



**ANALISIS AERODINAMIKA AILERON PESAWAT N2XX  
DENGAN METODE *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS***

**SKRIPSI**

Oleh:

**Siti Nur Rahmah**

**NIM 161910101078**

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN**

**JURUSAN TEKNIK MESIN**

**FAKULTAS TEKNIK**

**UNIVERSITAS JEMBER**

**2020**



**ANALISIS AERODINAMIKA AILERON PESAWAT N2XX  
DENGAN METODE *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS***

**SKRIPSI**

Diajukan guna melengkapi tugas akhir dan memenuhi salah satu syarat untuk menyelesaikan Program Studi Teknik Mesin (S1) dan mencapai gelar Sarjana Teknik

Oleh:

**Siti Nur Rahmah**

**161910101078**

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN**

**JURUSAN TEKNIK MESIN**

**FAKULTAS TEKNIK**

**UNIVERSITAS JEMBER**

**2020**

## PESEMBAHAN

Dengan segala puji syukur kehadirat Allah SWT maka skripsi ini saya persembahkan kepada :

1. Allah Subhanahuwata'ala yang telah melimpahkan rahmat dan hidayah-Nya sehingga skripsi ini dapat terselesaikan dengan baik;
2. Ayahanda Sunaryo dan Ibunda Anida Roswitasari tercinta yang telah memberikan kasih sayang dan dukungan tiada henti;
3. Adik Yusuf Muhammad Faqih yang telah memberikan semangat dan motivasi;
4. Guru-guru TK ABA I Batam, MI Raudhatul Qur'an, SDN 3 Jubung, SDN 001 Batu Aji, SMPN 3 Batam, SMPN 6 Jember, SMAN 4 Jember yang telah memberikan ilmu yang sangat berharga, serta dosen-dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Jember yang telah membimbing penulis selama melaksanakan perkuliahan hingga menyelesaikan skripsi;
5. PT. Dirgantara Indonesia yang telah mengizinkan dan memberikan kesempatan untuk melakukan penelitian;
6. Almamater Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

**MOTTO**

“Pendidikan adalah senjata paling mematikan di dunia, karena dengan Pendidikan  
Anda dapat mengubah dunia”

( Nelson Mandela )

“Sukses bukanlah suatu akhir, kegagalan bukanlah hal yang fatal. Justru  
keberanianlah yang menjadi pemicunya”

( Winston Churchill )

“Satu-satunya kebijaksanaan sejati adalah mengetahui Anda tidak mengetahui  
apa-apa”

( Socrates )

**PERNYATAAN**

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Siti Nur Rahmah

NIM : 161910101078

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa laporan skripsi yang berjudul “*Analisis Aerodinamika Aileron Pesawat N2XX dengan Metode Computational Fluid Dynamics*” adalah benar-benar hasil karya sendiri, kecuali kutipan yang telah disebutkan sumbernya, dan belum pernah diajukan pada instansi manapun. Saya bertanggung jawab atas keabsahan dan kebenaran isinya sesuai dengan sikap ilmiah yang harus dijunjung tinggi.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan penuh kesadaran dan tanggung jawab tanpa ada unsur pemaksaan serta bersedia mendapat sanksi akademik jika ternyata di kemudian hari pernyataan ini tidak benar.

Jember, 2 Juli 2020

Yang Menyatakan,

Siti Nur Rahmah

161910101078

**SKRIPSI**

**ANALISIS AERODINAMIKA AILERON PESAWAT N2XX  
DENGAN METODE *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS***

Oleh

**Siti Nur Rahmah**  
**NIM 161910101078**

Pembimbing

Dosen Pembimbing Utama : Dr. Ir Gaguk Jatisukanto S.T., M.T., IPM

Dosen Pembimbing Anggota : Ir. Hary Sutjahjono S.T., M.T.

**PENGESAHAN**

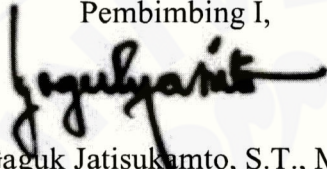
Skripsi berjudul “Analisis Aerodinamika *Aileron* Pesawat N2XX dengan Metode *Computational Fluid Dynamics*” karya Siti Nur Rahmah telah diuji dan disahkan oleh Fakultas Teknik Universitas Jember pada:

Hari, tanggal : Senin, 15 Juni 2020

Tempat : diselenggarakan secara *online* (daring)

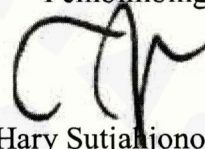
Pembimbing,

Pembimbing I,



Dr. Ir. Gaguk Jatisukanto, S.T., M.T., IPM.  
NIP 196902091998021001

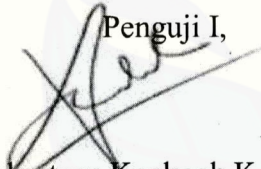
Pembimbing II,



Ir. Hary Sutjahjono, S.T., M.T.  
NIP 196812051997021002

Penguji,

Penguji I,



Dr. Ir. Robertoes Koekoeh K., S.T., M.Eng.  
NIP 196707081994121001

Penguji II,



Intan Hardiatama, S.T., M.T.  
NIP 198501172012121001

Mengesahkan,

Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember,



Dr. Ir. Friwahju Hardianto, S.T., M.T.  
NIP 197008261997021001

## RINGKASAN

**Analisis Aerodinamika Aileron Pesawat N2XX dengan Metode Computational Fluid Dynamics;** Siti Nur Rahmah, 161910101078; 2020; 67 halaman; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Pesawat N2XX adalah pesawat perintis buatan PT. Dirgantara Indonesia yang bekerjasama dengan LAPAN. Pesawat ini berkapasitas 19 penumpang yang dilengkapi dua buah *turboprop*. Keunggulan yang dimiliki pesawat ini adalah kemampuan *Short Take Off and Landing* (STOL) yang dapat melakukan lepas landas dan mendarat pada landasan pacu yang terbatas. Pesawat ini terus dilakukan pengembangan dan pengkajian guna penyempurnaan di berbagai bidang. Penelitian ini mengkaji pada bidang aerodinamika terkait fenomena aerodinamika yang terjadi pada pesawat terbang.

Pesawat terbang memiliki sistem kendali yang berfungsi untuk mengontrol gerakan pesawat. Sistem kendali mengendalikan pesawat melalui *control surface*. *Control surface* umumnya terdiri dari *aileron* (*roll*), *elevator* (*pitch*), *rudder* (*yaw*). Penelitian ini akan mengkaji terkait efektivitas *aileron* terhadap pengaruh luasan permukaan *aileron*. Nilai koefisien *hinge moment* pada *aileron* akan menentukan besaran *wheel force* yang terjadi pada *stick* pilot. Perubahan luasan *aileron* dilakukan dengan menggabungkan *vane* pada bagian *leading edge aileron*. Variasi defleksi *aileron* dilakukan sebagai variabel yang telah ditentukan.

Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah simulasi dua dimensi menggunakan *Computational Fluid Dynamis* (CFD) komersial. Penelitian ini berusaha untuk mengoptimasikan nilai koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ ) pada *aileron* Pesawat N2XX. Validasi terhadap *meshing* yang digunakan dilakukan terlebih dahulu sebelum melakukan simulasi terhadap *aileron* Pesawat N2XX. Validasi berupa data koefisien *lift* ( $C_l$ ) hasil simulasi dengan data *Wind Tunnel Test* (WTT) dengan standar  $Y^+$  *meshing*. Simulasi *aileron* dilakukan dengan menggunakan *meshing*  $Y^+$  yang memiliki *error*  $C_l$  terkecil.



Validasi *meshing* untuk angka  $Y^+ = 0,944$ ;  $0,75$ ; dan  $0,64$  diperoleh hasil bahwa  $Y^+ = 0,64$  menghasilkan angka *error* koefisien *lift* ( $C_l$ ) terkecil yaitu  $\varepsilon = 3,760976\%$ . Simulasi *aileron* menghasilkan angka koefisien *drag* ( $C_d$ ) *aileron* modifikasi pada saat  $\delta_A = -20^\circ$  dan  $20^\circ$  masing-masing adalah  $0,075$  dan  $0,100$ . Nilai tersebut lebih besar jika dibandingkan  $C_d$  *aileron basic* masing-masing adalah  $0,072$  dan  $0,089$ . Angka koefisien *lift* ( $C_l$ ) *aileron* modifikasi pada saat  $\delta_A = -20^\circ$  dan  $0^\circ$  masing-masing adalah  $-0,114$  dan  $0,452$ . Nilai tersebut lebih besar jika dibandingkan  $C_l$  *aileron basic* masing-masing adalah  $-0,125$  dan  $0,446$ . Angka koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ ) *aileron* modifikasi pada saat  $\delta_A = -20^\circ$ ,  $0^\circ$ , dan  $20^\circ$  masing-masing adalah  $-0,071$ ;  $0,078$ ; dan  $0,177$ . Nilai tersebut lebih kecil jika dibandingkan  $C_{hm}$  *aileron basic* masing-masing adalah  $-0,09$ ;  $0,095$ ; dan  $0,201$ .

## SUMMARY

**Aerodynamic Analysis of N2XX Aircraft Aileron with Computational Fluid Dynamics Method;** Siti Nur Rahmah, 161910101078; 2020; 67 pages; The Faculty of Engineering, University of Jember.

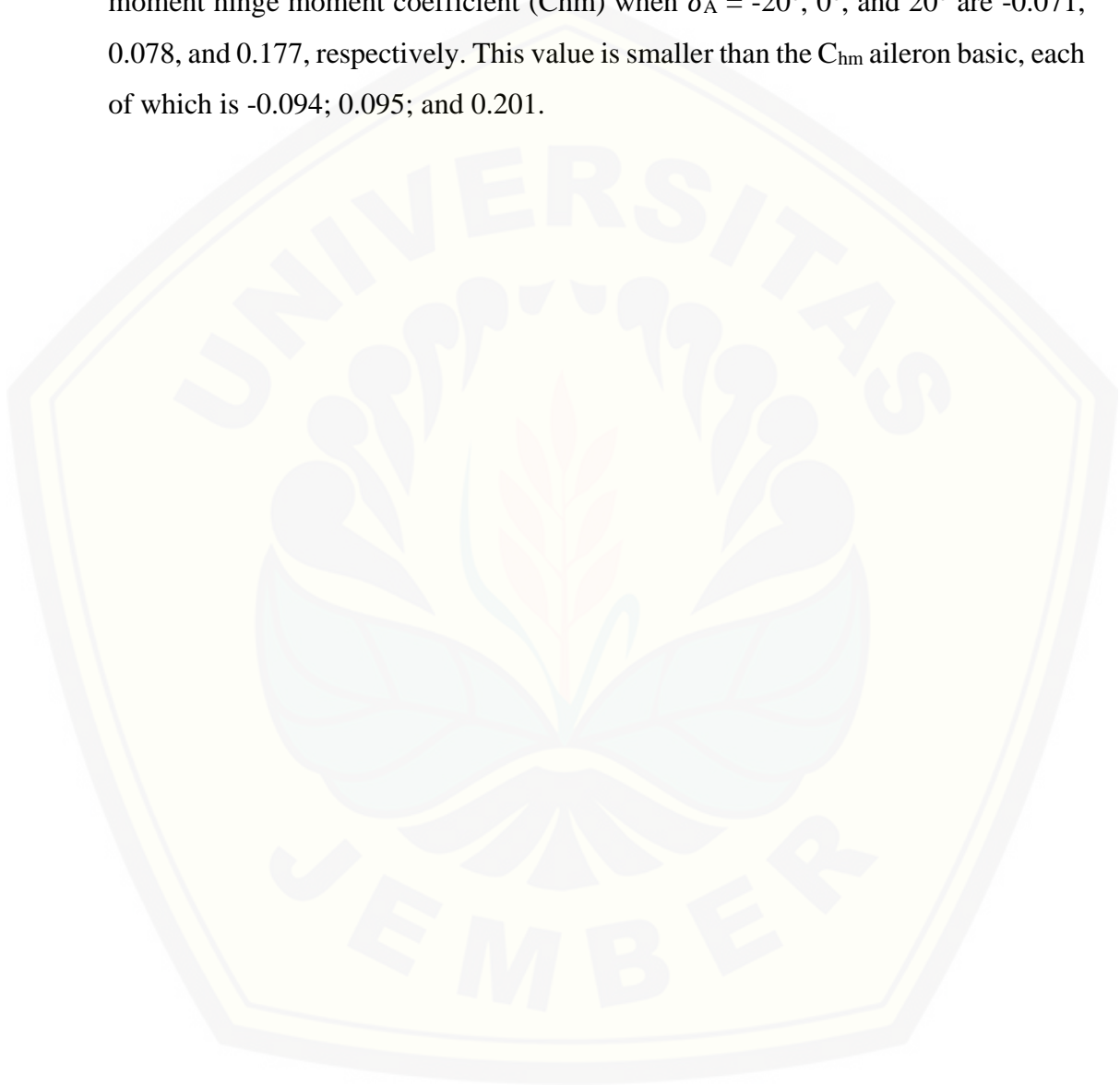
N2XX aircraft is a pioneering aircraft made by PT. Digantara Indonesia in collaboration with LAPAN. This aircraft has a capacity of 19 passengers equipped with two turboprops. The advantage of this aircraft is the ability of Short Take Off and Landing (STOL) that can take off and land on a limited runway. This aircraft continues to be developed and reviewed for improvement in various fields. This study examines the field of aerodynamics related to aerodynamic phenomena that occur in aircraft.

Airplanes have a control system that functions to control aircraft movements. The control system controls the aircraft through control surfaces. Control surfaces generally consist of aileron (roll), elevator (pitch), rudder (yaw). This study will examine the effectiveness of aileron on the effect of aileron surface area. The hinge moment coefficient value on the aileron will determine the amount of wheel force that occurs on the pilot stick. Changes in the area of the aileron are done by combining vanes on the leading edge of the aileron. Variation of aileron deflection is done as a predetermined variable.

The method used in this research is a two-dimensional simulation using commercial Computational Fluid Dynamics (CFD). This study seeks to optimize the value of the hinge moment coefficient ( $C_{hm}$ ) on the N2XX Airplane aileron. Validation of the meshing used is done first before simulating the N2XX Aircraft aileron. Validation is in the form of lift coefficient ( $C_l$ ) simulation results with Wind Tunnel Test (WTT) data with  $Y^+$  meshing standard. Aileron simulations are performed using meshing  $Y^+$  which has the smallest  $C_l$  error.

Meshing validation for number  $Y^+ = 0.944$ ;  $0.75$ ; and  $0.64$ , the results show that  $Y^+ = 0.64$  results in the smallest coefficient of lift error ( $C_l$ )  $\varepsilon = 3.760976\%$ . Aileron simulation produces the modified aileron drag coefficient ( $C_d$ ) when  $\delta_A =$

$-20^\circ$  and  $20^\circ$  are 0.075 and 0.100, respectively. This value is greater than the  $C_d$  aileron basic, respectively 0.072 and 0.089. The modified aileron lift coefficient ( $C_l$ ) when  $\delta_A = -20^\circ$  and  $0^\circ$  are -0.114 and 0.452, respectively. This value is greater than the  $C_l$  aileron basic, respectively -0.125 and 0.446. The modified aileron moment hinge moment coefficient ( $C_{hm}$ ) when  $\delta_A = -20^\circ$ ,  $0^\circ$ , and  $20^\circ$  are -0.071, 0.078, and 0.177, respectively. This value is smaller than the  $C_{hm}$  aileron basic, each of which is -0.094; 0.095; and 0.201.



## PRAKATA

Puji dan syukur kehadiran Allah Subhanahuwata'ala yang telah melimpahkan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “*Analisis Aerodinamika Aileron Pesawat N2XX dengan Metode Computational Fluid Dynamics*”. Skripsi ini disusun guna memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S1) di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Jember.

Dalam proses penelitian dan penyusunan skripsi ini tidak lepas dari dukungan dan bantuan berbagai pihak. Oleh karena itu penulis mengucapkan terimakasih kepada :

1. Dr. Ir. Triwahju Hardianto, S. T., M. T., selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember;
2. Ir. Hari Arbiantara, S.T, M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember;
3. Dr. Ir. Salahudin Junus, S.T., M.T., IPM, selaku Ketua Program Studi S1 Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember;
4. Dr. Ir. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T., IPM, selaku Dosen Pembimbing Utama;
5. Ir. Hary Sutjahjono, S.T., M.T., selaku Dosen Pembimbing Anggota;
6. Dr. Ir. Robertoes Koekoeh Koentjoro W., S.T., M.Eng. selaku Dosen Penguji Utama;
7. Intan Hardiatama, S.T., M.T., selaku Dosen Penguji Anggota;
8. Ir. Ahmad Syuhri M.T., selaku Dosen Pembimbing Akademik;
9. Bapak Junitu D. Tikupasang selaku Manajer Divisi Aerodinamik PT. Dirgantara Indonesia;
10. Bapak Muhammad Nur Azis selaku Pembimbing Lapangan PT. Dirgantara Indonesia;
11. Ayah, Ibu, Adik, dan segenap keluarga yang telah memberikan semangat, doa, dan nasihat kepada penulis selama menyelesaikan pendidikan;
12. Anas Nur Fauzan yang telah menjadi partner diskusi selama penyusunan skripsi dan memberikan motivasi serta semangat;

13. Mbak Mirna yang telah membagikan ilmu dan pengalamannya dalam penyusunan skripsi;
14. Teman-teman belajar sejak maba Fahrul, Agung, Agos, Raka, Abdul atas semangat dan dukungan selama menempuh pendidikan di Universitas Jember;
15. Teman-teman cecan strong Putri, Silfi, Herninda, Veli, Elok, Rury, yang senantiasa menghibur dan memberikan semangat;
16. Teman-teman Club MES Unej Mas Zalfan, Mas Sa'dul, Mas Ridho, Auwaludin, Andreas, Abim, Elsa, Alvin, Muammar, Fendi, dan lainnya yang tidak dapat disebutkan satu per satu atas dukungan dan semangat yang diberikan;
17. Saudara-saudara Teknik Mesin angkatan 2016 atas semangat dan dukungan selama menempuh pendidikan di Universitas Jember.

Penulis menerima segala kritik dan saran yang membangun demi kesempurnaan penulisan skripsi ini. Harapan selanjutnya semoga skripsi ini dapat bermanfaat untuk berbagai pihak.

Jember, 20 Juni 2020

Siti Nur Rahmah

DAFTAR ISI

LEMBAR COVER.....	ii
PESEMBAHAN .....	ii
MOTTO .....	iii
PERNYATAAN.....	iv
PENGESAHAN.....	vi
RINGKASAN .....	vii
SUMMARY .....	ix
PRAKATA.....	xi
DAFTAR ISI.....	xiii
DAFTAR GAMBAR.....	xv
DAFTAR TABEL .....	xviii
DAFTAR SIMBOL .....	xix
<b>BAB 1. PENDAHULUAN .....</b>	<b>1</b>
<b>1.1 Latar Belakang .....</b>	<b>1</b>
<b>1.2 Rumusan Masalah.....</b>	<b>3</b>
<b>1.3 Batasan Masalah.....</b>	<b>3</b>
<b>1.4 Tujuan .....</b>	<b>4</b>
<b>1.5 Manfaat .....</b>	<b>4</b>
<b>BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA.....</b>	<b>5</b>
<b>2.1 Aerodinamika Dasar .....</b>	<b>5</b>
2.1.1 Gaya-gaya pada Pesawat Terbang.....	5
2.1.2 Teori Dasar pada Pesawat Terbang .....	6
<b>2.2 <i>Flight Control System</i> (Sistem Kendali Terbang) .....</b>	<b>7</b>
<b>2.3 <i>Airfoil</i> .....</b>	<b>10</b>
<b>2.4 Konsep Dasar <i>Boundary Layer</i> dan <i>Reynold Number</i> .....</b>	<b>11</b>
<b>2.5 Konsep Dasar Koefisien <i>Lift</i> .....</b>	<b>15</b>
<b>2.6 Konsep Dasar Koefisien <i>Drag</i>.....</b>	<b>17</b>
<b>2.7 Konsep Dasar <i>Hinge Moment</i> .....</b>	<b>18</b>
<b>2.8 <i>Computational Fluid Dynamics</i> (CFD).....</b>	<b>20</b>
2.8.1 Persamaan Kontinuitas .....	20
2.8.2 Persamaan Navier-Stokes untuk Fluida Newtonian .....	20
2.8.3 Persamaan Energi .....	22

2.8.4 Tahapan Simulasi Metode CFD .....	22
<b>2.9 Hipotesis .....</b>	<b>25</b>
<b>BAB 3. METODOLOGI PENELITIAN .....</b>	<b>26</b>
<b>3.1 Metode Penelitian .....</b>	<b>26</b>
<b>3.2 Waktu dan Tempat Penelitian .....</b>	<b>26</b>
<b>3.3 Alat dan Bahan .....</b>	<b>26</b>
3.3.1 Alat .....	26
3.3.2 Bahan .....	27
<b>3.4 Prosedur Penelitian .....</b>	<b>27</b>
<b>3.5 Pelaksanaan Penelitian .....</b>	<b>28</b>
3.5.1 Variabel Penelitian .....	28
3.5.2 Proses Pemodelan dan Simulasi .....	30
3.5.3 Pemilihan Parameter .....	48
3.5.4 Pengambilan Data .....	48
<b>3.6 Diagram Alir Penelitian .....</b>	<b>49</b>
<b>BAB 4. PEMBAHASAN .....</b>	<b>50</b>
<b>4.1 Validasi <i>Airfoil</i> .....</b>	<b>50</b>
<b>4.2 Hasil Simulasi .....</b>	<b>51</b>
<b>4.3 Grafik Koefisien .....</b>	<b>53</b>
<b>4.4 Analisis Desain <i>Aileron</i> .....</b>	<b>55</b>
4.4.1 Defleksi <i>Aileron</i> $-20^{\circ}$ .....	56
4.4.2 Defleksi <i>Aileron</i> $0^{\circ}$ .....	59
4.4.3 Defleksi <i>Aileron</i> $20^{\circ}$ .....	61
<b>BAB 5. KESIMPULAN DAN SARAN .....</b>	<b>64</b>
<b>5.1 Kesimpulan .....</b>	<b>64</b>
<b>5.2 Saran .....</b>	<b>64</b>
<b>DAFTAR PUSTAKA .....</b>	<b>65</b>
<b>LAMPIRAN</b>	

**DAFTAR GAMBAR**

Gambar 2.1 Gaya-gaya pada Pesawat Terbang.....	5
Gambar 2.2 Prinsip Bernoulli pada <i>Airfoil</i> .....	7
Gambar 2.3 Gerakan Dasar Pesawat Terbang.....	8
Gambar 2.4 Gerakan Berlawanan pada <i>Aileron</i> .....	9
Gambar 2.5 Pergerakan <i>Pitch</i> pada <i>Elevator</i> .....	9
Gambar 2.6 Pergerakan <i>Yaw</i> pada <i>Rudder</i> .....	10
Gambar 2.7 Bagian-bagian <i>Airfoil</i> .....	11
Gambar 2.8 Ilustrasi Gerakan Fluida pada <i>Boundary Layer</i> .....	12
Gambar 2.9 <i>Boundary Layer</i> Berkembang pada <i>Airfoil</i> .....	13
Gambar 2.10 <i>Mesh</i> di Sekitar Dinding.....	15
Gambar 2.11 <i>Reference Area</i> untuk <i>Lift</i> .....	16
Gambar 2.12 Sumbu <i>Hinge</i> .....	18
Gambar 2.13 <i>Hinge Axis</i> pada Pesawat N2XX.....	18
Gambar 2.14 <i>Reference Area</i> untuk <i>Hinge Moment</i> .....	19
Gambar 2.15 Komponen Tegangan pada Benda .....	21
Gambar 2.16 Tipe-tipe <i>Mesh</i> .....	23
Gambar 3.1 <i>Airfoil</i> LS(01)-0417 MOD .....	28
Gambar 3.2 <i>Airfoil Basic</i> .....	29
Gambar 3.3 <i>Airfoil</i> Modifikasi.....	29
Gambar 3.4 Defleksi <i>Aileron</i> .....	30
Gambar 3.5 Pembuatan Domain Fluida .....	31
Gambar 3.6 Tampilan <i>Create Block</i> .....	32
Gambar 3.7 Hasil <i>Initial Blocks</i> .....	32
Gambar 3.8 Tampilan Pengaturan <i>Associate Edge</i> .....	33
Gambar 3.9 Tampilan Pengaturan <i>O-Grid Block</i> .....	33
Gambar 3.10 Tampilan <i>O-Grid Block</i> .....	34
Gambar 3.11 Tampilan Pengaturan <i>Split Block</i> .....	34
Gambar 3.12 Hasil <i>Split Block</i> .....	35
Gambar 3.13 Tampilan Pengaturan <i>Move Vertex</i> .....	35



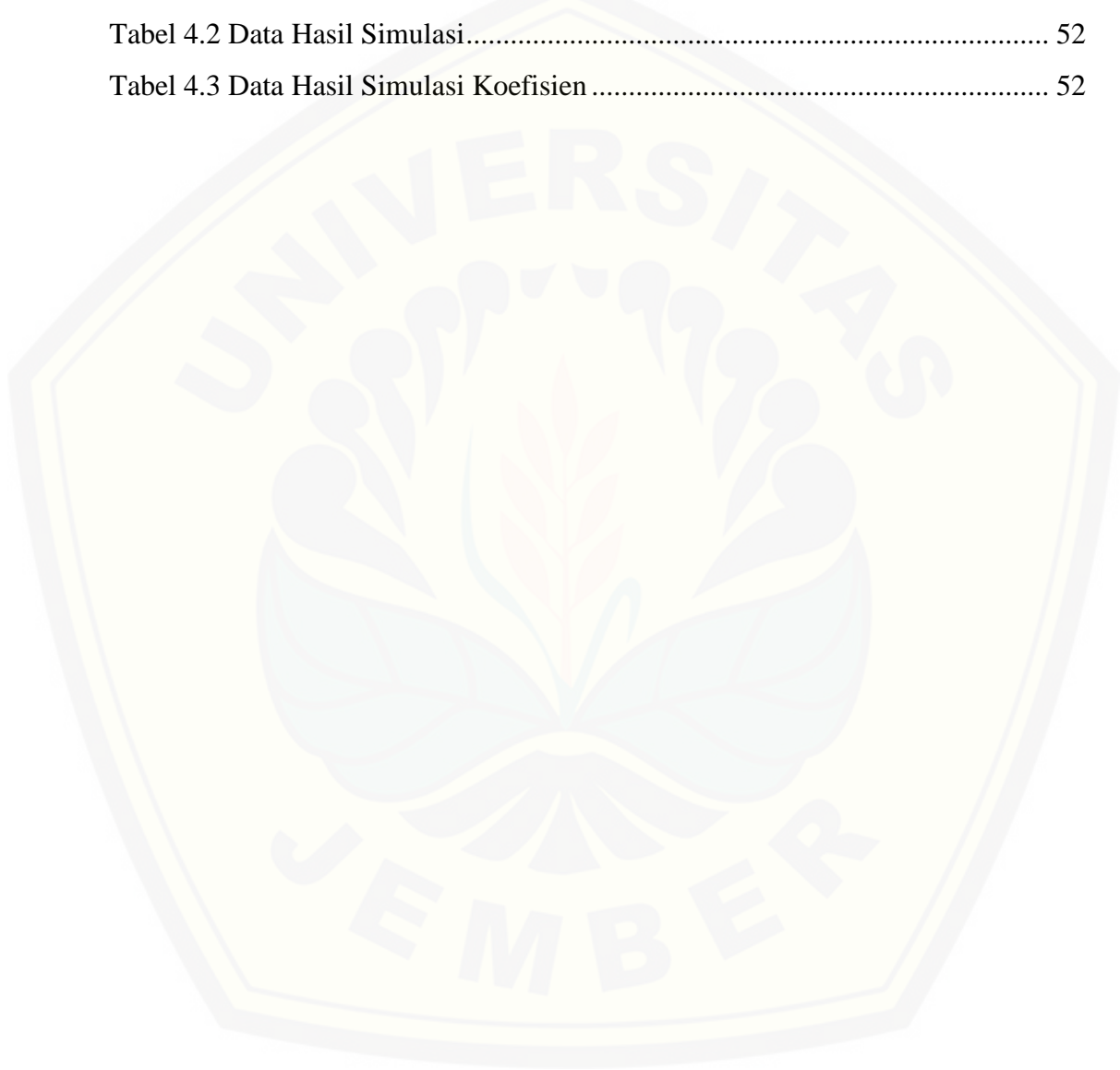
Gambar 3.14 <i>Split Block</i> pada <i>Airfoil</i> .....	35
Gambar 3.15 Pengaturan Parameter <i>Meshing</i> .....	36
Gambar 3.16 Arah Distribusi <i>Nodes</i> .....	37
Gambar 3.17 Parameter <i>Edge Meshing</i> .....	37
Gambar 3.18 Tampilan <i>Pre-Mesh</i> .....	38
Gambar 3.19 Pengaturan Cek <i>Mesh</i> .....	38
Gambar 3.20 Kualitas <i>Mesh</i> .....	39
Gambar 3.21 Tampilan Pengaturan <i>Solver Setup</i> .....	39
Gambar 3.22 Tampilan Pengaturan <i>Boundary Condition</i> .....	40
Gambar 3.23 Tampilan Penyimpanan <i>Meshing</i> .....	40
Gambar 3.24 Tampilan Pengaturan Umum .....	41
Gambar 3.25 Tampilan Pengaturan Model Energi .....	42
Gambar 3.26 Tampilan Model Viskos .....	42
Gambar 3.27 Tampilan Pengaturan Material .....	43
Gambar 3.28 Tampilan Pengaturan <i>Boundary Condition</i> .....	43
Gambar 3.29 Tampilan <i>Operationg Pressure</i> .....	44
Gambar 3.30 Tampilan Pengaturan <i>Reference Value</i> .....	44
Gambar 3.31 Tampilan Pengaturan <i>Solution Method</i> .....	45
Gambar 3.32 Tampilan <i>Solution Initialization</i> .....	46
Gambar 3.33 Tampilan <i>Run Calculation</i> .....	46
Gambar 3.34 Tampilan Proses Konvergensi .....	47
Gambar 3.35 Tampilan Pengaturan <i>Force Report</i> .....	48
Gambar 3.36 Diagram Alir Penelitian .....	49
Gambar 4.1 <i>Independency Mesh</i> .....	50
Gambar 4.2 Grafik Koefisien <i>Drag</i> .....	53
Gambar 4.3 Grafik Koefisien <i>Lift</i> .....	54
Gambar 4.4 Grafik Koefisien <i>Hinge Moment</i> .....	55
Gambar 4.5 Kontur Kecepatan pada Defleksi <i>Aileron -20°</i> .....	56
Gambar 4.6 Kontur Tekanan pada Defleksi <i>Aileron -20°</i> .....	57
Gambar 4.7 Kontur Kecepatan pada Defleksi <i>Aileron 0°</i> .....	59
Gambar 4.8 Kontur Tekanan pada Defleksi <i>Aileron 0°</i> .....	59

Gambar 4.9 Kontur Kecepatan pada Defleksi *Aileron* 20° ..... 61  
Gambar 4.10 Kontur Tekanan pada Defleksi *Aileron* 20° ..... 62



**DAFTAR TABEL**

Tabel 3.1 Ukuran Domain Fluida .....	31
Tabel 3.2 Parameter <i>Boundary Layer</i> .....	48
Tabel 4.1 <i>Independency Mesh Wall Y<sup>+</sup></i> .....	51
Tabel 4.2 Data Hasil Simulasi.....	52
Tabel 4.3 Data Hasil Simulasi Koefisien .....	52



**DAFTAR SIMBOL**

$C_l$	: koefisien gaya angkat ( <i>lift</i> )	( <i>non-dimensional</i> )
$C_d$	: koefisien gaya hambat ( <i>drag</i> )	( <i>non-dimensional</i> )
$C_{hm}$	: koefisien <i>hinge moment</i>	( <i>non-dimensional</i> )
$L$	: gaya angkat	( $N$ )
$D$	: gaya hambat	( $N$ )
$HM$	: <i>hinge moment</i>	( $N$ )
$RE$	: <i>Reynold Number</i>	( <i>non-dimensional</i> )
$\delta$	: ketebalan <i>boundary layer</i>	( $m$ )
$m$	: massa pesawat	( $kg$ )
$S$	: luasan area	( $m^2$ )
$\rho$	: densitas udara	( $\frac{kg}{m^3}$ )
$v$	: kecepatan udara	( $\frac{m}{s}$ )
$x$	: panjang <i>chord</i>	( $m$ )
$\mu$	: koefisien viskositas	( $\frac{kg}{ms}$ )
$\bar{c}$	: <i>mean aerodynamics chord</i>	( $m$ )

## BAB 1. PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia, yang terletak pada  $6^{\circ}$  LU -  $11^{\circ}$  LS dan  $95^{\circ}$  BT –  $141^{\circ}$  BT. Badan Pusat Statistik (BPS, 2019) menginformasikan jumlah pulau di Indonesia sebanyak 16.056 pulau. Letak geografis Indonesia yang dipisahkan lautan dan pegunungan tinggi menyebabkan perkembangan pembangunan di Indonesia yang tidak merata. Indonesia membutuhkan moda transportasi udara untuk menghubungkan antar pulau dan daerah-daerah terpencil. Moda transportasi udara dapat menjadi pilihan karena dinilai memiliki efektifitas waktu yang lebih efisien dibandingkan dengan moda transportasi darat (Kemenhub, 2016). Pertimbangan tersebut mendorong PT. Dirgantara Indonesia (Persero) dan LAPAN untuk membuat pesawat perintis. Pesawat perintis tersebut diberi nama N2XX yang mampu menjangkau wilayah yang sulit diakses menggunakan moda transportasi darat.

Pesawat N2XX merupakan pesawat terbang perintis yang telah dikembangkan di Indonesia. Pesawat ini berkapasitas 19 penumpang dengan dilengkapi dua buah *turboprop* yang mengacu pada regulasi *Civil Aviation Safety Regulation* (CASR) Part 23. Keunggulan yang dimiliki oleh pesawat ini ialah kemampuan *Short Take Off and Landing* (STOL) yang dapat lepas landas dan mendarat pada landasan pacu yang terbatas (PT. Dirgantara Indonesia, 2017).

Pesawat N2XX memiliki *control surface* yang dapat mengatur pergerakan dasar pesawat yaitu *aileron* (*roll*), *elevator* (*pitch*), dan *rudder* (*yaw*). Gerakan *control surface* diatur oleh pilot melalui *cockpit* pesawat (Barnard dan Philpott, 2010). *Aileron* berfungsi untuk mengatur pergerakan *roll* ke kanan atau ke kiri pada pesawat. *Aileron* terpasang pada sisi kiri dan kanan sayap pesawat dengan pergerakan defleksi yang saling berlawanan arah satu sama lain. Peningkatan defleksi *aileron* ( $\delta_A$ ) dan sudut serang pesawat akan mempengaruhi besaran koefisien *lift* ( $C_l$ ), koefisien *drag* ( $C_d$ ), dan koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ ) (Wijiatmoko *et al.*, 2017).

Wijiatmoko *et al.* (2017) meneliti tentang efektivitas sudut defleksi *aileron* ( $\delta_A$ ) pada Pesawat Udara Nir Awak (PUNA) Alap-alap. Metode yang digunakan adalah metode eksperimen dengan variasi sudut  $\delta_A = 0^\circ - (-25^\circ)$ . Hasil penelitian menyimpulkan bahwa sudut  $\delta_A$  masih cukup efektif hingga sudut  $-25^\circ$ . Penurunan efektivitas terjadi pada saat sudut serang mendekati *stall angle* untuk semua sudut  $\delta_A$ .

Daryanto *et al.* (2017) meneliti tentang prestasi dan efektivitas *aileron* pada pesawat *Unnamed Aircraft Vehicle* (UAV). Metode yang digunakan adalah metode eksperimen dengan *Wind Tunnel Test* (WTT). Penelitian ini dilakukan dengan variasi *angle of attack* (AOA), *beta angle* ( $\beta$ ), dan  $\delta_A$ . Hasil penelitian menunjukkan bahwa *aileron* tidak merubah koefisien *lift*, koefisien *pitching moment*, dan *endurance* dari UAV secara signifikan. Koefisien *drag* bertambah pada saat pengoperasian *aileron* dikarenakan area permukaan bagian depan UAV berubah.

Zhang *et al.* (2013) meneliti tentang pembentukan *karakteristik hinge moment* pada sayap ONERA-M6 dengan *aileron*. Metode yang digunakan adalah simulasi tiga dimensi (3D). Parameter penelitian berupa variasi perbedaan *gap*, *angle of attack* (AOA) dan  $\delta_A$ . Hasil penelitian menunjukkan bahwa *gap* dan  $\delta_A$  yang lebih besar dapat menghasilkan kurva *hinge moment* yang membengkok ke atas pada AOA yang tinggi.

Makarov dan Pavlenko (2014) meneliti tentang *hinge moment* dan efektivitas *aileron* pada *airfoil high lift wing*. Metode yang digunakan adalah simulasi dengan metode CFD dua dimensi (2D) dengan memvariasikan kontur *nose* pada *aileron*. Hasil penelitian menunjukkan bahwa kontur *nose* parabola memiliki nilai *hinge moment* yang rendah dan efisien yang lebih besar dari *nose circular arc*.

Herdiana *et al.* (2015) meneliti tentang *hinge moment aileron* pada pesawat angkut nasional. Metode yang digunakan adalah simulasi CFD 2D menggunakan *software* Fluent dengan variasi AOA dan  $\delta_A$ . Hasil penelitian menunjukkan bahwa grafik  $C_{hm}$  linier, sehingga dengan peningkatan AOA tertentu nilai *hinge moment* bernilai mutlak dan akan diperbesar tergantung pada orientasi  $\delta_A$ .

Pesawat N2XX sedang dilakukan pengembangan terkait efektivitas *aileron* pesawat guna mendapatkan nilai  $C_{hm}$  yang baik yaitu mendekati nilai 0. Nilai  $C_{hm}$  *aileron* yang semakin kecil akan membuat penggunaan *wheel force* yang semakin ringan oleh pilot untuk menjalankan *aileron* saat hendak melakukan *rolling*. Hasil penelusuran kajian pustaka menunjukkan bahwa penelitian pengaruh AOA dan  $\delta_A$  telah banyak dilakukan. Penelitian tentang pengaruh luasan permukaan *aileron* masih terus dikembangkan.

*Vane* yang berada tepat di depan *aileron* akan tidak berfungsi setelah sistem *flapperon* dimatikan. Material *vane* juga harus memakai komposit sehingga proses manufaktur menjadi lebih sulit. Peneliti memutuskan untuk melakukan riset tentang karakteristik aerodinamika pada *aileron* Pesawat N2XX dengan penambahan geometri *vane* pada *aileron* dengan memvariasikan sudut defleksi *aileron* ( $\delta_A$ ).

## 1.2 Rumusan Masalah

Perumusan masalah dalam penelitian ini sebagai berikut.

- 1) Apakah koefisien *lift* ( $C_l$ ) hasil simulasi *airfoil* LS(1)-0417 Mod menggunakan CFD komersial sesuai dengan nilai WTT pada dokumen NASA?
- 2) Bagaimana pengaruh luasan permukaan *aileron* terhadap karakteristik aerodinamika koefisien *lift* ( $C_l$ ), koefisien *drag* ( $C_D$ ), dan koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ ) *aileron* Pesawat N2XX?

## 1.3 Batasan Masalah

Ruang lingkup penelitian ini cukup luas sehingga dibutuhkan batasan masalah agar penelitian lebih terarah untuk mencapai tujuan yang diinginkan. Batasan masalah pada penelitian ini adalah sebagai berikut.

- 1) Nilai  $C_d$ ,  $C_l$ , dan  $C_{hm}$  disimulasikan menggunakan simulasi komputasi CFD komersial.
- 2) Aliran dianggap inkompresibel.
- 3) Permukaan dianggap licin.
- 4) Desain *wing*, *vane*, *aileron*, dan *trim tab* dirancang oleh PT. Dirgantara Indonesia.

5) Meshing yang digunakan adalah *meshing structured (quadrilateral)*.

#### 1.4 Tujuan

Tujuan dilakukan penelitian ini adalah sebagai berikut.

- 1) Mengetahui komparasi hasil analisis simulasi aerodinamika *aileron* pada *airfoil* tipe LS(1)0417 Mod dengan hasil eksperimental *wind tunnel test (WTT)* terhadap nilai koefisien *lift* ( $C_l$ ).
- 2) Mengetahui komparasi koefisien *drag* ( $C_d$ ) antara *aileron basic* dengan *aileron* modifikasi Pesawat N2XX.
- 3) Mengetahui komparasi koefisien *lift* ( $C_l$ ) antara *aileron basic* dengan *aileron* modifikasi Pesawat N2XX.
- 4) Mengetahui komparasi koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ ) antara *aileron basic* dengan *aileron* modifikasi Pesawat N2XX.

#### 1.5 Manfaat

Manfaat dari penelitian ini adalah sebagai berikut.

- 1) Memperbaiki karakteristik desain aerodinamika Pesawat N2XX.
- 2) Turut mengembangkan penelitian di bidang kedirgantaraan di Indonesia.
- 3) Dapat digunakan sebagai pembandingan antara desain *aileron* dengan *vane* terpisah dan dengan *vane* menyatu.



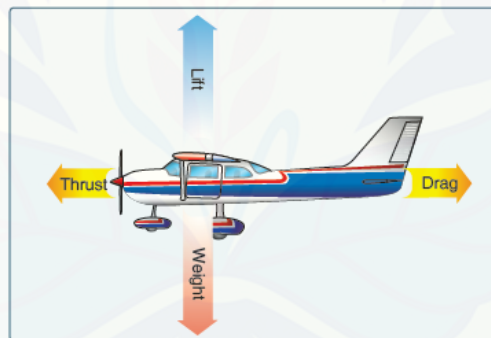
## BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Aerodinamika Dasar

Aerodinamika merupakan ilmu yang mempelajari tentang medan aliran dan gaya yang ditimbulkan oleh gerakan relatif antara pesawat dan udara di sekelilingnya. Medan aliran meliputi aliran *steady* dan *unsteady*, aliran laminar dan turbulen, aliran separasi dan gabung, dan aliran rotasi dan irotasi. Konsep medan aliran meliputi analisis mengenai perbedaan antara aliran kompresibel dan inkompresibel (Anderson, 2004).

#### 2.1.1 Gaya-gaya pada Pesawat Terbang

Pesawat terbang dipengaruhi oleh empat gaya yang bekerja saling berlawanan. Empat gaya yang bekerja pada pesawat terbang yaitu *thrust* (gaya dorong), *drag* (gaya hambat), *lift* (gaya angkat), dan *weight* (gaya berat) (Anderson, 2004). Skema gambar gaya pada pesawat terbang dapat dilihat pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Gaya-gaya pada Pesawat Terbang (FAA, 2016)

#### a. Gaya Dorong (*Thrust*)

Gaya dorong atau *thrust* dihasilkan dari propulsi pesawat terbang. Arah gaya dorong berlawanan dengan gaya hambat dan paralel dengan sumbu longitudinal. Arah gaya dorong akan menentukan arah pesawat terbang saat bergerak (Anderson, 2010).

#### b. Gaya Hambat (*Drag*)

Gaya hambat atau *drag* merupakan gaya yang berlawanan arah dengan gerak pesawat terbang yang disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap,

*fuselage*, dan objek lainnya. *Drag* beraksi ke belakang parallel dengan arah angin relatif (*relative wind*). *Drag* memiliki dua tipe dasar yaitu *parasite drag* dan *induced drag*. *Parasite drag* disebut parasit karena sama sekali tidak berfungsi untuk membantu penerbangan, sedangkan *induced drag* adalah *drag* hasil dari airfoil yang menghasilkan *lift* (FAA, 2016).

c. Gaya Angkat (*Lift*)

Gaya angkat atau *lift* adalah gaya yang dihasilkan oleh efek dinamis dari pergerakan udara yang bergerak melewati penampang sayap. Gaya angkat beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap. Gaya angkat dipengaruhi oleh kecepatan udara, masa jenis udara, dan bentuk serta ukuran *airfoil* (FAA, 2016).

d. Gaya Berat (*Weight*)

Gaya berat atau *weight* merupakan kombinasi beban dari pesawat terbang, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. Gaya berat menarik pesawat terbang ke bawah karena gaya gravitasi. Arah gaya berat berlawanan dengan gaya angkat dan beraksi vertikal ke bawah melalui *centre of gravity* (CG) pesawat (FAA, 2016).

### 2.1.2 Teori Dasar pada Pesawat Terbang

a. Hukum III Newton

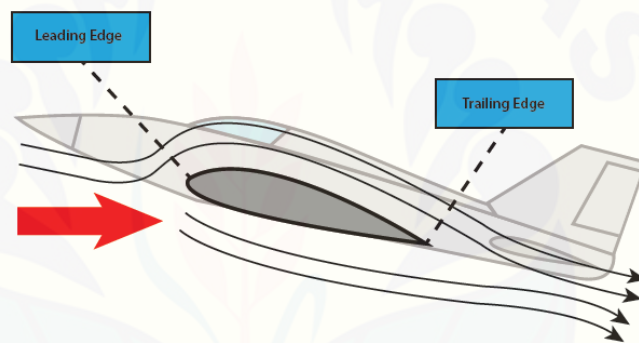
Hukum III Newton berbunyi untuk setiap tindakan akan ada persamaan dan reaksi yang berlawanan. Aplikasi Hukum III Newton dapat dilihat pada baling-baling pesawat terbang yang bergerak. Baling-baling akan mendorong udara sehingga baling-baling bergerak pada arah yang berlawanan yaitu maju. Pasangan ini dikenal sebagai aksi-reaksi (FAA, 2016). Persamaan Hukum III Newton sebagai berikut.

$$F_{\text{Aksi}} = - F_{\text{Reaksi}} \quad (3.1)$$

b. Prinsip Bernoulli

Prinsip Bernoulli menjelaskan fenomena gaya angkat yang timbul pada sayap pesawat terbang saat fluida bergerak melewati penampang sayap. Prinsip Bernoulli menyatakan bahwa ketika kecepatan suatu fluida yang mengalir pada

suatu penampang meningkat maka tekanan yang ada akan menurun (Anderson, 2004). Udara yang mengalir melewati permukaan *airfoil* akan terbelah pada bagian *leading edge*. Udara akan melewati bagian atas dan bawah *airfoil* dengan kecepatan berbeda sehingga akan mencapai titik akhir yang sama di sepanjang *trailing edge* pada saat bersamaan. Permukaan atas sayap secara umum melengkung sehingga udara yang mengalir di atas sayap mempercepat aliran yang dimana akan menurunkan tekanan. Permukaan bawah sayap terjadi hal sebaliknya yang mengakibatkan tekanan meningkat. Perbedaan kecepatan aliran pada permukaan atas dan bawah sayap menyebabkan terjadinya gaya angkat (*lift*) pada sayap pesawat (NASA, 2016). Skema prinsip Persamaan Bernoulli pada *airfoil* dapat dilihat pada Gambar 2.2.

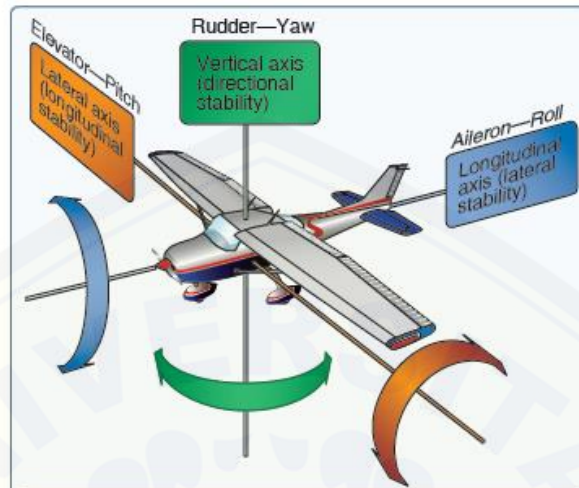


Gambar 2.2 Prinsip Bernoulli pada *Airfoil* (NASA, 2016)

## 2.2 *Flight Control System* (Sistem Kendali Terbang)

Pesawat N2XX dapat bebas berputar terhadap sumbu putar atau sumbu gerakannya. Terdapat tiga sumbu putar yang saling tegak lurus dan berpotongan di satu titik atau *center of gravity* (CG), yaitu sumbu lateral (gerakan *pitch*), sumbu longitudinal (gerakan *roll*), dan sumbu vertikal (gerakan *yaw*). Metode yang umum untuk mengendalikan suatu pesawat terbang adalah dengan sarana *aerodynamic control surface* atau bidang kendali aerodinamis. *Control surface* dikendalikan oleh sistem kendali terbang (*flight control surface*) (Wijiatmoko, 2017). *Flight control* berfungsi untuk mengontrol gerakan atau sikap pesawat. *Flight control* pada umumnya terdiri atas aileron (*roll*), elevator (*pitch*), dan rudder (*yaw*). Gerakan pada *flight control* diatur oleh pilot melalui cockpit pesawat melalui *stick force*,

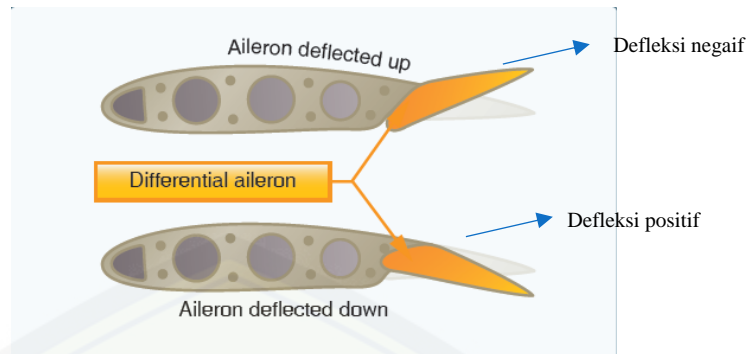
*wheel force*, dan *pedal force* (Barnard dan Philpott, 2010). Skema gerakan dasar pesawat terbang dapat dilihat pada Gambar 2.3



Gambar 2.3 Gerakan Dasar Pesawat Terbang (FAA, 2016)

a. *Aileron*

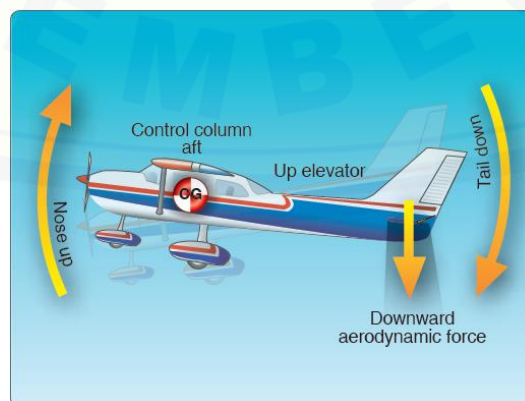
*Aileron* merupakan sistem kendali untuk pergerakan *roll* (berguling) pada sumbu longitudinal. *Aileron* melekat pada *trailing edge* pada masing-masing sayap dan bergerak dalam arah yang berlawanan satu sama lain. Gerakan saling berlawanan pada *aileron* dapat dilihat pada Gambar 2.4. *Aileron* terhubung dengan *wheel force* pada *cockpit* pesawat untuk dikendalikan melalui *cabels*, *bellcranks*, *pulleys*, dan *rod*. Pemindahan *stick* kontrol ke arah kanan akan menyebabkan *aileron* kanan berdefleksi ke atas dan *aileron* kiri berdefleksi ke bawah. Defleksi ke atas dari *aileron* kanan akan menurunkan *chamber* sehingga *lift* (gaya angkat) yang diproduksi menurun. *Aileron* kiri berdefleksi ke bawah sehingga akan menaikkan *chamber* dan *lift* semakin meningkat. Peningkatan *lift* pada *aileron* kiri dan penurunan *lift* pada *aileron* kanan akan menyebabkan pesawat berguling (*roll*) ke arah kanan. Fungsi *roll* pada *aileron* berguna untuk melakukan gerakan miring saat pesawat berbelok. Gerakan ini berguna untuk mengimbangi gaya sentrifugal pesawat terbang (FAA, 2016).



Gambar 2.4 Gerakan Berlawanan pada *Aileron* (FAA, 2016)

b. *Elevator*

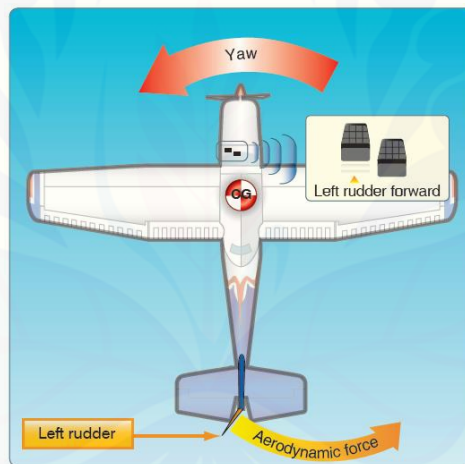
*Elevator* merupakan sistem kendali untuk pergerakan *pitch* pada sumbu lateral. *Elevator* merupakan *control surface* yang terletak di *trailing edge* pada *horizontal tail*. *Elevator* dikendalikan melalui *stick force* oleh pilot. *Elevator* berdefleksi ke atas dan ke bawah. Hasil defleksi ini akan membuat *chamber* dari *airfoil* pada ekor berubah, akibatnya koefisien *lift* ekor pesawat juga berubah (Sadraey, 2013). Defleksi *elevator* ke atas akan menurunkan *chamber* pada *airfoil horizontal tail*, sehingga akan menciptakan aerodinamis ke bawah. Pengaruh tersebut akan membuat ekor pesawat bergerak ke bawah dan bagian hidung pesawat terangkat ke atas (*nose-up*). Pergerakan *nose-up* dan *nose-down* ini disebut *pitch*. *Pitching moment* terjadi pada daerah *center of gravity* (CG). Kekuatan *pitching moment* ditentukan oleh jarak antara CG dan permukaan *horizontal tail*, serta keefektifan aerodinamis permukaan *horizontal tail* (FAA, 2016). Pergerakan *pitch* pada *elevator* ditunjukkan pada Gambar 2.5.



Gambar 2.5 Pergerakan *Pitch* pada *Elevator* (FAA, 2016)

### c. Rudder

*Rudder* adalah sistem kendali untuk kontrol direksional pada pesawat yaitu mengatur pergerakan *yaw*. *Rudder* adalah permukaan yang dapat bergerak, terletak pada *trailing edge* dari *vertical tail* pada sisi kiri dan kanan. *Rudder* yang berdefleksi akan menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang terbentuk oleh kombinasi *rudder-vertical tail*. *Yawing moment* pada CG pesawat akan terbentuk akibat dari pengaruh gaya angkat (Sadraey, 2013). *Rudder* dikendalikan oleh pedal kemudi kiri dan kanan. Pedal kemudi kiri yang ditekan akan membuat posisi *rudder* pada *vertical tail* bergerak ke kiri yang mengakibatkan *sideward* (gaya angkat ke samping) sehingga ekor pesawat akan bergerak ke kanan dan bagian hidung pesawat akan bergerak ke arah kiri. Pergerakan ini disebut *yawing* (FAA, 2016). Pergerakan *yaw* pada *rudder* dapat dilihat pada Gambar 2.6.



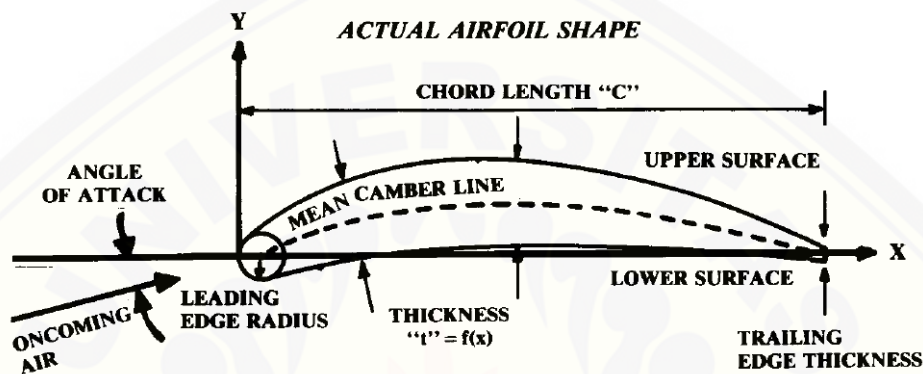
Gambar 2.6 Pergerakan *Yaw* pada *Rudder* (FAA, 2016)

### 2.3 Airfoil

*Airfoil* adalah suatu bentuk geometri sederhana yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). *Airfoil* pada penampang sayap merupakan bentuk potongan melintang sayap yang dihasilkan oleh perpotongan secara *perpendicular* terhadap pesawat. *Airfoil* juga dapat diartikan sebagai bentuk sayap secara dua dimensi (Sukoco, 2015). Gambar *airfoil* beserta bagian-bagiannya dapat dilihat pada Gambar 2.7.

Bagian-bagian pada *airfoil* antara lain sebagai berikut (Lubis, 2012).

- Leading edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah airfoil.
- Trailing edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah airfoil.
- Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari airfoil mean *chamber line*.
- Chord length* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.



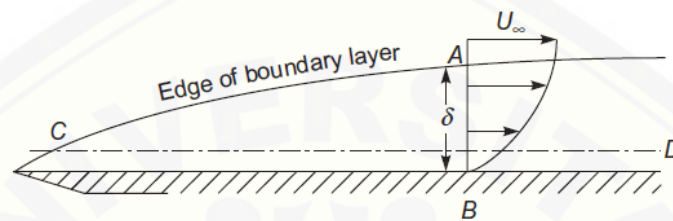
Gambar 2.7 Bagian-bagian *Airfoil* (Raymer, 1992)

Aliran fluida yang melewati suatu penampang *airfoil* akan menyebabkan perbedaan kecepatan aliran udara pada bagian atas dan bawah *airfoil*. Kecepatan udara yang melewati permukaan atas cenderung lebih cepat daripada kecepatan udara yang melewati permukaan bagian bawah. Perbedaan kecepatan ini akan memicu adanya perbedaan tekanan udara di atas dan di bawah *airfoil*. Tekanan udara bagian atas akan lebih kecil dibanding dengan tekanan udara bagian bawah. Perbedaan tekanan inilah yang menyebabkan adanya gaya angkat (*lift*), sehingga pesawat akan terangkat dan dapat terbang ke udara (Sukoco, 2015).

#### 2.4 Konsep Dasar *Boundary Layer* dan *Reynold Number*

Gaya aerodinamika tergantung secara kompleks pada viskositas fluida. Fluida bergerak melewati benda kemudian molekul-molekul fluida yang tepat berada di atas permukaan akan menempel ke permukaan. Molekul yang berada di atas permukaan diperlambat pergerakannya oleh molekul yang menempel pada permukaan. Molekul-molekul ini pada gilirannya memperlambat aliran yang mengalir tepat di atas mereka. Molekul yang bergerak semakin jauh dari permukaan

akan menyebabkan semakin sedikit tumbukan yang dipengaruhi oleh permukaan benda. Pergerakan molekul ini akan menciptakan lapisan tipis di dekat permukaan dimana kecepatan berubah dari nol di permukaan ke nilai aliran bebas (*free stream value*). Lapisan ini disebut juga lapisan batas atau *boundary layer* karena hal tersebut terjadi pada batas fluida. Ilustrasi *boundary layer* dapat dilihat pada Gambar 2.8 (Barnard dan Philpott, 2010).



Gambar 2.8 Ilustrasi Gerakan Fluida pada *Boundary Layer*  
(Houghton *et al.*, 2013)

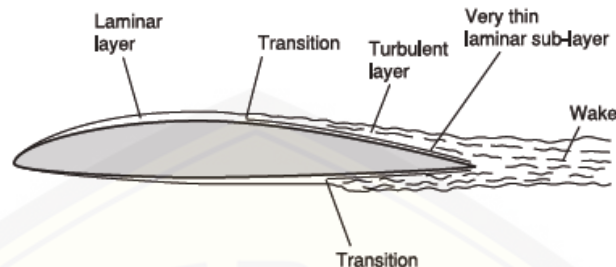
*Boundary layer* pada kenyataannya tidak memiliki batas tepi yang pasti, hanya pengaruhnya saja yang memudar. Penentuan batas perlu dilakukan untuk kepentingan perhitungan. Kasus sederhana seperti aliran di atas plat datar tanpa variasi tekanan aliran yang ditunjukkan pada Gambar. 2.8 adalah cara untuk menentukan lapisan tepi. Lapisan tepi merupakan posisi di mana kecepatan aliran mencapai 99% dari nilai aliran *free stream* (Barnard dan Philpott, 2010).

*Boundary layer* yang penting pada sudut pandang aeronautika adalah lapisan batas sayap. Lapisan batas berkembang pada *airfoil* sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 2.9. Gambar tersebut menunjukkan ketebalan lapisan ini tumbuh dengan jarak dari depan atau *leading edge* (Barnard dan Philpott, 2010).

Jenis lapisan batas terbagi menjadi dua yaitu laminar dan turbulen. Aliran fluida yang mengalir pada *leading edge*, mengalir dengan lancar dan efisien tampaknya berperilaku agak seperti tumpukan lembaran datar atau laminar yang saling bergesekan dengan gesekan. Jenis aliran ini disebut aliran laminar. Gambar 2.9 menjelaskan ada perubahan atau transisi ke tipe turbulen di mana gerakan acak ditumpangin pada kecepatan aliran rata-rata. Dua jenis aliran memiliki perbedaan penting dalam properti yang dapat dimanfaatkan. Efek praktis utama bahwa lapisan



laminar menghasilkan lebih sedikit hambatan, tetapi yang turbulen lebih kecil kemungkinannya untuk terpisah dari permukaan (Barnard dan Philpott, 2010).



Gambar 2.9 *Boundary Layer* Berkembang pada *Airfoil*  
(Barnard dan Philpott, 2010)

Lapisan batas dapat berupa laminar (berlapis) atau turbulen (tidak teratur), tergantung pada nilai bilangan Reynolds. Lapisan batas pada bilangan Reynolds yang rendah adalah laminar dan kecepatan aliran berubah secara seragam ketika aliran bergerak menjauh dari dinding atau permukaan. Lapisan batas pada bilangan Reynolds yang tinggi adalah turbulen dan kecepatan aliran dicirikan oleh arus berputar yang tidak stabil (berubah dengan waktu) di dalam lapisan batas. Aliran eksternal bereaksi ke tepi lapisan batas seperti halnya terhadap permukaan fisik suatu objek. Lapisan batas memberikan benda apa pun sebuah bentuk "efektif" yang biasanya sedikit berbeda dari bentuk fisik. Lapisan batas dapat terangkat atau "terpisah" dari *body* dan membuat bentuk yang efektif jauh berbeda dari bentuk fisik. Fenomena ini terjadi karena aliran dalam batas memiliki energi yang sangat rendah (relatif terhadap aliran bebas) dan lebih mudah didorong oleh perubahan tekanan. Pemisahan aliran adalah alasan sayap terhenti di sudut serang yang tinggi. Efek dari lapisan batas pada *lift* terkandung dalam koefisien *lift* dan efek pada *drag* terkandung dalam koefisien *drag* (Houghton *et al.*, 2013).

Penelitian yang sedang dikerjakan menggunakan aliran turbulen. Persamaan untuk ketebalan *boundary layer* aliran turbulen adalah sebagai berikut (Houghton *et al.*, 2013).

$$\delta = \frac{0.383 x}{Re^{1/5}} \quad (3.2)$$

dengan:

- $\delta$  = ketebalan *boundary layer* (m)  
 $Re$  = *Reynolds Number* (*non-dimensional*)  
 $x$  = panjang *chord* (m)

Jenis lapisan batas dapat memengaruhi *friction drag* pada permukaan dan aliran separasi sehingga perlu untuk mengetahui faktor yang memengaruhi transisi dari aliran *boundary layer* laminar ke turbulen. Tekanan menurun ke arah aliran (gradient tekanan yang menguntungkan) transisi yang tertunda. Transisi tertunda jika permukaannya halus dan tanpa gelombang. Posisi transisi ke aliran turbulen pada *airfoil* bergerak maju dengan meningkatnya kecepatan dan kepadatan udara. Posisi aliran transisi akan bergerak ke belakang jika koefisien viskositas meningkat. Jarak transisi dari *leading edge* juga tergantung pada panjang *chord* untuk bentuk bagian tertentu, karena dengan meningkatkan *chord* akan menambah panjang wilayah gradien tekanan yang menguntungkan. Ketergantungan posisi transisi pada kecepatan, viskositas kerapatan, dan *chord* dapat dinyatakan dalam jumlah tunggal yang dikenal sebagai *Reynolds Number* sayap dengan persamaan sebagai berikut (Barnard dan Philpott, 2010).

$$Re = \frac{v \rho x}{\mu} \quad (3.3)$$

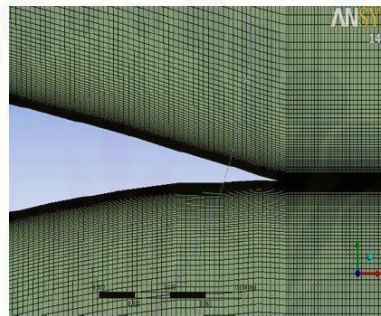
dengan:

- $Re$  = *Reynolds number* (*non-dimensional*)  
 $v$  = kecepatan udara  $\left(\frac{m}{s}\right)$   
 $\rho$  = densitas  $\left(\frac{kg}{m^3}\right)$   
 $x$  = panjang *chord* (m)  
 $\mu$  = koefisien viskositas  $\left(\frac{kg}{ms}\right)$

Aliran turbulen secara signifikan dipengaruhi oleh keberadaan *wall* atau dinding. Daerah dekat dinding merupakan wilayah yang terkena viskositas, memiliki gradien besar pada variabel solusi. Penyajian yang akurat pada daerah dekat dinding akan menghasilkan keberhasilan prediksi pada aliran turbulen di sekitar dinding. Daerah yang terkena viskositas ini disebut *inner layer*. *Inner layer*

terdiri dari tiga zona yaitu *viscous sublayer* ( $y^+ < 5$ ), *buffer layer* ( $5 < y^+ < 30$ ), dan *log-law region* ( $y^+ > 30$  hingga 60) (Salim dan Cheah, 2009).

*Wall  $y^+$*  adalah jarak tak berdimensi yang mirip dengan bilangan Reynold lokal. *Wall  $y^+$*  digunakan pada *computational fluid dynamics* untuk menggambarkan tingkat kehalusan *mesh* untuk aliran tertentu. Perbaikan dilakukan dengan merapatkan *mesh* di sekitar dinding. Jumlah *mesh* yang besar di sekitar dinding digunakan untuk menangkap fenomena gradien tekanan secara akurat. Presentasi akurat dari aliran di wilayah sekitar dinding menentukan keberhasilan prediksi aliran turbulen yang dibatasi dinding. Gambar perbaikan *mesh* disekitar dinding dapat dilihat pada Gambar 2.10 (Khchine dan Sriti, 2017).



Gambar 2.10 *Mesh* di Sekitar Dinding  
(Khchine dan Sriti, 2017)

## 2.5 Konsep Dasar Koefisien *Lift*

*Lift* atau gaya angkat terbentuk akibat adanya perbedaan tekanan pada sisi atas dan bawah sayap. Besaran *lift* yang dihasilkan oleh *aileron* pada pesawat terbang tergantung dari nilai kerapatan udara, kecepatan udara, luasan *aileron* dan faktor yang kita sebut sebagai koefisien *lift* ( $C_L$ ). Hubungan ini dapat dinyatakan sebagai berikut (Barnard dan Philpott, 2010).

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (3.4)$$

Pengkajian mengenai karakteristik aerodinamika pesawat terbang biasanya tidak menggunakan parameter gaya atau momen, namun menggunakan koefisien gaya dan momennya. Koefisien merupakan bilangan atau parameter yang tidak berdimensi, sehingga dalam penggunaannya besaran nilai koefisien tersebut sudah tidak lagi terpengaruh oleh variabel atau parameter lain, misalnya ukuran atau

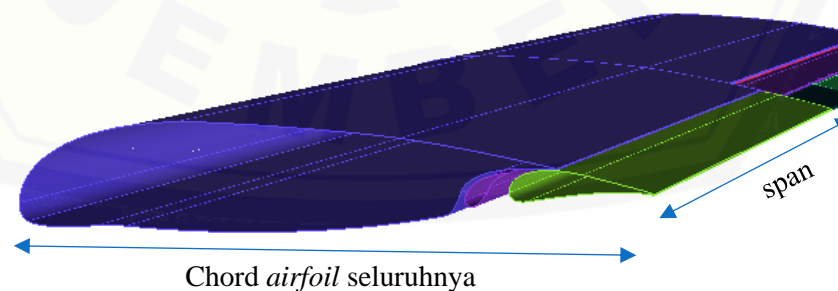
dimensi fisik, kecepatan angin, kondisi udara, dan sebagainya (Wijiatmoko *et al.*, 2017). Koefisien *lift* ( $C_l$ ) dianggap sebagai ukuran efektivitas *lifting* untuk suatu *aileron* pesawat terbang yang bergantung dari geometri *aileron*, bentuk, *planform* dan *angle of attack*. Nilai  $C_l$  juga bergantung pada kompresibilitas dan viskositas dari udara. Nilai koefisien *lift* ( $C_l$ ) dapat diperoleh dari persamaan 3.4 sebagai berikut (Barnard dan Philpott, 2010)

$$C_l = \frac{2L}{\rho v^2 S} \quad (3.5)$$

dengan:

- $C_l$  = koefisien *lift* (*non-dimensional*)
- $L$  = *lift* atau gaya angkat pesawat (N)
- $\rho$  = kerapatan udara ( $\frac{kg}{m^3}$ )
- $v$  = kecepatan udara ( $\frac{m}{s}$ )
- $S$  = *reference area* ( $m^2$ )

$S$  adalah *reference area* yang dapat dihitung melalui panjang *chord* dikali dengan *depth of span* atau kedalaman *span* yang diasumsikan bernilai 1 satuan. *Reference area* untuk *lift* melingkupi luas *airfoil* secara keseluruhan. Gambar *reference area* untuk *lift* dapat dilihat pada Gambar 2.11. Penelitian ini menggunakan metode 2 dimensi, sehingga nilai *span* yang digunakan adalah 1 satuan.



Gambar 2.11 *Reference Area* untuk *Lift*

## 2.6 Konsep Dasar Koefisien Drag

*Drag* terbentuk dari komponen gaya karena distribusi tekanan dan gaya karena pergeseran viskos. Kontribusi seperti *trailing vortex drag* bertindak dengan memodifikasi distribusi tekanan atau gaya geser, sehingga kontribusi tidak sepenuhnya independen satu sama lain, seperti yang sering diduga. Kontribusi utama pada *drag* dalam pesawat terbang keseluruhan berasal dari sayap, dan sebagian besar tergantung pada *plan area*. Besaran *drag* yang dihasilkan tergantung pada nilai kerapatan udara, kecepatan udara, luasan *aileron* dan faktor yang kita sebut sebagai koefisien *drag* ( $C_d$ ). Hubungan ini dapat dinyatakan sebagai berikut (Barnard dan Philpott, 2010).

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_d \quad (3.6)$$

Koefisien *drag* sayap tergantung pada sudut serang, *Reynolds number*, dan pada *Mach number*. Ketergantungan  $C_d$  pada *Reynolds number* pada beberapa bentuk cenderung lemah untuk rentang yang luas, dan untuk estimasi sederhana ketergantungan pada *Reynolds number* sering diabaikan. Variasi dengan *Mach number* biasanya diabaikan pada kecepatan hingga sekitar setengah dari kecepatan suara, oleh karena itu untuk pesawat terbang awal berkecepatan rendah biasanya memperlakukan  $C_d$  hanya tergantung pada sudut serang dan bentuk geometris pesawat. Efek *Mach number* menjadi sangat penting pada pesawat kecepatan tinggi. Rumus persamaan untuk koefisien *drag* didapatkan dari persamaan 3.6. Nilai *reference area* untuk *drag* sama dengan *reference area* untuk *lift* (Barnard dan Philpott, 2010).

$$C_d = \frac{2D}{\rho v^2 S} \quad (3.7)$$

dengan:

- $C_D$  = koefisien *drag* (*non-dimensional*)
- $D$  = *drag* atau gaya hambat pesawat (N)
- $\rho$  = kerapatan udara  $\left(\frac{kg}{m^3}\right)$
- $v$  = kecepatan udara  $\left(\frac{m}{s}\right)$
- $S$  = *reference area* ( $m^2$ )

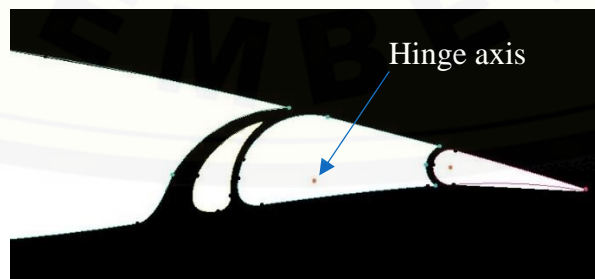
## 2.7 Konsep Dasar *Hinge Moment*

*Control surface* pada *trailing edge* sayap pesawat seperti *aileron* dapat berdefleksi naik atau turun dengan berotasi pada sumbu *hinge* yang dapat dilihat pada Gambar 2.12. Defleksi suatu *control surface* merubah garis *mean chamber* dan *angle of attack* efektif pada bagian *airfoil*, serta dapat pula menyebabkan perubahan distribusi tekanan pada geometri. Hasil perubahan *lift* mempengaruhi momen rotasi pada pesawat. Kontrol sikap pesawat selalu tercapai melalui penggunaan *control surface* karena efektifitas, biaya yang murah, dan sistem yang relatif sederhana dibandingkan dengan metode kontrol sikap yang lain. Perbedaan tekanan antara permukaan yang berlawanan pada *control surface* akan menimbulkan *hinge moment* pada permukaan tersebut (Simpson, 2016).



Gambar 2.12 Sumbu *Hinge* (Simpson, 2016)

*Hinge axis* pada *aileron* Pesawat N2XX dapat dilihat pada Gambar 2.13.



Gambar 2.13 *Hinge Axis* pada Pesawat N2XX

*Hinge moment* merupakan *moment* yang terjadi pada suatu *hinge line* atau *hinge axis*. Besaran *hinge moment* pesawat tergantung pada kerapatan udara,

kecepatan udara, luasan *reference area* bidang kendali, serta panjang *mean chord*. Hubungan ini dapat dinyatakan sebagai berikut.

$$H_M = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_{hm} \quad (3.8)$$

Penyajian data *hinge moment* biasanya dibuat dalam bentuk koefisien *hinge moment* yang dapat dituliskan sebagai berikut (Simpson, 2016).

$$C_{hm} = \frac{2 \cdot H_M}{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \bar{c}} \quad (3.9)$$

dengan:

$C_{hm}$  = koefisien *hinge moment* (*non-dimensional*)

$H_M$  = *hinge moment* (Nm)

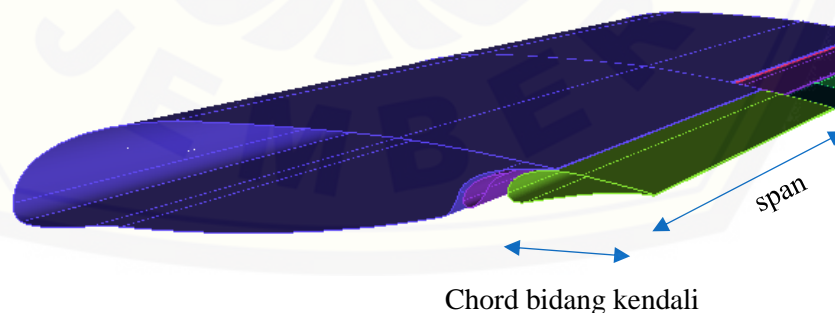
$\rho$  = kerapatan udara ( $\frac{kg}{m^3}$ )

$v$  = kecepatan udara ( $\frac{m}{s}$ )

$S$  = *reference area* bidang kendali ( $m^2$ )

$\bar{c}$  = *mean aerodynamics chord* (m)

*Reference area* bidang kendali yang dapat dihitung melalui panjang *chord* dikali dengan *depth of span* yang diasumsikan bernilai 1 satuan. *Reference area* untuk *hinge moment* berbeda dengan *lift* dan *drag*, yaitu hanya melingkupi daerah bidang kendali. Gambar *reference area* untuk *hinge moment* dapat dilihat pada Gambar 2.14.



Gambar 2.14 *Reference Area* untuk *Hinge Moment*

Besaran *hinge moment* akan berpengaruh pada *wheel force* oleh pilot. Nilai *wheel force* pada *aileron* dapat ditentukan berdasarkan persamaan berikut (PT. Dirgantara Indonesia, 2009).

$$F_A = G_{RA} + H_M \quad (3.10)$$

dengan:

$F_A$  = wheel force pilot pada aileron (N)

$G_{RA}$  = gearing ratio (non-dimensional)

$H_{MA}$  = hinge moment aileron (N)

## 2.8 Computational Fluid Dynamics (CFD)

*Computational Fluid Dynamics* (CFD) adalah sistem analisis berbasis komputer dengan memecahkan persamaan-persamaan matematika. Simulasi berbasis CFD antara lain aliran fluida, reaksi kimia, perpindahan panas, dan lain-lain. Penyelesaian CFD untuk aliran fluida umumnya menggunakan Persamaan Navier-Stokes yang meliputi persamaan energi, kontinuitas, dan momentum (Lomax *et al.*, 1999).

### 2.8.1 Persamaan Kontinuitas

Persamaan kontinuitas diperoleh dari hukum kekekalan massa. Hukum ini menjelaskan keseimbangan massa fluida, yaitu laju peningkatan massa pada suatu elemen fluida sama dengan laju *netto* aliran massa ke dalam fluida. Bentuk persamaan kontinuitas untuk aliran kompresibel adalah sebagai berikut (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} = 0 \quad (3.11)$$

Aliran kompresibel seperti air yang memiliki densitas konstan, memiliki persamaan kontinuitas sebagai berikut (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (3.12)$$

### 2.8.2 Persamaan Navier-Stokes untuk Fluida Newtonian

Persamaan Navier-Stokes adalah bentuk diferensial dari Hukum Kedua Newton tentang gerakan. Persamaan gerak yang paling lengkap untuk elemen fluida berviskositas dalam medan gravitasi adalah persamaan Navier-Stokes. Tegangan-tegangan viskos sebanding dengan kelajuan deformasi untuk sebuah fluida Newtonian. Skema arah tegangan geser dan normal pada komponen-X dapat dilihat

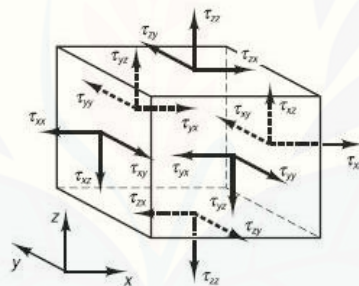


pada Gambar 2.15. Sembilan komponen tegangan viskos dimana keenam diantaranya independen yaitu sebagai berikut (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

$$\begin{aligned}
 \sigma_{xx} &= -P + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \\
 \sigma_{yy} &= -P + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \\
 \sigma_{zz} &= -P + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \\
 \tau_{xy} &= \tau_{yx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\
 \tau_{xz} &= \tau_{zx} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\
 \tau_{yz} &= \tau_{zy} = \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)
 \end{aligned} \tag{3.13}$$

dengan:

$\sigma$  = tegangan normal  
 $\tau$  = tegangan geser



Gambar 2.15 Komponen Tegangan pada Benda  
 (Versteeg dan Malalasekera, 2007)

Persamaan momentum pada tiap komponen x, y, dan z dapat dilihat pada persamaan 3.14 berikut (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

$$\begin{aligned}
 \rho g_x + \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} &= \rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + z \frac{\partial u}{\partial z} \right) \\
 \rho g_y + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} &= \rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + z \frac{\partial v}{\partial z} \right) \\
 \rho g_z + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} &= \rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + z \frac{\partial w}{\partial z} \right)
 \end{aligned} \tag{3.14}$$

Tegangan-tegangan geser (persamaan 3.11) disubstitusikan ke dalam persamaan momentum masing-masing komponen (persamaan 3.12) yang menghasilkan persamaan yang disebut persamaan Navier-Stokes. Ringkasan

persamaan Navier-Stokes secara umum dapat dilihat pada persamaan 3.15a – 3.15c (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

$$\rho g_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) = \rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + z \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (3.15a)$$

$$\rho g_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) = \rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + z \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (3.15b)$$

$$\rho g_z - \frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) = \rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + z \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (3.15c)$$

### 2.8.3 Persamaan Energi

Persamaan energi menyatakan bahwa energi disepanjang aliran adalah kekal. Energi hanya dapat berubah dari satu bentuk ke bentuk lainnya. Persamaan energi dapat dilihat pada persamaan 3.16 (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

$$\begin{aligned} \rho \frac{DE}{Dt} = & -\text{div}(\rho \mathbf{u}) + \left[ \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \right. \\ & \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \\ & \left. \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} \right] + \text{div}(k \text{ grad } T) + S_E \end{aligned} \quad (3.16)$$

dimana,

$$-\text{div}(\rho \mathbf{u}) = -\frac{\partial(u\rho)}{\partial x} - \frac{\partial(v\rho)}{\partial y} - \frac{\partial(w\rho)}{\partial z} \quad (3.17)$$

### 2.8.4 Tahapan Simulasi Metode CFD

Kode-kode CFD disusun dalam struktur suatu algoritma numerik yang dapat menangani masalah fluida. Keseluruhan kode mengandung tiga elemen utama yaitu *pre-processing*, *solver*, dan *post-processing* (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

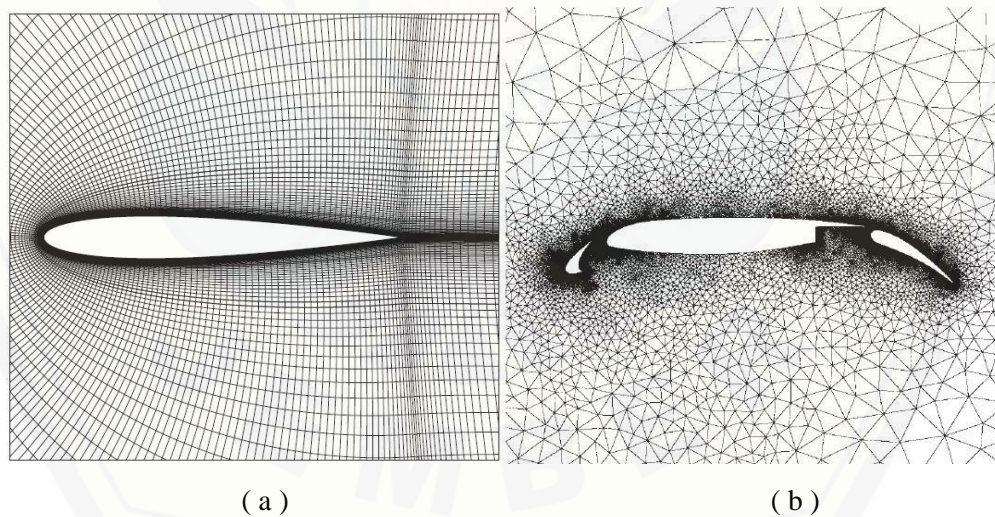
#### a. *Pre-processing*

*Pre-processing* merupakan pembuatan model geometri dan penginputan aliran ke program CFD melalui operator antarmuka yang baik dan transformasi selanjutnya dari input ini menjadi bentuk yang cocok untuk digunakan oleh *solver*. Aktivitas pengguna pada tahanan *pre-processing* antara lain sebagai berikut (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

- 1) Pembuatan model geometri

- 2) Pendefinisian geometri daerah yang diinginkan : komputasi domain
- 3) Pembuatan *grid* atau *mesh*, merupakan sub-divisi dari domain menjadi sub-domain yang lebih kecil dan tidak tumpang tindih
- 4) Pendefinisian sifat fluida
- 5) Spesifikasi kondisi batas yang sesuai pada *cell*

Solusi untuk masalah aliran (kecepatan, tekanan, suhu, dan lain-lain) didefinisikan pada node di setiap *cell*. Keakuratan solusi CFD diatur oleh jumlah sel dalam *mesh*. Jumlah *cell* yang semakin besar akan menghasilkan akurasi solusi yang semakin baik. Keakuratan solusi dan biaya dalam hal perangkat keras komputer yang diperlukan dan waktu perhitungan tergantung pada kehalusan *mesh*. Teknik pembuatan *mesh* dibagi menjadi dua yaitu *structured mesh* dan *unstructured mesh*. Teknik pembuatan *mesh* tersebut dibedakan oleh kestrukturannya yang dihasilkan (Versteeg dan Malalasekera, 2007). *Structured mesh* dan *unstructured mesh* dapat dilihat pada Gambar 2.16. Perbedaan antara *structured* dan *unstructured mesh* berdasarkan *user guide* Ansys 2011 adalah sebagai berikut.



(a) *Structured Mesh*; (b) *Unstructured Mesh*

Gambar 2.16 Tipe-tipe *Mesh* (Versteeg dan Malalasekera, 2007)

Penelitian ini menggunakan CFD komersial sebagai *meshing platform* yang mampu menghasilkan *meshing* untuk beberapa fisik dan *solver*. CFD komersial ini dapat digunakan untuk pembuatan *meshing structured* dan *unstructured*. Pemilihan bagian kondisi batas juga diatur untuk membedakan kondisi batas yang ada.

b. *Solver*

*Solver* merupakan penyelesaian masalah CFD yang menentukan model tambahan seperti fisika, metode perhitungan numerik, dan lain-lain. Tahap *solver* merupakan tahap dilakukan proses perhitungan data-data input dengan persamaan yang terlibat secara iteratif. Perhitungan dilakukan hingga hasil menuju error terkecil atau hingga mencapai nilai yang konvergen. Perhitungan dilakukan secara menyeluruh terhadap kontrol volume dengan proses integrasi persamaan diskrit (Damastu, 2016).

Penelitian ini menggunakan CFD komersial yang memberikan keandalan dan solusi akurat sebagai hasil dari simulasi yang dilakukan. CFD komersial ini berisi kemampuan pemodelan fisik yang luas. Pemodelan fisik dibutuhkan untuk memodelkan aliran, turbulensi, perpindahan panas, dan reaksi untuk aplikasi industri.

c. *Post-processing*

*Post-processing* merupakan hasil ekstrak dari model CFD yang telah dipecahkan. Tahapan yang dilakukan ialah menganalisis dan mencoba untuk memahami hasil menggunakan berbagai warna, plot kontur, garis, data kontur, grafik, dan lain-lain. Kita dapat mengekstraksi data seperti koefisien perpindahan panas, mengangkat ke dalam analisis desain produk, dan menghasilkan analisis yang baik. Pertumbuhan popularitas pada *workstation* teknik menyebabkan banyak diantaranya memiliki kemampuan grafis yang luar biasa. *Software* CFD saat ini dilengkapi dengan alat visualisasi data antara lain yaitu plot vektor, tampilan *mesh* dan domain geometri, plot kontur, dan lain-lain (Versteeg dan Malalasekera, 2007).

Penelitian ini menggunakan CFD komersial yang mampu memberikan data kuantitatif yang baik. Kemampuan *post-processing* CFD komersial ini berupa visual dengan kualitas yang tinggi. Kemampuan lainnya mencakup kemudahan dalam membuat grafik serta hasil foto dan video dengan kualitas tinggi.

## 2.9 Hipotesis

Hipotesis yang dapat diambil dari penelitian ini adalah luas penampang *control surface aileron* menjadi lebih besar. Luasan permukaan yang lebih besar akan menghasilkan *counter moment* lebih tinggi. *Counter moment* berfungsi untuk mengurangi *moment* terhadap area di belakang *hinge line*. *Counter moment* ini akan menyebabkan nilai koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ ) menjadi lebih kecil.  $C_{hm}$  yang semakin mendekati nilai nol akan membuat *wheel force* pada *cockpit* pesawat menjadi semakin ringan, sehingga pilot akan semakin ringan dalam mengendalikan *aileron* pada defleksi *aieron* ( $\delta_A$ ) =  $-20^\circ$ ,  $0^\circ$ , dan  $20^\circ$ . Perubahan luasan *aileron* akan membuat daerah kerja *control surface* bertambah sehingga akan meningkatkan koefisien *lift* ( $C_l$ ) pada  $\delta_A = 0^\circ$ . Perubahan kontur geometri pada daerah *nose aileron* akan membuat *nose* lebih menonjol keluar dibandingkan dengan *nose aileron basic*. Kehadiran *nose* yang lebih menonjol tersebut akan menyebabkan separasi terjadi lebih dulu (separasi maju), sehingga akan menaikkan nilai koefisien *drag* pada  $\delta_A = -20^\circ$  dan  $20^\circ$ .

## BAB 3. METODOLOGI PENELITIAN

### 3.1 Metode Penelitian

Penelitian ini mengenai optimasi *aileron* pada sayap Pesawat N2XX untuk menghasilkan nilai  $C_{hm}$  (*coefficient of hinge moment*) yang mendekati nilai 0. Penelitian menggunakan metode simulasi perpaduan antara hasil simulasi *aileron* yang dikorelasikan dengan hasil ekperimental dari *Wind Tunnel Test* (WTT). Penelitian dilakukan dengan menganalisis simulasi dibantu oleh *software* CFD komersial di PT. Dirgantara Indonesia khususnya di Divisi Aerodinamika.

Data hasil simulasi 2D (dua dimensi) *aileron* kemudian dibandingkan dengan hasil  $C_{hm}$  yang diperoleh dari pengujian WTT untuk mendapatkan konversi yang sesuai. Hasil konversi tersebut akan digunakan sebagai bahan validasi dari simulasi desain 2D *aileron* termodifikasi yang memiliki nilai  $C_{hm}$  hingga mencapai optimal. Desain *airfoil wing*, *vane*, *aileron*, dan *trim tab* disediakan oleh pihak PT. Dirgantara Indonesia.

### 3.2 Waktu dan Tempat Penelitian

Waktu dan tempat pelaksanaan penelitian adalah sebagai berikut.

Waktu : Oktober - Desember 2019

Tempat : Bidang Aerokonfigurasi Divisi Aerodinamika PT. Dirgantara Indonesia.

### 3.3 Alat dan Bahan

Alat dan bahan yang digunakan untuk menunjang penelitian ini adalah sebagai berikut.

#### 3.3.1 Alat

Alat yang digunakan untuk mengolah data pada penelitian ini adalah sebagai berikut.

a. *Wind Tunner Test* (WTT)

b. Laptop dengan spesifikasi sebagai berikut.

Processor : Intel(R) Core(TM) i5-2520 CPU 2.50Ghz

RAM : 4GB

### 3.3.2 Bahan

Objek yang digunakan sebagai bahan penelitian ini adalah *aileron* Pesawat N2XX.

## 3.4 Prosedur Penelitian

Prosedur pada penelitian ini adalah sebagai berikut.

### a. Studi Literatur

Studi literatur dilakukan untuk memperoleh referensi pendukung yang sesuai dengan topik penelitian seperti pengumpulan sumber dari buku, jurnal ilmiah, dan hasil penelitian sebelumnya. Materi yang dipelajari meliputi aerodinamika dasar, *flight control* pesawat, fenomena aliran pada *aileron*, dan metode simulasi yang akan digunakan.

### b. Simulasi dengan CFD

Simulasi dengan CFD dilakukan dalam tiga tahap yaitu *pre-processing*, *solver*, dan *post-processing*. *Pre-processing* dilakukan dengan pembuatan *meshing* pada geometri. Jenis *meshing* yang digunakan ialah *structured (quadrilateral)*. *Solver* ialah kegiatan *running* simulasi menggunakan *software* CFD komersial dengan memasukkan parameter kondisi batas yang telah ditentukan hingga mencapai konvergensi. *Post-processing* dilakukan setelah *solver* mencapai konvergen dengan mengambil data nilai  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_{hm}$ .

### c. Pembahasan Analisa dan Hasil

Data yan dihasilkan dari proses simulasi kemudian diolah menggunakan Ms. Excel untuk mendapatkan nilai  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_{hm}$  untuk masing-masing variasi bentuk geometri. Hasil pengamatan terhadap kontur tekanan dan kecepatan juga diamati untuk proses analisa selanjutnya terkait fenomena yang terjadi pada *airfoil*.

### d. Kesimpulan

Penarikan kesimpulan berdasarkan korelasi terhadap tujuan penelitian yang telah ditentukan sebelumnya, sehingga dapat dijadikan referensi bagi PT. Dirgantara Indonesia.

### 3.5 Pelaksanaan Penelitian

#### 3.5.1 Variabel Penelitian

Variabel adalah segala sesuatu yang menjadi fokus kajian dalam penelitian dan ditetapkan oleh peneliti dengan variasi tertentu yang akan dipelajari sehingga diperoleh informasi dan dapat ditarik kesimpulan.

##### a. Variabel Bebas

Variabel bebas adalah variabel yang ditentukan terlebih dahulu oleh peneliti sebelum melakukan penelitian dan menjadi sebab dari timbulnya perubahan atau timbulnya variabel terikat. Variabel bebas pada penelitian ini antara lain sebagai berikut.

##### 1) Pemilihan desain airfoil

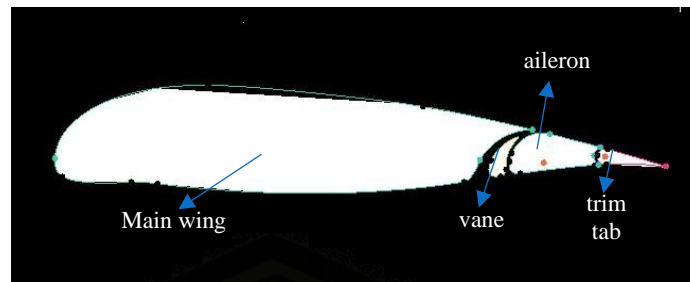
Airfoil yang digunakan adalah LS(01)-0417 MOD. *Airfoil* untuk validasi adalah *airfoil* utuh yang belum terpecah menjadi *vane*, *aileron*, dan *trim tab*. *Airfoil* LS(01)-0417 MOD yang digunakan untuk validasi dapat dilihat pada Gambar 3.1.



Gambar 3.1 *Airfoil* LS(01)-0417 MOD

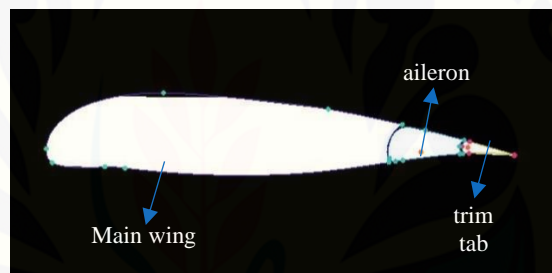
*Airfoil* penelitian yang digunakan adalah sayap Pesawat N2XX yang terdiri dari beberapa bagian. *Airfoil* ini menggunakan dua variasi *aileron*, yaitu *basic* dan modifikasi. Perbedaan kedua *airfoil* yang digunakan terletak pada penggunaan *vane*. *Airfoil* 2D pada *aileron basic* terdiri dari empat bagian yaitu *main wing*, *vane*, *aileron*, dan *trim tab*. *Airfoil aileron basic* ditunjukkan pada Gambar 3.2.





Gambar 3.2 Airfoil Basic

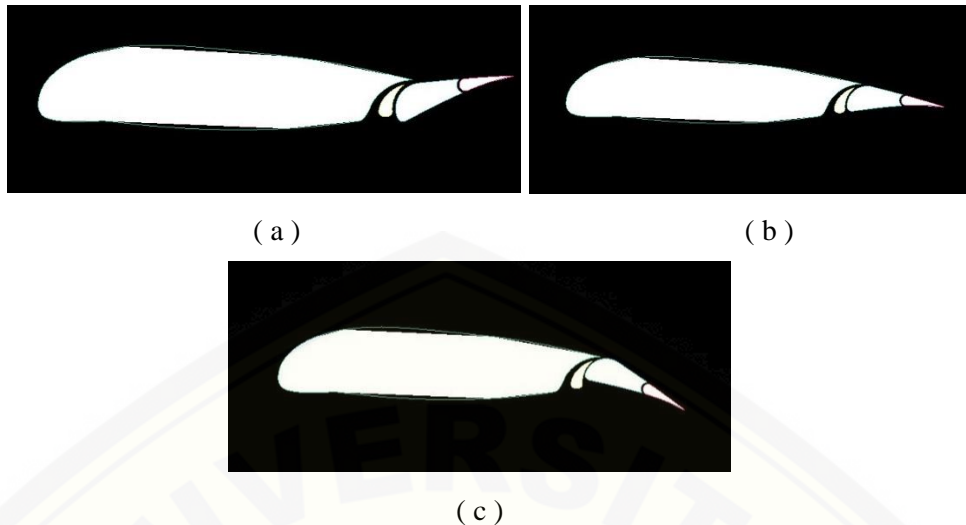
*Airfoil 2D aileron* modifikasi hanya terdiri dari tiga bagian yaitu *main wing*, *aileron*, dan *trim tab*. Desain 2D *aileron* modifikasi dibuat dengan menggabungkan *vane* dan *aileron* yang diharapkan mampu memperoleh  $C_{hm}$  yang mendekati nilai nol. *Airfoil aileron* modifikasi ditunjukkan pada Gambar 3.3.



Gambar 3.3 Airfoil Modifikasi

## 2) Variasi Defleksi Aileron ( $\delta_A$ )

Variasi defleksi aileron ( $\delta_A$ ) yang dilakukan sebesar  $-20^\circ$ ,  $0^\circ$ , dan  $20^\circ$ . Gambar defleksi *aileron* dapat ditunjukkan pada Gambar 3.4.



( a )  $\delta_A = -20^\circ$ ; ( b )  $\delta_A = 0^\circ$ ; dan ( c )  $\delta_A = 20^\circ$

Gambar 3.4 Defleksi Aileron

#### b. Variabel Terikat

Variabel terikat merupakan variabel yang menjadi akibat dari variabel bebas yang besarnya tidak dapat ditentukan sepenuhnya oleh peneliti. Variabel terikat pada penelitian ini antara lain sebagai berikut.

- 1) Koefisien *lift* ( $C_l$ )
- 2) Koefisien *drag* ( $C_d$ )
- 3) Koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ )

#### c. Variabel Kontrol

Variabel kontrol adalah variabel yang dikontrol selama percobaan oleh peneliti. Variabel kontrol pada penelitian ini antara lain sebagai berikut.

- 1) Kecepatan udara ( $v$ ) =  $69,417 \frac{m}{s}$
- 2) Kerapatan udara ( $\rho$ ) =  $1,225 \frac{kg}{m^3}$
- 3) MTOW = maximum take-off weight = 7.030 kg.

### 3.5.2 Proses Pemodelan dan Simulasi

#### a. Validasi

Proses validasi berupa grafik yang menunjukkan perbandingan hasil simulasi *airfoil* 2D LS(1)-0417 Mod dengan hasil *wind tunnel test* (WTT). Validasi menggunakan standar *wall function*  $Y^+$  sebagai *independency mesh*. Penelitian ini

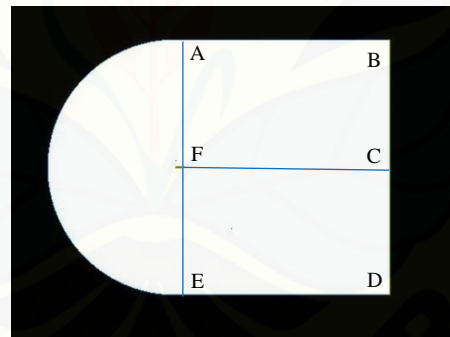
menggunakan model turbulensi k-omega SST. Model turbulensi ini membutuhkan *mesh* yang sangat halus di dekat dinding dengan nilai  $Y^+$  lebih kecil dari 1. Ukuran *mesh structured* yang berbeda dilakukan dengan menerapkan jumlah *nodes* yang berbeda disekitar *airfoil*.

b. *Pre-processing*

Pengaturan *pre-processing* pada CFD komersial dimulai dari pembuatan domain fluida. Domain fluida dibuat dengan pendekatan dimana aliran dapat dikatakan *sreamline* atau terbebas dari pengaruh objek. Domain fluida menggunakan topologi tipe-C mengacu pada penelitian yang lakukan oleh Abdelghany *et al.* (2016). Ukuran domain fluida dapat dilihat pada Tabel 3.1. Pembuatan domain fluida dapat dilihat pada Gambar 3.5.

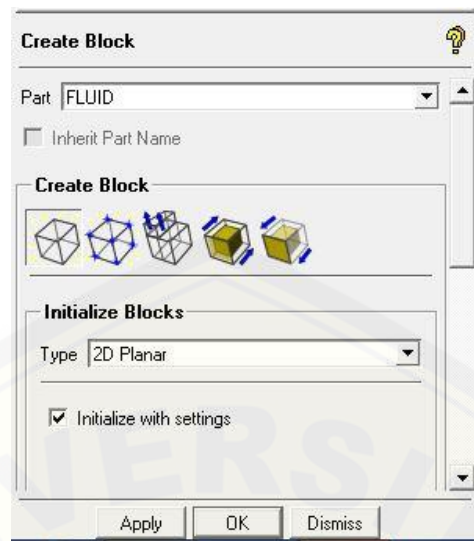
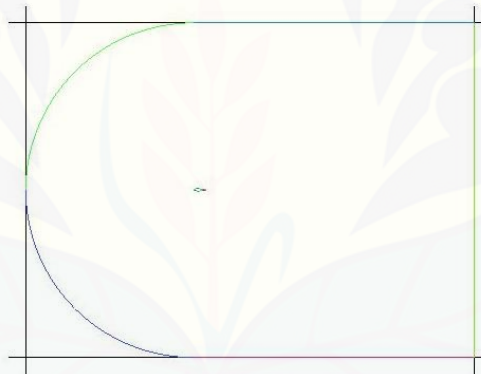
Tabel 3.1 Ukuran Domain Fluida

Jarak	Ukuran
AB=FC=ED	20 x <i>chord</i>
AF=FE	12.5 x <i>chord</i>

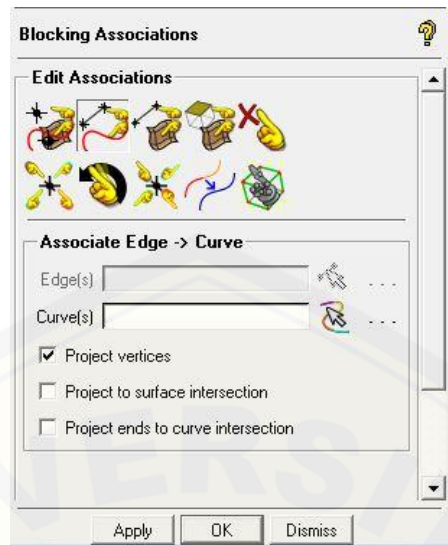


Gambar 3.5 Pembuatan Domain Fluida

Domain fluida yang telah diinisialisasi kemudian dilakukan proses *meshing*. *Meshing* yang digunakan adalah *structured mesh* dengan metode *blocking*. Pembuatan *blocking* 2D berada pada pilihan menu *create block*. Tipe *initial block* adalah 2D Planar. Tampilan *create block* dapat dilihat pada Gambar 3.6. Hasil pembuatan *initial blocks* ini dapat dilihat pada Gambar 3.7.

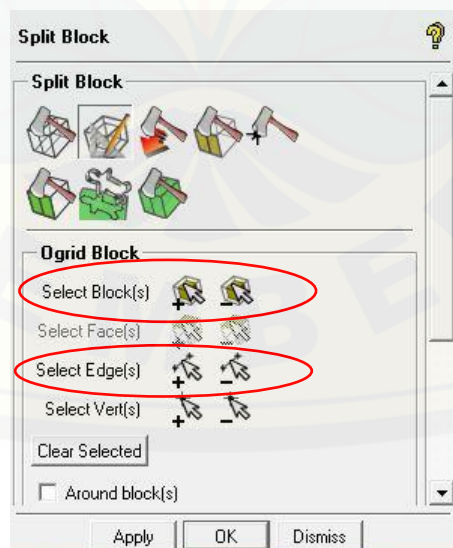
Gambar 3.6 Tampilan *Create Block*Gambar 3.7 Hasil *Initiai Blocks*

*Blocking* yang telah terbentuk kemudian dilakukan *associate* antara garis *blocking* dan kurva *airfoil*. *Edge* diseleksi untuk garis dan *curve* diseleksi untuk kurva *airfoil*. *Project vertices* diperlukan untuk tetap mempertahankan elemen garis batas pada *blocking*. Tampilan *associate edge* dapat dilihat pada Gambar 3.8.

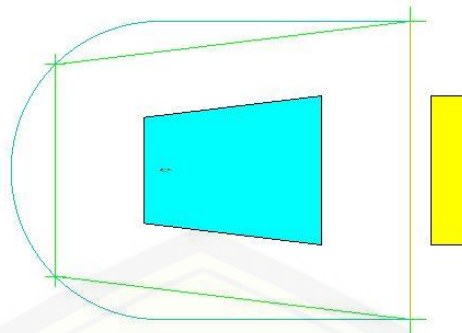


Gambar 3.8 Tampilan Pengaturan *Associate Edge*

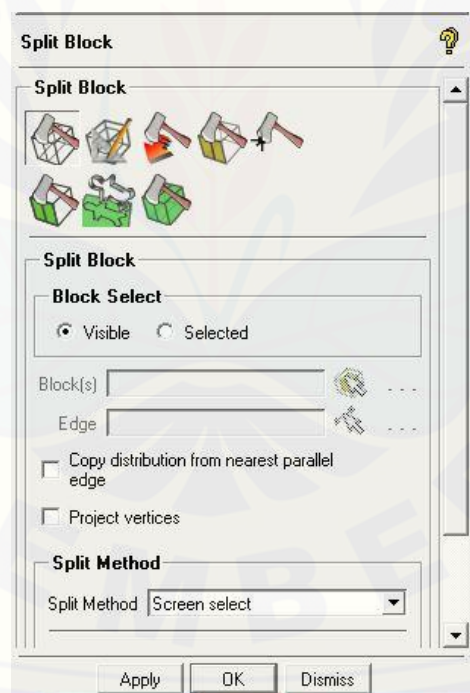
Menu *O-Grid Block* menyediakan pilihan untuk memodifikasi *block* menjadi 5 topologi sub-*block*. Pengaturan ini menyusun garis *grid* kedalam bentuk O unuk mengurangi kemiringan atau ketidaksimetrisan ujung *block* yang berada pada curva yang kontinyu atau suatu permukaan. *O-Grid Block* dapat dibuat dengan memilih *block*, garis, dan titik. Pengaturan *O-Grid Block* dapat dilihat pada Gambar 3.9. Hasil *O-Grid Block* dapat dilihat pada Gambar 3.10.

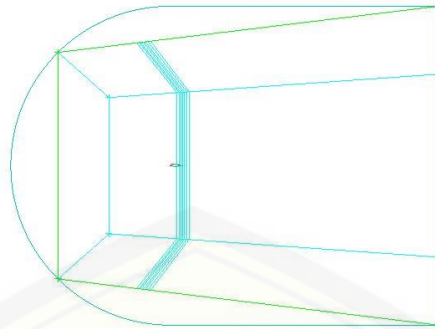


Gambar 3.9 Tampilan Pengaturan *O-Grid Block*

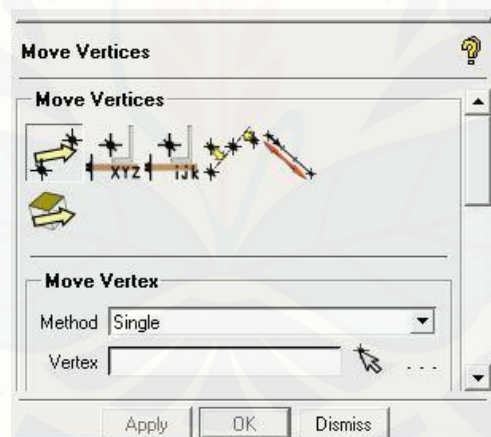
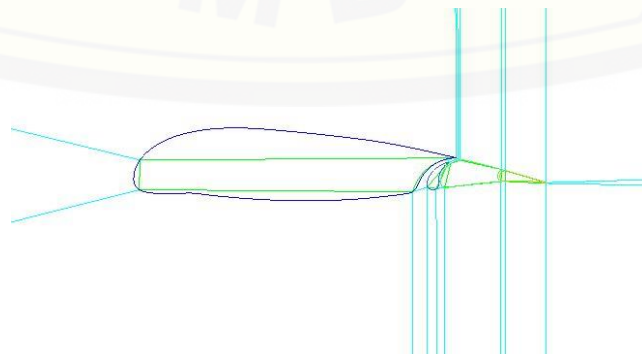
Gambar 3.10 Tampilan *O-Grid Block*

*Split block* digunakan untuk membagi *bloking* pada garis yang dipilih. Metode *split* yang digunakan adalah *screen select*. *Screen select* mempermudah pengguna untuk memilih posisi secara manual dimana *block* akan dibagi. Tampilan pengaturan *split block* dapat dilihat pada Gambar 3.11. Hasil *split block* dapat dilihat pada Gambar 3.12.

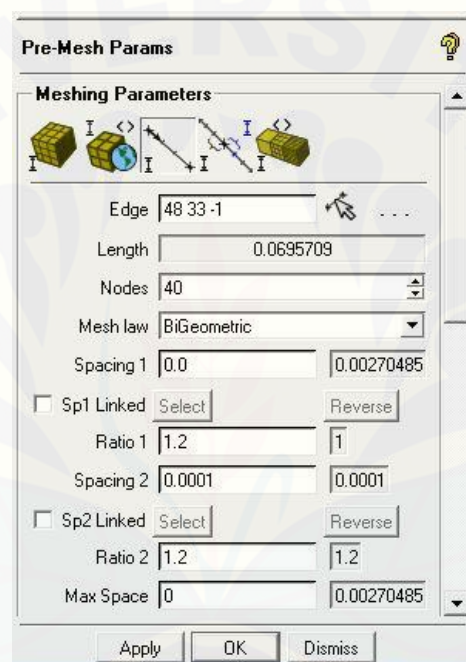
Gambar 3.11 Tampilan Pengaturan *Split Block*

Gambar 3.12 Hasil *Split Block*

*Split block* diatur agar rapi dan sesuai dengan kontur kurva yang diinginkan. *Split block* digabung atau *associate* dengan kurva *airfoil* menggunakan menu *Associate Edge to Curve* seperti pada Gambar 3.7. *Block* yang terbentuk pada *airfoil* ditempatkan secara menyeluruh pada kurva *airfoil* dengan menggunakan menu *Move Vertex* seperti yang terlihat pada Gambar 3.12. Hasil *split block* yang telah diatur dapat dilihat pada Gambar 3.13.

Gambar 3.13 Tampilan Pengaturan *Move Vertex*Gambar 3.14 *Split Block* pada *Airfoil*

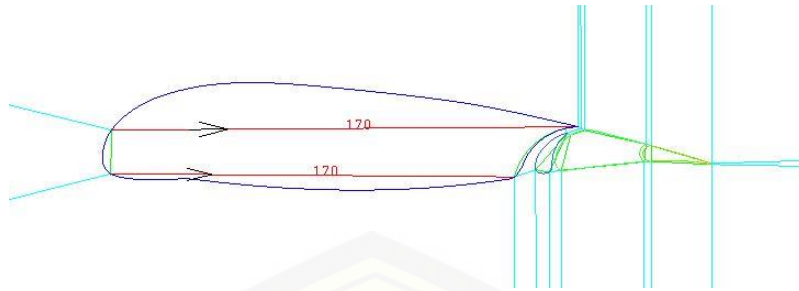
*Blocking* pada daerah *airfoil* dihapus agar *meshing* tidak masuk ke dalam *airfoil*, sehingga pengaturan *meshing* dilakukan didaerah sekitar *airfoil*. *Boundary layer* dibuat disekeliling *airfoil* menggunakan menu *split block*. Hasil *blocking* untuk *boundary layer* dapat dilihat pada Gambar 3.14. Parameter *pre-mesh* diaplikasikan pada tiap *block* dengan mengatur banyaknya jumlah *nodes* yang akan diberikan. Pengaturan parameter *meshing* yang akan digunakan meliputi jumlah *nodes*, *mesh law*, *spacing*, dan *ratio*. Pengaturan parameter *meshing* yang digunakan dapat dilihat pada Gambar 3.15.



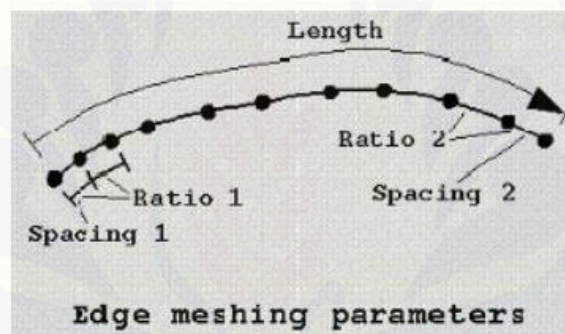
Gambar 3.15 Pengaturan Parameter *Meshing*

Jumlah *nodes* menetapkan banyaknya *nodes* di sepanjang garis pada *blocking*. *Mesh law* mengizinkan pengguna untuk memilih satu dari beberapa hukum *meshing* yang bisa diterapkan. *Spacing* menetapkan spasi dari *node* pertama ke permulaan garis atau *edge* (tinggi *cell* pertama). Arah distribusi *nodes* muncul ketika sebuah garis dipilih seperti yang terlihat pada Gambar 3.16. *Spacing 1* mengacu pada parameter di awal tanda panah. *Spacing 2* mengacu pada akhir garis dimana tanda panah ditunjuk.

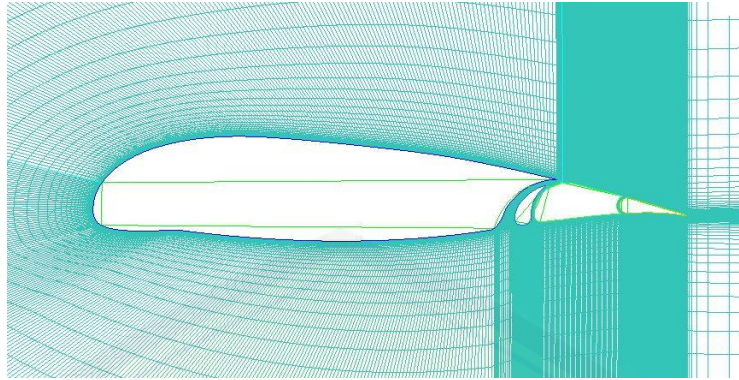


Gambar 3.16 Arah Distribusi *Nodes*

*Ratio* merupakan nilai pertumbuhan dari ketinggian *cell* pertama ke *cell* selanjutnya. *Ratio 1* mengacu pada parameter di awal tanda panah. *Ratio 2* mengacu pada akhir garis dimana tanda panah ditunjuk seperti yang terlihat pada Gambar 3.17.

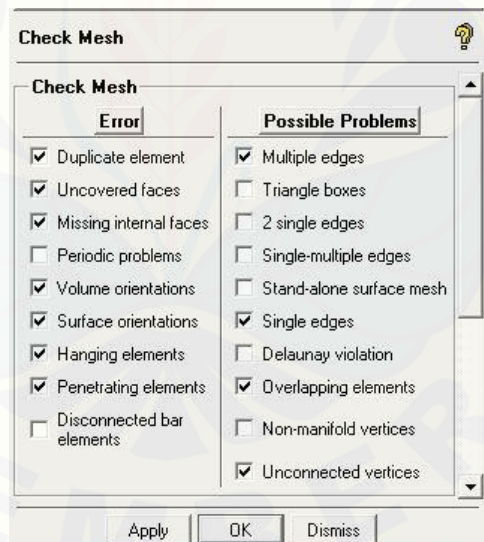
Gambar 3.17 Parameter *Edge Meshing* (Ansys, 2014)

Sebaran distribusi *meshing* dimulai dari batas-batas *patch* permukaan. Prosedur ini menempatkan jumlah *nodes* lebih padat di daerah lengkungan *airfoil*. Pembentukan *mesh* ini dibentuk berdasarkan batas diskritisasi dalam domain. Tampilan untuk sebaran *pre-mesh* yang telah diatur sebelumnya dapat dilihat dengan mengaktifkan kolom *Pre-mesh* pada *display tree*. Tampilan *pre-mesh* yang terbentuk dapat dilihat pada Gambar 3.18.



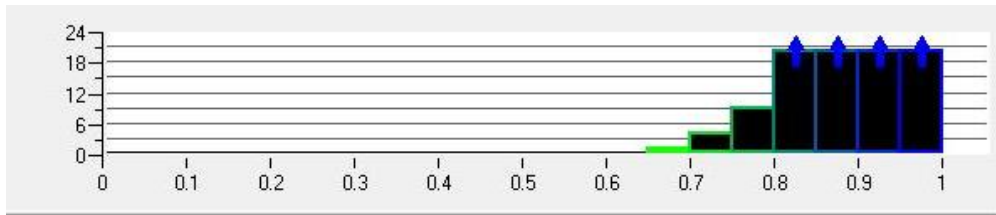
Gambar 3.18 Tampilan *Pre-Mesh*

*Pre-mesh* yang telah terbentuk kemudian dikonversikan menjadi *meshing* yang sesungguhnya. *Meshing* yang telah terbentuk kemudian dilakukan pengecekan *mesh*. Pilihan cek *mesh* memungkinkan pengguna untuk menemukan masalah pada *meshing* yang biasanya akan menyebabkan kegagalan ketika melakukan *running*. Pengaturan cek *mesh* dapat dilihat pada Gambar 3.19.

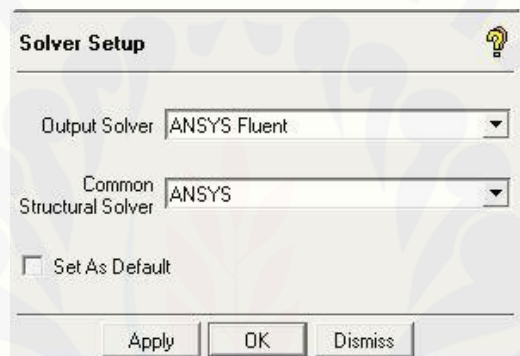


Gambar 3.19 Pengaturan Cek *Mesh*

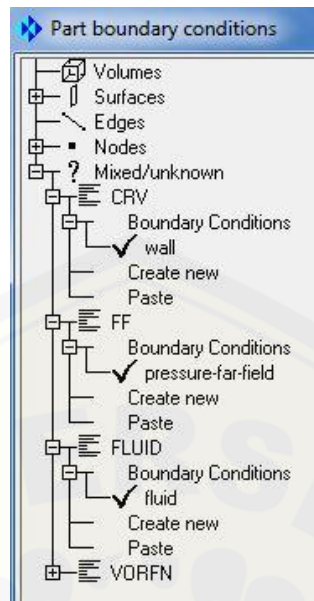
*Meshing* yang telah dilakukan cek *mesh* kemudian dilakukan pengecekan kualitas *mesh*. Kualitas *mesh* pada *structured mesh* dapat dikatakan baik jika berada di atas 0.2 pada skala kualitas. Kualitas *mesh* berpengaruh pada proses dan hasil simulasi, semakin baik kualitas *mesh* maka hasil simulasi akan semakin mendekati hasil yang sebenarnya. Tampilan kualitas *mesh* dapat dilihat pada Gambar 3.20.

Gambar 3.20 Kualitas *Mesh*

*Solver* atau *processing* yang akan digunakan untuk proses *running* dapat dipilih melalui menu *select solver*. Tampilan *solver setup* akan muncul dan pengguna dapat memilih Ansys Fluent sebagai *output solver*. Tampilan pengaturan *solver setup* dapat dilihat pada Gambar 3.21.

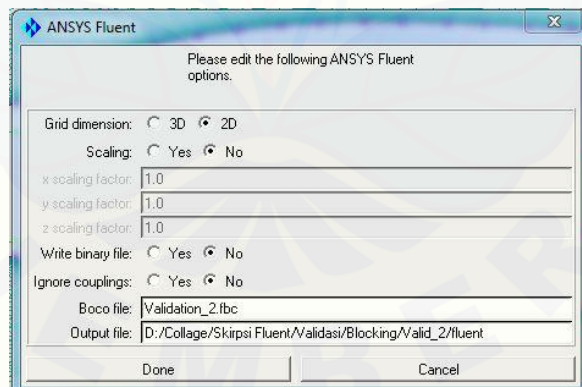
Gambar 3.21 Tampilan Pengaturan *Solver Setup*

*Boundary condition* ditentukan setelah *meshing* selesai. Penentuan *boundary condition* disesuaikan dengan fungsi dari setiap komponen. *Airfoil* dianggap sebagai *wall* (benda rigid), garis *farfield* (batas terjauh aliran udara yang teridentifikasi) sebagai *pressure far field*, dan *fluid* sebagai *fluid*. Tampilan pengaturan *boundary condition* dapat dilihat pada Gambar 3.22.



Gambar 3.22 Tampilan Pengaturan *Boundary Condition*

*Output meshing* disimpan dalam bentuk 2D pada menu *write input*. Menu *write input* akan membuka tampilan dimana pengguna dapat mengubah parameter untuk arsip *input*. Pengguna juga dapat memberikan nama untuk *file meshing* tersebut. Tampilan penyimpanan hasil *mesh* dapat dilihat pada Gambar 3.23.

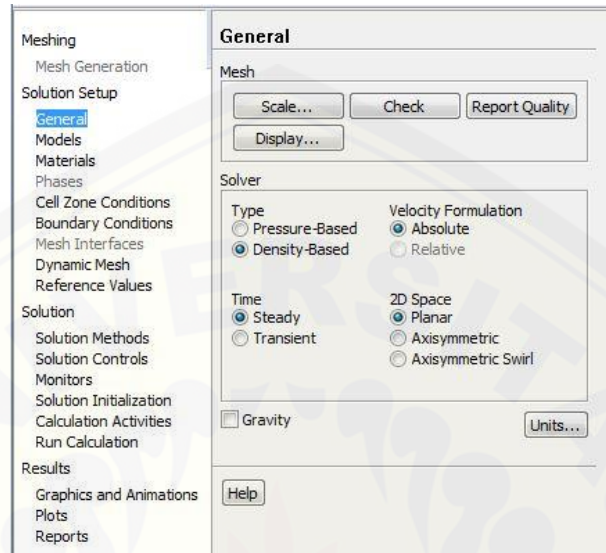


Gambar 3.23 Tampilan Penyimpanan *Meshing*

### c. Solver

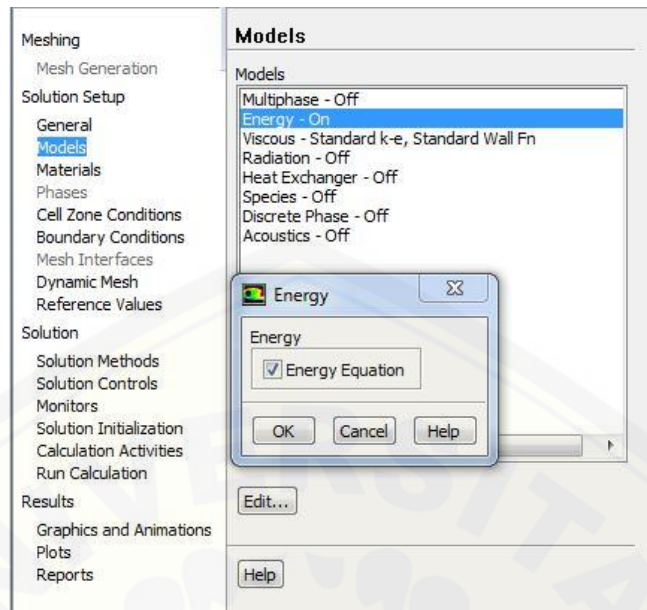
*Solver* melibatkan inputan data yang sesuai dengan kondisi *airfoil*. *Preprocessing* pada kasus ini menggunakan *software* CFD komersial. Ukuran *meshing* yang besar dapat dilakukan *scaling* untuk menyetarakan satuan dan hasil *mesh* pada ICEM. Jenis *solver* yang digunakan yaitu *density-based*. *Density-based*

merupakan jenis *solver* yang berbasis pada kerapatan udara sehingga akan diperoleh data momentum, kontinuitas, dan energi. Tampilan pengaturan umum atau *general* dapat dilihat pada Gambar 3.24

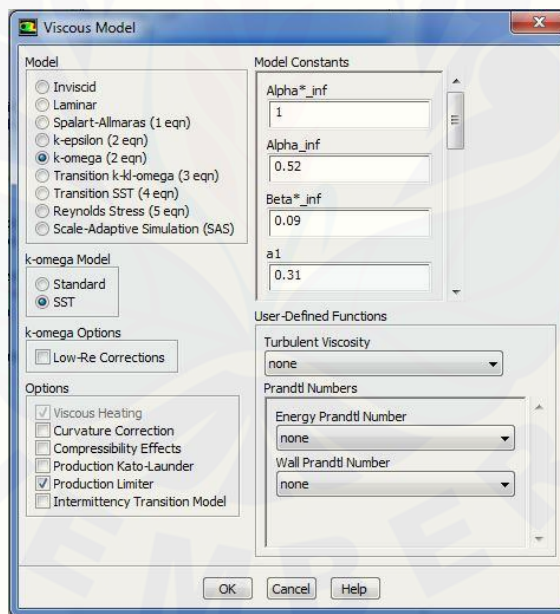


Gambar 3.24 Tampilan Pengaturan Umum

Persamaan energi dihidupkan guna menetapkan parameter yang berhubungan dengan energi pada model. Model viskos yang digunakan adalah k-omega SST. K-omega SST telah dirancang untuk mencegah sensitivitas *freestream* pada model k-omega standar. Pencegahan dilakukan dengan mengkombinasikan elemen pada persamaan omega dan epsilon. Model k-omega SST telah dikalibrasi untuk menghitung separasi aliran secara akurat dari permukaan yang halus. Tampilan pengaturan model energi dapat dilihat pada Gambar 3.25 dan pengaturan model viskos dapat dilihat pada Gambar 3.26.

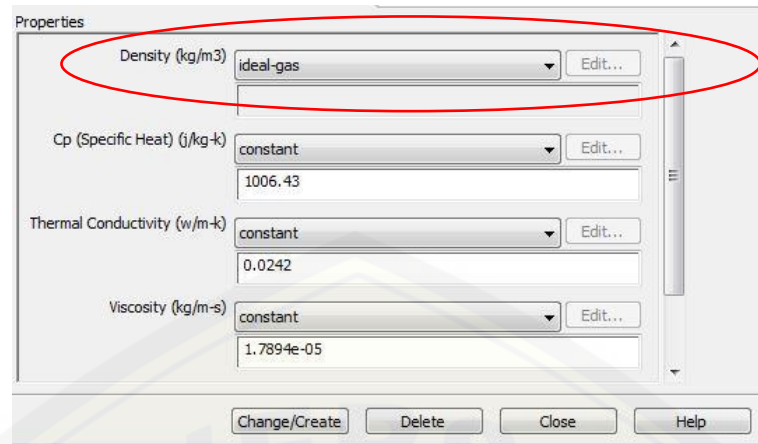


Gambar 3.25 Tampilan Pengaturan Model Energi



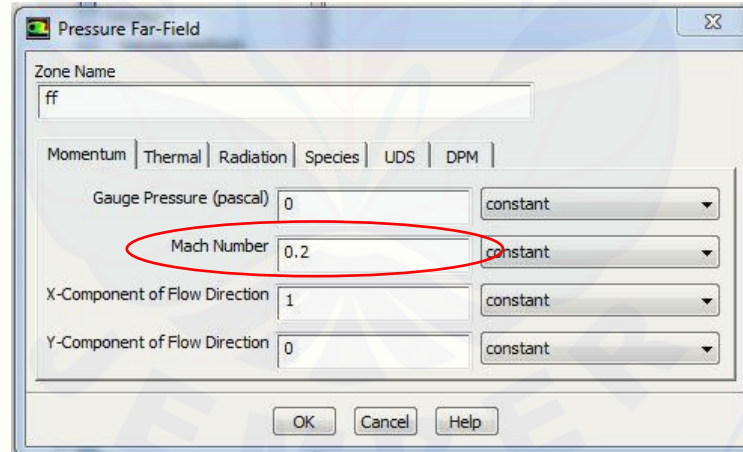
Gambar 3.26 Tampilan Model Viskos

Material yang digunakan pada fluida udara adalah *ideal-gas* sesuai dengan penggunaan *solver density-based*. Material *airfoil* adalah aluminium. Pengaturan untuk material dapat dilihat pada Gambar 3.27.

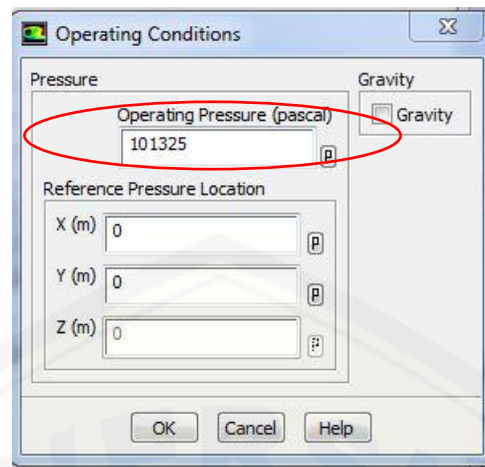


Gambar 3.27 Tampilan Pengaturan Material

*Boundary condition* digunakan untuk mengidentifikasi setiap komponen. *Farfield* diberi kondisi *pressure far field* dengan besar *mach number* 0.2 yang mengacu pada standart *wind tunnel test* Pesawat N2XX. *Gauge pressure* yang digunakan adalah 0 atm seperti yang terlihat pada Gambar 3.28. *Operating pressure* yang digunakan adalah 101325 pascal seperti yang terlihat pada Gambar 3.29.

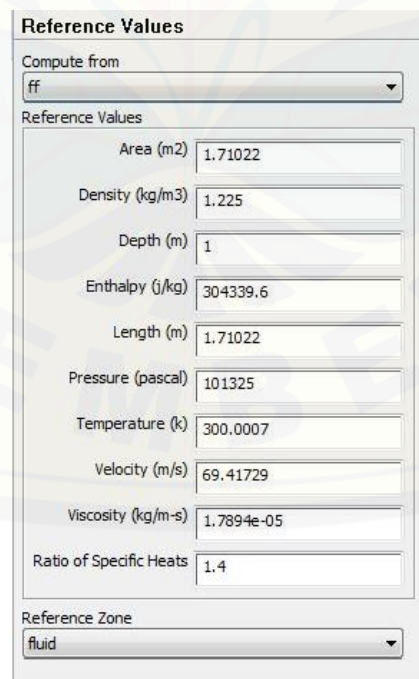


Gambar 3.28 Tampilan Pengaturan *Boundary Condition*



Gambar 3.29 Tampilan *Operationg Pressure*

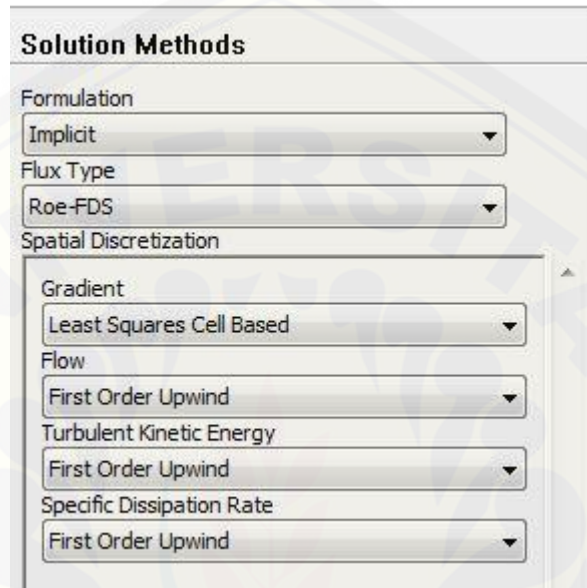
*Reference value* memeperkenankan pengguna untuk mengatur kualitas referensi yang digunakan untuk menghitung variabel bidang aliran normal. Nilai *reference value* akan muncul secara otomatis apabila pengguna menginputkan *farfield* pada kolom *compute from*. Nilai referensi akan berpengaruh pada besaran *output* pada saat *post-processing*. Tampilan pengaturan *reference value* dapat dilihat pada Gambar 3.30.



Gambar 3.30 Tampilan Pengaturan *Reference Value*

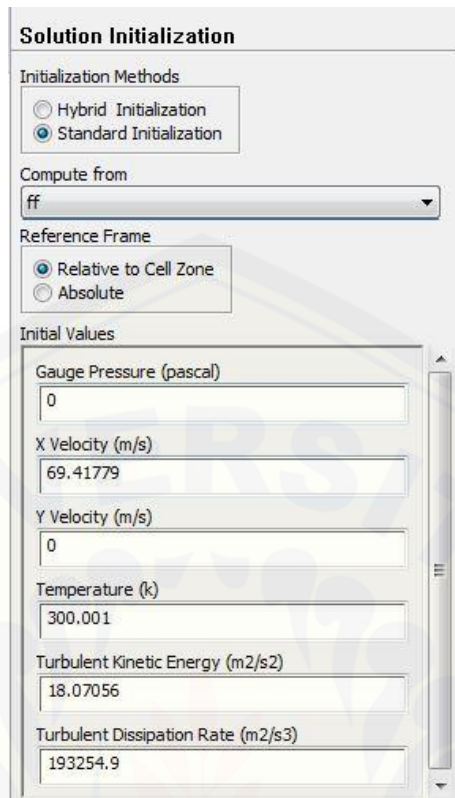


*Solution method* memperkenankan pengguna untuk menetapkan beberapa parameter yang terhubung dengan metode solusi yang digunakan saat perhitungan atau *running*. Formulasi yang digunakan adalah *implicit* yang hanya tersedia untuk tipe *solver density based*. Tampilan pengaturan *solution method* yang digunakan dapat dilihat pada Gambar 3.31.



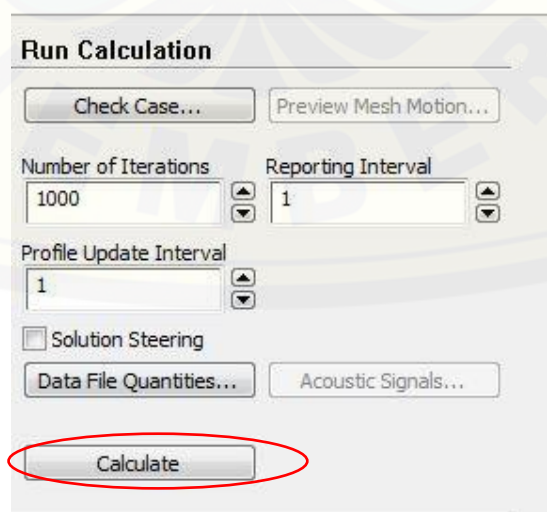
Gambar 3.31 Tampilan Pengaturan *Solution Method*

*Solution initialization* memperkenankan pengguna menetapkan nilai untuk variabel aliran dan daerah aliran awal. Metode yang digunakan adalah *standart initialization*. Kolom *compute from* merupakan daftar zona sebagai nilai anggapan variabel yang akan dihitung dari isi informasi pada zona yang dipilih. Nilai pada *initial value* akan muncul otomatis berdasarkan zona yang dipilih pada kolom *compute from*. Tampilan *solution initialization* dapat dilihat pada Gambar 3.32.



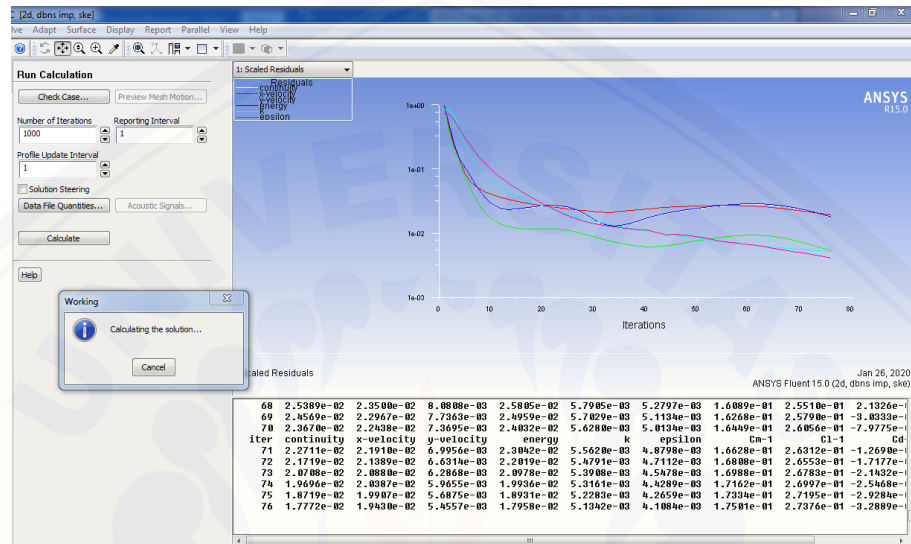
Gambar 3.32 Tampilan *Solution Initialization*

*Running* dapat dilakukan apabila pengaturan telah selesai dilakukan. Jumlah iterasi dapat disesuaikan sesuai kebutuhan pengguna. *Calculate* berfungsi sebagai tombol untuk memulai proses *running* atau perhitungan simulasi. Tampilan pengaturan *run calculation* dapat dilihat pada Gambar 3.33



Gambar 3.33 Tampilan *Run Calculation*

Nilai konvergensi tercapai apabila grafik telah konvergen sesuai dengan nilai persyaratan konvergensi yang telah diinput atau dapat diamati pergerakan grafik  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_m$  yang konstan. Nilai  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_m$  yang konstan menandakan bahwa nilai tersebut tidak akan berubah lagi dalam iterasi yang panjang. Tampilan proses konvergensi dapat dilihat pada Gambar 3.34.

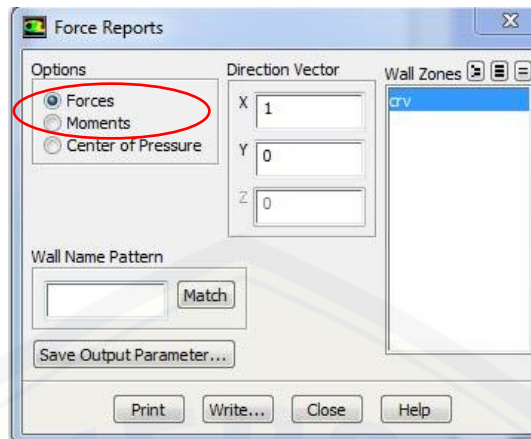


Gambar 3.34 Tampilan Proses Konvergensi

#### d. *Post-processing*

Proses *post-processing* merupakan tahap pengambilan dan pengolahan data. Proses ini merupakan rangkaian dari beberapa hasil simulasi yang menghasilkan nilai  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_{hm}$  yang optimal dari variasi geometri yang dilakukan. Hasil simulasi dapat dinyatakan dalam bentuk grafik. Grafik yang terbentuk adalah korelasi antara  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_{hm}$  dengan variasi geometri untuk mendapatkan bentuk geometri yang optimal.

Nilai *force* dapat diambil dengan menggunakan menu *force*. *Direction vector* digunakan untuk menunjukkan arah vektor dari gaya tersebut. *Wall zone* berfungsi untuk menetapkan daerah dimana besaran gaya akan dihitung. Nilai *moment* dapat diambil dengan menggunakan menu *moment*. Tampilan pengaturan *force report* dapat dilihat pada Gambar 3.35.

Gambar 3.35 Tampilan Pengaturan *Force Report*

### 3.5.3 Pemilihan Parameter

Pemilihan parameter *boundary layer* pada proses *solver* dapat dilihat pada Tabel 3.2.

Tabel 3.2 Parameter *Boundary Layer*

No	Parameter	Nilai
1.	<i>Type Solver</i>	<i>Density Based</i>
2.	Model	Viscous k- $\omega$ SST
3.	Mach Number	0,2
4.	Temperatur	300K
5.	Panjang Chord	1,7102 m

### 3.5.4 Pengambilan Data

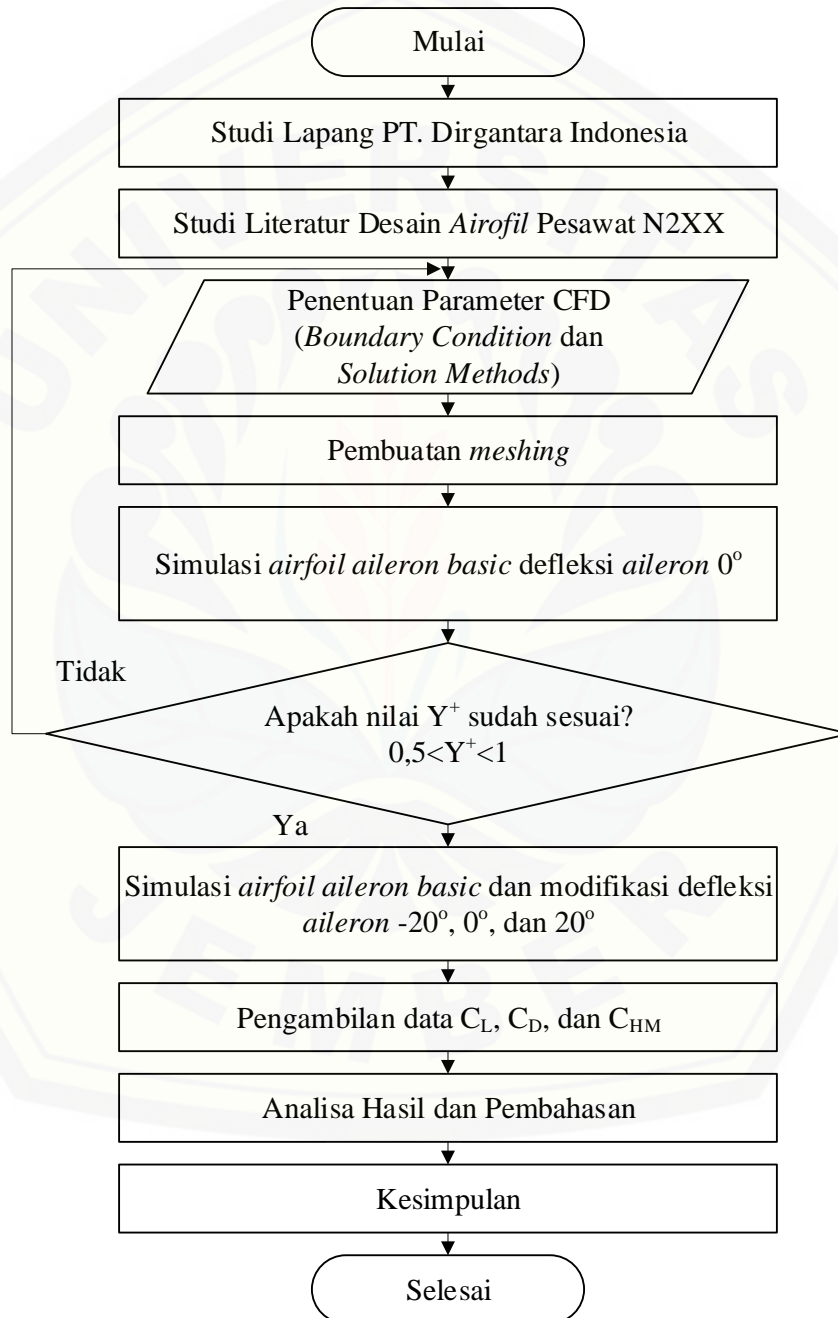
Pengambilan data dilakukan untuk mengumpulkan informasi mengenai objek penelitian. Langkah-langkah yang dilakukan dalam pengambilan data penelitian pada simulasi ini antara lain sebagai berikut.

- Pengambilan data dilakukan setelah proses simulasi *running* mencapai nilai  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_{hm}$  yang konvergen.
- Pengambilan data koefisien *lift*, *drag*, dan *hinge moment* saat proses komputasi selesai pada setiap variasi geometri dan  $\delta_A$ .
- Pengambilan gambar dan penyimpanan file kontur tekanan dan *streamline* pada setiap variasi  $\delta_A$  dan kecepatan aliran.
- Data  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_{hm}$  dari semua variasi geometri dan  $\delta_A$  dimasukkan ke dalam Ms. Excel untuk diolah dalam bentuk grafik.

- e. Analisa pengaruh perubahan geometri dan  $\delta_A$  terhadap nilai  $C_l$ ,  $C_d$ , dan  $C_{hm}$  serta kontur tekanan dan *streamline* yang dihasilkan.

### 3.6 Diagram Alir Penelitian

Alur dari pengerjaan penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 3.36 berikut.



Gambar 3.36 Diagram Alir Penelitian

## BAB 5. KESIMPULAN DAN SARAN

### 5.1 Kesimpulan

Kesimpulan yang dapat diperoleh berdasarkan penelitian ini adalah sebagai berikut.

- 1) Validasi *meshing* untuk angka  $Y^+ = 0,944; 0,75; \text{ dan } 0,64$  diperoleh hasil bahwa  $Y^+ = 0,64$  menghasilkan angka *error* koefisien *lift* ( $C_l$ ) terkecil yaitu  $\varepsilon = 3,760976\%$ .
- 2) Angka koefisien *drag* ( $C_d$ ) *aileron* modifikasi pada saat  $\delta_A = -20^\circ$  dan  $20^\circ$  masing-masing adalah  $0,075$  dan  $0,100$ . Nilai tersebut lebih besar jika dibandingkan  $C_d$  *aileron basic* masing-masing adalah  $0,072$  dan  $0,089$ .
- 3) Angka koefisien *lift* ( $C_l$ ) *aileron* modifikasi pada saat  $\delta_A = -20^\circ$  dan  $0^\circ$  masing-masing adalah  $-0,114$  dan  $0,452$ . Nilai tersebut lebih besar jika dibandingkan  $C_l$  *aileron basic* masing-masing adalah  $-0,125$  dan  $0,446$ .
- 4) Angka koefisien *hinge moment* ( $C_{hm}$ ) *aileron* modifikasi pada saat  $\delta_A = -20^\circ$ ,  $0^\circ$ , dan  $20^\circ$  masing-masing adalah  $-0,071$ ;  $0,078$ ; dan  $0,177$ . Nilai tersebut lebih kecil jika dibandingkan  $C_{hm}$  *aileron basic* masing-masing adalah  $-0,094$ ;  $0,095$ ; dan  $0,201$ .

### 5.2 Saran

Saran yang dapat disampaikan agar penelitian selanjutnya lebih baik yaitu sebagai berikut.

- 1) Perlu adanya kajian lebih lanjut yang berkaitan dengan pengaruh bentuk *nose aileron* terhadap karakteristik aerodinamika Pesawat N2XX sehingga akan mampu mengurangi nilai  $C_d$ .
- 2) Perlu kajian lebih lanjut dalam hal simulasi *aileron* tiga dimensi untuk mengetahui karakteristik *aileron* pada Pesawat N2XX secara detail.

## DAFTAR PUSTAKA

- Abdelghany, E. S., O. E. Abdellatif, G. Elhariry, dan E. E. Khalil. 2016. NACA653218 Airfoil Aerodynamic Properties. *Journal of Aeronautics and Aerospace Engineering*. 5(2).
- Amir, M. H., dan Sarwono. 2018. Analisa Nilai *Hinge Moment Coefficient* pada Pengaruh Bentuk *Rudder* Pesawat N-2XX dengan Variasi Defleksi *Rudder* 0°, 10°, dan 25° Berbasis *Computational Fluid Dynamics*. *Jurnal Teknik ITS*. VII(2):140-145.
- Anderson, J. D. 2004. *Fundamental of Aerodynamics*. 5<sup>th</sup> ed. New York : McGraw-Hill.
- Anderson, J. D. 2010. *Aircraft Performance and Design*. New Delhi : Tata McGraw-Hill Education Private Limited.
- Ansys. 2011. *Fluent*. Canonsburg : Ansys Inc.
- Ansys, 2014. *Help Manual ICEM CFD*. Canonsburg : Ansys Inc.
- Badan Pusat Statistik. 2019. *Statistik Indonesia 2019*. Jakarta : Badan Pusat Statistik.
- Badan Penerbit Universitas Jember. 2016. *Pedoman Penulisan Karya Ilmiah*. Universitas Jember : Badan Penerbit Universitas Jember.
- Barnard, R. H. dan D. R. Philpott. 2010. *Aircraft Flight*. 4<sup>th</sup> ed. Harlow : Pearson Education Limited.
- Cengel, Y. A. dan J. M. Cimbala. 2006. *Fluid Mechanics : Fundamentals and Applications*. New York : McGraw-Hill.
- Damastu, N. M. 2016. Studi Eksperimen dan Kajian Numerik Aliran Fluida pada Nosel Diameter 0.3 mm. *Skripsi*. Bandung : Fakultas Teknik Universitas Pasundan.
- Daryanto, Y., Purwandi, Andree Y., dan Subagyo. 2017. Performance and Effectiveness Study on the Aileron as Control Surface of an Unmanned Aircraft Vehicle. *Journal of Scientific and Engineering Research*. 4(9):409-417.
- Eleni, D. C., T. L. Athanasios, dan M. P. Dionissios. Evaluation of the Turbulence Models for the Simulation of the Flow over a National Advisory Committee

- for Aeronautics (NACA) 0012 Airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research*. 4(3):100-111.
- Federal Aviation Administration (FAA). 2016. *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*. U.S : U.S. Department of Transportation.
- Herdiana, D., S T. Pinindriya, dan R. Triwulandari. 2015. Investigation of Aileron Hinge Moment of National Transport Aircraft Basic to Numeric Method. *International Seminar on Aerospace Science and Technology III*. 27-29 Oktober 2015. LAPAN : 45-51.
- Houghton, E. L., P. W. Carpenter, S. H. Collicott, dan D. T. Valentine. 2013. *Aerodynamics for Engineering Students*. 6<sup>th</sup> ed. Oxford : Elsevier.
- Khchine, Y. E. dan M. Sriti. 2017. Boundary Layer and Mesh Refinement Effects on Aerodynamic Performance of Horizontal Axis Wind Turbine (HAWT). *International Journal of Mechanical Engineering*. II : 119 - 125.
- Kemenhub. 2016. Kriteria Penyelenggaraan Angkutan Udara Perintis di Indonesia. [hubud.dephub.go.id/?id/news/detail/2833](http://hubud.dephub.go.id/?id/news/detail/2833). [Diakses pada 12 Oktober 2019].
- Lomax, H., T. H. Pulliam, dan D. W. Zing. 2001. *Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*. Berlin : Springer-Verlag Berlin and Heidelberg.
- Lubis, M. M. 2012. Analisis Aerodinamika Airfoil NACA 2412 pada Sayap Pesawat Model Tipe *Glider* dengan Menggunakan *Software* Berbasis *Computational Fluid Dynamic* untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum. *Jurnal e-Dinamis*. II(2):23-33.
- Ma, R. dan P. Liu. 2009. Numerical Simulation of Low-Reynolds-Number and High-Lift Airfoil S1223. *Proceedings of the World Congress on Engineering*. 1 - 3 Juli 2009.
- Makarov, K. A. dan A. A. Pavlenko. 2014. Numerical Investigation of an Aileron Hinge Moments and Effectiveness on a High Lift Wing Airfoil. *29<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. 7-12 September 2014. St. Petersburg : 1-10.
- National Aeronautics and Space Administration (NASA). 2016. *Principle of Flight : Bernoulli's Principle*. U.S : Aeronautic Research Mission Directorate.
- PT. Dirgantara Indonesia. 2009. *Hinge Moment and Aerodynamic Balancing of N-219-B-07 Aircraft*. Bandung : Departemen Aerodinamika.



- Raymer, D. P. 1992. *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. 2<sup>nd</sup> ed. Washington, DC : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Sadewo, A. W. E., dan H. Sasongko. 2015. Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh *Slat Clearance* serta *Slat Angle* untuk Mengeliminasi *Stall* pada Airfoil "Studi Kasus pada Airfoil NACA 2412". *Jurnal Teknik ITS*. IV(1):108-113.
- Sadraey, M. H. 2013. *Aircraft Design : A System Engineering Approach*. New Hampshire : Wiley.
- Salim, S. M. dan S. C. Cheah. 2009. Wall  $Y^+$  Strategy for Dealing with Wall-bounded Turbulent Flows. *Proceedings of the International MultiConference of Engineers and Computer Scientists 2009*. 18- 20 Maret 2009. IMECS.
- Schlichting, H. 1979. *Boundary-layer Theory*. 7<sup>th</sup> ed. New York : McGraw-Hill.
- Simpson, C. D. 2016. *Control Surface Hinge Moment Prediction Using Computational Fluid Dynamic*. Thesis. Alabama : Department of Aerospace Engineering and Mechanics University of Alabama.
- Sukoco. 2015. Upaya Peningkatan Gaya Angkat pada Model Airfoil dengan Menggunakan *Vortex Generator*. *Jurnal Teknik*. 5(2):134-143.
- Versteeg, H. K. dan W. Malalasekera. 2007. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. 2<sup>nd</sup> ed. Harlow : Pearson Education Limited.
- Wijiatmoko, G. 2017. Analisa Efektivitas Sudut Defleksi Aileron pada Pesawat Udara Nir Awak (PUNA) Alap-alap. *Seminar Nasional Inovasi Dan Aplikasi Teknologi Di Industri 2017*. 14 Pebruari 2017. ITN Malang : 1-6.
- Zhang, G. Q., S. C. M. Yu., dan A. Chien. 2013. *Investigation of the Three-Dimensional Hinge Moment Characteristics Generated by the ONERA-M6 Wing with an Aileron*. *Advanced in Mechanical Engineering*. 5:1-11.

#### Lampiran 4.1. Perhitungan Koefisien *Drag*, *Lift*, dan *Hinge Moment* Hasil Simulasi

Diketahui:

$$\rho = 1,22 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$S_{\text{total}} = 1,71022 \text{ m}^2$$

$$S_{\text{saileronbasic}} = 0,43777 \text{ m}^2$$

$$S_{\text{saileronmodif}} = 0,46129 \text{ m}^2$$

$$C_{\text{basic}} = 0,43777 \text{ m}$$

$$C_{\text{modif}} = 0,46129 \text{ m}$$

##### A. Koefisien *Drag*

$$\begin{aligned} C_{D(-20)BAS} &= \frac{2D}{\rho v^2 S} \\ &= \frac{2 \cdot 360,93989}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\ &= 0,072 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{D(0)BAS} &= \frac{2D}{\rho v^2 S} \\ &= \frac{2 \cdot 235,57624}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\ &= 0,047 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{D(20)BAS} &= \frac{2D}{\rho v^2 S} \\ &= \frac{2 \cdot 451,65029}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\ &= 0,089 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{D(-20)MOD} &= \frac{2D}{\rho v^2 S} \\ &= \frac{2 \cdot 377,00522}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\ &= 0,075 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{D(0)MOD} &= \frac{2D}{\rho v^2 S} \\ &= \frac{2 \cdot 227,59066}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &= 0,045 \\
 C_{D(20)MOD} &= \frac{2D}{\rho v^2 S} \\
 &= \frac{2 \cdot 506,86893}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\
 &= 0,100
 \end{aligned}$$

### B. Koefisien Lift

$$\begin{aligned}
 C_{L(-20)BAS} &= \frac{2L}{\rho v^2 S} \\
 &= \frac{2 \cdot (-628,66841)}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\
 &= -0,125
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{L(0)BAS} &= \frac{2L}{\rho v^2 S} \\
 &= \frac{2 \cdot 2252,5766}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\
 &= 0,446
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{L(20)BAS} &= \frac{2L}{\rho v^2 S} \\
 &= \frac{2 \cdot 6732,2132}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\
 &= 1,334
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{L(-20)MOD} &= \frac{2L}{\rho v^2 S} \\
 &= \frac{2 \cdot (-575,93561)}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\
 &= -0,114
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{L(0)MOD} &= \frac{2L}{\rho v^2 S} \\
 &= \frac{2 \cdot 2281,8211}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\
 &= 0,452
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{L(20)MOD} &= \frac{2L}{\rho v^2 S} \\
 &= \frac{2 \cdot 6090,604}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 1,71022} \\
 &= 1,207
 \end{aligned}$$

C. Koefisien *Hinge Moment*

$$\begin{aligned}
 C_{HM(-20)BAS} &= \frac{2.H_M}{\rho.v^2 \cdot S_{bas} \cdot \bar{C}_{bas}} \\
 &= \frac{2 \cdot (-52,946688)}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 0,4377 \cdot 0,43777} \\
 &= -0,094
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{HM(0)BAS} &= \frac{2.H_M}{\rho.v^2 \cdot S_{bas} \cdot \bar{C}_{bas}} \\
 &= \frac{2 \cdot 53,722062}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 0,4377 \cdot 0,43777} \\
 &= 0,095
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{HM(20)BAS} &= \frac{2.H_M}{\rho.v^2 \cdot S_{bas} \cdot \bar{C}_{bas}} \\
 &= \frac{2 \cdot 113,43148}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 0,4377 \cdot 0,43777} \\
 &= 0,201
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{HM(-20)MOD} &= \frac{2.H_M}{\rho.v^2 \cdot S_{mod} \cdot \bar{C}_{mod}} \\
 &= \frac{2 \cdot (-44,320666)}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 0,46129 \cdot 0,46129} \\
 &= -0,071
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{HM(0)MOD} &= \frac{2.H_M}{\rho.v^2 \cdot S_{mod} \cdot \bar{C}_{mod}} \\
 &= \frac{2 \cdot 48,86902}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 0,46129 \cdot 0,46129} \\
 &= 0,078
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{HM(20)MOD} &= \frac{2.H_M}{\rho.v^2 \cdot S_{mod} \cdot \bar{C}_{mod}} \\
 &= \frac{2 \cdot 111,13824}{1,225 \cdot (69,4176)^2 \cdot 0,46129 \cdot 0,46129} \\
 &= 0,117
 \end{aligned}$$