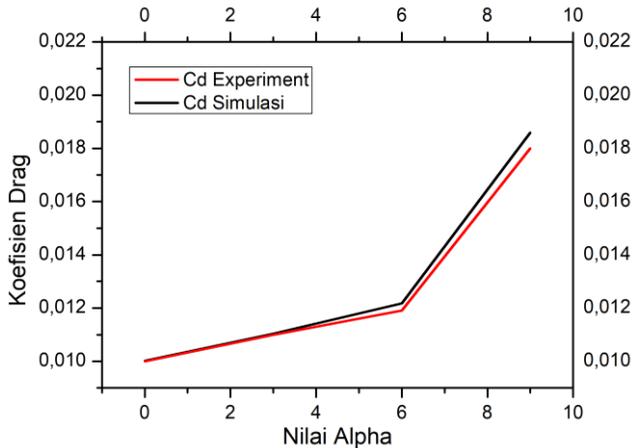
**Tabel 4.1** Hasil Validasi Simulasi

$\alpha$	Cd Experiment	Cd Simulasi	%Error
0	0,01	0,010016931	0,16931
3	0,011	0,011028061	0,255101059
6	0,0119	0,01217577	2,317397719
9	0,018	0,01858749	3,263833676
Rata - Rata Error			1,501410613

Dengan kondisi simulasi menggunakan *Reynold Number* sebesar  $4.6 \times 10^5$  dan *Mach Number* 0.2 didapatkan data rata – rata *error* sebesar 1.5%. Nilai *error* didapatkan pada kondisi sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ , dan  $9^\circ$ . Pada kondisi sudut serang tersebut didapatkan nilai *coefficient drag* terbesar pada kondisi sudut serang  $9^\circ$ . Hal ini disebabkan laju aliran pada sudut serang  $9^\circ$  mengalami perubahan arah laju aliran sumbu Y+ terhadap *chord* dari *airfoil joukowski* yang digunakan. Perubahan arah laju aliran terhadap

sumbu  $Y+$  tersebut membuat aliran udara tertahan oleh luas permukaan yang lebih luas pada *chord airfoil joukowski*. Jika ditinjau dari hubungan antara kondisi sudut serang dan nilai *coefficient drag* hal ini memang dapat terjadi. *Drag* dihasilkan dari bentuk *airfoil* dan dari bagaimana *airfoil* tersebut bergerak di udara. Untuk nilai *drag* suatu *airfoil* pada kondisi sudut serang  $\pm 5^\circ$  memiliki *coefficient drag* yang cukup stabil. Apabila sudut serang melebihi  $5^\circ$  maka nilai *coefficient drag* akan semakin bertambah dikarenakan bertambahnya ketebalan dari *boundary layer* pada *airfoil*. Aliran akan bereaksi pada *boundary layer* seperti reaksinya pada bentuk dari *airfoil*. Pada saat sudut serang bertambah maka *boundary layer* bisa mengalami separasi dari permukaan *airfoil* dan akan membuat bentuk *layer* berbeda dari bentuk fisik *airfoil*. Ketika *boundary layer* mengalami separasi maka *airfoil* dapat mengalami kondisi *stall*, lalu nilai *drag* dan *lift* menjadi tidak stabil. Sehingga semakin besar sudut serang maka akan semakin besar pula nilai *drag* yang akan dialami.

Selain itu nilai *error* bertambah pada kondisi sudut serang  $0^\circ$  ke  $3^\circ$  dan seterusnya. Maka didapatkan rata – rata nilai *error* sebesar 1.5% sehingga kondisi batas dan *mesh* pada domain simulasi dapat digunakan karena telah mendekati kondisi eksperimen atau kondisi yang sebenarnya. Karakteristik dari validasi dapat ditunjukkan pada grafik di bawah ini.



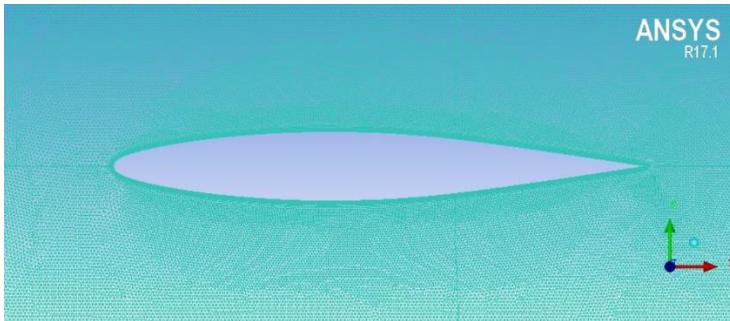
**Gambar 4.1** Grafik hasil validasi data simulasi

## 4.2 *Airfoil Joukowski*

Pesawat N-2XX yang dibuat oleh PT Dirgantara Indonesia memiliki desain *rudder* yang menggunakan *airfoil* tipe *joukowski*. Pada konfigurasi *rudder* digunakan *symmetrical joukowski airfoil* untuk melakukan manuver *yawing* saat kondisi terbang. Sehingga dibutuhkan analisa untuk mendapatkan efisiensi terbaik dari performa *rudder*.

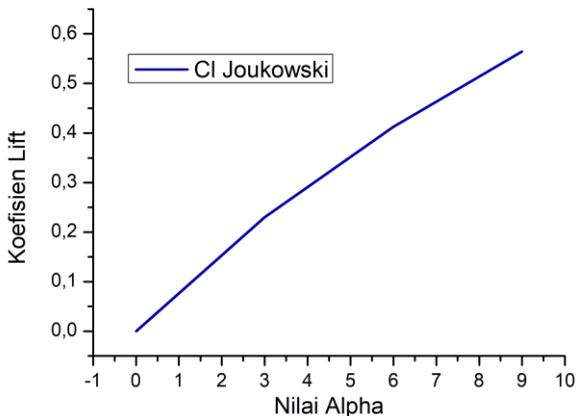
### 4.2.1 *Basic Airfoil*

*Airfoil* yang digunakan pada pesawat N-2XX adalah tipe *joukowski* yang telah dibuat dengan desain *symmetrical* untuk konfigurasi *rudder* pesawat. Desain *symmetrical* pada *airfoil joukowski* sudah cukup tepat untuk *rudder* pada pesawat propeller. Untuk analisa dari *basic symmetrical joukowski airfoil* dapat dilihat seperti berikut.



**Gambar 4.2** *Basic Airfoil Symmetrical Joukowski*

*Airfoil* jenis ini mempunyai karakteristik bentuk geometri yang simetris di bagian *chord* nya. Hal tersebut dimaksudkan agar pada saat kondisi *flight* nilai *lift* yang dihasilkan oleh *airfoil* kecil atau sama dengan 0, sehingga tidak menyulitkan pilot saat kondisi *cruise*. Namun seiring dengan bertambahnya sudut serang, maka akan semakin bertambah nilai *lift* yang dihasilkan. Berikut adalah grafik karakteristik nilai *coefficient lift* terhadap sudut serang.

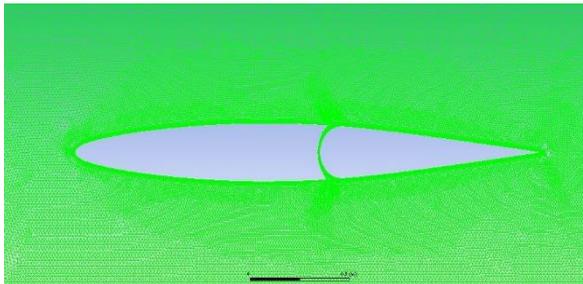


**Gambar 4.3** Karakteristik nilai *coefficient lift* terhadap nilai *alpha*

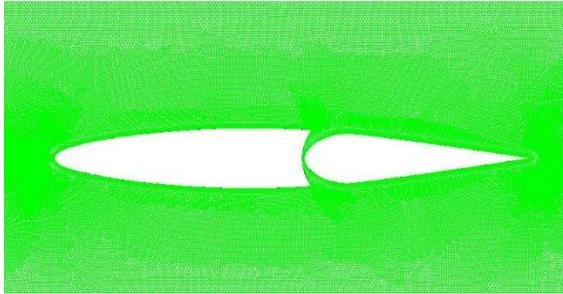
Pada grafik tersebut bisa dilihat jika pada saat nilai sudut serang  $0^\circ$  nilai *coefficient lift* yang dihasilkan oleh *airfoil* sebesar 0, berbeda dengan nilai sudut serang yang lain nilai *coefficient lift* yang dihasilkan semakin bertambah. Hal ini karena pada saat kondisi sudut serang  $0^\circ$  aliran udara yang melewati *symmetrical airfoil* memiliki kecepatan yang sama di kedua sisinya, sehingga aliran di ke dua sisi tersebut memiliki kecepatan yang sama. Kecepatan yang identik di kedua sisi *airfoil* tersebut akan menghasilkan nilai *coefficient lift* yang identik pada kedua sisinya juga, maka nilai *coefficient lift* diantara dua sisi tersebut saling menghilangkan dan menghasilkan nilai *coefficient lift* sama dengan 0. Namun pada saat kondisi sudut serang selain  $0^\circ$  nilai *coefficient lift* akan semakin bertambah seiring dengan bertambahnya nilai sudut serang. Hal ini dikarenakan perubahan nilai sudut serang tersebut akan merubah kecepatan aliran udara yang melewati *airfoil* sehingga kecepatan pada kedua sisi *airfoil* memiliki nilai yang berbeda dan menghasilkan nilai *coefficient lift* tidak sama dengan 0.

#### 4.3 Rudder Joukowski Defleksi $0^\circ$

Pada *rudder* dengan defleksi  $0^\circ$  digunakan konfigurasi geometri *rudder circle* dan *rudder conic*. Kedua konfigurasi *rudder* ini digunakan pada saat pesawat tidak melakukan manuver *yawing*. Konfigurasi dari geometri *rudder* memiliki *hinge line* 62% dari panjang *chord*. Untuk geometri dari masing – masing *rudder* dapat dilihat seperti berikut:



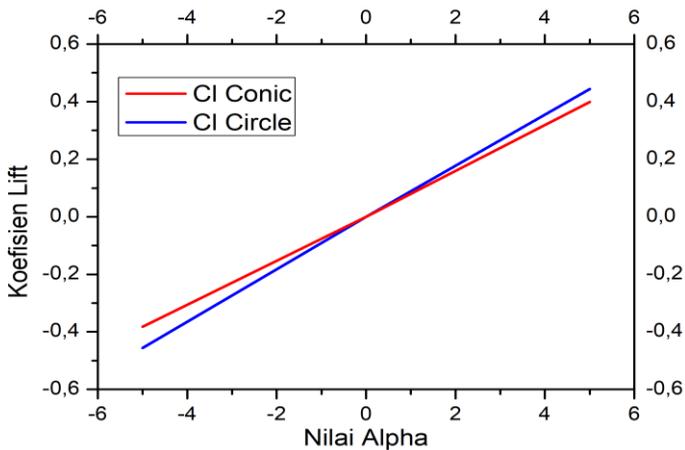
**Gambar 4.4** *Rudder* dengan variasi geometri *circle*



**Gambar 4.5** Rudder dengan variasi geometri *Conic*

Variasi pada modifikasi geometri *rudder* dibuat menjadi *circle* dan *conic*. Variasi yang dilakukan adalah dengan merubah bentuk *rudder* untuk mendapatkan performa dengan efisien yang terbaik meliputi nilai *coefficient lift*, *coefficient drag*, dan *hinge moment*.

#### 4.3.1 Analisa *Coefficient Lift*

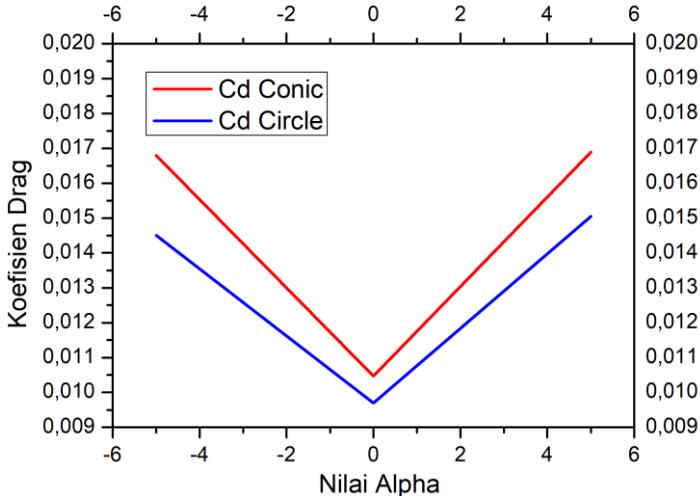


**Gambar 4.6** Grafik perbandingan nilai *Cl rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $0^\circ$

Pada hasil data perbandingan didapatkan nilai dari *coefficient lift* yang lebih besar dimiliki oleh *rudder* dengan geometri *circle*. Hal ini ditunjukkan dengan nilai *Cl* pada untuk nilai *rudder circle* sebesar  $-0.45642$  pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu pada *angle of attack*  $0^\circ$  sebesar  $0$ , dan pada *angle of attack*  $5^\circ$  sebesar  $0.444804$ . Hasil ini berbeda dengan nilai *Cl* dari *rudder* dengan bentuk *conic* yang nilainya sebesar  $-0.3821$  untuk *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu dengan nilai *angle of attack*  $0^\circ$  didapatkan nilai *Cl* sebesar  $0$ , dan untuk nilai *Cl* pada *angle of attack*  $5^\circ$  adalah sebesar  $0.398568$ . Hasil nilai dengan minus (-) merupakan indikator arah lift menuju sumbu Y negatif.

Dari perbandingan tersebut bisa didapatkan hasil jika nilai *Cl* dari masing – masing bentuk tidak terlalu jauh berbeda. Perbedaan nilai *Cl* yang tidak terlalu besar tersebut terjadi dikarenakan perbedaan geometri dari *rudder* yang mempengaruhi laju aliran udara yang melewati *rudder*. Jika ditinjau dari bentuk geometri kedua bentuk *rudder*, bentuk *circle* memiliki nilai *Cl* yang lebih besar dikarenakan permukaan *rudder* yang dilewati aliran udara lebih luas, sehingga bisa menghasilkan *Cl* yang lebih besar. Sedangkan untuk *rudder* dengan bentuk *conic* memiliki permukaan yang lebih sedikit, sehingga aliran udara yang melewati *rudder* menghasilkan nilai *Cl* yang lebih kecil. Selain itu bentuk grafik nilai *Cl* masing – masing *rudder*, didapatkan bentuk yang *linear* dikarenakan hasil dari nilai *Cl* pada *angle of attack*  $-5^\circ$  dan *angle of attack*  $5^\circ$  memiliki perbedaan yang tidak jauh. Pada dasarnya, nilai *Cl* dari *angle of attack*  $-5^\circ$  dan *angle of attack*  $5^\circ$  seharusnya memiliki nilai yang sama. Namun hasil yang berbeda tersebut sudah dapat dikatakan identik dikarenakan selisih dari hasil nilai *Cl* pada *angle of attack*  $5^\circ$  dan  $-5^\circ$  tidak terlalu besar.

### 4.3.2 Analisa Perbandingan Nilai Cd

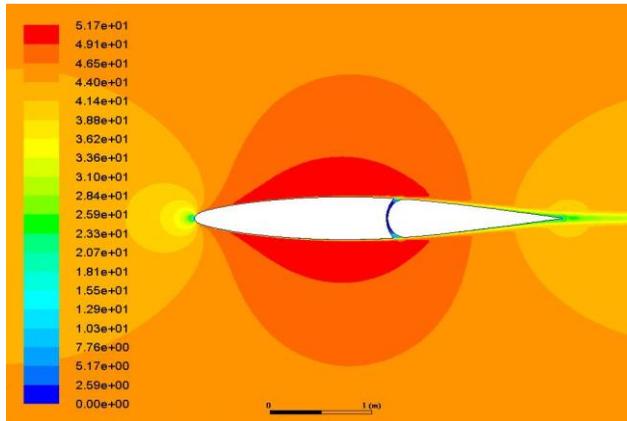


**Gambar 4.7** Grafik perbandingan nilai Cd *rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $0^\circ$

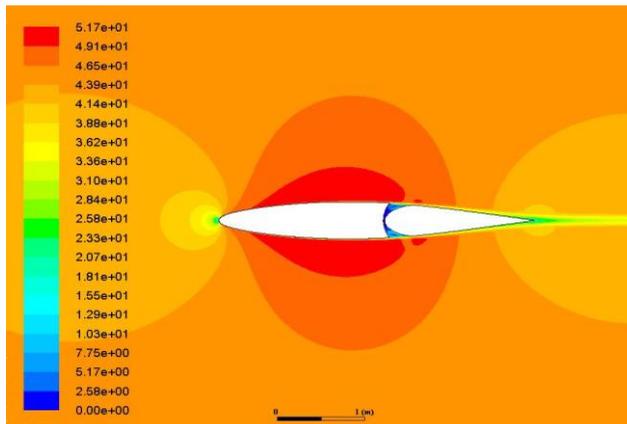
Pada hasil data perbandingan didapatkan jika nilai dari *coefficient drag* yang lebih besar dimiliki oleh *rudder* dengan geometri *conic* untuk defleksi *rudder*  $0^\circ$ . Hal ini ditunjukkan dengan nilai Cd pada untuk nilai *rudder conic* sebesar 0.016794 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu pada *angle of attack*  $0^\circ$  sebesar 0.010472, dan pada *angle of attack*  $5^\circ$  sebesar 0.016892. Hasil ini berbeda dengan nilai Cd dari *rudder* dengan bentuk *circle* yang nilainya sebesar 0.014508 untuk *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu dengan nilai *angle of attack*  $0^\circ$  didapatkan nilai Cd sebesar 0.009693, dan untuk nilai Cd pada *angle of attack*  $5^\circ$  adalah sebesar 0.015049. Perbedaan nilai tersebut dihasilkan dari pengaruh geometri *rudder* yang berbeda. Untuk *rudder* dengan bentuk *circle* memiliki nilai Cd lebih kecil dikarenakan pada geometri ini memiliki *gap* yang lebih kecil dibanding dengan *rudder* berbentuk *conic*.

Hal menyebabkan aliran udara dengan kecepatan rendah tidak terlalu banyak terkumpul di *gap*, sedangkan pada *rudder*

bentuk *conic* mempunyai geometri dengan *gap* yang lebih besar sehingga aliran udara dengan kecepatan rendah terkumpul di dalam *gap*, sehingga menghasilkan nilai *drag* lebih besar. Profil aliran udara dengan kecepatan rendah dapat dilihat pada gambar berikut.

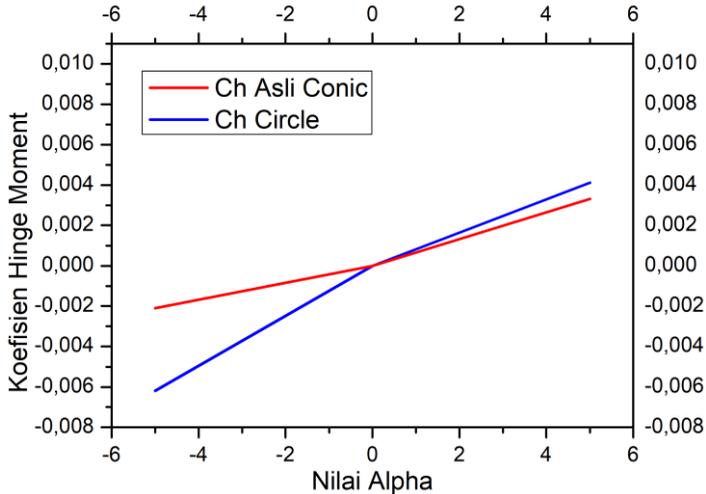


**Gambar 4.8** Kontur *velocity* pada *rudder circle*



**Gambar 4.9** Kontur *velocity* pada *rudder conic*

### 4.3.3 Analisa Perbandingan Nilai Ch



**Gambar 4.10** Grafik perbandingan nilai Ch *rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $0^\circ$

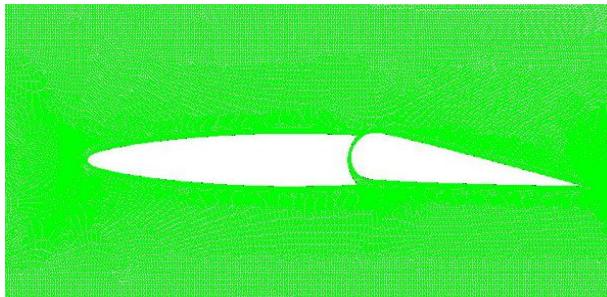
Pada hasil data perbandingan didapatkan nilai *hinge moment* yang lebih besar dimiliki oleh *rudder* dengan geometri *circle*. Hal ini ditunjukkan dengan nilai Ch pada untuk nilai *rudder circle* sebesar -0.00619 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu pada *angle of attack*  $0^\circ$  sebesar 0, dan pada *angle of attack*  $5^\circ$  sebesar 0.00412. Hasil ini berbeda dengan nilai Ch dari *rudder* dengan bentuk *conic* yang nilainya sebesar -0.00210 untuk *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu dengan nilai *angle of attack*  $0^\circ$  didapatkan nilai Ch sebesar 0, dan untuk nilai Ch pada *angle of attack*  $5^\circ$  adalah sebesar 0.00331. Hasil nilai dengan minus (-) merupakan indicator arah lift menuju sumbu Y negatif.

Nilai Ch dari masing – masing bentuk mengalami perbedaan dikarenakan adanya pengaruh dari bentuk *rudder* yang digunakan. Hasil *hinge moment* dari *rudder* dengan bentuk *conic* lebih kecil dibandingkan *rudder* dengan bentuk *cone* dikarenakan *rudder* dengan bentuk *conic* memiliki gaya lift yang lebih kecil dari

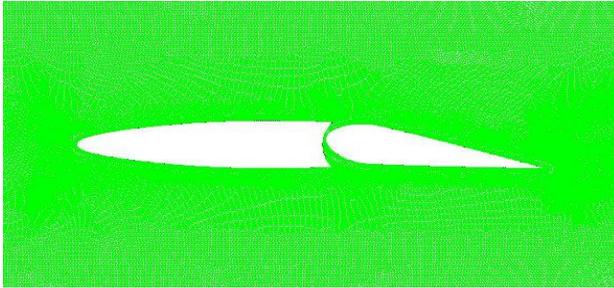
*rudder circle*, sehingga gaya *counter / hinge moment* yang dihasilkan oleh *rudder* jadi lebih kecil. Grafik  $C_h$  yang tidak linear dari *rudder circle* disebabkan karena aliran yang mengalir dengan *Reynolds number* yang kecil pada kecepatan subsonic dapat sangat dipengaruhi oleh faktor – faktor lain seperti viskositas dan menjadi lebih kompleks, sehingga grafik  $C_h$  pada *rudder circle* tidak menunjukkan bentuk linear.

#### 4.4 Rudder Joukowski Defleksi $10^\circ$

Analisa ada *rudder* geometri *rudder circle* dan *rudder conic* dengan konfigurasi defleksi  $10^\circ$  perlu dilakukan untuk mengetahui performa *yawing* dari pesawat terbang. Dengan memberikan variasi defleksi  $10^\circ$  diharapkan dapat diketahui karakteristik dari masing – masing geometri *rudder* pada saat melakukan manuver *yawing*. Konfigurasi yang digunakan memiliki *hinge line* 62% dari panjang *chord*. Untuk geometri dari masing – masing *rudder* dapat dilihat seperti berikut.

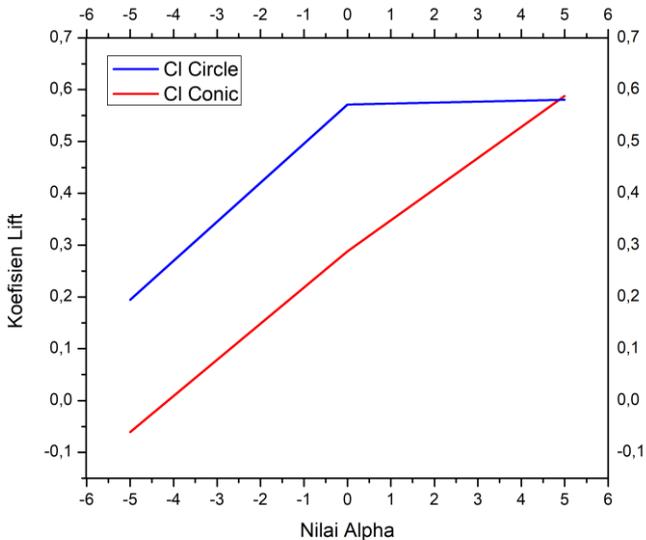


**Gambar 4.11** Geometri *rudder circle* dengan defleksi  $10^\circ$



**Gambar 4.12** Geometri *rudder conic* dengan defleksi  $10^\circ$

#### 4.4.1 Analisa Perbandingan *Coefficient Lift*

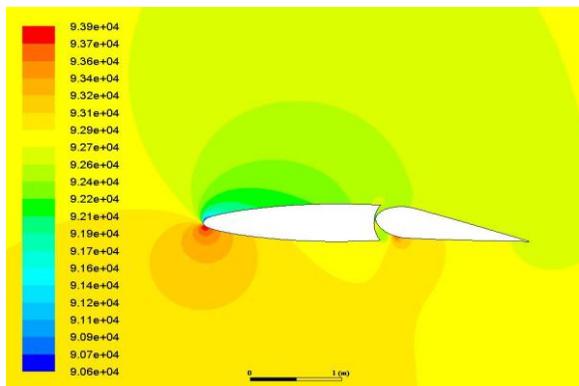


**Gambar 4.13** Grafik perbandingan nilai *Cl rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $10^\circ$

Pada data perbandingan didapatkan nilai dari *coefficient lift* yang lebih besar dimiliki oleh *rudder* dengan geometri *circle* pada *angle of attack*  $0^\circ$  dan  $-5^\circ$ . Hal ini ditunjukkan dengan nilai

Cl pada untuk nilai *rudder circle* sebesar 0.194397 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu pada *angle of attack*  $0^\circ$  sebesar 0.571454. Hasil ini berbeda dengan nilai Cl dari *rudder* dengan bentuk *conic* dengan *angle of attack* yang sama memiliki sebesar  $-0.06095$  untuk *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu dengan nilai *angle of attack*  $0^\circ$  didapatkan nilai Cl sebesar 0.287985. Sedangkan pada *angle of attack*  $5^\circ$  didapatkan hasil Cl yang relative sama untuk geometri *rudder conic* dan *circle* yaitu sebesar 0.587846 dan 0.580169. Hasil nilai dengan minus (-) merupakan indicator arah lift menuju sumbu Y negatif.

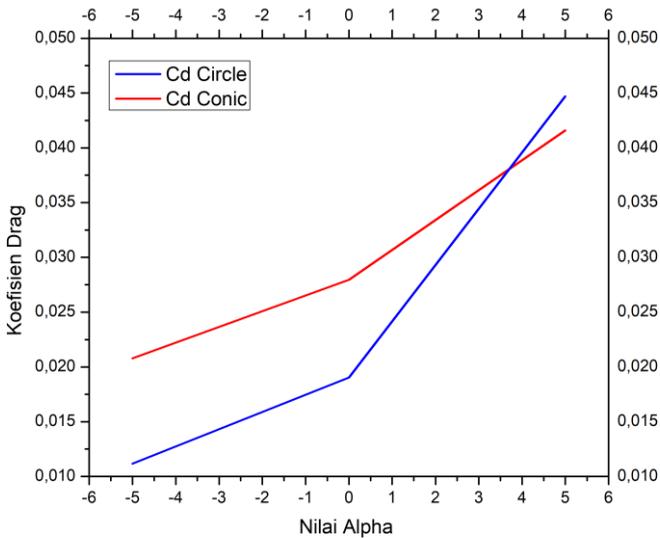
Perbedaan nilai Cl pada *angle of attack*  $0^\circ$  dan  $-5^\circ$  mengalami perbedaan yang signifikan dikarenakan pada sudut serang tersebut geometri *rudder circle* mempunyai kecepatan aliran udara yang lebih cepat pada bagian sumbu Y+, sehingga pada bagian sumbu Y- kecepatan aliran lebih lambat dan menghasilkan *coefficient lift* lebih besar. Lalu pada *angle of attack*  $5^\circ$  *rudder* dengan geometri *conic* mampu menghasilkan *coefficient lift* yang relative sama dengan geometri *circle* dikarenakan pada saat sudut serang tersebut *rudder conic* dengan defleksi  $10^\circ$  mengalami perbedaan tekanan yang besar diantara kedua sisi *rudder* nya, sehingga *coefficient lift* yang dihasilkan mengalami peningkatan dibandingkan dengan sudut serang yang  $0^\circ$  dan  $-5^\circ$ .



**Gambar 4.14** Kontur tekanan *rudder conic* dengan defleksi  $10^\circ$  pada sudut serang  $5^\circ$

Perbedaan tekanan tersebut yang menghasilkan meningkatnya nilai *coefficient lift* pada *rudder* dengan geometri *conic* dan menyerupai nilai *coefficient lift* dari *rudder* dengan geometri *circle*. Untuk gambar mengenai kontur tekanan dan kecepatan pada konfigurasi sudut serang dan geometri yang lain dapat dilihat di lampiran tugas akhir.

#### 4.4.2 Analisa Perbandingan Coefficient Drag

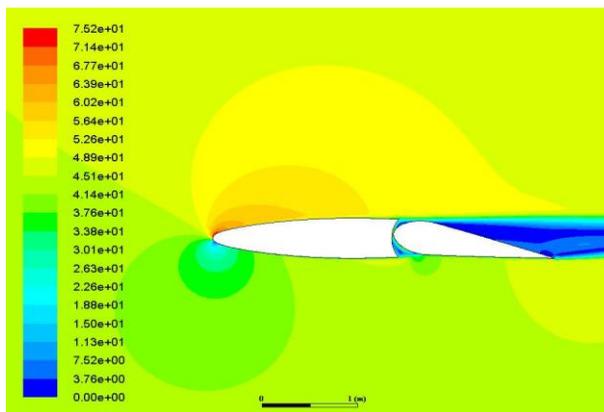


**Gambar 4.15** Grafik perbandingan nilai Cd *rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $10^\circ$

Untuk sudut serang  $0^\circ$  dan  $-5^\circ$  didapatkan nilai dari *coefficient drag* yang lebih besar dimiliki oleh *rudder* dengan geometri *conic*. Hal ini ditunjukkan dengan nilai Cd pada untuk nilai *rudder conic* sebesar 0.020786 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu pada *angle of attack*  $0^\circ$  sebesar 0.027968. Pada sudut serang yang sama *rudder circle* memiliki nilai *coefficient drag* sebesar 0.01117

untuk  $-5^\circ$  dan 0.019043 untuk  $0^\circ$ . Hasil yang berbeda terdapat pada sudut serang  $5^\circ$  dengan hasil nilai *coefficient drag* untuk geometri *rudder circle* lebih besar dari geometri *rudder conic*. Nilai *coefficient drag* yang dihasilkan sebenarnya relative cukup sama yaitu sebesar 0.041587 untuk *rudder* geometri *conic* dan 0.044714 untuk *rudder* geometri *circle*.

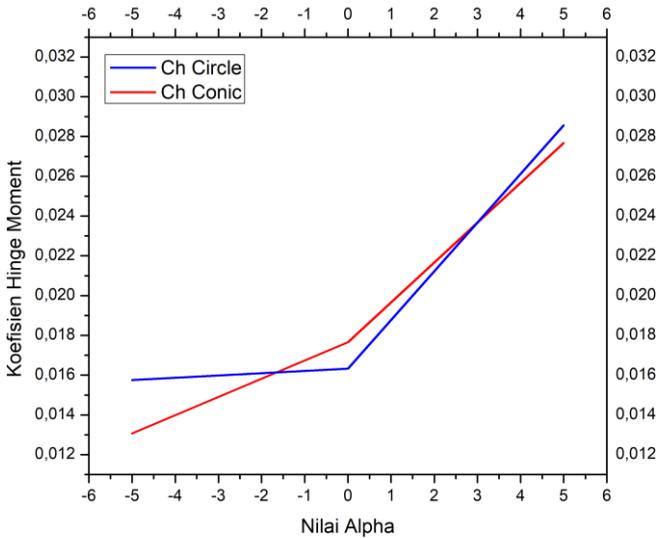
Pada sudut serang  $0^\circ$  dan  $-5^\circ$  nilai *coefficient drag* pada *rudder* dengan geometri *conic* lebih besar dikarenakan kecepatan aliran udara pada sudut serang tersebut bergerak lebih lambat dibandingkan dengan *rudder* geometri *circle*, sehingga di pembahasan sebelumnya nilai *coefficient lift* untuk *rudder circle* lebih besar. Perbedaan nilai Cd yang terjadi untuk sudut serang  $5^\circ$  dikarenakan pada sudut serang tersebut *rudder circle* dengan defleksi  $10^\circ$  cenderung mempercepat separasi aliran udara, sehingga menghasilkan lebih banyak turbulen yang dapat meningkatkan *drag*. Jika dibandingkan dengan *rudder conic* nilai Cd lebih kecil dikarenakan geometri dari *rudder* pada saat defleksi  $10^\circ$  tidak menimbulkan percepatan separasi dan turbulen yang lebih banyak, sehingga nilai *coefficient drag* lebih kecil. Untuk kontur kecepatan dari *rudder conic* dengan defleksi  $10^\circ$  dapat diamati pada gambar berikut.



**Gambar 4.16** Kontur kecepatan *rudder conic* dengan defleksi  $10^\circ$  pada sudut serang  $5^\circ$

Bentuk dari *rudder conic* saat dalam kondisi defleksi  $10^\circ$  mampu mengurangi separasi aliran udara yang melewati *rudder*. Sehingga turbulen yang dihasilkan dari separasi aliran udara tersebut tidak menghasilkan *drag* yang lebih besar.

#### 4.4.3 Analisa Perbandingan Hinge Moment



**Gambar 4.17** Grafik perbandingan nilai Ch *rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $10^\circ$

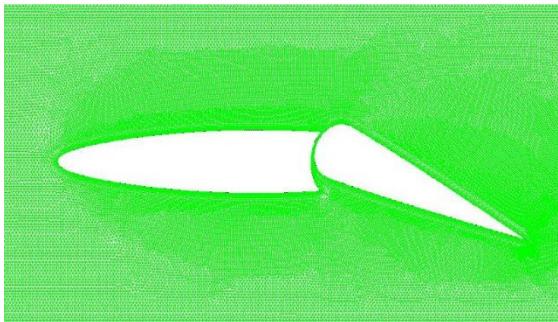
Nilai *hinge moment* pada *rudder* geometri *circle* untuk kondisi defleksi  $10^\circ$  pada sudut serang  $5^\circ$  dan  $-5^\circ$  lebih besar dibandingkan dengan geometri *rudder conic* dengan kondisi dan sudut serang yang sama. Pada sudut serang  $-5^\circ$  didapatkan nilai Ch sebesar 0.015748 untuk *rudder circle* dan 0.013068 untuk *rudder conic*. Lalu pada sudut serang  $5^\circ$  didapatkan nilai Ch sebesar

0.028561 untuk *rudder circle* dan 0.027673 untuk *rudder conic*. Namun untuk sudut serang  $0^\circ$  nilai *coefficient hinge moment* lebih besar pada geometri *rudder conic* yang sebesar 0.017657 dan *rudder circle* sebesar 0.0163.

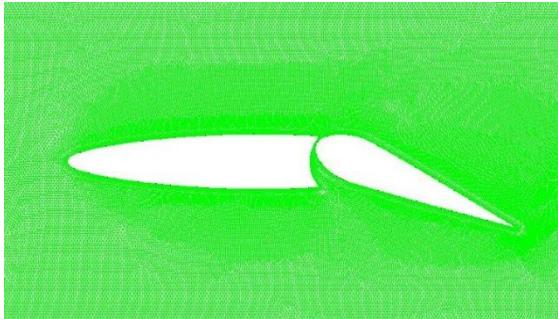
Pada sudut serang  $5^\circ$  dan  $-5^\circ$  *rudder circle* memiliki nilai *coefficient hinge moment* yang lebih besar dikarenakan pada sudut serang  $-5^\circ$  *rudder circle* memiliki nilai *coefficient lift* yang lebih besar, lalu pada sudut serang  $5^\circ$  nilai *coefficient lift* dari kedua *rudder* relatif sama, namun dikarenakan *rudder circle* mempunyai luas permukaan yang lebih besar maka nilai Ch yang dimiliki lebih besar dibanding *rudder conic*. Sedangkan pada sudut serang  $0^\circ$  *rudder conic* memiliki nilai *coefficient hinge moment* yang lebih besar dikarenakan gap antara *rudder* dan *airfoil* dapat mempengaruhi laju aliran pada *rudder*. Gap dipengaruhi oleh sudut defleksi pada *rudder*, jika sudut defleksi sudah relative besar, maka aliran udara akan mengalami separasi pada *boundary layer*. Sehingga menghasilkan nilai Ch *rudder conic* yang lebih besar.

#### 4.5 Rudder Joukowski Defleksi $25^\circ$

Analisa performa *rudder circle* dan *rudder conic* dengan defleksi  $25^\circ$  dilakukan dengan konfigurasi *hingline* 62% dari panjang *chord*. Performa dari *rudder* akan ditinjau dari nilai *coefficient lift*, *coefficient drag*, dan *coefficient hinge moment* yang dihasilkan. Geometri dari masing – masing *rudder* dapat diamati pada gambar berikut.

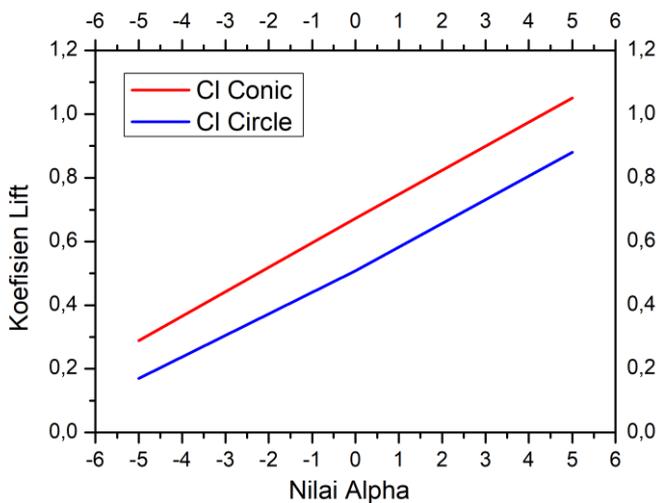


**Gambar 4.18** Geometri *rudder circle* dengan defleksi  $25^\circ$



**Gambar 4.19** Geometri *rudder conic* dengan defleksi  $25^\circ$

#### 4.5.1 Analisa Perbandingan Nilai Cl

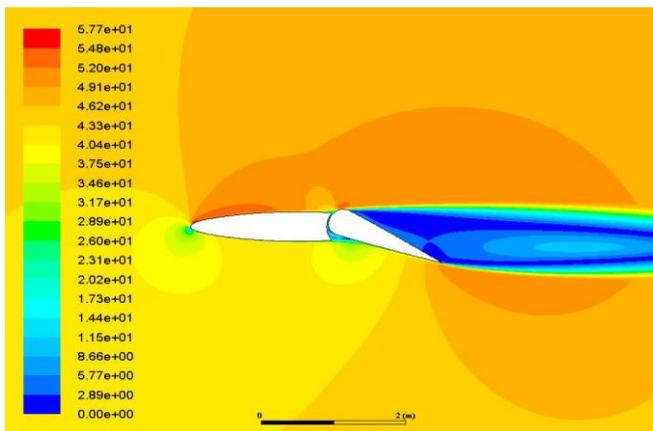


**Gambar 4.20** Grafik perbandingan nilai Cl *rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $25^\circ$

Dari data perbandingan didapatkan nilai dari *coefficient lift* pada *rudder conic* dengan kondisi defleksi  $25^\circ$  lebih besar dari *rudder circle*. Hal ini ditunjukkan dengan nilai Cl pada untuk nilai *rudder conic* sebesar 0.288719 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu

sebesar 0.672933 pada *angle of attack*  $0^\circ$ , dan sebesar 1.051157 untuk *angle of attack*  $5^\circ$ . Hasil ini berbeda dengan nilai  $C_l$  dari *rudder* dengan bentuk *circle* dengan sebesar 0.170338 untuk *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu dengan nilai *angle of attack*  $0^\circ$  didapatkan nilai  $C_l$  sebesar 0.508128, dan sebesar 0.880046 pada *angle of attack*  $5^\circ$ .

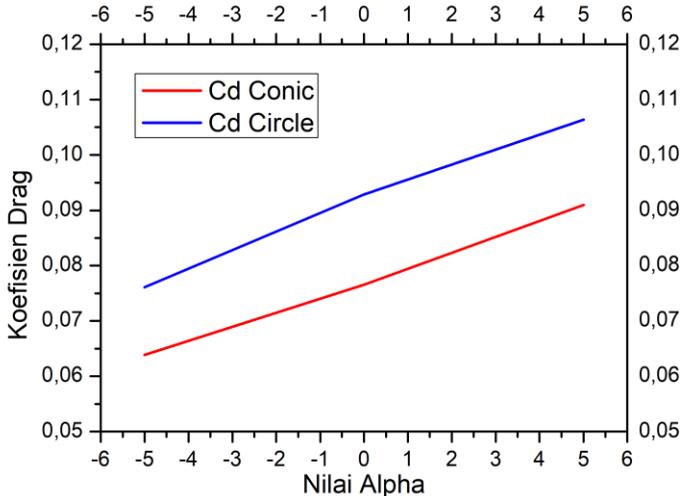
Nilai *coefficient lift* pada *rudder conic* lebih besar dibandingkan dengan *rudder circle* dikarenakan jika ditinjau dari kontur kecepatannya, *rudder circle* memiliki geometri yang mampu mempercepat separasi aliran udara pada saat defleksi  $25^\circ$ . Separasi yang terjadi pada *rudder circle* akan menghilangkan gaya *lift* pada *rudder* sehingga *rudder* tidak menghasilkan gaya *lift* yang maksimal. Untuk kontur kecepatan pada *rudder circle* dapat dilihat pada gambar berikut.



**Gambar 4.21** Kontur kecepatan *rudder circle* dengan defleksi  $25^\circ$

Separasi aliran yang besar tersebut menyebabkan terakumulasinya aliran udara yang turbulen di sekitar *rudder* dan menyebabkan fenomena *stall* pada *rudder*. Fenomena *stall* pada *rudder circle* dapat dikatakan terjadi dikarenakan pada *rudder circle* dengan defleksi  $10^\circ$  nilai  $C_l$  yang didapat untuk sudut serang  $0^\circ$  adalah 0.571454, sedangkan pada defleksi  $25^\circ$  dengan sudut serang yang sama didapatkan nilai  $C_l$  sebesar 0.508128.

#### 4.5.2 Analisa Perbandingan Cd



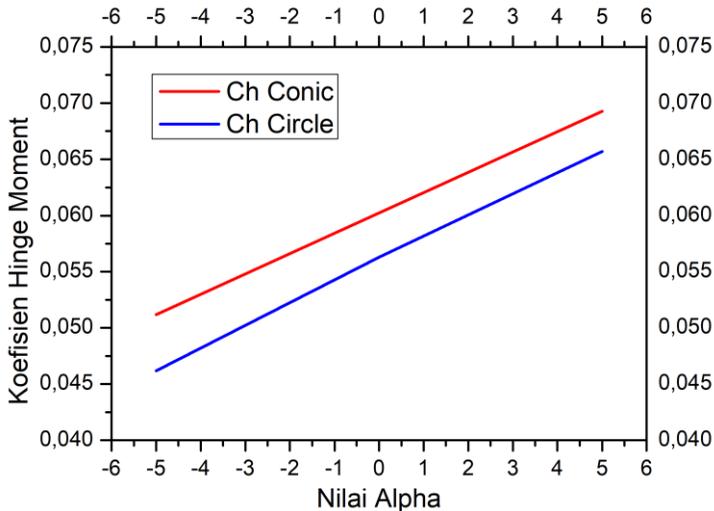
**Gambar 4.22** Grafik perbandingan nilai Cd *rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $25^\circ$

Pada analisa perbandingan nilai *coefficient drag* dengan defleksi  $25^\circ$  didapatkan nilai Cd terbesar dimiliki oleh *rudder circle* untuk semua sudut serang. Hal ini ditunjukkan dengan nilai Cd pada untuk nilai *rudder circle* sebesar 0.076089 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu sebesar 0.092857 pada *angle of attack*  $0^\circ$ , dan sebesar 0.10637 untuk *angle of attack*  $5^\circ$ . Jika dibandingkan dari *rudder* dengan bentuk *circle* didapatkan nilai Cd sebesar 0.063857 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu dengan nilai *angle of attack*  $0^\circ$  didapatkan nilai Cd sebesar 0.076542, dan sebesar 0.090968 pada *angle of attack*  $5^\circ$ .

*Coefficient drag* pada *rudder circle* bisa lebih besar dibandingkan dengan *rudder conic* dikarenakan pada geometri *rudder circle* kecepatan aliran udara yang melewati *rudder* lebih lambat dibandingkan dengan *rudder conic*. Geometri dari *rudder circle* membuat perlambatan kecepatan yang disebabkan oleh separasi aliran udara yang akhirnya menyebabkan turbulen pada

*rudder*. Pada *rudder conic* dengan defleksi  $25^\circ$  separasinya yang dihasilkan tidak seperti yang terjadi pada *rudder circle*, sehingga aliran turbulen pada *rudder conic* menimbulkan *drag* yang lebih sedikit dibanding *rudder conic*.

#### 4.5.3 Analisa Perbandingan Nilai Ch



**Gambar 4.23** Grafik perbandingan nilai Ch *rudder circle* dan *conic* pada defleksi  $25^\circ$

Nilai *coefficient hinge moment* dengan defleksi  $25^\circ$  didapatkan nilai Ch terbesar pada *rudder conic* untuk semua sudut serang. Hal ini ditunjukkan dengan nilai Ch pada untuk nilai *rudder conic* sebesar 0.051166 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu sebesar 0.060217 pada *angle of attack*  $0^\circ$ , dan sebesar 0.069274 untuk *angle of attack*  $5^\circ$ . Sedangkan pada *rudder* dengan bentuk *circle* didapatkan nilai Ch sebesar 0.046156 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ , lalu dengan nilai *angle of attack*  $0^\circ$  didapatkan nilai Ch sebesar 0.056294241, dan sebesar 0.065682 pada *angle of attack*  $5^\circ$ .

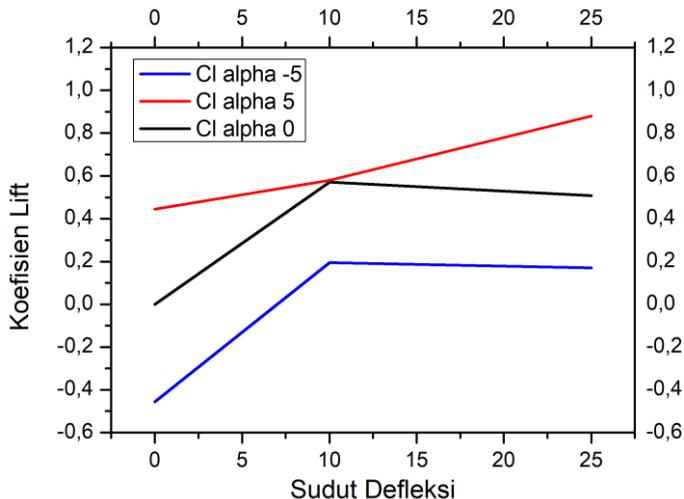
Hasil nilai *coefficient hinge moment* pada *rudder conic* lebih besar dibandingkan dengan *rudder circle* dikarenakan pada *rudder conic* pada kondisi defleksi  $25^\circ$  masih mampu menghasilkan gaya *lift*. Sedangkan pada *rudder circle* saat defleksi  $25^\circ$  sudah mengalami *stall*, kecuali pada sudut serang  $5^\circ$  yang masih bisa menghasilkan *lift*. Saat *rudder conic* mengalami *stall* maka *lift* yang dihasilkan sangat sedikit sehingga *counter force* atau *coefficient hinge moment* yang dihasilkan lebih kecil dari *rudder conic*. Namun selisih nilai  $C_h$  dari kedua *rudder* tidak terlalu jauh, hal ini dikarenakan pada saat defleksi  $25^\circ$  gaya *drag* yang dihasilkan juga besar sehingga *drag* tersebut terakumulasi dengan *counter force* pada *rudder*.

#### 4.6 Diskusi

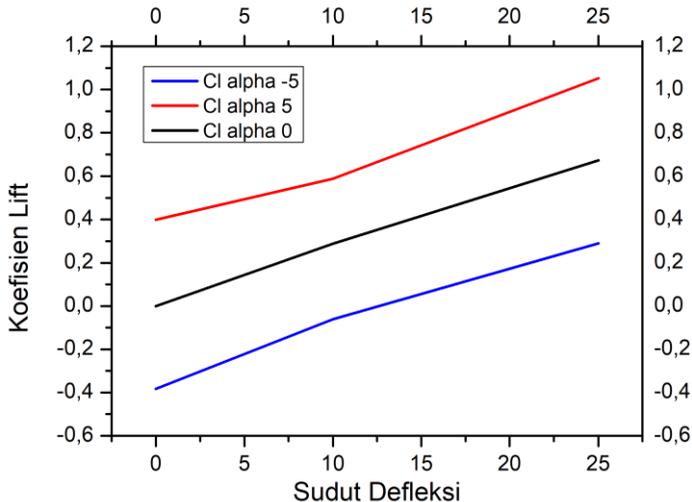
Sebuah *rudder* pada pesawat terbang memiliki bentuk yang simetris pada bagian *leading edge* sampai dengan *trailing edge*. Apabila udara melewati *rudder* dengan suatu kecepatan tertentu, maka aliran udara tersebut akan melewati *rudder* dengan kecepatan yang sama pada setiap sisinya. Hal ini disebabkan karena kontur dari *rudder* yang simetris, sehingga jarak yang ditempuh oleh udara pada kedua sisinya adalah sama. Sesuai dengan prinsip Bernoulli yang menyatakan hubungan antara kecepatan dan tekanan, semakin cepat kecepataannya maka tekanannya semakin rendah. Pada kasus *rudder* karena kecepatan di kedua sisinya sama, maka tekanan di kedua sisinya juga sama. Namun apabila diberikan sudut serang tertentu maka jarak yang ditempuh oleh udara akan berubah dan berbeda di kedua sisinya. Hal ini yang menghasilkan gaya *lift* dan menyebabkan pesawat dapat berbelok atau *yawing*. Pada analisa dari *coefficient hinge moment* pada *rudder* dapat dijelaskan dengan menggunakan Hukum Newton III yang menjelaskan mengenai prinsip aksi reaksi. Prinsip ini pada *rudder* berupa *coefficient hinge moment* yang dihasilkan dari *counter force* pada saat *rudder* menghasilkan *lift* atau sedang berbelok. Selain itu *coefficient hinge moment* yang dihasilkan oleh *rudder* juga dipengaruhi oleh panjang *chord* dan luas permukaan dari *rudder*

pesawat terbang. Lalu pada penelitian yang dilakukan oleh Zhang [16] diketahui jika perubahan pada geometri *rudder* dapat berpengaruh pada hasil  $C_h$  yang dihasilkan oleh *rudder*. Perubahan geometri dapat berubah dengan cara merubah desain *rudder* dan memberikan sudut defleksi pada *rudder*. Meningkatnya sudut defleksi tersebut akan meningkatkan gaya *lift* yang juga akan meningkatkan  $C_h$ .

Teori – teori mengenai *coefficient hinge moment* tersebut dapat digunakan sebagai acuan pada analisa *coefficient hinge moment* terhadap konfigurasi *rudder* dengan geometri *circle* dan *conic*. Seperti yang telah dijelaskan dalam teori, jika *coefficient lift* berpengaruh pada nilai *coefficient hinge moment* yang dihasilkan. Pada hasil penelitian dari sub – bab sebelumnya didapatkan jika nilai  $C_l$  *rudder conic* lebih baik daripada *rudder circle*. Hal ini dikarenakan pada saat kondisi defleksi  $25^\circ$  *rudder conic* belum mengalami fenomena *stall*. Berikut adalah grafik nilai  $C_l$  *rudder circle* dan *rudder conic* terhadap konfigurasi dari sudut defleksi.

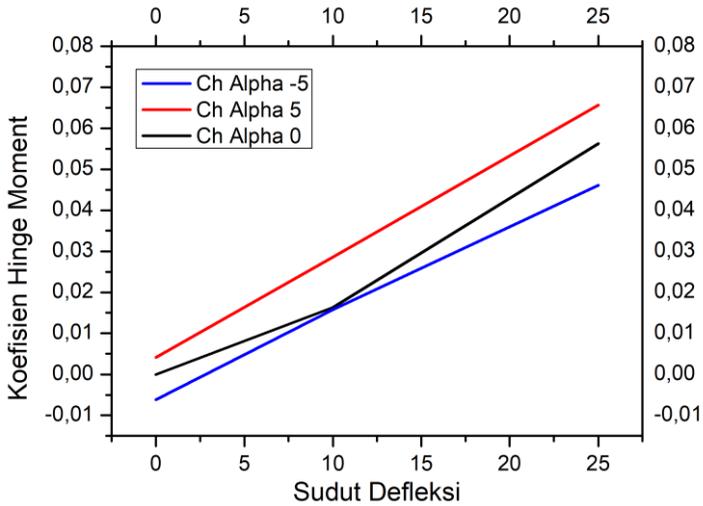


**Gambar 4.24** Grafik nilai  $C_l$  *rudder circle* terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda

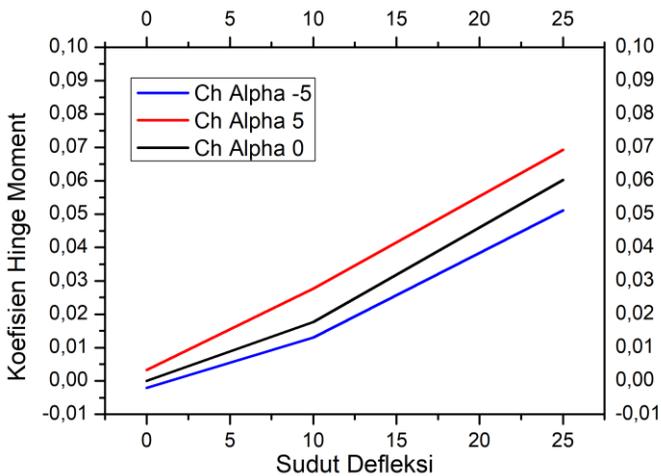


**Gambar 4.25** Grafik nilai  $C_l$  *rudder conic* terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda

Pada sudut defleksi  $25^\circ$  *rudder conic* memiliki keunggulan karena masih bisa menghasilkan *lift* untuk melakukan manuver *yawing*. Sedangkan *rudder circle* telah mengalami *stall* pada saat mencapai defleksi  $25^\circ$ , hal ini dibuktikan dengan menurunnya nilai *coefficient lift* dari sudut defleksi  $10^\circ$  ke  $25^\circ$  sebesar 0,063325 pada *angle of attack*  $0^\circ$  dan sebesar 0,024059 pada *angle of attack*  $-5^\circ$ . Penurunan nilai *coefficient lift* menunjukkan terjadinya *stall* pada *rudder circle*. Hal ini disebabkan karena geometri dari *rudder circle* saat defleksi  $25^\circ$  menyebabkan separasi aliran udara yang melalui *rudder* dan menghasilkan aliran turbulen. Sedangkan desain *rudder conic* memiliki desain yang masih mampu menjaga bentuk *streamline* dan mengurangi turbulen saat melakukan defleksi  $25^\circ$ , sehingga masih dapat menghasilkan *lift*. Sesuai dengan teori yang telah disebutkan di atas jika gaya *lift* yang dihasilkan oleh *rudder* mampu memberikan *counter force* berupa *coefficient hinge moment*. Berikut adalah grafik nilai  $C_h$  dari kedua *rudder* terhadap sudut defleksinya.



**Gambar 4.26** Grafik nilai Ch *rudder circle* terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda



**Gambar 4.27** Grafik nilai Ch *rudder conic* terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda

*Coefficient hinge moment* pada *rudder conic* lebih besar nilainya dari *rudder circle* pada saat defleksi  $25^\circ$  dibandingkan pada saat defleksi  $0^\circ$  dan  $10^\circ$ . Namun nilai *coefficient hinge moment* pada kedua jenis *rudder* ini relatif sama, yang membedakan hanya pada saat di sudut defleksi  $25^\circ$ . Perbedaan nilai  $Ch$  pada masing – masing *rudder* dikarenakan gaya *lift* dan gaya *drag* yang dihasilkan oleh keduanya. Selain itu luas permukaan dari *rudder circle* lebih besar dibanding *rudder conic* sehingga mampu memberikan  $Ch$  yang lebih besar. Namun saat defleksi  $25^\circ$  *rudder circle* menghasilkan  $Ch$  yang lebih kecil karena pada saat kondisi tersebut *rudder circle* mengalami fenomena *stall* yang mengakibatkan berkurangnya gaya *lift*, sehingga nilai  $Ch$  yang dihasilkan kecil.

Penggunaan *rudder* pada pesawat, *rudder* dengan geometri *conic* lebih baik dari *rudder circle* apabila digunakan sebagai desain *rudder* pesawat N-2XX. Hal ini disebabkan karena pesawat N-2XX merupakan pesawat yang digunakan untuk penerbangan rute perintis, sehingga pesawat harus bisa melakukan manuver dengan baik dalam keadaan atau topografi yang ekstrim. Nilai  $Ch$  yang lebih kecil akan memberikan kemudahan bagi pilot pada saat melakukan manuver. Selain itu kelebihan dari *rudder* dengan geometri *conic* masih mampu menghasilkan gaya *lift* pada saat defleksi  $25^\circ$ .

Namun dalam melakukan desain *rudder* perlu diperhatikan mengenai desain *vertical stabilizer* yang dapat menghasilkan fenomena *nontrivial* berupa kombinasi aliran udara yang *asymmetric* sesaat setelah melewati sayap dan *fuselage* pada pesawat, serta *side force* yang dihasilkan oleh kombinasi *rudder* dan *aileron*[15]. Sehingga apabila pengaruh dari *rudder* ditinjau secara 3D, dapat diketahui jika saat pesawat melakukan manuver *yawing* dengan menggerakkan *rudder*, maka akan terjadi manuver *pitching* yang akan membuat bagian depan pesawat cenderung naik, selain itu juga akan menghasilkan manuver *rolling* yang dapat membuat gaya *lift* lebih besar sayap pesawat dikarenakan pengaruh *sidelip angle* saat melakukan *yawing*.

## **BAB V**

### **PENUTUP**

#### **5.1 Kesimpulan**

Adapun setelah melakukan simulasi dan analisa, maka kesimpulan yang bisa didapat adalah sebagai berikut:

1. Analisa nilai  $C_h$  pada bentuk *rudder* menggunakan CFD didapatkan hasil jika bentuk *rudder conic* memiliki nilai  $C_h$  lebih besar dibandingkan dengan *rudder circle* jika digunakan pada sudut defleksi besar. Dengan nilai  $C_h$  sebesar 0,060217206 untuk *conic* dan sebesar 0,056294241 untuk *circle* pada defleksi  $25^\circ$ .
2. Pengaruh desain *rudder* akan berdampak pada nilai  $C_l$  yang dihasilkan. Pada *rudder circle* dihasilkan nilai  $C_l$  yang lebih besar pada sudut defleksi  $0^\circ$  dan  $10^\circ$ , sehingga nilai  $C_h$  yang dihasilkan juga besar sesuai dengan gaya *lift* yang dihasilkan oleh *rudder*. Selain itu nilai  $C_h$  akan semakin bertambah pada saat sudut defleksi yang dihasilkan semakin besar, meskipun dalam keadaan *stall* nilai  $C_h$  akan semakin bertambah dikarenakan pengaruh dari gaya *drag*.
3. Pengaruh sudut serang pada nilai  $C_h$  mempunyai pengaruh pada gaya *lift* yang dihasilkan oleh *rudder*, namun pada sudut serang  $0^\circ$  perubahan nilai  $C_h$  yang dihasilkan terhadap perubahan sudut serang tidak terlalu signifikan. Pada defleksi  $10^\circ$  nilai  $C_h$  *rudder circle* sebesar 0.0163 dan *rudder conic* 0.017657. Lalu pada defleksi  $25^\circ$  nilai  $C_h$  *rudder circle* sebesar 0.056294241 dan nilai  $C_h$  *rudder conic* sebesar 0.060217.
4. Nilai  $C_h$  akan semakin bertambah pada saat sudut defleksi yang dihasilkan semakin besar, bertambahnya nilai  $C_h$  ini berbanding lurus dengan nilai  $C_l$ . Meskipun saat mencapai keadaan *stall* nilai  $C_h$  akan semakin bertambah dikarenakan pengaruh dari gaya *drag*.

## 5.2 Saran

Saran pada penelitian adalah dengan melakukan percobaan simulasi dengan sudut serang yang lebih banyak lagi pada masing – masing geometrid dan kondisi defleksi dari *rudder*. Hal ini dimaksudkan agar karakteristik dari masing – masing geometri *rudder* dapat dianalisa dengan lebih detail.

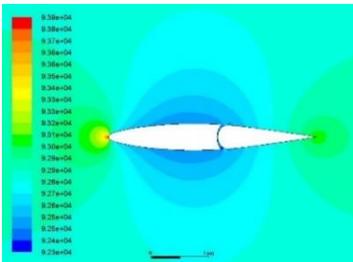
## DAFTAR PUSTAKA

- [1]. D. A. Caughey, Introduction to Aircraft Stability and Control, New York, 2011.
- [2]. J. Roskam dan C.-T. E. Lan, Airplane Aerodynamics and Performance, Kansas: DARcorporation, 1997.
- [3]. J. John D Anderson, Fundamental of Aerodynamics, McGraw Hill, 1991.
- [4]. A. Kermode, Mechanics of Flight, Essex: Pitman Books Ltd, 2011.
- [5]. N. Komerath, Design-Centered Introduction to Aerospace Engineering, EXTROVERT, 2012.
- [6]. W. A. Mair dan D. L. Birdsall, Cambridge Aerospace Series 5, Cambridge, 1998.
- [7]. G. Buresti, BLUFF-BODY AERODYNAMICS, Genoa, 2000.
- [8]. F. A. Administration, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, 2016.
- [9]. K. A. Makarov dan A. A. Pavlenko, Numerical Investigation Of An Aileron Hinge Moments And Effectiveness On A High Lift Wing Airfoil, St. Petersburg, 2014.
- [10]. F. Tuakia, Dasar - Dasar CFD menggunakan FLUENT, Bandung: Informatika, 2008.
- [11]. M.-K. Huang dan C.-Y. Chow, Trapping of a Free Vortex by Joukowski Airfoils, Colorado, 1982.
- [12]. S. Goradia dan D. Lilley, "Theoretical and Experimental Study of A New Method For Prediction of Profile Drag of Airfoil Sections," Georgia, 1975.

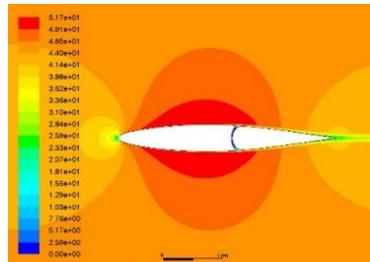
- [13]. D. C. Wilcox, *Turbulence Modelling For CFD*, California: DCW Industries, 1994.
- [14]. M. Sadraey, *Design of Control Surfaces*, Wiley Publications, 2012.
- [15]. D. Ciliberti, P. D. Vecchia, F. Nicolosi dan A. D. Marco, "Aircraft Stability and Vertical Tail Design: A review of semi-empirical methods.," pp. 140-172, 2017.
- [16]. Zhang G. Q, Yu. M, dan Chien. A, "Investigation of the Three-Dimensional Hinge Moment Characteristics Generated by the ONERA-M6 Wing with an Aileron", Nanyang, 2013.

## LAMPIRAN A

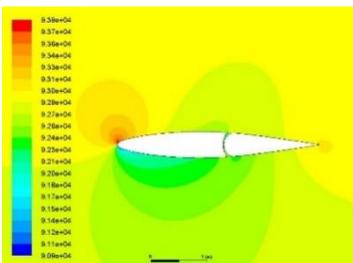
### Kontur Kecepatan dan Tekanan Airfoil Circle Defleksi $0^\circ$



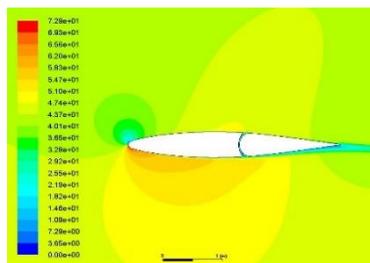
Circle defleksi  $0^\circ$   $\alpha 0^\circ$  pressure contour



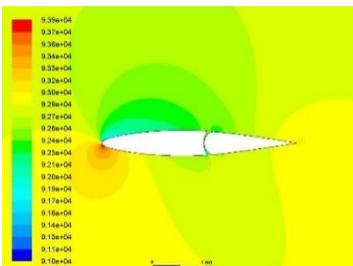
Circle defleksi  $0^\circ$   $\alpha 0^\circ$  velocity contour



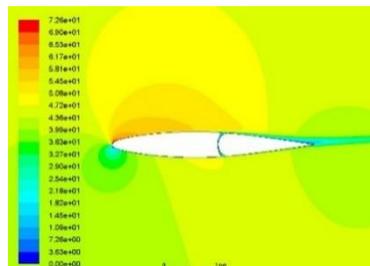
Circle defleksi  $0^\circ$   $\alpha -5^\circ$  pressure contour



Circle defleksi  $0^\circ$   $\alpha -5^\circ$  velocity contour



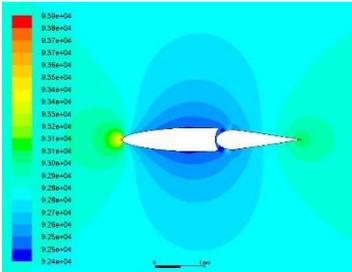
Circle defleksi  $0^\circ$   $\alpha 5^\circ$  pressure contour



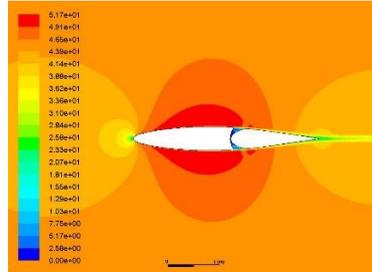
Circle defleksi  $0^\circ$   $\alpha 5^\circ$  velocity contour

## LAMPIRAN B

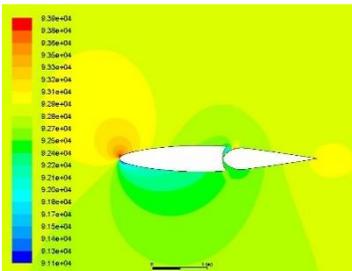
### Kontur Kecepatan dan Tekanan Airfoil Conic Defleksi 0°



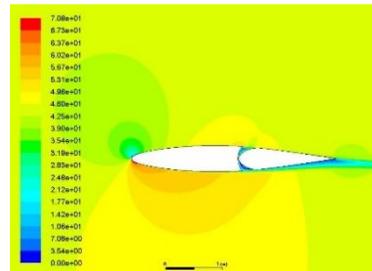
Conic defleksi 0°  $\alpha$  0° pressure contour



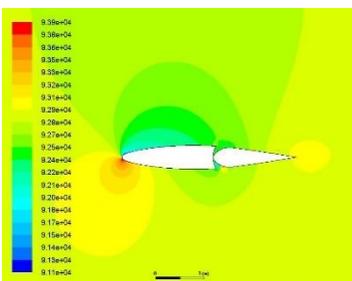
Conic defleksi 0°  $\alpha$  0° velocity contour



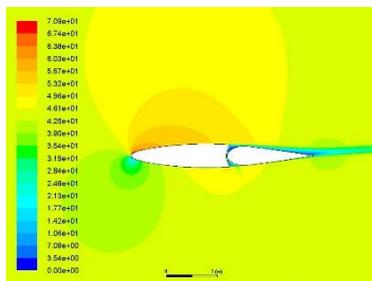
Conic defleksi 0°  $\alpha$  -5° pressure contour



Conic defleksi 0°  $\alpha$  -5° velocity contour



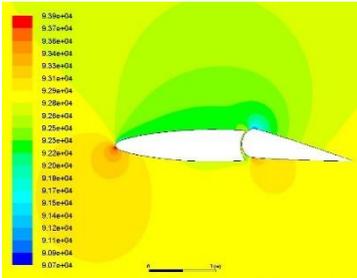
Conic defleksi 0°  $\alpha$  5° pressure contour



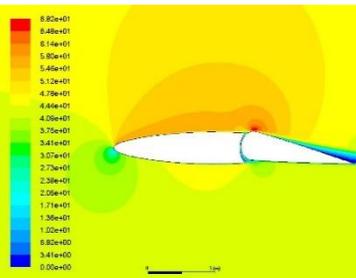
Conic defleksi 0°  $\alpha$  5° velocity contour

## LAMPIRAN C

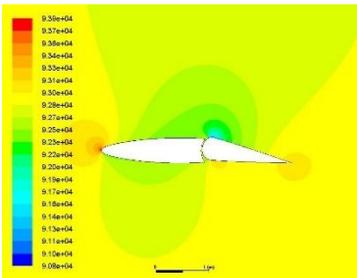
### Kontur Kecepatan dan Tekanan Airfoil Circle Defleksi 10°



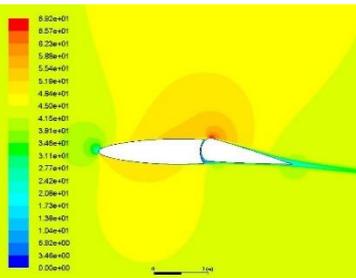
Circle defleksi 10°  $\alpha$  0° pressure contour



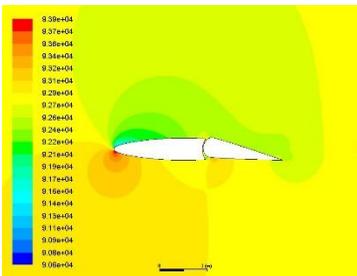
Circle defleksi 10°  $\alpha$  0° velocity contour



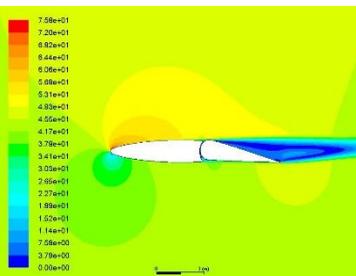
Circle defleksi 10°  $\alpha$  -5° pressure contour



Circle defleksi 10°  $\alpha$  -5° velocity contour

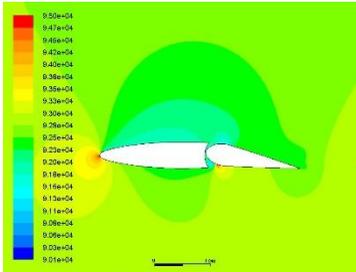
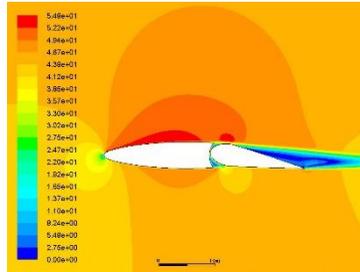
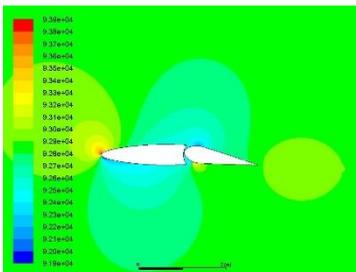
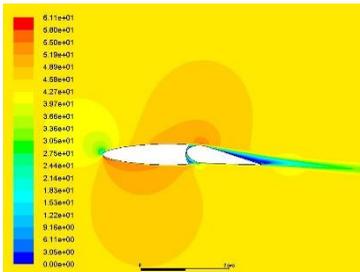
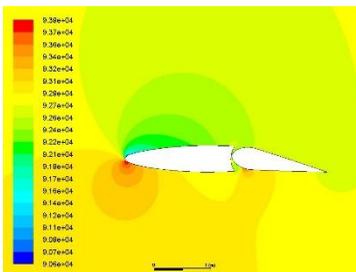
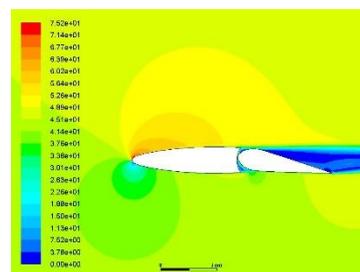


Circle defleksi 10°  $\alpha$  5° pressure contour



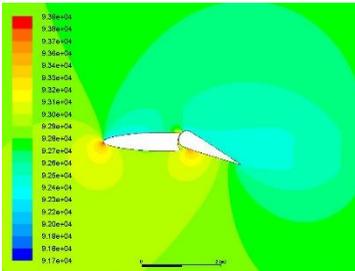
Circle defleksi 10°  $\alpha$  5° velocity contour

## LAMPIRAN D

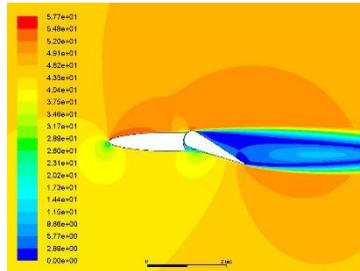
Kontur Kecepatan dan Tekanan Airfoil Conic Defleksi  $10^\circ$ Conic defleksi  $10^\circ$   $\alpha$   $0^\circ$  pressure contourConic defleksi  $10^\circ$   $\alpha$   $0^\circ$  velocity contourConic defleksi  $10^\circ$   $\alpha$   $-5^\circ$  pressure contourConic defleksi  $10^\circ$   $\alpha$   $-5^\circ$  velocity contourConic defleksi  $10^\circ$   $\alpha$   $5^\circ$  pressure contourConic defleksi  $10^\circ$   $\alpha$   $5^\circ$  velocity contour

## LAMPIRAN E

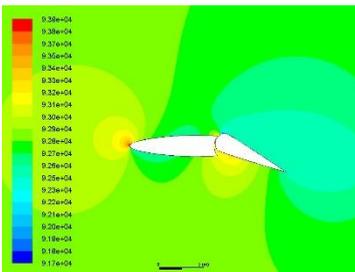
### Kecepatan dan Tekanan Airfoil Circle Defleksi 25°



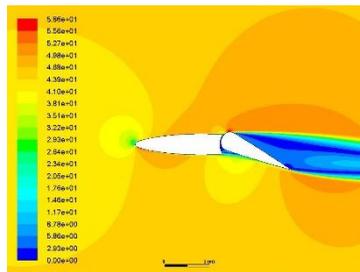
Circle defleksi 25°  $\alpha$  0° pressure contour



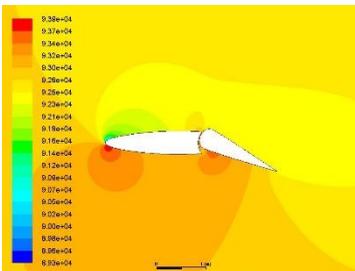
Circle defleksi 25°  $\alpha$  0° velocity contour



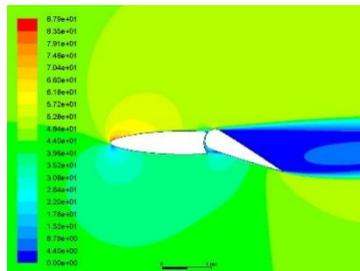
Circle defleksi 25°  $\alpha$  -5° pressure contour



Circle defleksi 25°  $\alpha$  -5° velocity contour



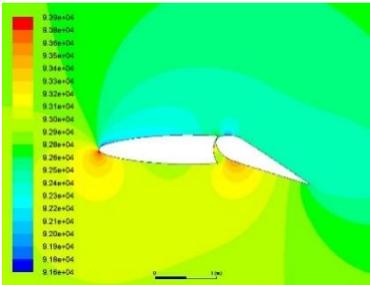
Circle defleksi 25°  $\alpha$  5° pressure contour



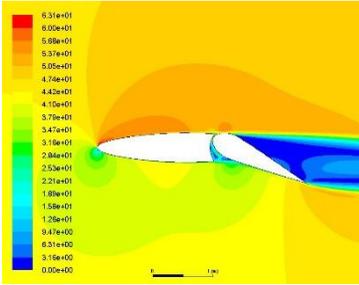
Circle defleksi 25°  $\alpha$  5° velocity contour

## LAMPIRAN F

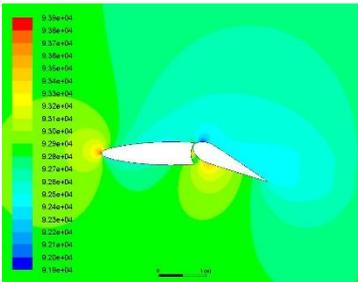
### Kecepatan dan Tekanan Airfoil Conic Defleksi 25°



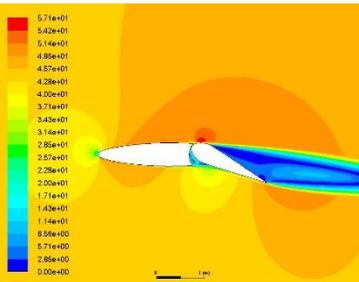
Conic defleksi 25°  $\alpha$  0° pressure contour



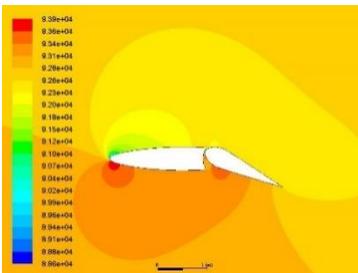
Conic defleksi 10°  $\alpha$  0° velocity contour



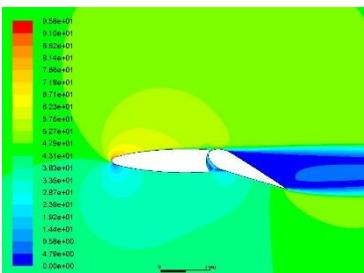
Conic defleksi 25°  $\alpha$  -5° pressure contour



Conic defleksi 10°  $\alpha$  -5° velocity contour

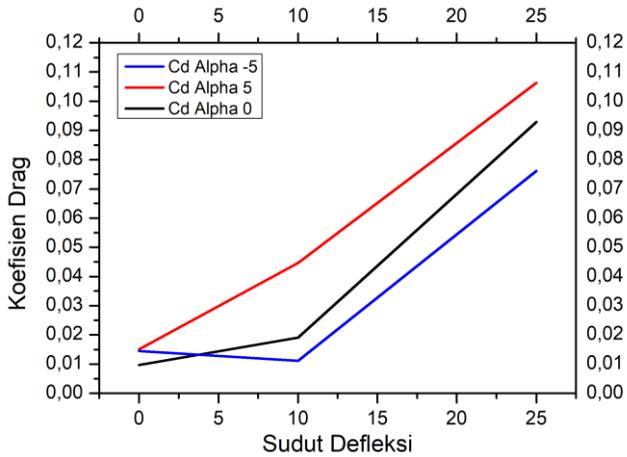


Conic defleksi 25°  $\alpha$  5° pressure contour

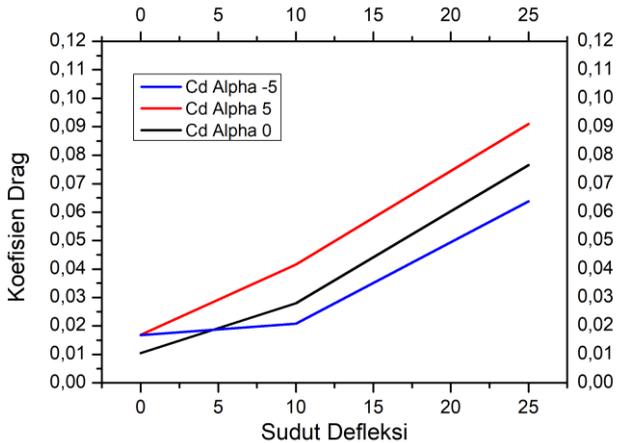


Conic defleksi 10°  $\alpha$  5° velocity contour

## LAMPIRAN G



Grafik nilai Cd *rudder circle* terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda



Grafik nilai Cd *rudder conic* terhadap konfigurasi sudut defleksi yang berbeda

## BIODATA PENULIS



Penulis lahir di Jakarta pada tanggal 16 Mei 1996. Lulus dari SDN 07 Semper Timur Pagi pada tahun 2008, lalu lulus dari SMPN 30 Jakarta pada tahun 2011 dan SMAN 21 Jakarta pada tahun 2014. Setelah lulus dari SMA, penulis melanjutkan pendidikannya ke tahap kuliah di departemen S1 Teknik Fisika Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya dan lulus pada tahun 2018.

Selama melakukan perkuliahan, penulis merupakan asisten Laboratorium Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan. Saat melakukan perkuliahan fokus bidang minat yang diambil oleh penulis adalah Bidang Minat Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan. Selain itu penulis juga aktif dalam kegiatan kepanitiaan sebagai Ketua Publikasi acara *Engineering Physics Week* 2016 yang diadakan oleh departemen Teknik Fisika Institut Teknologi Sepuluh Nopember . Pada saat kuliah penulis juga mengikuti program *internship* di PT. GMF Aeroasia pada tahun 2015 dan PT. Dirgantara Indonesia pada tahun 2017. Saat mengikuti program *internship* tersebut, penulis melakukan analisa tentang performansi mesin *turbofan* di PT GMF Aeroasia dan analisa desain *rudder* pada pesawat di PT Dirgantara Indonesia. Penulis dapat dihubungkan melalui alamat email [husainamir56@gmail.com](mailto:husainamir56@gmail.com).

