



**OPTIMASI COEFFICIENT LIFT (C_l) SINGLE SLOTTED FLAP DAN
DOUBLE SLOTTED FLAP PADA PESAWAT N219 MENGGUNAKAN
SIMULASI COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC**

SKRIPSI

Oleh

**Mirna Sari
141910101006**

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN
JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS JEMBER
2018**



**OPTIMASI *COEFFICIENT LIFT* (C_l) *SINGLE SLOTTED FLAP* DAN
DOUBLE SLOTTED FLAP PADA PESAWAT N219 MENGGUNAKAN
*SIMULASI COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC***

SKRIPSI

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

Oleh

Mirna Sari

NIM 141910101006

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN
JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS JEMBER
2018**

PERSEMBAHAN

Skripsi ini saya persembahkan untuk:

1. Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat-Nya sehingga dapat menyelesaikan skripsi dengan baik;
2. Ibunda Darmini dan ayahanda Salianto tercinta yang telah memberikan kasih sayang dan dukungan tiada henti;
3. Adik Alif Mashuri yang telah memberikan semangat dan motivasi;
4. Guru-guru SDN Kedungjati, SMPN 1 Balerejo, SMAN 1 Nglames, dosen-dosen Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember yang telah membimbing dan memberikan ilmu yang bermanfaat;
5. PT. Dirgantara Indonesia yang telah mengizinkan dan memberikan kesempatan untuk melakukan penelitian;
6. Almamater Fakultas Teknik Universitas Jember.

MOTO

Dan janganlah kamu berputus asa daripada rahmat Allah. Sesungguhnya tiada berputus asa daripada rahmat Allah melainkan orang – orang yang kufur
(terjemahan Surat Yusuf ayat 87)

atau

Boleh jadi kamu membenci sesuatu, padahal ia amat baik bagimu, dan boleh jadi (pula) kamu menyukai sesuatu padahal ia amat buruk bagimu, Allah mengetahui sedangkan kamu tidak mengetahui
(terjemahan Surat Al-Baqarah ayat 216)

atau

Syarat pertama untuk sukses adalah mengembangkan kemampuan untuk fokus, menerapkan energi mental serta fisik mengatasi masalah yang dihadapi tanpa menjadi lelah
(Thomas Alva Edison)

PERNYATAAN

Saya yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama : Mirna Sari

NIM : 141910101006

Menyatakan dengan sungguh – sungguh bahwa karya ilmiah yang berjudul “Optimasi *Coefficient Lift (C_l) Single Slotted Flap dan Double Slotted Flap* pada Pesawat N219 Menggunakan Simulasi *Computational Fluid Dynamic*” adalah benar – benar hasil karya sendiri, kecuali kutipan yang sudah saya sebutkan sumbernya, belum pernah diajukan pada institusi mana pun, dan bukan karya jiplakan. Saya bertanggung jawab atas keabsahan dan kebenaran isinya sesuai dengan sikap ilmiah yang harus dijunjung tinggi.

Demikian pernyataan ini saya buat dengan sebenarnya, tanpa ada tekanan dan paksaan dari pihak mana pun serta bersedia mendapat sanksi akademik jika ternyata dikemudian hari pernyataan ini tidak benar.

Jember, Januari 2018

Yang Menyatakan,

Mirna Sari
NIM 141910101006

SKRIPSI

**OPTIMASI *COEFFICIENT LIFT* (C_l) *SINGLE SLOTTED FLAP* DAN
DOUBLE SLOTTED FLAP PADA PESAWAT N219 MENGGUNAKAN
SIMULASI *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC***

Oleh

Mirna Sari

NIM 141910101006

Pembimbing

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

Dosen Pembimbing Anggota : Aris Zainul Muttaqin, S.T., M.T.

PENGESAHAN

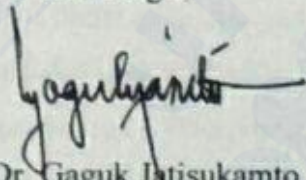
Skripsi berjudul “Optimasi *Coefficient Lift (C_l)* Single Slotted Flap dan Double Slotted Flap pada Pesawat N219 Menggunakan Simulasi *Computational Fluid Dynamic*” karya Mirna Sari telah diuji dan disahkan pada:

Hari, tanggal : Senin, 22 Januari 2018

Tempat : Ruang Sidang II, Lantai III Dekanat Fakultas Teknik

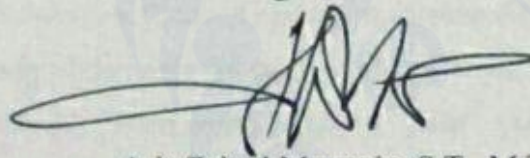
Pembimbing

Pembimbing I,



Dr. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T.
NIP. 196902091998021001

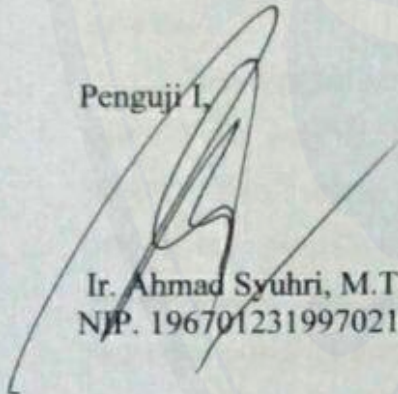
Pembimbing II,



Aris Zainul Muttaqin, S.T., M.T.
NIP. 196812071995121002

Penguji

Penguji I,



Ir. Ahmad Syuhri, M.T.
NIP. 196701231997021001

Penguji II,



Ir. FX. Kristianta, M. Eng.
NIP. 196501202001121001

**Mengesahkan
Dekan,**



Dr. Ir. Enlin Hidayah, M. U. M.
NIP. 196612151995032001

RINGKASAN

OPTIMASI *COEFFICIENT LIFT* (C_l) *SINGLE SLOTTED FLAP* DAN *DOUBLE SLOTTED FLAP* PADA PESAWAT N219 MENGGUNAKAN SIMULASI *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC*

Mirna Sari, 141910101006; 2017; 72 halaman; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Indonesia sebagai negara kepulauan memiliki salah satu alat transportasi yang efektif untuk digunakan yaitu pesawat terbang. Pesawat udara merupakan salah satu moda transportasi strategis keberadaannya untuk menghubungkan jalur lalu lintas antar pulau dan aktifitas perekonomian. Pesawat ringan dengan kapasitas dibawah seratus penumpang sangat sesuai untuk melayani alur penerbangan negara kepulauan. Penerbangan perintis adalah penerbangan dengan jalur yang menghubungkan daerah-daerah terpencil atau terisolasi. Pesawat N219 adalah salah satu tipe pesawat yang paling strategis untuk memenuhi kebutuhan penerbangan perintis.

Penerbangan pesawat N219 mengalami beberapa fase terbang. Fase terbang *take off* dan *landing* sangat diperhatikan untuk menentukan jarak maksimum pesawat N219 dapat melakukan fase tersebut. Nilai koefisien *lift* sangat berpengaruh terhadap kecepatan pesawat. Desain *airfoil* pada sayap pesawat mempengaruhi nilai koefisien *lift* yang dihasilkan sehingga perlu dilakukan penelitian mengenai desain *airfoil* dan penggunaan *flap* yang memiliki mekanisme lebih sederhana. Perubahan *airfoil double slotted flap* dapat dimodifikasi menjadi *airfoil single slotted flap* dengan variasi *gap – overlap* yang di telah ditentukan.

Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah simulasi *Computational Fluid Dynamic* dengan *software* Ansys. Penelitian ini berusaha untuk menyempurnakan berbagai kajian penelitian sebelumnya, yaitu mengoptimasi desain *flap* yang awalnya *double slotted flap* menjadi *single slotted flap*. *Double slotted flap* yang digunakan pesawat N219 masih tergolong mekanisme HLD yang lebih rumit dibandingkan *single slotted flap*. Penelitian ini bertujuan untuk

membandingkan hasil analisis 2D *double slotted flap* yang sudah ada divalidasikan dengan hasil WTT. Penelitian ini berupaya untuk memperoleh hasil optimasi *single slotted flap* dengan memvariasikan *gap* dan *overlap* pada *flap* untuk mencapai nilai C_l maksimal desain *double slotted flap*.

Nilai koefisien *lift* dipengaruhi oleh sudut serang sayap terhadap arah aliran udara. Koefisien *lift* meningkat seiring dengan bertambahnya sudut serang hingga mencapai titik maksimum dan selibuhnya pesawat akan mengalami penurunan *lift*. Variasi sudut serang pada simulasi *airfoil double slotted flap* yaitu 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18° memperoleh nilai koefisien *lift* maksimum 2.07 yang terjadi pada sudut serang 16° . Hasil ini tidak berbeda jauh dengan hasil pengujian *wind tunnel* yaitu selisih 0.06. Semakin kecil perbedaan yang dihasilkan akan menyatakan keabsahan simulasi yang digunakan. Variasi *gap* – *overlap* pada desain *airfoil single slotted flap* dapat menghasilkan nilai koefisien *lift* maksimum sebesar 2.288 pada *gap* 7 mm dan *overlap* 85 mm.

SUMMARY

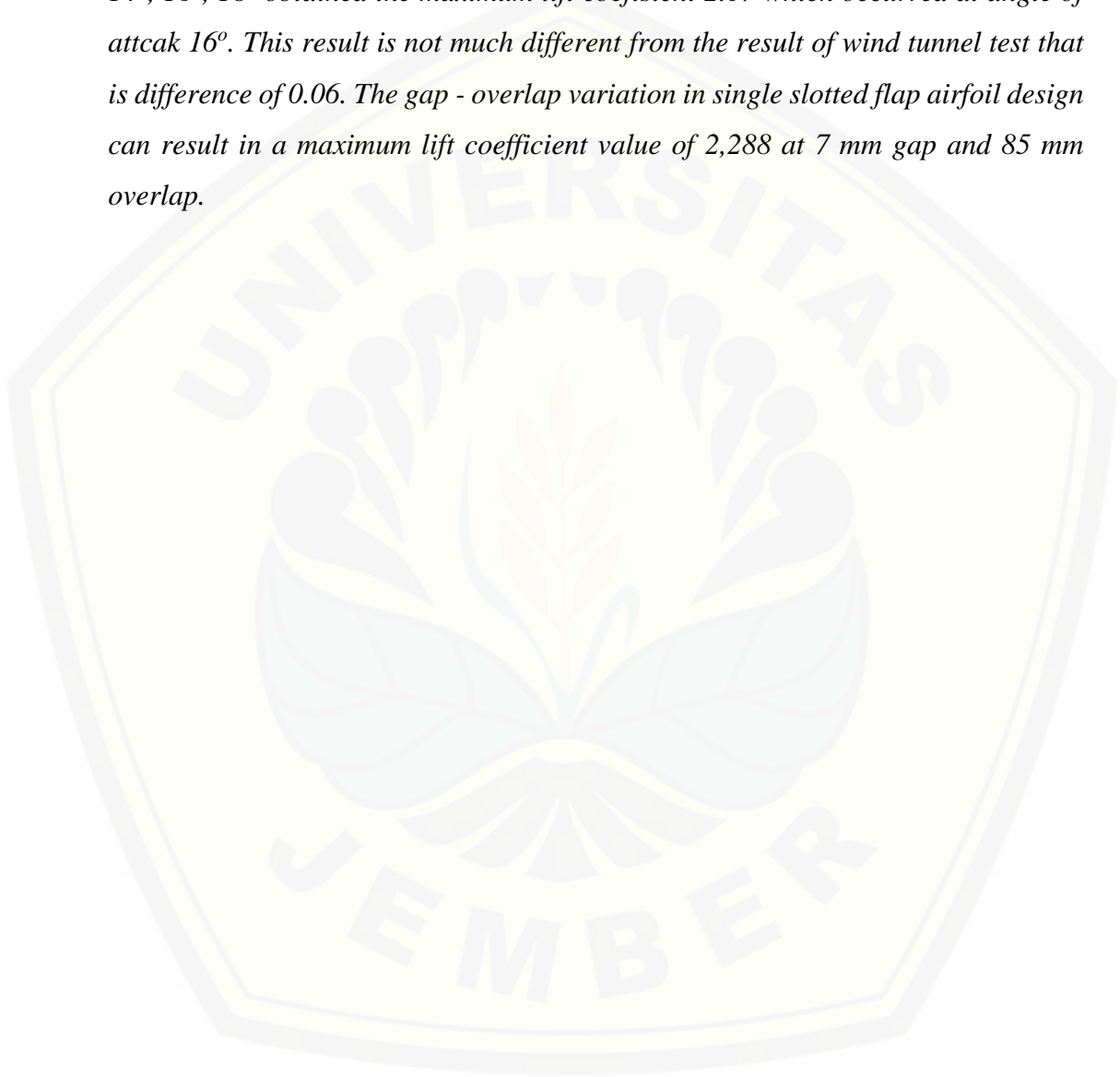
Optimization Coefficient Lift (C_l) Single Slotted Flap and Double Slotted Flap at N219 Aircraft Using Computational Fluid Dynamic Software; Mirna Sari, 141910101006; 2018; 72 pages; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Indonesia as a state of the archipelago has one of the most effective means of transportation for aircraft use. Aircraft is one of the strategic transportation modes of its existence to connect the inter-island traffic routes and economic activities. Light aircraft with a capacity under one hundred passengers are well suited to serve the aviation of the island nation. Pioneer flights are aviation with lanes connecting remote or isolated areas. N219 aircraft is one of the most strategic types of aircraft to meet the needs of pioneer aviation.

Flight of the N219 aircraft experienced several flying phases. Phase fly take off and landing is very important to determine the maximum distance N219. Lift coefficient greatly affects the aircraft speed. Airfoil design on the aircraft wing generate the lift coefficient, so that research needs to be done on the airfoil design and the use of flaps that have a simpler mechanism. A double slotted flap airfoil can be modified into a single slotted flap airfoil with a predetermined gap - overlap variation.

The method used in this research is Computational Fluid Dynamic simulation on Ansys software. This study attempts to refine the various studies of previous studies, namely optimizing the flap design that was originally double slotted flap into single slotted flap. Double slotted flap used in N219 aircraft still classified HLD mechanism that more complicated than single slotted flap. This study aims to compare 2D existing double slotted flap analysis results validated with WTT results. This study attempts to obtain the optimization results of single slotted flap by varying the gap and overlap in the flap to achieve the maximum C_l value of the double slotted flap design.

The lift coefficient is influenced by the angle of attack on the direction of air flow. The lift coefficient increases with increasing angle of attack until it reaches its maximum point and the rest of the plane will decrease the elevator. The variation angle of attack used in simulation of double slotted flap airfoil ie 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18° obtained the maximum lift coefisient 2.07 which occurred at angle of attcak 16° . This result is not much different from the result of wind tunnel test that is difference of 0.06. The gap - overlap variation in single slotted flap airfoil design can result in a maximum lift coefficient value of 2,288 at 7 mm gap and 85 mm overlap.



PRAKATA

Puji syukur ke hadirat Allah SWT, atas segala rahmat dan karunia-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Optimasi *Coefficient Lift (C_l) Single Slotted Flap* dan *Double Slotted Flap* pada Pesawat N219 menggunakan Simulasi *Computational Fluid Dynamic*”. Skripsi ini disusun untuk memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S1) pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Penyusunan skripsi ini tidak lepas dari bantuan berbagai pihak. Oleh karena itu, penulis menyampaikan terima kasih kepada :

1. Ibu Entin Hidayah M, UM., selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember;
2. Bapak Hari Arbiantara, S.T, M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember dan Dosen Pembimbing Akademik;
3. Bapak Hary Sutjahjono, S.T, M.T., selaku Ketua Program Studi S1 Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember;
4. Bapak Dr. Gaguk Jatisukanto, S.T., M.T. dan Bapak Aris Zainul Muttaqin, S.T., M.T selaku Dosen Pembimbing;
5. Bapak Junitu D. Tikupasang selaku Manajer Divisi Aerodinamik PT. Dirgantara Indonesia;
6. Bapak Gembong Djoni Putranto selaku Pembimbing Lapangan di PT. Dirgantara Indonesia;
7. Ayah, Ibu, Adik-adik, dan keluarga yang telah memberikan dukungan non – materiil dan materiil;
8. Civitas akademika Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember Teknik Mesin angkatan 2014 yang telah memberikan semangat.

Jember, Januari 2018

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	i
PERSEMBAHAN	ii
MOTO	iii
PERNYATAAN	iv
HALAMAN PEMBIMBINGAN	v
PENGESAHAN	vi
RINGKASAN	vii
SUMMARY	ix
PRAKATA	xi
DAFTAR ISI	xii
DAFTAR GAMBAR	xiv
BAB 1. PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	4
1.3 Batasan Masalah	4
1.4 Tujuan Penelitian	4
1.5 Manfaat Penelitian	5
1.6 Hipotesis	5
BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA	6
2.1 Aerodinamika Penerbangan	6
2.1.1 Gaya – Gaya pada Pesawat Terbang.....	7
2.1.2 Teori pada Pesawat Terbang	8
2.2 Desain Airfoil	9
2.2.1 Definisi Airfoil	9
2.3 HLD (High Lift Device)	10
2.3.1 Trailing Edge Device (Flap).....	12
2.4 Desain Gaya Angkat	18

2.4.1	Gaya Angkat dan Gaya Hambat pada <i>Airfoil</i>	18
2.4.2	Desain Koefisien Gaya Angkat (<i>Lift</i>).....	19
BAB 3.	METODE PENELITIAN	36
3.1	Metode Penelitian	36
3.2	Alat dan Bahan Penelitian	36
3.3	Prosedur Penelitian	36
3.4	Pelaksanaan Penelitian	37
3.4.1	Variable Penelitian	37
3.4.2	Pengambilan Data	40
3.4.3	Proses Pemodelan dan Simulasi.....	40
3.4.4	Pemilihan Parameter	41
3.5	Diagram Alir Penelitian	42
BAB 4.	HASIL DAN PEMBAHASAN	43
4.1	Hasil Simulasi dan Desain <i>Double Slotted Flap</i>	43
4.1.1	Validasi Simulasi dengan <i>Wind Tunnel Test</i>	43
4.1.2	Validasi Simulasi dengan Perhitungan.....	45
4.1.3	Hasil Perhitungan <i>Real</i> yang diperoleh <i>flight test</i>	46
4.2	Hasil Simulasi Desain <i>Single Slotted Flap</i>	47
4.3	Analisa Optimasi Desain <i>Single Slotted Flap</i>	50
4.3.1	Analisa pengaruh tekanan terhadap koefisien <i>lift</i>	50
4.3.2	Analisa pengaruh kecepatan terhadap koefisien <i>lift</i>	52
BAB 5.	KESIMPULAN DAN SARAN	54
5.1	Kesimpulan	54
5.2	Saran	54
DAFTAR PUSTAKA	55

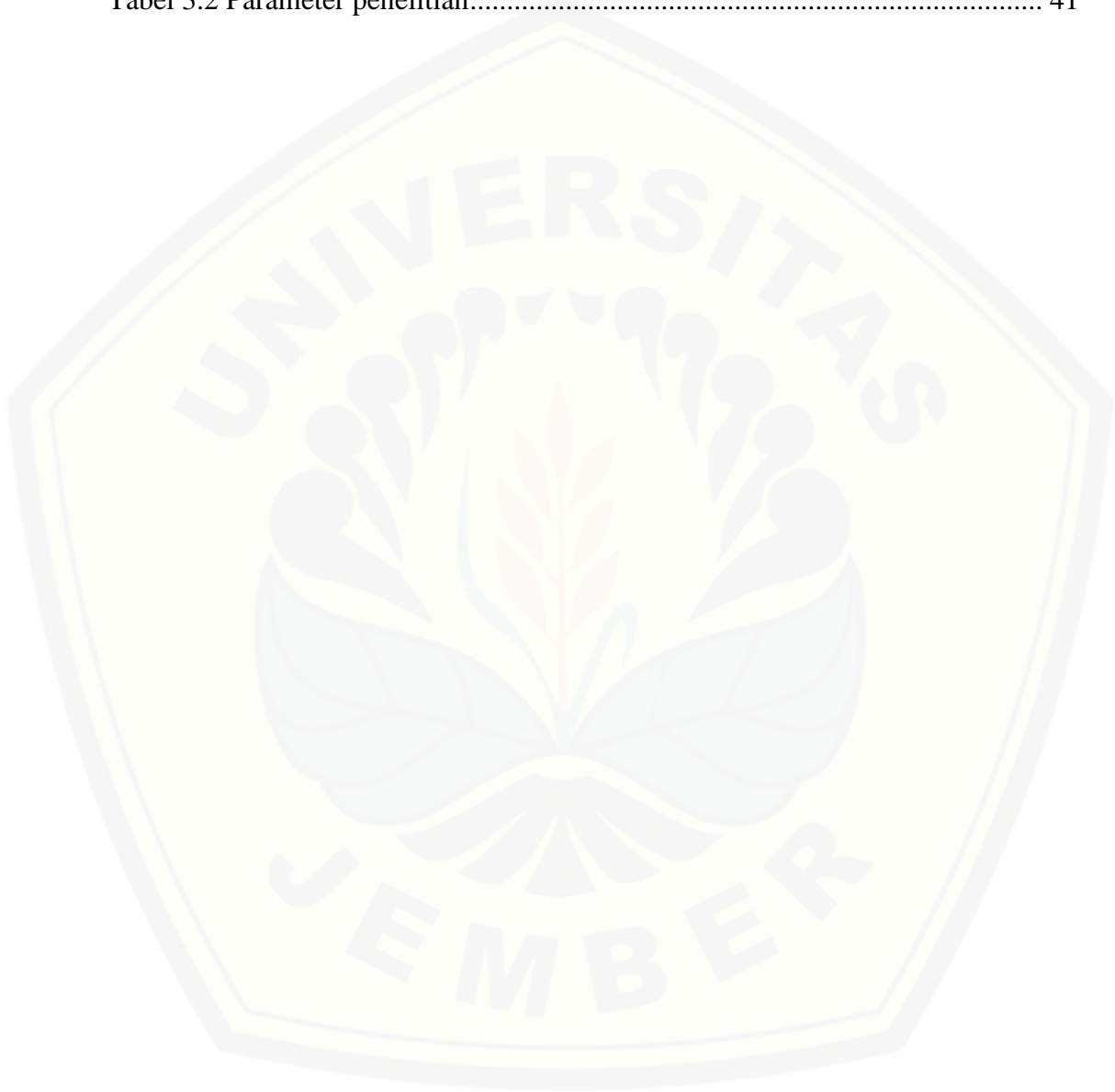
DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Gaya yang bekerja pada pesawat terbang	7
Gambar 2.2 Prinsip Bernoulli	8
Gambar 2.3 Geometri <i>airfoil</i>	10
Gambar 2.4 Kurva <i>lift</i> dengan dan tanpa HLD	12
Gambar 2.5 Perbandingan nilai C_l pada beberapa jenis <i>flap</i>	13
Gambar 2.6 <i>Plain flap</i>	14
Gambar 2.7 <i>Split flap</i>	15
Gambar 2.8 Penampang <i>single slotted flap</i>	15
Gambar 2.9 Mekanisme <i>fixed hinge single slotted flap</i>	16
Gambar 2.10 <i>Double slotted flap</i>	16
Gambar 2.11 Mekanisme <i>double slotted flap</i>	17
Gambar 2.12 <i>Fowler flap</i>	17
Gambar 2.13 Distribusi tekanan pada suatu <i>airfoil</i>	18
Gambar 2.14 Rangkaian <i>close section wind tunnel test</i>	20
Gambar 2.15 <i>Airfoil</i> simetris dan non simetris	21
Gambar 2.16 Tampilan <i>global mesh parameter</i>	23
Gambar 2.17 Tampilan <i>setting global mesh setup</i> bagian <i>prism</i>	24
Gambar 2.18 Tampilan <i>setting part mesh size</i>	25
Gambar 2.19 Tampilan <i>compute mesh</i>	25
Gambar 2.20 Tampilan <i>mesh quality</i>	26
Gambar 2.21 Tampilan <i>solver setup</i>	26
Gambar 2.22 Tampilan penempatan dan penamaan file hasil <i>mesh</i>	27
Gambar 2.23 Tampilan awal memasukkan <i>mesh</i> pada Fluent.....	28
Gambar 2.24 Tampilan penentuan general	28
Gambar 2.25 Tampilan penentuan model	29
Gambar 2.26 Tampilan penentuan material	30
Gambar 2.27 Tampilan penentuan <i>boundary condition</i>	30
Gambar 2.28 Tampilan penentuan <i>reference values</i>	31

Gambar 2.29 Tampilan <i>solution methods</i>	31
Gambar 2.30 Tampilan penentuan hasil yang diinginkan.....	32
Gambar 2.31 Tampilan <i>solution initialisation</i>	33
Gambar 2.32 Tampilan proses <i>running</i> dan konvergensi	33
Gambar 2.33 Tampilan proses konvergensi.....	34
Gambar 2.34 Distribusi gaya - gaya aerodinamik pada <i>airfoil</i>	34
Gambar 3.1 <i>Airfoil double slotted flap</i>	38
Gambar 3.2 <i>Airfoil single slotted flap</i>	38
Gambar 3.3 Desain <i>airfoil double slotted flap</i> dengan beberapa sudut serang.....	39
Gambar 3.4 Desain <i>airfoil</i> pesawat N219	41
Gambar 3.5 Diagram alir penelitian.....	42
Gambar 4.1 Tampilan hasil <i>mesh airfoil double slotted flap</i>	43
Gambar 4.2 Grafik C_l hasil simulasi <i>double slotted flap</i> dengan data hasil WTT	44
Gambar 4.3 Desain <i>single slotted flap</i> defleksi 10°	48
Gambar 4.4 Hasil optimasi desain <i>airfoil single slotted flap</i>	49
Gambar 4.5 Perbandingan kontur tekanan desain SSF	50
Gambar 4.6 Perbandingan kontur kecepatan desain SSF.....	52

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Variasi gap overlap desain airfoil single slotted flap..... 39
Tabel 3.2 Parameter penelitian..... 41



DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 4.1 data hasil <i>coefficient lift</i>	57
Lampiran 4.2 Perhitungan C_t dari hasil simulasi	58
Lampiran 4.3. Perhitungan luas penampang sayap pesawat N219	60
Lampiran 4.4. Desain pesawat N219	62
Lampiran 4.5. Lanjutan desain pesawat N219 tampak depan dan samping	63
Lampiran 4.6. Lanjutan desain pesawat N219 tampak atas	64
Lampiran 4.7. Tabel spesifikasi <i>wing geometry</i> dan <i>wing airfoil</i>	65
Lampiran 4.8. Desain sayap pesawat N219 (potongan A-A untuk <i>airfoil</i>) .	66
Lampiran 4.9. Desain <i>double slotted flap</i> dan <i>single slotted flap</i>	67

BAB 1. PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia dengan jumlah 17.504 pulau. Luas laut dua pertiga dari luas daratan, yaitu 1.275.719,12 km². Indonesia menduduki peringkat ke empat jumlah penduduk terbesar di dunia setelah China, India, dan Amerika Serikat yaitu berjumlah 255.461.686 jiwa (Statistik Penduduk, 2014). Data dari Departemen Perhubungan RI tahun 2017 menginformasikan peningkatan moda transportasi penumpang dan logistik antar pulau masih didominasi jalur laut yaitu 7,5% dari tahun sebelumnya (Kementerian Perhubungan, 2016). Kebijakan Nawa Cita Pemerintah Republik Indonesia pada prioritas ke tiga yang menyatakan bahwa membangun Indonesia dari pinggir dengan memperkuat daerah – daerah dan desa dalam kerangka negara kesatuan, akan membuka peluang semakin besar mobilisasi penumpang dan logistik dari berbagai penjuru tanah air (Lopulalan, 2014).

Pesawat udara merupakan salah satu moda transportasi strategis keberadaannya untuk menghubungkan jalur lalu lintas antar pulau dan aktifitas perekonomian. Pesawat ringan dengan kapasitas dibawah seratus penumpang sangat sesuai untuk melayani alur penerbangan negara kepulauan (Dewan Riset Nasional, 2016). Data jumlah penumpang pesawat udara keberangkatan dalam negeri tahun 2014-2015 meningkat 0,98% dari 71.626 menjadi 72.564 (Kementerian Perhubungan, 2016). Pemerintah memberikan subsidi penerbangan perintis (*pioneer flight*) (Keputusan Dirjen Perhubungan Udara Nomor KP 233, 2017). Undang - Undang Nomor 15 tahun 1992 Pasal 38 butir 1 menyebutkan bahwa penerbangan perintis adalah penerbangan dengan jalur yang menghubungkan daerah-daerah terpencil atau terisolasi.

PT. Dirgantara Indonesia merupakan perusahaan yang memproduksi pesawat terbang yang meliputi jenis militer dan sipil. Hasil produksi yang dikeluarkan yaitu pesawat penumpang, pesawat tanpa awak, dan helikopter. Proses produksi dari produk – produk tersebut melalui beberapa tahap antara lain: desain,

perakitan, serta tes uji terbang. Pesawat N219 adalah salah satu tipe pesawat yang paling strategis untuk memenuhi kebutuhan penerbangan perintis. Pesawat N219 dirancang untuk mengangkut 19 penumpang, dengan landasan pacu pendek, dapat melakukan *take off* dan *landing* pada landasan darurat (tidak beraspal), serta memiliki profil terbang yang menanjak dan menurun (*approach*). Pesawat N219 berdimensi panjang 15.702 mm, lebar 19.500 mm, tinggi 6.179 mm. Pesawat N219 dapat berfungsi sebagai pesawat komersial, angkut, atau patroli maritim TNI AL (Dokumen PT. Dirgantara Indonesia, 2014)

Karakteristik pesawat N219 merupakan hasil pengembangan dari pesawat CN-235 sangat ditentukan berdasarkan *Short Take Off and Landing* (STOL). Desain *airfoil* dan variasi tipe *flap* pesawat dengan gaya angkat maksimum atau *High Lift Device* (HLD) akan menentukan nilai STOL. Fase terbang pesawat yang paling ekstrim yaitu pada saat lepas landas dan mendarat. Performa desain yang diharapkan pada Pesawat N219 adalah memiliki gaya angkat (*lift*) maksimum pada saat kecepatan rendah (Syamsuar, 2015). Kelengkungan (*camber*) perlu ditambahkan pada *airfoil* untuk memperoleh gaya angkat maksimum (HLD). Sistem mekanik pada desain HLD harus sederhana, untuk mengurangi berat dan menekan biaya produksi. Sistem HLD yang lebih rumit menyebabkan harga pesawat menjadi mahal (Raymer, 1992).

Medica, (2009), melakukan analisis HLD dan prediksi koefisien *lift* maksimum untuk mendapatkan *span flap* pada pesawat N219. Metode yang digunakan adalah metode simulasi menggunakan *software* Catia dan Fluent. *Software* CATIA digunakan untuk pemodelan *airfoil*, sedangkan *software* Fluent digunakan untuk mensimulasikan *airfoil* pesawat N219. Hasil simulasi tersebut divalidasi dengan data hasil WTT (*Wind Tunnel Test*), sehingga apabila hasil simulasi tersebut mendekati hasil WTT, dapat dikatakan bahwa simulasi yang dilakukan merupakan data yang valid dan sah.

Iqbal (2009) melakukan penelitian yang mengacu pada penelitian sebelumnya, yaitu menganalisa tentang optimasi *gap-overlap* pada *airfoil* pesawat N219 dengan *double slotted flap* menggunakan program MSES. Optimasi C_l dari multi elemen *airfoil* pesawat N219 dengan cara pengaturan *gap* dan *overlap* dari

HLD yang digunakan. Hasil yang C_l yang diperoleh dibandingkan dengan referensi semi empiris, yang menyatakan bahwa kenaikan C_l untuk konfigurasi *double slotted flap* dapat mencapai 1.95. Perbedaan terletak pada *software* yang digunakan untuk analisis sayap 2D *airfoil* pesawat N219.

Sukoco, (2015), melakukan penelitian tentang upaya peningkatan gaya angkat pada *airfoil* dengan menggunakan *vortex generator*. Metode yang dilakukan adalah metode eksperimen dengan meningkatkan *camber* 12%-13% *chord* dilakukan pada WTT. Hasil penelitian yang diperoleh bahwa *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* mempunyai *lift* dan *drag* yang lebih besar dibandingkan dengan *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator*. Peningkatan nilai *lift airfoil* yang menggunakan *vortex generator* yaitu 3.918 pada sudut serang 10° dengan kecepatan 25 m/s.

Metode CFD (*Computational Fluid Dynamic*) merupakan metode simulasi numerik yang memiliki kelebihan dibandingkan dengan metode eksperimen yaitu lebih menghemat waktu dan biaya penelitian. Metode simulasi dengan memvariasikan *airfoil* secara bebas tanpa perlu pembuatan sampel. Peningkatan HLD dapat dilakukan dengan memvariasikan *gap-overlap* dengan metode simulasi pada desain *airfoil* (Iqbal, 2009). Hasil simulasi harus dibandingkan dengan hasil WTT untuk mengetahui yang lebih mendekati hasil sebenarnya.

Berdasarkan kajian penelitian sebelumnya, dapat diperoleh dari berbagai data pendukung sistem aerodinamika *airfoil* untuk memperbaiki performa pesawat N219. Penelitian ini berusaha untuk menyempurnakan berbagai kajian penelitian sebelumnya, yaitu mengoptimasi desain *flap* yang awalnya *double slotted flap* menjadi *single slotted flap*. *Double slotted flap* yang digunakan pesawat N219 masih tergolong mekanisme HLD yang lebih rumit dibandingkan *single slotted flap*. Penelitian ini bertujuan untuk membandingkan hasil analisis 2D *double slotted flap* yang sudah ada divalidasikan dengan hasil WTT. Penelitian ini berupaya untuk memperoleh hasil optimasi *single slotted flap* dengan memvariasikan *gap* dan *overlap* pada *flap* untuk mencapai nilai C_l maksimal desain *double slotted flap*.

1.2 Rumusan Masalah

Perumusan masalah dalam penelitian ini sebagai berikut :

1. Bagaimana hasil perbandingan antara desain *airfoil 2D double slotted flap* dengan hasil WTT ?
2. Bagaimana hasil perbandingan antara C_l *single slotted flap* dengan C_l *double slotted flap* ?
3. Apakah nilai C_l *single slotted flap* lebih besar daripada *double slotted flap* ?

1.3 Batasan Masalah

Penentuan batasan masalah bertujuan agar penelitian dapat mencapai hasil yang telah ditetapkan. Batasan masalah penelitian ini antara lain :

1. Objek penelitian adalah Pesawat N219 Buatan PT Dirgantara Indonesia.
2. Tinjauan penelitian pada optimasi C_l desain *flap* pesawat N219
3. Nilai C_l disimulasikan dengan menggunakan simulasi komputasi ANSYS 17.0 (ICEM dan Fluent)
4. Desain *single slotted flap* dirancang oleh PT. Dirgantara Indonesia.
5. Analisis performa pesawat N219 pada kondisi *take off flap* 10° .
6. *Meshing* yang digunakan adalah *meshing unstructure*.

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian ini secara perinci adalah sebagai berikut :

1. Untuk mencari nilai C_l dari desain *double slotted flap* dengan variasi sudut serang.
2. Untuk mencari nilai C_l dari desain *single slotted flap* pada sudut serang 16° .
3. Untuk mengetahui nilai C_l maksimal *single slotted flap* dibandingkan dengan *double slotted flap*.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang dapat diambil dari penelitian ini antara lain :

1. Memberikan solusi penyelesaian masalah HLD pesawat N219.
2. Memperbaiki karakteristik desain pesawat N219.
3. Turut mengembangkan penelitian dibidang kedirgantaraan di Indonesia.
4. Agar dapat menjadi masukan untuk PT. Dirgantara Indonesia tentang penggunaan *flap* pada pesawat N219.

1.6 Hipotesis

Hipotesis yang dapat diambil dari penelitian ini adalah penambahan *single slotted flap* dan *double slotted flap* akan meningkatkan koefisien *lift* (C_l). Mekanisme gerakan *single slotted flap* lebih sederhana dibandingkan dengan *double slotted flap*, sehingga diharapkan desain sayap pesawat N219 hanya menggunakan desain *single slotted flap*.

BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Aerodinamika Penerbangan

Aerodinamika merupakan disiplin ilmu teknik penerbangan yang mempelajari, meneliti, dan mengembangkan karakteristik gerakan aliran udara disekitar permukaan benda dengan bentuk tertentu untuk mengetahui distribusi tekanan udara disekitar permukaan benda tersebut serta menetapkan besarnya gaya dan momen yang dibangkitkan (Bona, 2013). Gaya – gaya aerodinamik terjadi pada setiap benda yang bergerak di udara. Gaya – gaya aerodinamik tersebut meliputi gaya yang bekerja tegak lurus terhadap aliran udara dan gaya yang sejajar dengan arah aliran udara (Sukoco, 2015). Pesawat terbang untuk dapat terbang memerlukan gaya yang mampu menolak gaya gravitasi bumi, sehingga pesawat dapat mempertahankan posisinya di udara (Lubis, 2012).

Menurut jenis penerapannya aerodinamika dapat dibagi menjadi 2 yaitu :

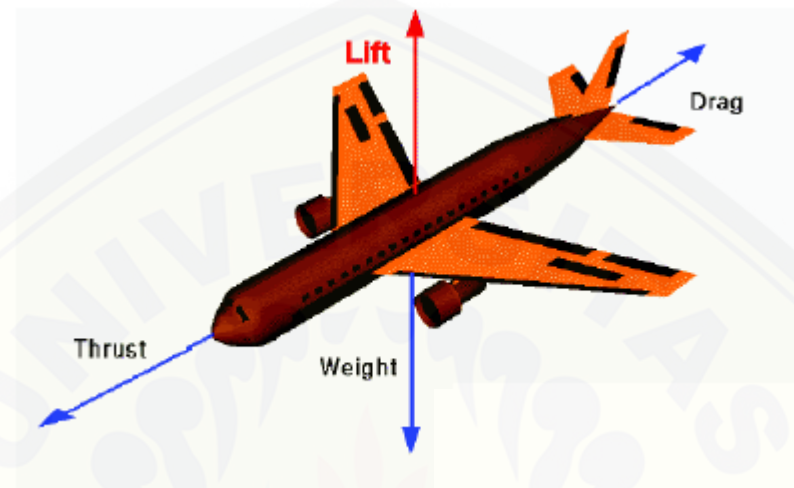
- a. Aerodinamika Pesawat Terbang (*Aircraft Aerodynamics*)
Penerapan aerodinamika pada pengembangan pesawat udara, termasuk pesawat antariksa yang memiliki lintas orbit pada lapisan atas atmosfer.
- b. Aerodinamika Industrial (*Industrial Aerodynamics*)
Penerapan aerodinamika pada pengembangan industri bukan pesawat terbang, tetapi pada penerapan wahana yang berada di darat dan laut, sistem pembangkit energi, aeronomi dan lain sebagainya.

Menurut pengkajian aerodinamika, dibedakan menjadi 2 antara lain :

- a. Aerodinamika eksperimental
Pengkajian yang dilakukan melalui model pengujian dalam laboratorium terowongan angin (*wind tunnel*)
- b. Aerodinamika komputasional
Pengkajian yang dilakukan melalui simulasi komputasional dengan model matematika yang menggambarkan gejala aerodinamik yang dikaji.

2.1.1 Gaya – Gaya pada Pesawat Terbang

Beberapa gaya yang terdapat dalam ilmu aerodinamika yaitu gaya angkat (*lift*), gaya dorong (*thrust*), gaya berat (*weight*), dan gaya hambat (*drag*) (Lubis, 2012). Gaya yang bekerja pada pesawat terbang dapat dilihat pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Gaya yang bekerja pada pesawat terbang (Lubis, 2012)

a. Gaya Angkat

Menurut FAA (2001), bahwa gaya angkat adalah gaya pesawat terbang yang memiliki arah gaya tegak lurus dengan *relative wind*. *Relative wind* yaitu arah aliran udara yang melintasi permukaan *airfoil* pesawat. Gaya ini berkerja sejajar dengan *center of pressure* (C_P) atau dapat disebut juga *center of lift*. Gaya angkat dipengaruhi oleh kecepatan, massa jenis udara, bentuk dan ukuran *airfoil*.

b. Gaya Dorong

Gaya dorong adalah gaya dengan arah kedepan pada pesawat yang dihasilkan oleh adanya baling - baling atau rotor. Gaya dorong pesawat ini berlawanan dengan gaya hambat, sejajar dengan sumbu longitudinal (FAA, 2012). Ketika gaya dorong pesawat lebih besar daripada gaya gravitasi, maka pesawat akan menukik ke bawah (Crane, 1994).

c. Gaya Berat

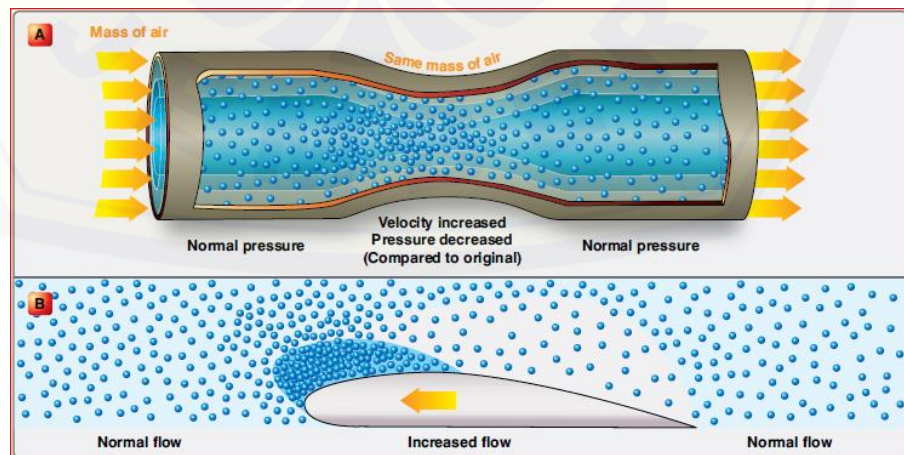
Menurut FAA (2012), gaya berat adalah beban yang berasal dari pesawat terbang yang dipengaruhi oleh gaya gravitasi. Gaya berat pesawat berperan sebagai pusat gravitasi (*center of gravity*), sehingga arah gaya berat bekerja pada sumbu vertikal (Crane, 1994).

d. Gaya Hambat

Gaya hambat adalah gaya yang sejajar dengan *relative wind* (Sukoco, 2015). Pesawat terbang memerlukan gaya hambat untuk pengereman pada saat *landing*. Komponen yang dapat membantu pengereman pesawat antara lain, sayap, badan pesawat, dan bagian – bagian pesawat lainnya yang menonjol (FAA, 2012).

2.1.2 Teori pada Pesawat Terbang

Gaya angkat pesawat diperoleh pergerakan relatif antara *airfoil* dan udara. Prinsip Bernoulli bahwa apabila energi total diudara yang mengalir diatas *airfoil* tetap konstan, maka setiap kenaikan kecepatannya akan mengakibatkan penurunan tekanan yang sesuai (Crane, 1994). Begitu sebaliknya, tekanan permukaan atas maupun bawah akan berbanding terbalik dengan kecepatan udara yang berada di permukaan atas dan bawah. Prinsip Bernoulli dapat digambarkan seperti Gambar 2.2.



Gambar 2.2 Prinsip Bernoulli (FAA, 2012)

Udara yang mengalir melewati permukaan atas *airfoil* akan mengalami kecepatan yang lebih tinggi untuk mencapai *trailing edge*, sedangkan kecepatan udara yang mengalir melewati permukaan bawah *airfoil* akan lebih lambat. Hal ini dapat terjadi karena lintasan yang dilalui udara di permukaan atas *airfoil* lebih panjang sehingga untuk mencapai pada titik *trailing edge* dalam waktu yang sama membutuhkan kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan kecepatan pada bagian permukaan bawah *airfoil*.

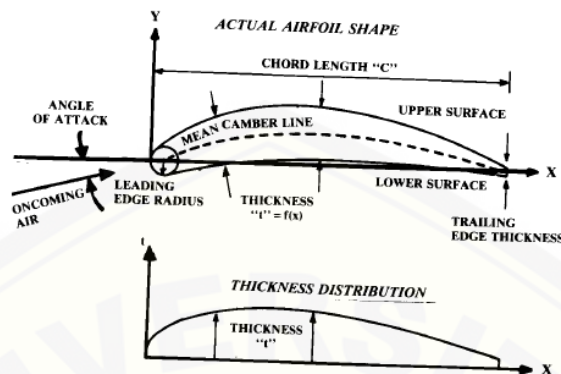
Menurut Raymer (1992), persamaan Bernoulli adalah penjumlahan tekanan (statis dan dinamis) selama aliran dalam kecepatan subsonik sama dengan konstan. Apabila kecepatan udara meningkat, namun tekanan statis menurun. Hal ini akan sama dengan penurunan kecepatan untuk meningkatkan tekanan statis. Gaya angkat pesawat terbang diperoleh dari perbedaan tekanan udara yang ada dipermukaan atas dan bawah pada sayap pesawat terbang. Adanya tekanan yang lebih besar dari permukaan bawah sayap, mengakibatkan pesawat terbang memiliki gaya angkat (*lift*). Selain hal tersebut, sudut serang pesawat juga mempengaruhi akan *lift* yang akan dihasilkan.

2.2 Desain Airfoil

2.2.1 Definisi Airfoil

Airfoil adalah suatu bentuk profil yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*) lebih besar dibandingkan dengan gaya hambat (*drag*) ketika geometri tersebut ditempatkan pada suatu aliran fluida (Lubis, 2012). *Airfoil* merupakan jantung dari pesawat terbang, dimana struktur yang banyak memiliki pengaruh. *Airfoil* berpengaruh pada kecepatan *cruise* (jelajah), jarak *take off* dan *landing*, kecepatan *stall* dan efisiensi aerodinamik pada semua fase penerbangan (Raymer, 1992:33). Penampang *airfoil* ketika melewati aliran fluida maka akan terjadi perbedaan kecepatan pada permukaan atas dan bawah sayap pesawat. Perbedaan tersebut akan menimbulkan perbedaan tekanan permukaan dibagian atas dan bawah sayap pesawat (Sukoco, 2015). Bagian – bagian *airfoil* dapat dilihat pada Gambar 2.3. Bagian depan *airfoil* didefinisikan sebagai *leading edge*, sedangkan ujung belakang

airfoil disebut *trailing edge*. *Chord* adalah garis lurus yang menghubungkan antara ujung *leading edge* dan *trailing edge* (Raymer, 1992).



Gambar 2.3 Geometri *airfoil* (Raymer, 1992)

Karakteristik *airfoil* dipengaruhi oleh *camber*, garis lengkung yang berada diantara bagian atas dan bawah. Maksimum *camber* pada *airfoil* kecepatan rendah yaitu 4% dari panjang *chord* yang terletak di belakang *leading edge* 40% dari panjang *chord*. Ketebalan maksimum berkisar 12% dari panjang *chord* dan terletak di belakang *leading edge* 30% dari panjang *chord* (Crane, 1994).

Airfoil dapat menghasilkan *lift* dengan adanya perubahan kecepatan udara yang melewati permukaan atas maupun bawah. Sudut serang pesawat dan *camber* yang menyebabkan udara yang mengalir melalui atas permukaan menjadi lebih cepat dibandingkan dengan udara yang melalui permukaan bawah sayap. *Airfoil* yang dilengkapi dengan *camber* akan menghasilkan *lift*, bahkan ketika sudut serang 0° pun *airfoil* tetap dapat menghasilkan *lift* (Raymer, 1992).

2.3 HLD (*High Lift Device*)

HLD merupakan suatu komponen atau mekanisme yang terdapat pada sayap pesawat terbang guna untuk meningkatkan jumlah gaya angkat (*lift*). Komponen tersebut dapat berupa komponen tetap maupun komponen yang dapat bergerak ketika diperlukan saja. Ukuran dan banyaknya jumlah *lift* pada sayap tetap (*fixed wing*) yang diinginkan memiliki persyaratan khusus untuk memenuhi nilai tersebut,

misalnya sayap pesawat yang lebih besar akan memberikan *lift* yang besar namun mengakibatkan jarak dan kecepatan pesawat menjadi lebih rendah. Kegunaan HLD biasanya diperlukan penerbang ketika *take-off* dan *landing* lebih pendek.

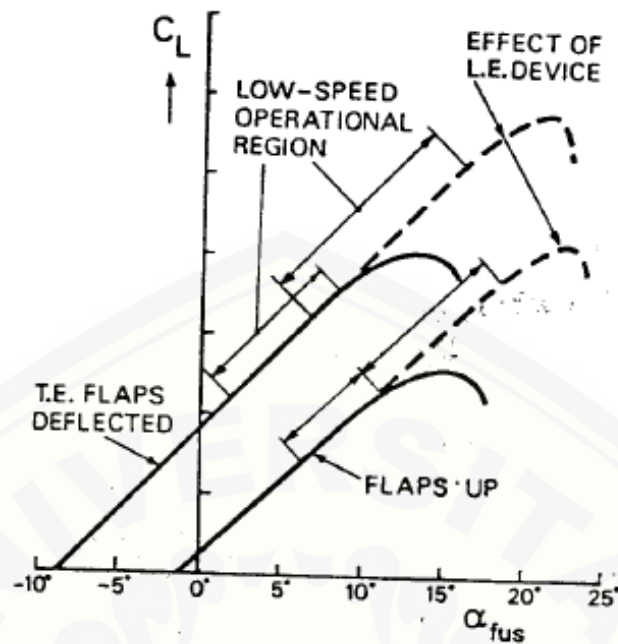
HLD dirancang untuk memperluas permukaan sayap pesawat terbang dengan sedikit mengubah bentuk lengkung (*camber*) ketika *take off* maupun *landing* (Prisacariu dkk., 2014). Metode yang digunakan untuk koefisien *lift* adalah dengan meningkatkan permukaan sayap kearah depan maupun belakang serta jenis *airfoil* yang digunakan. *Camber* dapat ditingkatkan dengan cara menambah struktur sayap dibagian depan (*leading edge*) yang sering disebut *slat* maupun pada bagian belakang (*trailing edge*) yang biasa disebut *flap*. Beberapa struktur pesawat yang digunakan sebagai HLD antara lain *flap*, *slats* dan *slots*, *boundary layer control* dan *blown flaps*, *trailing edge root extensions*. Penelitian ini difokuskan pada HLD pada struktur *flap*.

HLD dibutuhkan untuk memperoleh kecepatan pesawat dimana kecepatan tersebut tidak bis dicapai ketika kondisi *take off*, *approach*, dan *landing*. HLD merupakan faktor penting dalam pengoperasian karakteristik pesawat serta berpengaruh pada nilai ekonomi pesawat pada suatu perusahaan (Torenbeek, 1976:252). Hampir semua pesawat memerlukan HLD untuk keperluan *take off* maupun *landing*, sehingga HLD sangat berperan selain segi ekonomi (struktur), juga ekonomi pada bahan bakar dan performa pesawat.

Menurut Torenbeek (1976) variasi pembuatan HLD dapat dilakukan dengan cara sebagai berikut :

- a. Meningkatkan *camber* pada *airfoil*
- b. Mengatur *boundary layer* yang dapat menghasilkan distribusi tekanan yang lebih luas
- c. Meningkatkan efektifitas luasan permukaan sayap dengan mendefleksikan *flap*

Berikut adalah perbedaan hasil variasi sudut serang yang besar pada kondisi kecepatan pesawat yang rendah:

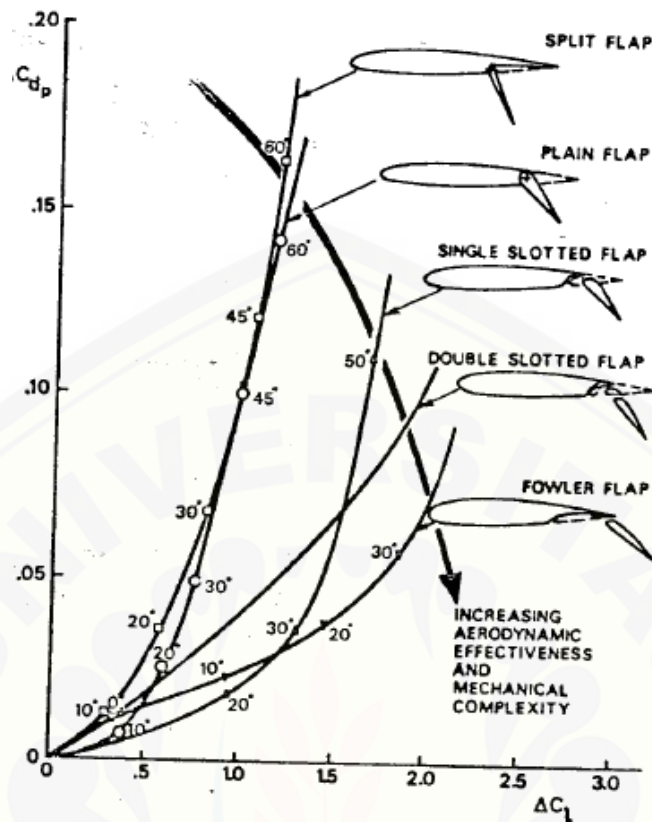


Gambar 2.4 Kurva *lift* dengan dan tanpa HLD (Torenbeek, 1976)

Kurva pada Gambar 2.4 mengilustrasikan hubungan antara sudut serang (α) dengan C_L . Sudut serang yang dilakukan bodi pesawat ($\alpha_{fuselage}$) ketika *flap* terdefleksi, *flap up*, dan pengaruh *leading edge device* (*slats*). Perubahan sudut serang dapat digunakan ketika pesawat lepas landas, *approach* maupun mendarat. Semakin meningkat sudut serang, nilai C_L juga akan meningkat hingga pada sudut serang maksimal, setelah mencapai titik maksimal, maka terjadi *stall* (Torenbeek, 1976).

2.3.1 *Trailing Edge Device* (*Flap*)

Flap merupakan salah satu struktur pada sayap pesawat terbang yang digunakan untuk memodifikasi *lift*. Beberapa penempatan *flap* terletak pada bagian *trailing edge*, sayap bagian dalam dari *aileron*. Namun beberapa juga *flap* yang ditempatkan dibagian *leading edge* (Crane, 1994).

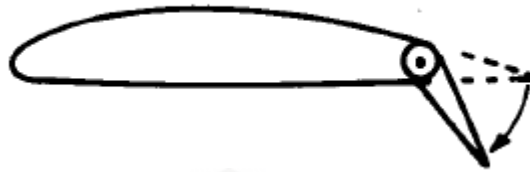


Gambar 2.5 Perbandingan nilai C_l pada beberapa jenis *flap* (Torenbeek, 1976)

Beberapa jenis *flap* diuraikan menjadi sebagai berikut:

a. *Plain Flap*

Plain flap adalah jenis *flap* yang paling sederhana, dapat dilihat pada Gambar 2.6. *Flap* ini memiliki engsel di bagian *trailing edge* pada bagian dalam *aileron*. *Flap* ini dapat meningkatkan *camber*. Pemberian defleksi pada *plain flap* ini akan meningkatkan nilai koefisien *lift* maksimal (C_l) dan menghasilkan *drag* yang besar (Crane, 1994:274). Karakteristik ini biasanya dimanfaatkan untuk pesawat dalam kondisi pengereman, selain dapat membantu kerja *spoiler*, adanya *drag* yang besar ini akan mempengaruhi pesawat pada proses mendarat.



Gambar 2.6 *Plain flap* (Raymer, 1992)

Menurut Raymer (1992:276) beberapa *airfoil* yang menggunakan *plain flap*, C_l terjadi ketika *flap* didefleksikan 40° - 45° . Peningkatan nilai C_l ini dapat mencapai *chord* 30% lebih panjang dari *chord* ketika defleksi 0° . Penggunaan *flap* ini biasanya digunakan untuk pesawat-pesawat kecil yang tidak memerlukan mekanisme *control stability* yang rumit. *Plain flap* ini sering digunakan pada pesawat tempur, salah satunya adalah Douglas A4D-2N (Roskam, 1986:232). Pesawat ini dilengkapi dengan *slat* atau *leading edge flap*.

Performa terbaik pada *flap* ini terjadi ketika mendapat defleksi sebesar 10° hingga 15° . Hal ini terjadi dikarenakan aliran separasi terjadi lebih cepat, sehingga nilai *drag* yang dihasilkan akan meningkat hingga hampir menyamai *split flap* (Torenbeek, 1976:255). Aliran separasi merupakan aliran batas pemisah antara *boundary layer* dengan aliran bebas dengan kecepatan rendah.

b. *Split Flap*

Split flap terbentuk seperti piringan plat yang dapat didefleksikan dari bawah permukaan sayap pesawat terbang. Penurunan *split flap* dapat meningkatkan nilai C_l sedikit lebih tinggi daripada *plain flap*. Meskipun lebih tinggi, namun dapat menghasilkan aliran turbulen sehingga *drag* meningkat lebih besar dari pada *plain flap*. Beberapa pesawat terbang menggunakan *chord split flap* yang relatif pendek, sehingga ketika didefleksikan tidak begitu memanjangkan *trailing edge* (Crane, 1994:275). Ketika *flap* didefleksikan penuh maka *flap* ini berfungsi sebagai *spoiler*, hal ini yang menyebabkan *drag* meningkat lebih besar. Kondisi ini dapat dilihat pada Gambar 2.7.



Gambar 2.7 *Split flap* (Raymer, 1992)

Umumnya *split flap* dalam meningkatkan nilai C_l tidak jauh berbeda dengan *plain flap*. Namun, *split flap* menghasilkan *drag* lebih besar dan tidak mengubah nilai momen, dimana momen ini sangat berpengaruh pada desain pesawat terbang. Saat ini, *split flap* sudah jarang digunakan, tidak seperti ketika Perang Dunia II. Pesawat yang menggunakan jenis *flap* ini yaitu pesawat Douglas DC-1 (Raymer, 1992).

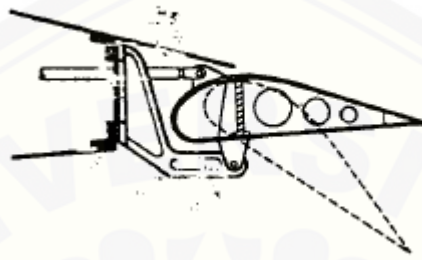
c. *Slotted Flap*

Slotted flap (*single slotted flap*) adalah *flap* yang hampir sama dengan *plain flap*, hanya berbeda terdapat *slot* diantara *leading edge* dari *flap* dan permukaan dalam dari *flap*. Udara bertekanan tinggi yang berasal dari permukaan bawah sayap mengalir melalui celah atau *slot*, sehingga kecepatan aliran udara dibagian permukaan atas *flap* semakin meningkat (Crane, 1994). Adanya *slot* antara sayap dan *flap* mengakibatkan menunda adanya aliran separasi. *Slotted flap* ini meningkatkan *lift* dan menurunkan *drag* (Raymer, 1992:276).



Gambar 2.8 Penampang *single slotted flap* (Raymer, 1992)

Single slotted flap memiliki mekanisme kerja yang sederhana sama dengan *fowler flap* dapat dilihat pada Gambar 2.9. Desain *single slotted* ini hanya memiliki 2 sambungan engsel. Pemanjangan *flap* menyebabkan *chord* menjadi lebih panjang pula. *Single slotted flap* akan kehilangan efektivitas gaya angkat (*lift*) apabila *flap* didefleksikan lebih dari 40° (Torenbeek, 1972).



Gambar 2.9 Mekanisme *fixed hinge single slotted flap* (Torenbeek, 1972)

Jenis *slotted flap* yang lain yaitu *Double Slotted Flap*, mekanismenya dapat dilihat pada Gambar 2.10. *Double slotted flap* ini ketika didefleksikan dengan sudut yang besar, maka tidak menghasilkan aliran separasi secara cepat, karena adanya *vane* yang berada diantara sayap dan *flap* (Torenbeek, 1976:255). *Vane* berfungsi sebagai penghambat adanya aliran separasi.



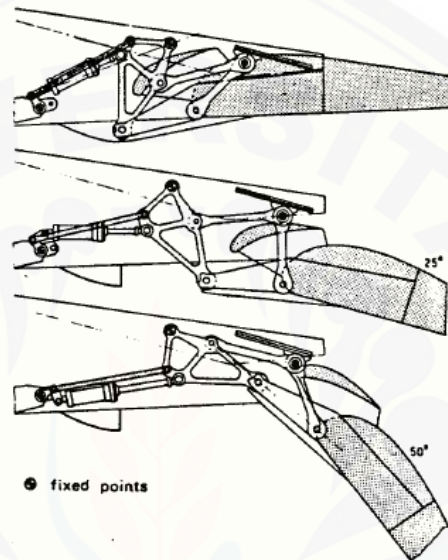
Gambar 2.10 *Double slotted flap* (Raymer, 1992)

Menurut Torenbeek (1976) ada beberapa keunggulan mekanik dari *double slotted flap* antara lain :

- 1) *Flap* dengan engsel tetap dan *vane* tetap cenderung pada pesawat kecil karena memiliki struktur yang simpel dan sederhana. Ketetapan *flap* dan

vane tersebut mengakibatkan meningkatnya *drag* ketika kondisi pesawat *take off*.

- 2) *Double slotted flap* memiliki mekanisme 4 batang, dengan sambungan engsel lebih banyak daripada sambungan yang terdapat pada *single slotted flap* dapat dilihat pada Gambar 2.11. Selama *double slotted flap* terdefleksi penuh, maka gaya aerodinamik yang diperoleh adalah maksimum.



Gambar 2.11 Mekanisme *double slotted flap* (Torenbeek, 1972)

- 3) *Double slotted flap* apabila diatur secara independen, akan menghasilkan defleksi yang maksimum hingga 70 derajat. Sistem yang agak rumit ini biasa digunakan oleh pesawat STOL.

- d. *Fowler Flap*



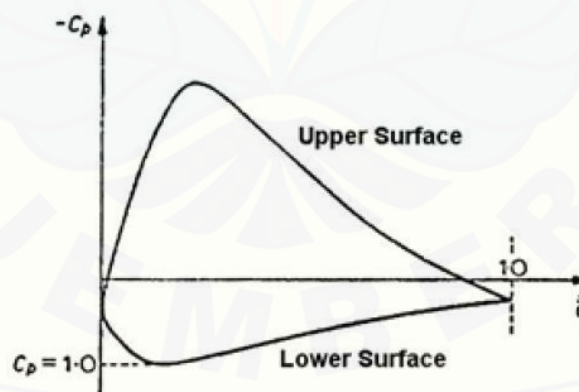
Gambar 2.12 *Fawler flap* (Raymer, 1992)

Fowler flap hampir sama dengan *slotted flap*, namun *flap* meluncur disepanjang jalur bagian belakang sayap untuk meningkatkan *chord* sayap ketika didefleksikan. *Fowler flap* dapat menghasilkan peningkatan *lift* yang lebih besar dengan sedikit perubahan pada *drag*, dibandingkan dengan jenis *flap* yang lainnya (Crane, 1994).

2.4 Desain Gaya Angkat

2.4.1 Gaya Angkat dan Gaya Hambat pada *Airfoil*

Suatu *airfoil* dapat menghasilkan gaya angkat disebabkan oleh perubahan kecepatan pada udara yang melewati permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil*. Sudut serang atau adanya *camber* pada *airfoil* mengakibatkan udara yang melewati permukaan atas *airfoil* mengalir lebih cepat dibandingkan kan udara yang mengalir pada bagian bawah *airfoil*. Peristiwa ini dinyatakan oleh prinsip Bernoulli, yaitu kecepatan yang tinggi pada bagian atas *airfoil* menghasilkan tekanan yang rendah, begitu juga sebaliknya pada bagian bawah *airfoil*. Perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas pada *airfoil* menghasilkan gaya angkat (Raymer, 1992).



Gambar 2.13 Distribusi tekanan pada suatu *airfoil* (Hadi dan Danardono, 2009)

Distribusi tekanan digunakan untuk menentukan gaya angkat, gaya momen, bentuk gaya hambat dan posisi pusat tekanan (*center of pressure*). Tekanan dapat dinyatakan dengan koefisien tekanan (C_p). Koefisien tekanan adalah selisih antara

pengukuran tekanan aliran lokal dengan tekanan aliran bebas dibagi dengan tekanan dinamis (Hadi dan Danardono, 2009). Gambar 2.13 mengilustrasikan bahwa nilai C_p negatif terletak di atas sumbu horizontal. Luas area pada kurva tertutup menyatakan nilai koefisien *lift* (C_l), dimana x adalah jarak dari *leading edge* paralel terhadap *chord* dan c adalah panjang *chord*.

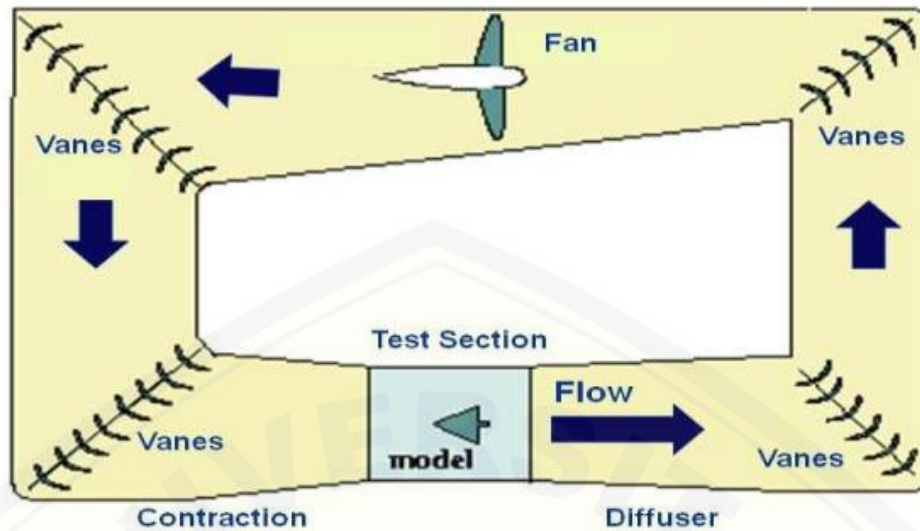
2.4.2 Desain Koefisien Gaya Angkat (*Lift*)

Seorang desainer dalam merancang konsep desain harus memperhatikan pemilihan *airfoil* yang sesuai dengan karakteristik yang diinginkan. Pemilihan *airfoil* yang sesuai adalah desain memiliki perbandingan *lift* dan *drag* (L/D) yang ideal. Desain koefisien *lift* pada pesawat terbang bertujuan untuk memperoleh gaya aerodinamik yang efisien dan maksimum. Koefisien *lift* (C_L) sayap pesawat diasumsikan sama dengan koefisien *lift airfoil* (C_l). Gaya angkat ketika pesawat sedang terbang maka, berat pesawat sama dengan gaya *lift*.

a. Penentuan koefisien *lift* secara eksperimental (*Wind Tunnel Test*)

Wind tunnel merupakan alat yang digunakan dalam penelitian aerodinamika untuk mempelajari karakteristik aliran udara. *Wind tunnel* digunakan untuk mensimulasikan keadaan sebenarnya pada suatu benda yang berada dalam pengaruh gaya – gaya aerodinamika, untuk menganalisa kinerja mekanika terbang dari suatu benda terbang. *Wind tunnel* juga sering digunakan dalam pengujian berbagai kondisi benda dalam aliran udara seperti konstruksi gedung pencakar langit, lingkungan perkotaan dan lain – lain.

Mekanisme *wind tunnel* rangkaian tertutup seperti pada gambar diatas, motor penggerak menghasilkan energi mekanik dalam bentuk putaran poros. *Fan* terhubung dengan poros motor penggerak, dan ketika poros penggerak berputar maka, *fan* ikut berputar.



Gambar 2.14 Rangkaian *close section wind tunnel test* (NASA, 2015)

Putaran *fan* menyebabkan aliran udara dengan kecepatan tertentu. Kemudian aliran udara tersebut belok dan diarahkan oleh sudu pengarah (*vane*), kemudian setelah melewati beberapa jarak sesuai alur *wind tunnel*, aliran udara masuk ke dalam *contraction*. Setelah melewati *contraction*, aliran udara tersebut masuk ke dalam ruang *test section*, lalu diffuser. Didalam diffuser kecepatan udara akan turun.

b. Penentuan koefisien *lift* secara teori analitik

Seorang desainer pesawat perlu mempersiapkan konsep awal dengan mengandalkan desain – desain *airfoil* yang sudah ada. Desain yang paling mendekati karakteristik yang diinginkan itulah yang nantinya dipilih. Pertimbangan pertama dalam pemilihan *airfoil* adalah desain koefisien *lift*. Koefisien *lift* sayap diasumsikan sebagai C_L , sedangkan koefisien *lift airfoil* disimbolkan dengan C_l . Suatu kondisi penerbangan *lift* disetarakan dengan berat pesawat (W), sehingga persamaan koefisien *lift* dapat dituliskan sebagai berikut (Raymer, 1992):

$$W = L = q \cdot S \cdot C_L \cong q \cdot S \cdot C_l \quad (2.1)$$

$$C_l = \frac{L}{q \cdot S} \cong \frac{1}{q} \left(\frac{W}{S} \right) \quad (2.2)$$

Keterangan:

L = *lift* (gaya angkat) (N)

q = tekanan dinamis [$\frac{1}{2}\rho v^2$] (Pa)

S = luas sayap (m^2)

C_l = koefisien *lift airfoil*

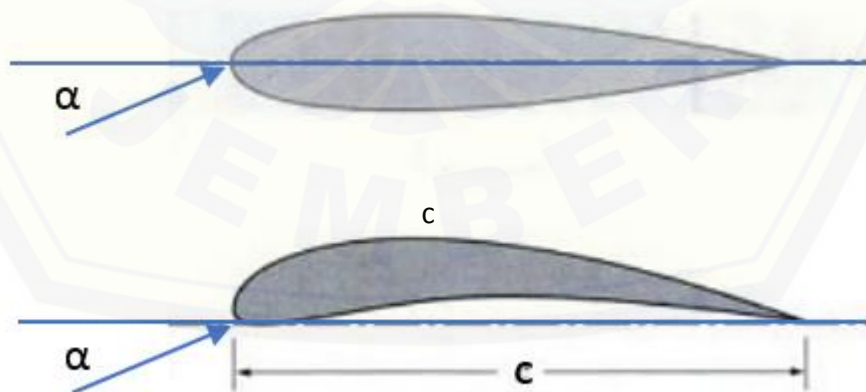
W = berat pesawat terbang (kg)

ρ = massa jenis udara (kg/m^3)

v = kecepatan udara (m/s)

Tekanan dinamis merupakan fungsi dari kecepatan dan ketinggian. C_l dapat dihitung dengan memvariasikan kecepatan dan ketinggian yang sesuai dengan tujuan penerbangan pesawat. Tekanan dinamis berbanding lurus dengan kecepatan dan ketinggian tempat.

Suatu *airfoil* dapat menghasilkan *lift* apabila terdapat perbedaan tekanan antara permukaan bagian bawah dan atas. Desain *airfoil* yang dapat menghasilkan *lift* ditunjukkan pada Gambar 2.15. *Airfoil* simetris tidak dapat menghasilkan *lift* kecuali apabila sudut serang tidak sama dengan nol. Ketidaksimetrisme *airfoil* menyebabkan perbedaan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil* meskipun sudut serang bernilai nol.



Gambar 2.15 *Airfoil* simetris dan non simetris (Bruce dan Donald, 2002)

Gaya *lift* merupakan hasil perkalian antara tekanan dinamik dengan luas dari beban sayap. Beban sayap didefinisikan sebagai *lift* rata – rata per satuan luas dari sayap (W/S). Koefisien *lift* merupakan fungsi dari sudut serang. Aspek rasio adalah perbandingan antara tebal *airfoil* dan panjang *chord* (t/c). Koefisien *lift* meningkat seiring dengan peningkatan aspek rasio. Sayap yang panjang akan lebih efisien, karena kerugian ujung sayap relatif lebih kecil daripada sayap yang pendek (Bruce dan Donald, 2002).

c. Penentuan koefisien *lift* secara simulasi CFD

CFD merupakan cabang dari mekanika fluida yang menggunakan metode numerik dan algoritma untuk memecahkan dan menganalisis masalah yang melibatkan aliran fluida. Analisis komputer ini digunakan untuk perhitungan yang diperlukan untuk mensimulasikan interaksi fluida dengan permukaan yang didefinisikan oleh kondisi batas, dengan kecepatan tinggi agar hasil analisa yang lebih baik. Validasi dari *software* ini adalah hasil *wind tunnel test* dengan validasi akhir adalah tes penerbangan.

Umumnya tahapan yang harus dilalui CFD yaitu, *pre-processing*, *solving*, dan *post-processing*. *Pre-processing* merupakan tahap pembangunan model geometri dapat dibantu dengan CAD (*Computer Aided Design*). Pembuatan *mesh* atau *grid* yang sesuai dan penerapan kondisi batas serta sifat – sifat fluida dan solidnya. *Solving* merupakan tahap inti dari CFD. Penyelesaian dihitung berdasarkan kondisi – kondisi yang telah diterapkan pada tahap *pre-processing*. *Post – processing* merupakan tahapan terakhir dalam CFD. Tahap ini akan melakukan interpretasi dari data hasil simulasi yang dapat berupa visualisasi kontur, vektor, kurva, histogram, dan lain sebagainya.

Global mesh setup merupakan penyedia pilihan pengaturan umum hingga khusus untuk menentukan parameter yang dibutuhkan pada saat *meshing*. Pengaturan khusus terdapat pada *global mesh parameter* yang digunakan untuk pengaturan *meshing* secara spesifik yaitu *global mesh size*, *shell meshing parameter*, dan *prism meshing parameter*.



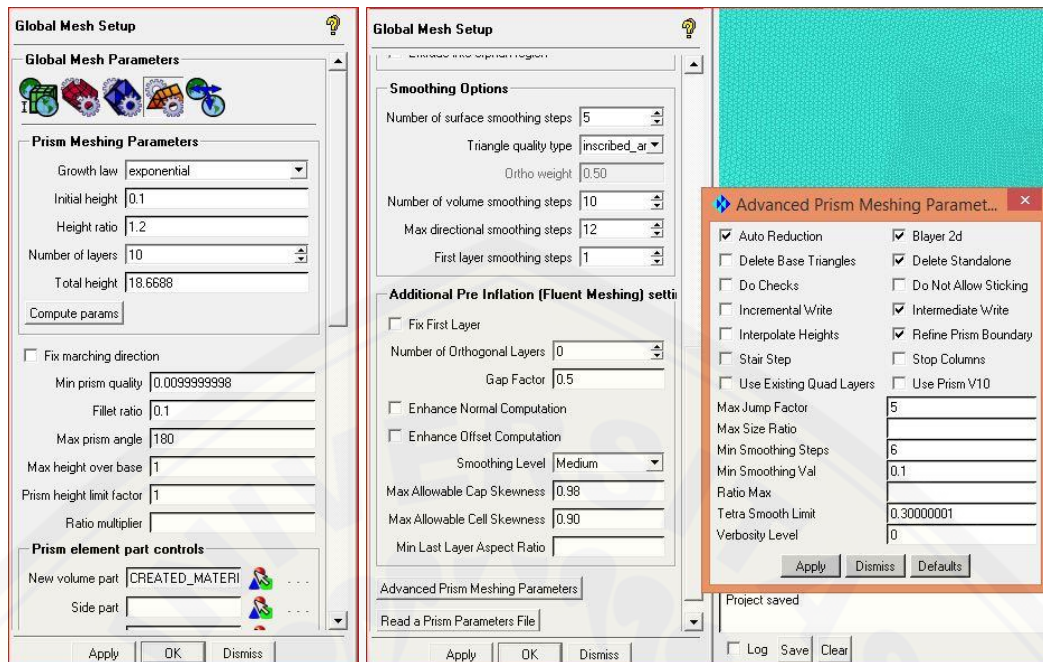
(a)

(b)

(a) *Global mesh size*; (b) *Shell meshing parameter*

Gambar 2.16 Tampilan *global mesh parameter*

Global mesh size digunakan untuk menentukan parameter yang berpengaruh pada permukaan, volume, dan level lapisan inflasi. Tampilan *global mesh size* dapat dilihat pada Gambar 2.16. *Shell meshing parameter* berfungsi mengatur *meshing* permukaan. Jenis *mesh* yang digunakan pada penelitian ini yaitu *All Tri*. *All Tri* merupakan jenis *mesh* yang digunakan untuk menentukan jenis geometri dengan harapan hasil *mesh* adalah segitiga.



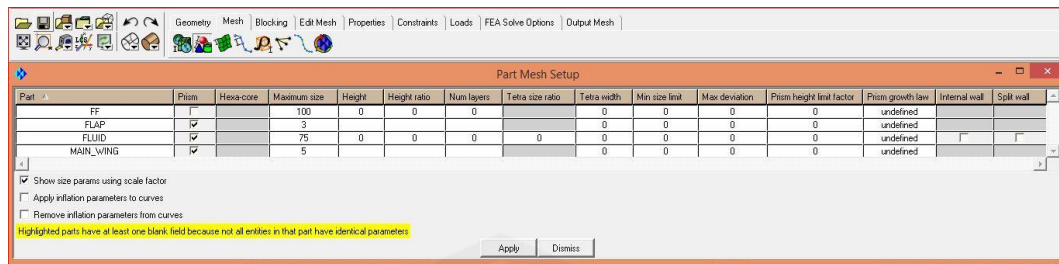
(a)

(b)

(a) Prism meshing parameters; (b) *Advanced prism meshing parameter*

Gambar 2.17 Tampilan *setting global mesh setup* bagian *prism*

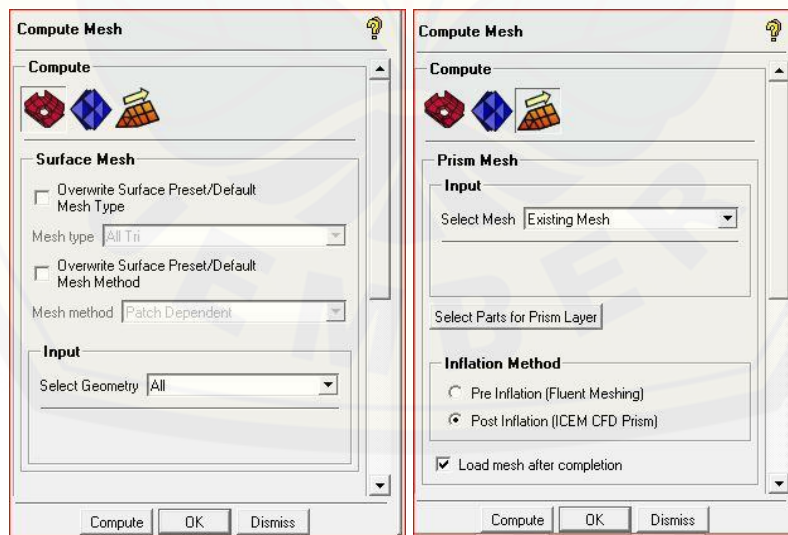
Gambar 2.17 (a) menunjukkan tahap *prism* yang digunakan untuk menentukan level inflasi yang diinginkan. *Initial height* digunakan untuk menentukan tinggi mula-mula pada daerah *boundary layer* yang ditentukan yaitu 0.1 mm, dengan ratio pertambahan tinggi yaitu 1.2. Jumlah lapisan daerah *boundary layer* adalah 10 lapis. Gambar 2.17 (b) terdapat *Auto reduction* yang diaktifkan dengan tujuan supaya dapat dengan otomatis mengurangi lapisan *mesh* pada *boundary layer* ketika bersinggungan dengan geometri yang lain dan secara otomatis dapat meningkatkan kualitas *mesh*.



Gambar 2.18 Tampilan *setting part mesh size*

Gambar 2.18 mengilustrasikan pengaktifan *prism* pada kolom *setting part mesh size* akan mengakibatkan munculnya lapisan *boundary layer* pada geometri *airfoil*, tergantung mana saja yang akan dipilih untuk dimunculkan lapisan *boundary layer*. *Maximum size* digunakan untuk menentukan ukuran *mesh* secara spesifik yang mana dipengaruhi juga oleh pengaturan *global mesh scale factor*.

Gambar 2.19 menjelaskan cara *compute mesh* yang diawali dengan *mesh* pada permukaan (*surface mesh*) kemudian *prism mesh* untuk menjalankan dan menghasilkan lapisan *boundary layer*. *Compute surface mesh* berfungsi untuk *meshing* pada bagian permukaan fluida tanpa adanya efek dari *prism mesh*. *Boundary layer* akan muncul apabila telah menjalankan *prism mesh*.



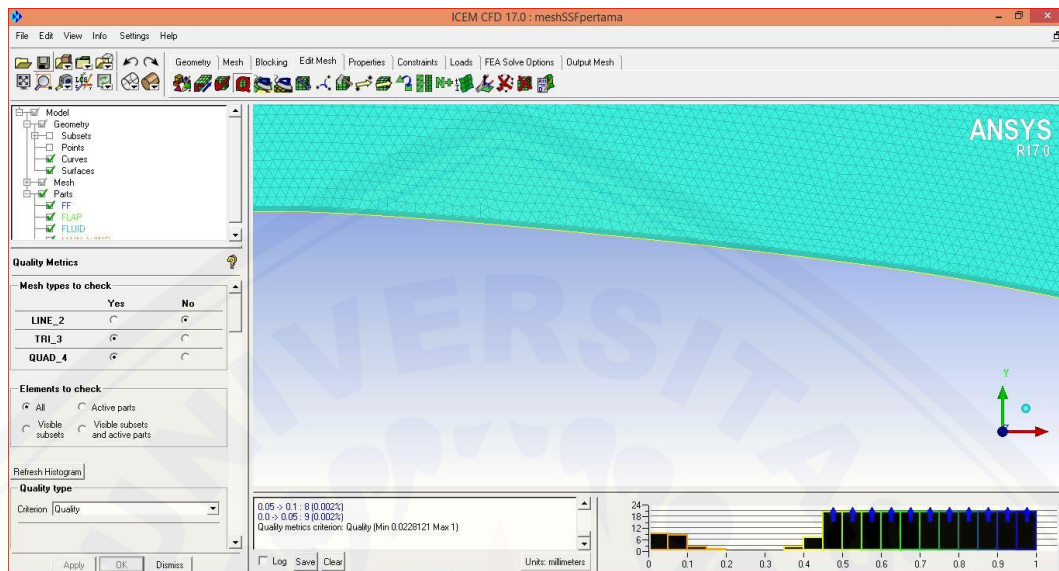
(a)

(b)

(a) *Compute surface mesh*; (b) *Compute prism mesh*

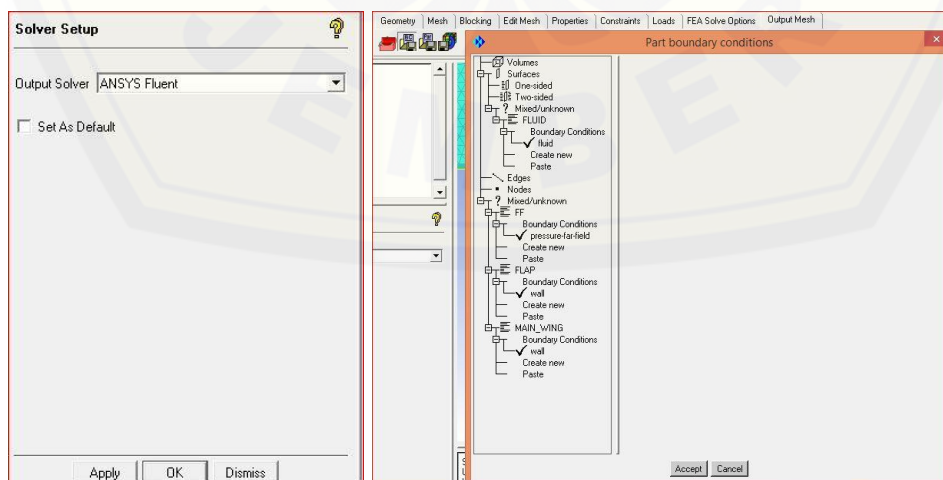
Gambar 2.19 Tampilan *compute mesh*

Langkah selanjutnya adalah tahap terakhir untuk menentukan kualitas hasil *mesh* yaitu sebagai berikut:



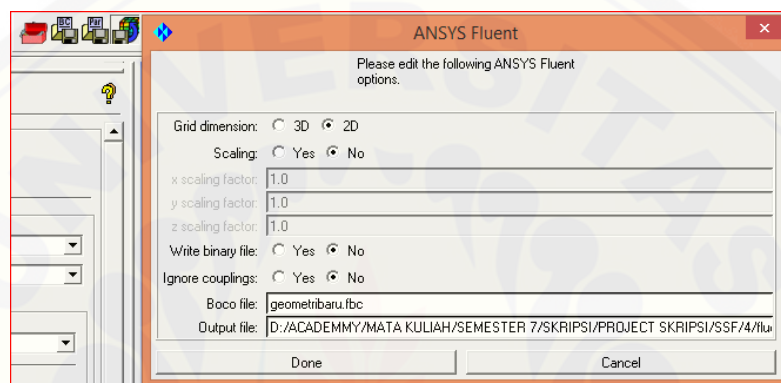
Gambar 2.20 Tampilan *mesh quality*

Langkah untuk mengetahui kualitas *mesh* yang telah dibuat dapat dilihat pada Gambar 2.20. Kualitas *mesh* pada *unstructured mesh* dapat dikatakan memiliki *mesh* yang bagus jika memiliki kualitas minimal 0.3 pada skala kualitas. Kualitas *mesh* akan berpengaruh pada hasil simulasi yang akan dilakukan, semakin baik kualitas *mesh*, maka hasil simulasi akan semakin mendekati hasil yang sebenarnya.



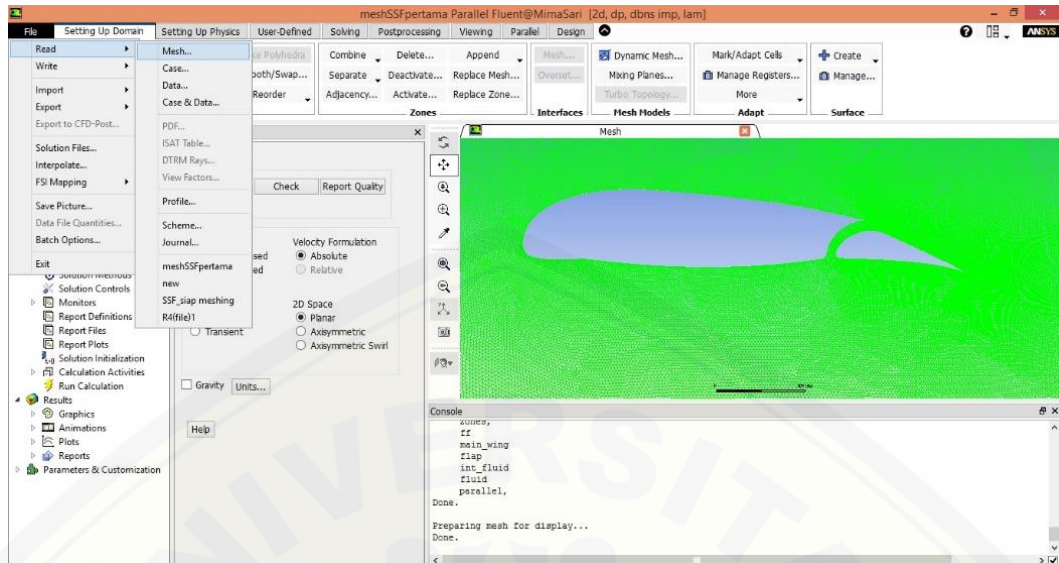
Gambar 2.21 Tampilan *solver setup*

Langkah dalam menyimpan hasil *mesh* dapat dilihat pada Gambar 2.21. Pertama menentukan *output mesh* akan diproses ke tahap selanjutnya yaitu ANSYS Fluent, selanjutnya menentukan *boundary condition* yang sesuai sesuai. Klasifikasi berdasarkan geometri dapat mempermudah dalam penentuan *boundary condition* sesuai dengan penamaan *part*. *Main wing* dan *flap* dianggap sebagai *wall* (benda rigid), garis *far field* (batas terjauh aliran udara yang dapat teridentifikasi) sebagai *pressure far field*, fluid sebagai fluid (fluida udara).



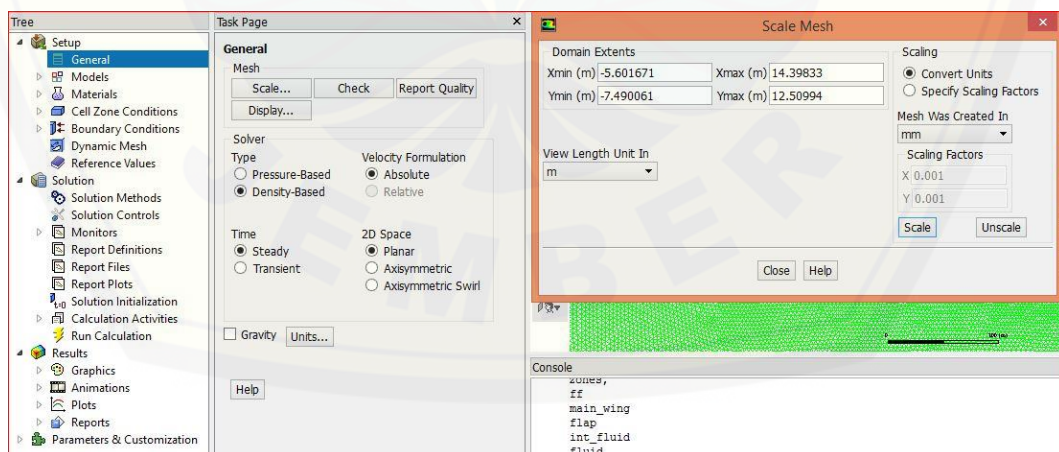
Gambar 2.22 Tampilan penempatan dan penamaan file hasil *mesh*

Penentuan *grid dimension* menjadi faktor yang sangat penting, karena penentuan 2D atau 3D harus sesuai dengan hasil *mesh* pada ICEM. Apabila terjadi ketidaksesuaian maka pada tidak akan terbaca pada Fluent (Solver selanjutnya). *Output file* sebagai penentuan nama yang lebih spesifik dari nama default (fluent) yang bertujuan untuk mempermudah pencarian ketika hasil *mesh* yang dilakukan lebih dari satu. Langkah tersebut dapat dilihat pada Gambar 2.22.



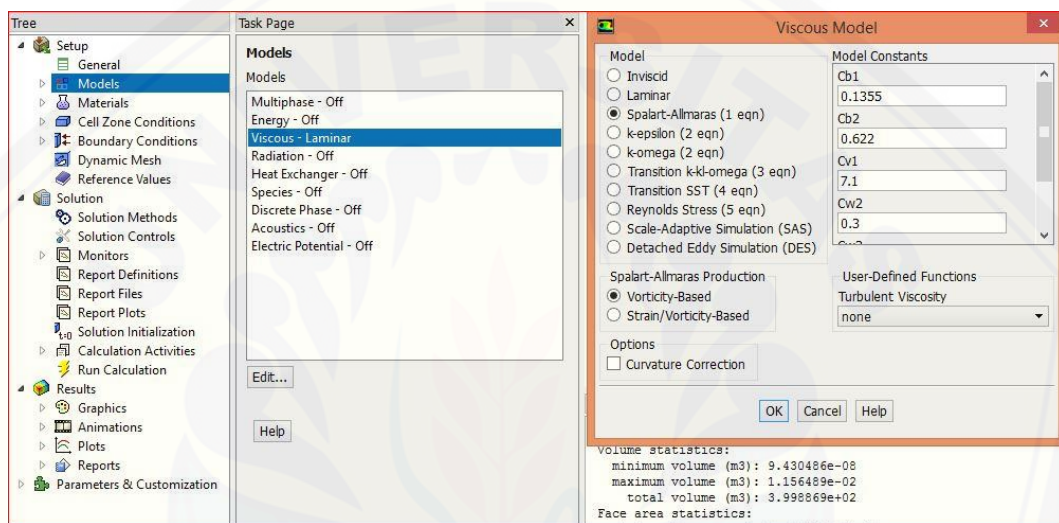
Gambar 2.23 Tampilan awal memasukkan *mesh* pada Fluent

Tampilan awal ketika input *mesh* pada Fluent dapat diperhatikan pada Gambar 2.23. Langkah untuk memasukkan *mesh* adalah dengan Klik File – pilih Read – pilih mesh – memilih pada folder tempat penyimpanan. Proses *input* berjalan tanpa *error* ditandai dengan Fluent dapat menampilkan hasil *mesh* seperti pada Gambar 2.23.



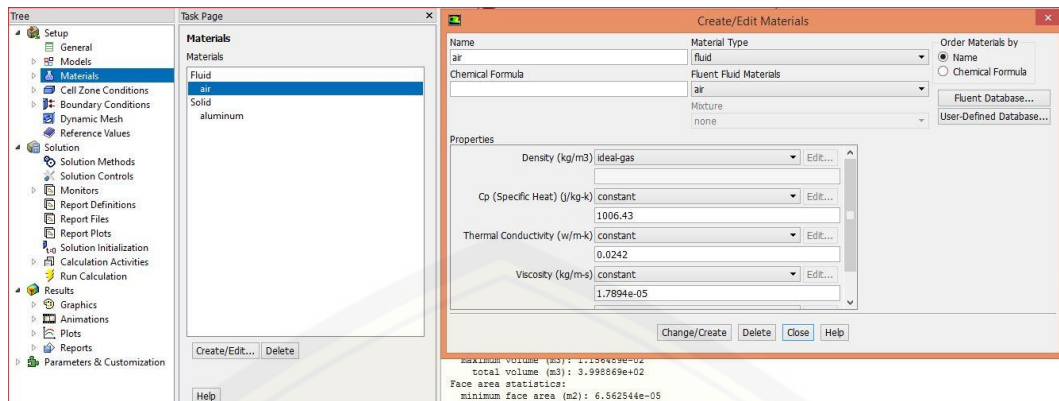
Gambar 2.24 Tampilan penentuan general

Tampilan pada Gambar 2.24 menunjukkan pengaturan secara umum yang meliputi skala (*scale*) dan jenis penyelesaian menggunakan *density-based*. Penentuan skala bertujuan untuk menyetarakan satuan dengan hasil mesh dari ICEM. Jenis penyelesaian *density-based* adalah jenis penyelesaian yang berbasis pada kerapatan fluida, sehingga dapat diperoleh data momentum, energi, dan kontinuitas. Penyelesaian yang menggunakan persamaan eksponensial yang dilakukan dalam beberapa iterasi hingga mencapai titik konvergen.



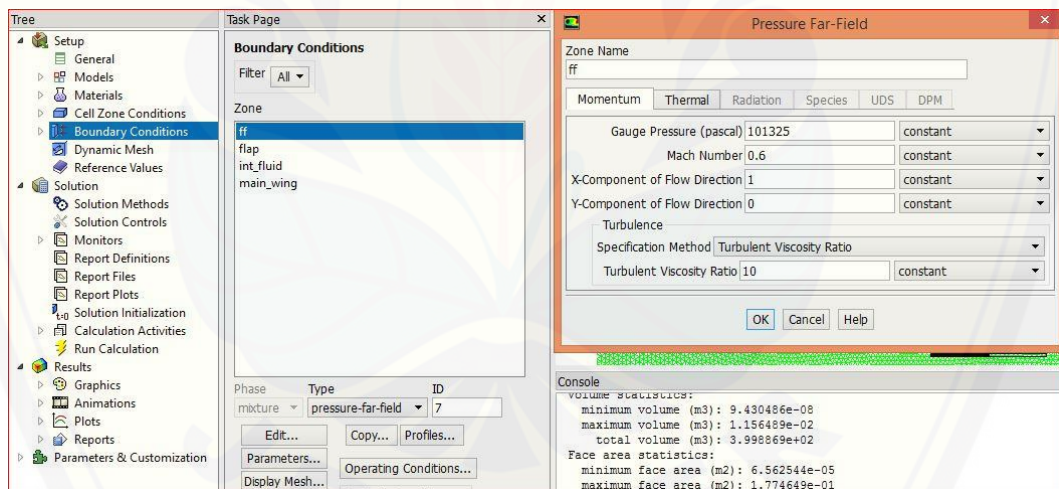
Gambar 2.25 Tampilan penentuan model

Model Spalart-Allmaras merupakan model dengan menggunakan satu persamaan yang relatif sederhana untuk memecahkan model persamaan transportasi udara. Model ini dirancang khusus untuk aplikasi kedirgantaraan yang berkaitan dengan aliran batas (*boundary layer*). Model ini sangat cocok untuk diaplikasikan untuk bilangan Reynold yang rendah, seperti pesawat subsonik (pesawat N219).

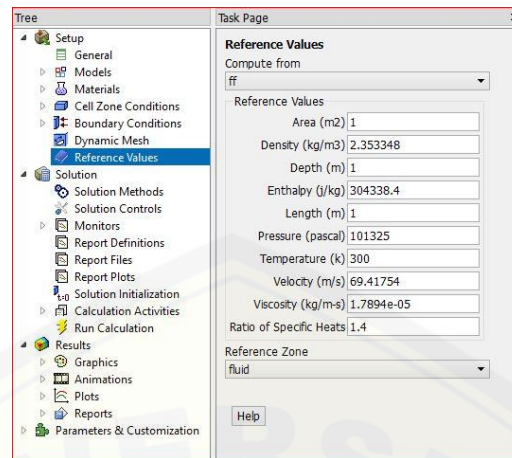


Gambar 2.26 Tampilan penentuan material

Langkah penentuan material dapat dilihat pada Gambar 2.26. Fluida yang dipilih adalah fluida udara dengan kerapatan pada ideal-gas yaitu 1.2 kg/m^3 . Material *wall* atau *airfoil* adalah Aluminium sesuai material sayap pesawat N219.

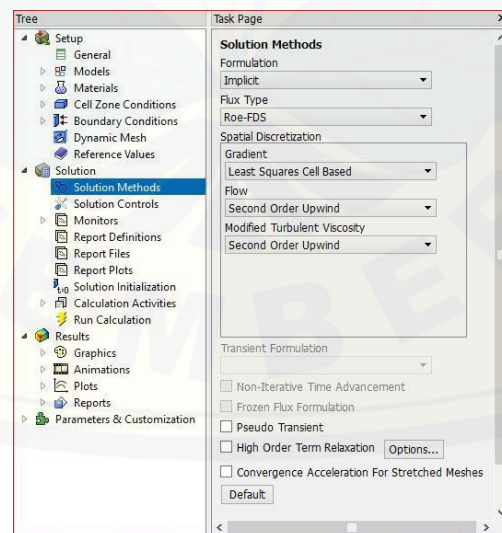
Gambar 2.27 Tampilan penentuan *boundary condition*

Penentuan *boundary conditions* dilakukan pada pengaturan *pressure far field* tampilan seperti pada Gambar 2.27. Beberapa penentuan yaitu *gauge pressure* yang digunakan adalah 1 atm atau setara dengan 101325 Pa. Nilai mach number adalah 0.2, dapat ditentukan berdasarkan kecepatan yang sesuai. Pesawat N219 merupakan pesawat yang memiliki kecepatan subsonik, sehingga menggunakan kecepatan yang rendah dengan range 0 – 0.6 mach (1 Mach = 343 m/s).



Gambar 2.28 Tampilan penentuan *reference values*

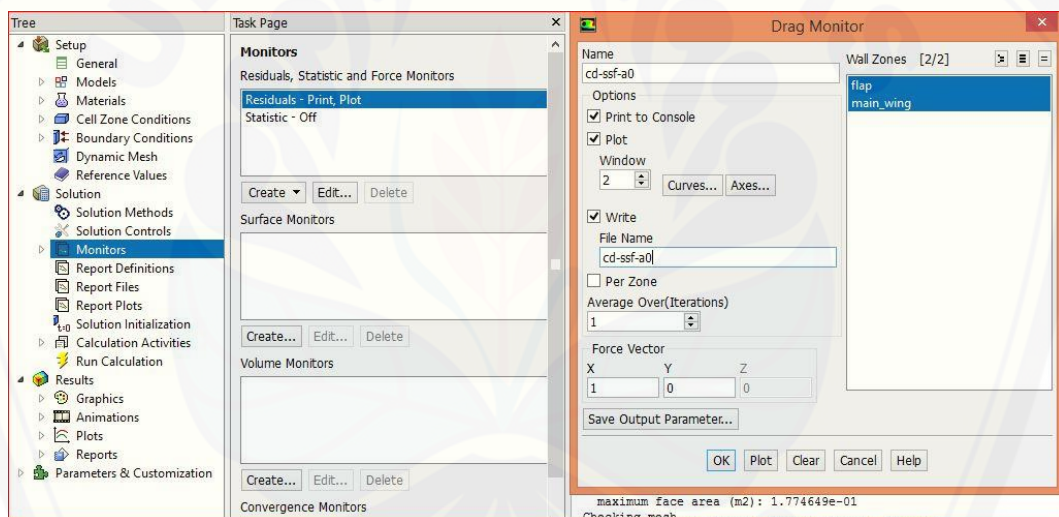
Nilai parameter tersebut dapat ditentukan secara manual atau secara otomatis sesuai dengan boundary condition yang sebelumnya telah diinput. Nilai referensi yang akan ditetapkan adalah *area*, *density*, *enthalpy*, *length*, *pressure*, *temperature*, *velocity*, *dynamic viscosity*, dan *ratio of specific heats*. Nilai referensi akan ditetapkan secara otomatis apabila telah menetapkan compute from *far field* dan memilih fluid pada *reference zone*.



Gambar 2.29 Tampilan *solution methods*

Metode penyelesaian yang bertujuan untuk menentukan beberapa parameter terkait dengan metode perhitungan yang akan digunakan. Fungsi implisit digunakan ketika pengaplikasian *density-based*. Pada kasus aliran untuk penyelesaian berdasarkan densitas maka menggunakan metode *second order upwind*.

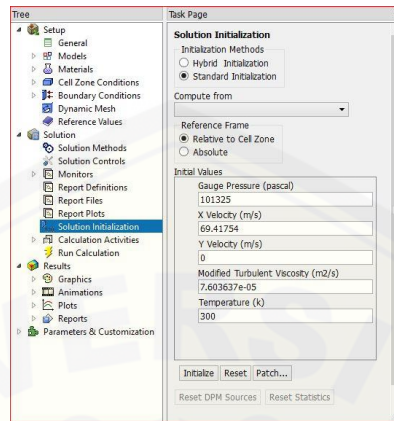
Gambar 2.30 menunjukkan tahap untuk menentukan gaya yang akan ditampilkan monitor pada saat running. Gaya yang dapat ditampilkan meliputi gaya *lift*, gaya *drag* dan gaya *moment*. Gaya *lift* disimbolkan dengan C_fy yang artinya bekerja pada sumbu y. Gaya *drag* disimbolkan dengan Cfx artinya gaya tersebut bekerja pada sumbu x, sedangkan gaya *moment* adalah gaya yang bekerja pada sumbu z.



Gambar 2.30 Tampilan penentuan hasil yang diinginkan

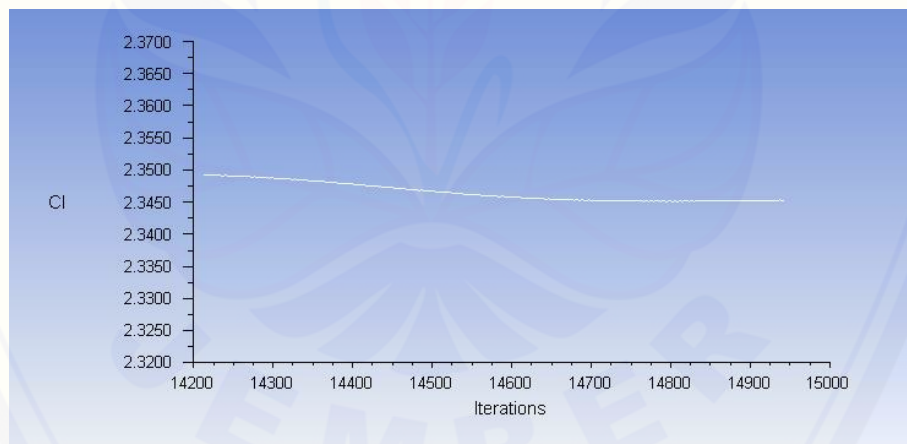
Solution merupakan suatu metode solusi atau penyelesaian untuk menentukan berbagai parameter yang terkait dengan metode penyelesaian yang kan digunakan dalam perhitungan. Simulasi kali ini, menggunakan formula *implisit* dan penyelesaian *second-order-upwind*. Suatu penyelesaian dengan ukuran penyelesaian 2, dan memungkinkan untuk mencapai konvergensi lebih lambat. Dugaan awal yang menjadi parameter awal untuk menentukan suatu penyelesaian dengan memasukkan beberapa nilai awal yaitu : pengukur tekanan, kecepatan pada

X dan Y, modifikasi massa jenis turbulensi dan temperatur. Tampilan dapat dilihat pada Gambar 2.31.



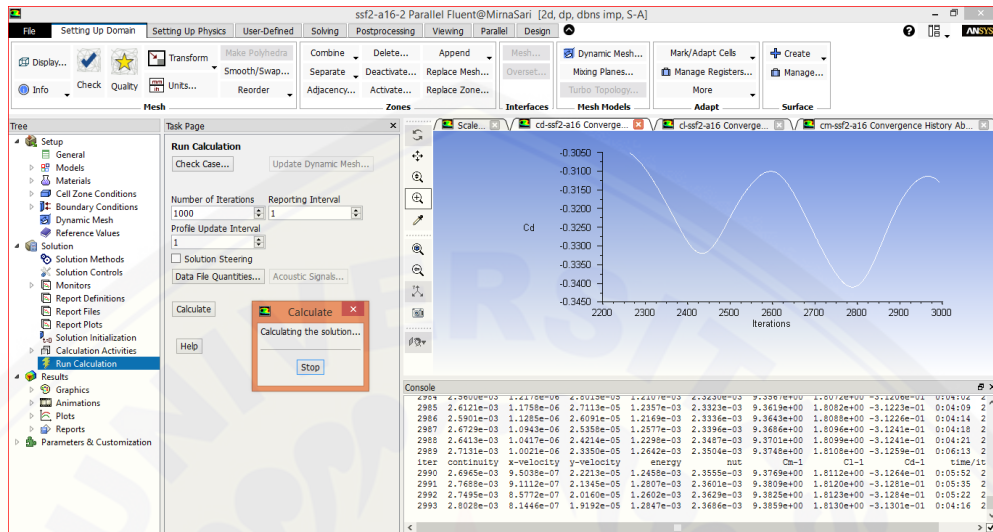
Gambar 2.31 Tampilan *solution initialisation*

Kriteria konvergensi yang dipakai adalah nilai C_L maupun C_D . Berikut ini grafik iterasi menggunakan *software Fluent* :



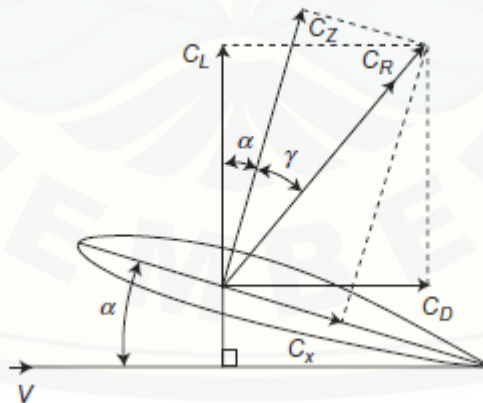
Gambar 2.32 Tampilan proses *running* dan konvergensi

Nilai – nilai persyaratan konvergensi tersebut adalah nilai – nilai yang telah terbukti keakuratannya dari banyak pengujian. Untuk membuktikan pada model tersulit, meskipun pada grafik telah konvergen, namun itu belum akurat. Dengan mengubah persyaratan konvergensi menjadi lebih kecil, maka hasil analisa yang dihasilkan akan lebih teliti lagi hingga mencapai minimal selisih pada grafik sebesar 0.005 atau dapat diamati gerak grafik yang semakin konstan.



Gambar 2.33 Tampilan proses konvergensi

Berikut pemodelan analisa gaya yang terjadi pada *airfoil* yaitu pengaruh sudut serang adalah sebagai berikut:

Gambar 2.34 Distribusi gaya - gaya aerodinamik pada *airfoil*

Koefisien gaya C_x dan C_z terbentuk sejajar dan tegak lurus terhadap garis *chord*, sedangkan pada umumnya C_L dan C_D didefinisikan dengan sesuai arah

aliran udara (v). Konversi dari kedua gaya *lift* dan *drag* dapat dilihat pada Gambar 2.34. Dimana C_L adalah koefisien dari resultan gaya aerodinamik, yang disimbolkan sebagai γ (sudut antara C_Z dengan C_R). C_R adalah resultan dari kedua koefisien yaitu C_x dan C_z , C_L dan C_D , sehingga diperoleh:

$$C_L = C_R \cos (\gamma+\alpha) = C_R \cos \gamma \cos \alpha - C_R \sin \gamma \sin \alpha \quad (2.3)$$

$$C_R \cos \gamma = C_z \text{ dan } C_R \sin \gamma = C_x, \text{ sehingga} \quad (2.4)$$

$$C_L = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha \quad (2.5)$$



BAB 3. METODE PENELITIAN

3.1 Metode Penelitian

Penelitian tentang optimasi *single slotted flap* pada sayap pesawat N219 untuk menghasilkan nilai C_l maksimal yang diinginkan. Penelitian menggunakan metode simulasi perpaduan antara hasil simulasi *double slotted flap* yang dikorelasikan dengan hasil eksperimental (WTT). Penelitian dilakukan dengan menganalisa simulasi dibantu oleh *software ANSYS Fluent* di PT. Dirgantara Indonesia.

Data hasil simulasi 2D *double slotted flap* kemudian dibandingkan dengan hasil C_l maksimal yang diperoleh dari pengujian WTT untuk mendapatkan konversi yang sesuai. Hasil konversi tersebut akan digunakan sebagai bahan validasi dari simulasi desain 2D *single slotted flap* yang memiliki nilai C_l maksimal hingga mencapai nilai C_l yang optimal. Desain *airfoil single slotted flap* disediakan oleh pihak PT. Dirgantara Indonesia. validasi hasil simulasi data tersebut dapat mengetahui kemampuan *lift single slotted flap* sampai berapa persen dapat maupun tidak dapat mencapai nilai C_l maksimal *double slotted flap*.

3.2 Alat dan Bahan Penelitian

- a. Laptop dengan spesifikasi sebagai berikut:
Processor: Intel(R) Core(TM) i3-4005U CPU 1.70GHz
RAM: 4GB
- b. *Wind Tunnel Test (WTT)*

3.3 Prosedur Penelitian

Prosedur penelitian untuk melakukan optimasi desain, maka pengerjaan penelitian agar dapat berjalan dengan baik meliputi :

- a. Studi Literatur

Studi literatur dilakukan dengan pengumpulan sumber dari buku – buku, jurnal ilmiah, dan hasil penelitian sebelumnya. Beberapa materi yang harus dipelajari yaitu dasar aerodinamika, karakteristik *airfoil*, tipe – tipe *flap*, fenomena aliran pada *flap*, serta metode simulasi yang akan digunakan.

b. Simulasi dengan CFD

Simulasi dengan CFD dilakukan dengan beberapa tahapan yaitu menginput geometri desain 2D *airfoil* pada *software* ICEM, kemudian melakukan meshing pada *software* ICEM, dan yang terakhir melakukan simulasi dengan menggunakan *software* Fluent. Data yang dihasilkan dari proses simulasi kemudian diolah dengan menggunakan Ms. Excel, untuk mendapatkan grafik nilai C_l dari masing – masing variasi *gap - overlap* yang telah ditentukan.

c. Pembahasan Analisa dan Hasil

Hasil data grafik C_l , kontur tekanan, dan *streamline* yang dihasilkan diamati untuk selanjutnya proses analisa fenomena apa yang terjadi serta menentukan seberapa besar C_l maksimal *single slotted flap* yang dihasilkan.

d. Kesimpulan

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

3.4 Pelaksanaan Penelitian

3.4.1 Variable Penelitian

Variabel pada penelitian meliputi variabel bebas dan variabel terikat.

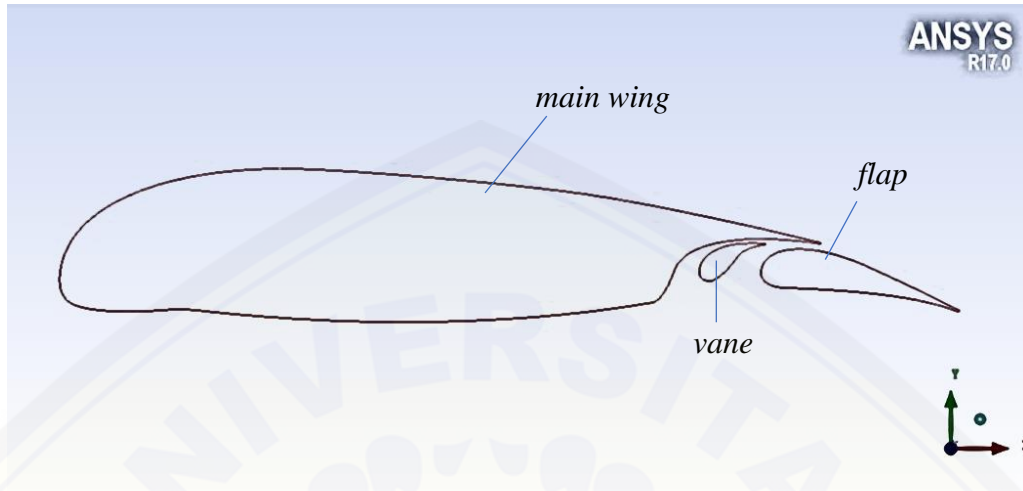
a. Variabel Terikat

Variabel terikat yang akan berhubungan dengan masalah yang akan diteliti antara lain sebagai berikut:

1) Pemilihan desain *airfoil*

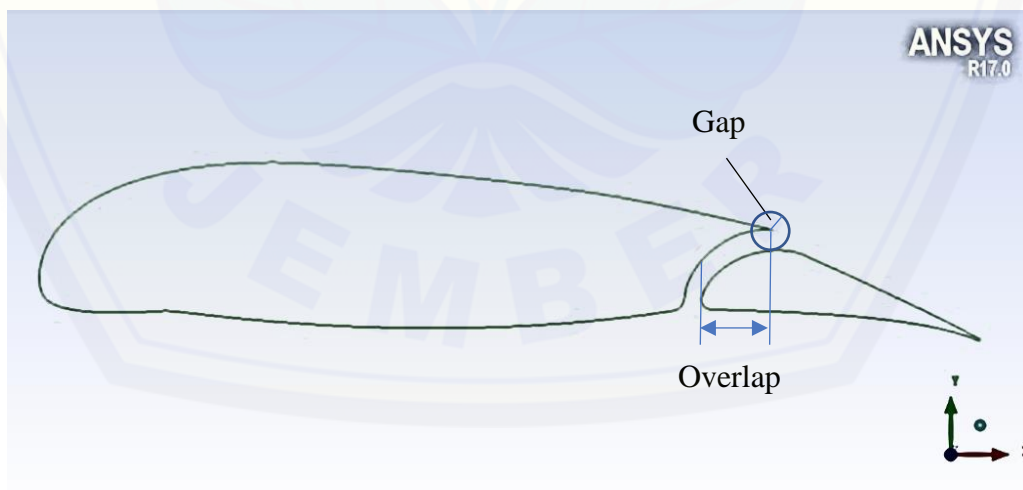
Airfoil yang digunakan adalah LS(01)-0417 MOD. Perbedaan kedua *airfoil* yang digunakan hanya terletak pada penggunaan *flap*. *Airfoil* 2D *double*

slotted flap terdiri dari 3 bagian yaitu *main wing*, *vane*, dan *flap*, dapat ditunjukkan pada Gambar 3.1.



Gambar 3.1 *airfoil double slotted flap*

Airfoil 2D single slotted flap hanya terdiri dari 2 bagian yaitu: *main wing* dan *flap*. Desain *single slotted flap* dibuat untuk memvariasikan gap dan overlap. Gap dan overlap tersebut diharapkan dapat memperoleh nilai C_l yang optimal.



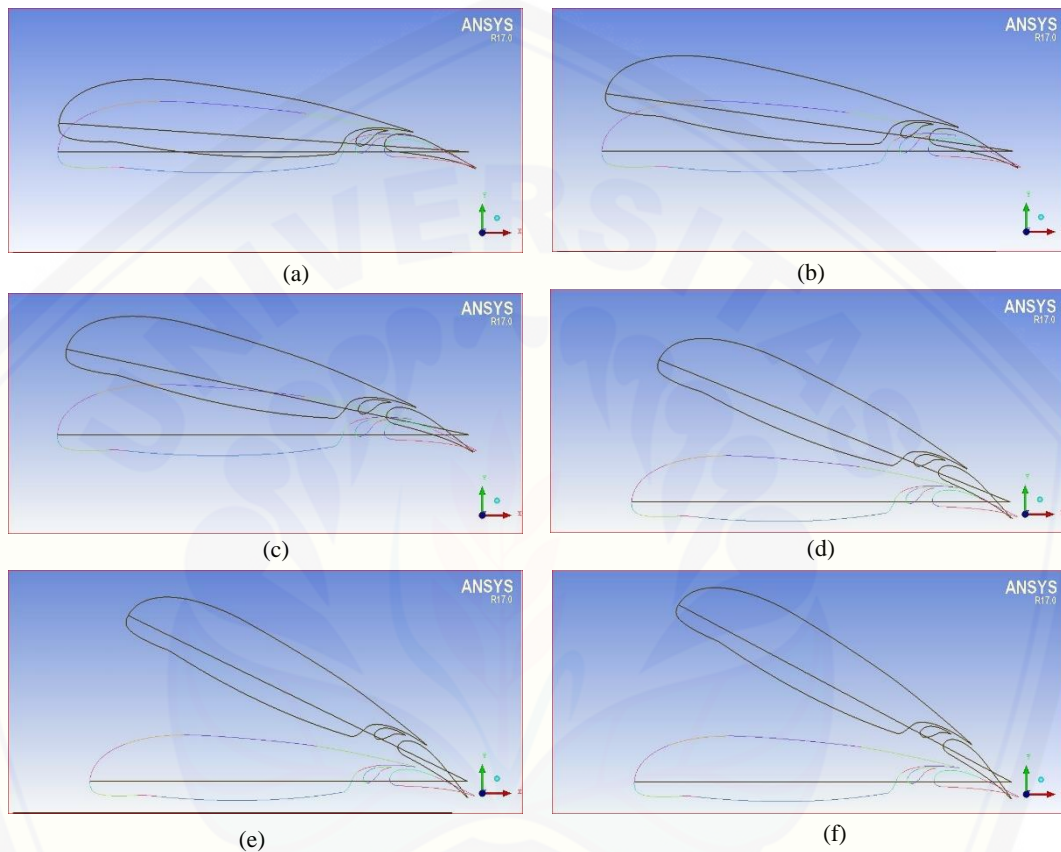
Gambar 3.2 *airfoil single slotted flap*

2) M_{TOW} = massa *take off* pesawat = 7030 kg

b. Variabel Bebas

Variabel bebas yang akan berkaitan antara lain adalah sebagai berikut :

1) Variasi sudut serang (0° , 8° , 10° , 12° , 14° , 15° , 16° , 18°)



(a) Sudut serang= 4° ; (b) Sudut serang= 8° ; (c) Sudut serang= 12° ; (d) Sudut serang= 14° ; (e) Sudut serang = 16° ; (f) Sudut serang = 18°

Gambar 3.3 Desain *airfoil double slotted flap* dengan beberapa sudut serang

2) Variasi *Gap dan Overlap*

Tabel 3.1 Variasi *gap overlap* desain *airfoil single slotted flap*

Gap		Overlap	
(%)	(mm)	(%)	(mm)
2,1	21	7,5	75
1,4	14	8	80

0,7	7	8,5	85
1.0	10	8.3	83
0.7	7	8.7	87

3.4.2 Pengambilan Data

Langkah - langkah yang dilakukan dalam pengambilan data penelitian pada simulasi yaitu sebagai berikut:

- Pengambilan data dilakukan setelah proses simulasi *running* mencapai nilai konvergensi.
- Pengambilan data koefisien *lift* dan *drag* saat proses komputasi selesai pada setiap variasi sudut serang dan *gap overlapnya*.
- Pengambilan gambar dan menyimpan file kontur tekanan dan *streamline* pada setiap sudut serang dan kecepatan aliran.
- Data C_l dan C_d dari semua variasi sudut dan kecepatan aliran dimasukkan ke dalam Ms. Excel untuk diolah dalam bentuk grafik.
- Analisa efek *gap overlap* C_l dan C_d pada desain *single slotted flap* dan kecepatan *stall* dari kontur tekanan dan *streamline* serta grafik C_l dan C_d pada airfoil *single slotted flap*.

3.4.3 Proses Pemodelan dan Simulasi

Proses simulasi validasi berupa grafik yang menunjukkan perbandingan hasil simulasi *airfoil 2D double slotted flap* dengan hasil WTT. *Trendline* ke-dua grafik merupakan tinjauan utama sebagai penentuan valid atau tidak. Apabila *trendline* sudah sama, maka proses simulasi selanjutnya pada desain 2D *airfoil single slotted flap* dapat dilaksanakan.

Proses optimasi merupakan rangkaian dari beberapa hasil simulasi yang menghasilkan nilai C_l optimal dari variasi *gap – overlap* yang dilakukan. Hasil simulasi dapat dinyatakan dalam bentuk grafik. Grafik yang terbentuk adalah korelasi antara C_l dengan variasi *gap – overlap*. Tujuan grafik tersebut yaitu dapat

menunjukkan *gap-overlap* minimal, maksimal hingga terjadi penurunan nilai C_l , sehingga titik maksimal tersebut dapat dijadikan acuan untuk nilai C_l yang optimal.

Tahap *pre-processing* merupakan bagian input suatu masalah fluida ke dalam sebuah program CFD melalui *interface* dan transformasi lanjut kedalam sebuah bentuk yang sesuai untuk *solver*. Langkah – langkah penggunaan dalam tahap *pre-processing* adalah sebagai berikut :

Geometri yang disimulasikan merupakan desain buatan PT. Dirgantara Indonesia. Geometri tersebut meliputi desain *airfoil double slotted flap* dan desain *single slotted flap*. Desain tersebut diproses *meshing* menggunakan *software* ICEM CFD 17.0. Desain kedua *airfoil* dapat dilihat pada Gambar 3.4



(a) Desain *airfoil double slotted flap*; (b) Desain *airfoil single slotted flap*

Gambar 3.4 Desain *airfoil* pesawat N219

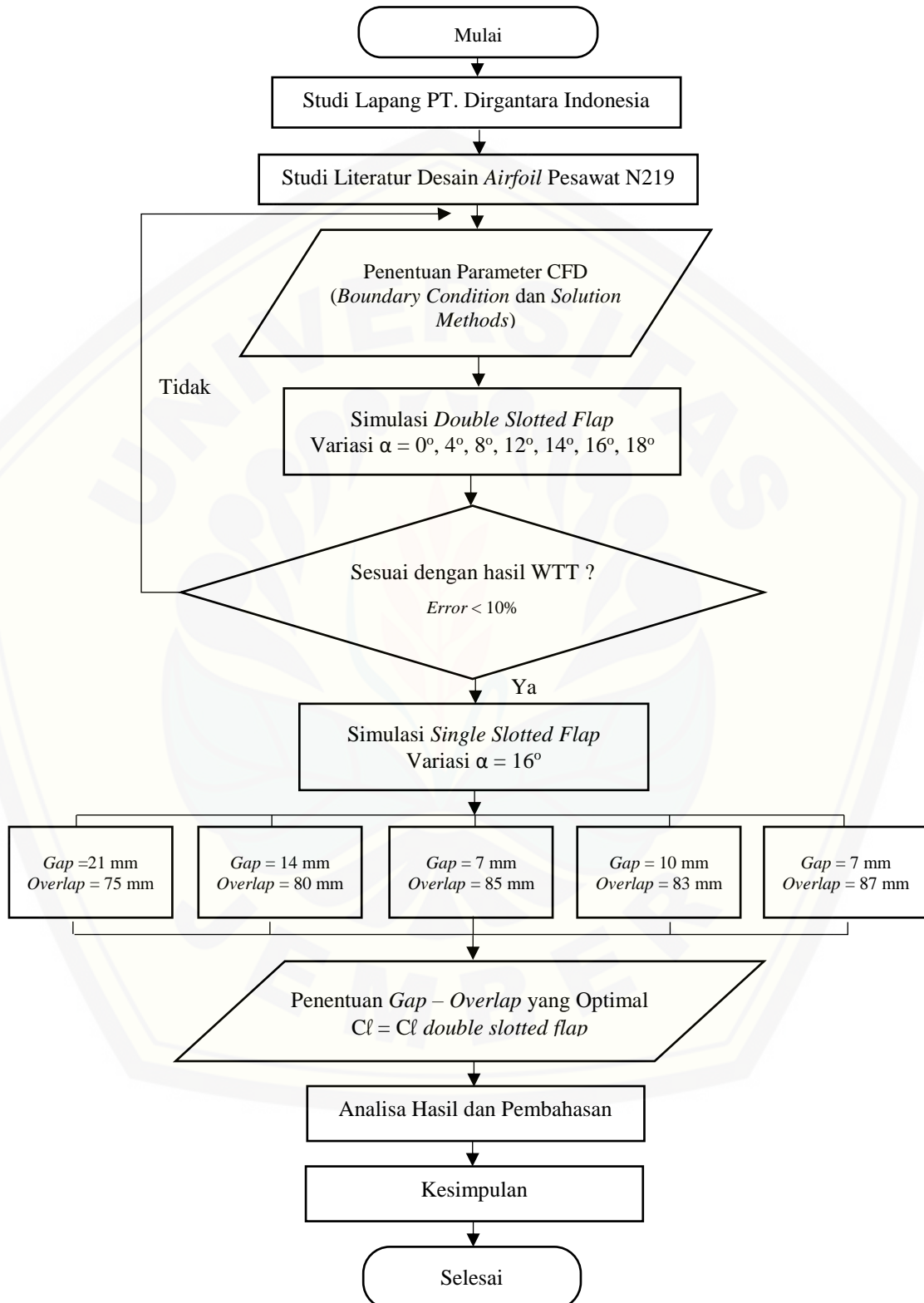
3.4.4 Pemilihan Parameter

Pemilihan Parameter Boundary Layer pada Proses Solver dipaparkan pada Tabel 3.2.

Tabel 3.2 Parameter penelitian

No	Variasi	Nilai
1	Type Solver	Density Based
2	Model	Viscous-Spalart-Almaras
3	Mach Number	0.2
4	Suhu	300 K
5	Panjang <i>chord</i>	1 m
6	Momentum	Second order upwind

3.5 Diagram Alir Penelitian



Gambar 3.5 Diagram alir penelitian

BAB 5. KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Kesimpulan dari penelitian optimasi C_l *airfoil* pesawat N219 dengan menggunakan metode simulasi CFD adalah sebagai berikut:

1. Desain *airfoil double slotted flap* dengan variasi sudut serang 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18° menghasilkan nilai C_l maksimal yaitu 2.07 yang terjadi ketika sudut serang 16° .
2. Desain *airfoil single slotted flap* pada sudut serang 16° dari kelima variasi *gap – overlap* menghasilkan C_l yaitu 2.146; 2.264; 2.288; 2.172; 2.069.
3. Perbandingan nilai C_l desain *single slotted flap* dapat menghasilkan nilai C_l yang lebih besar dibandingkan dengan desain *airfoil double slotted flap*.

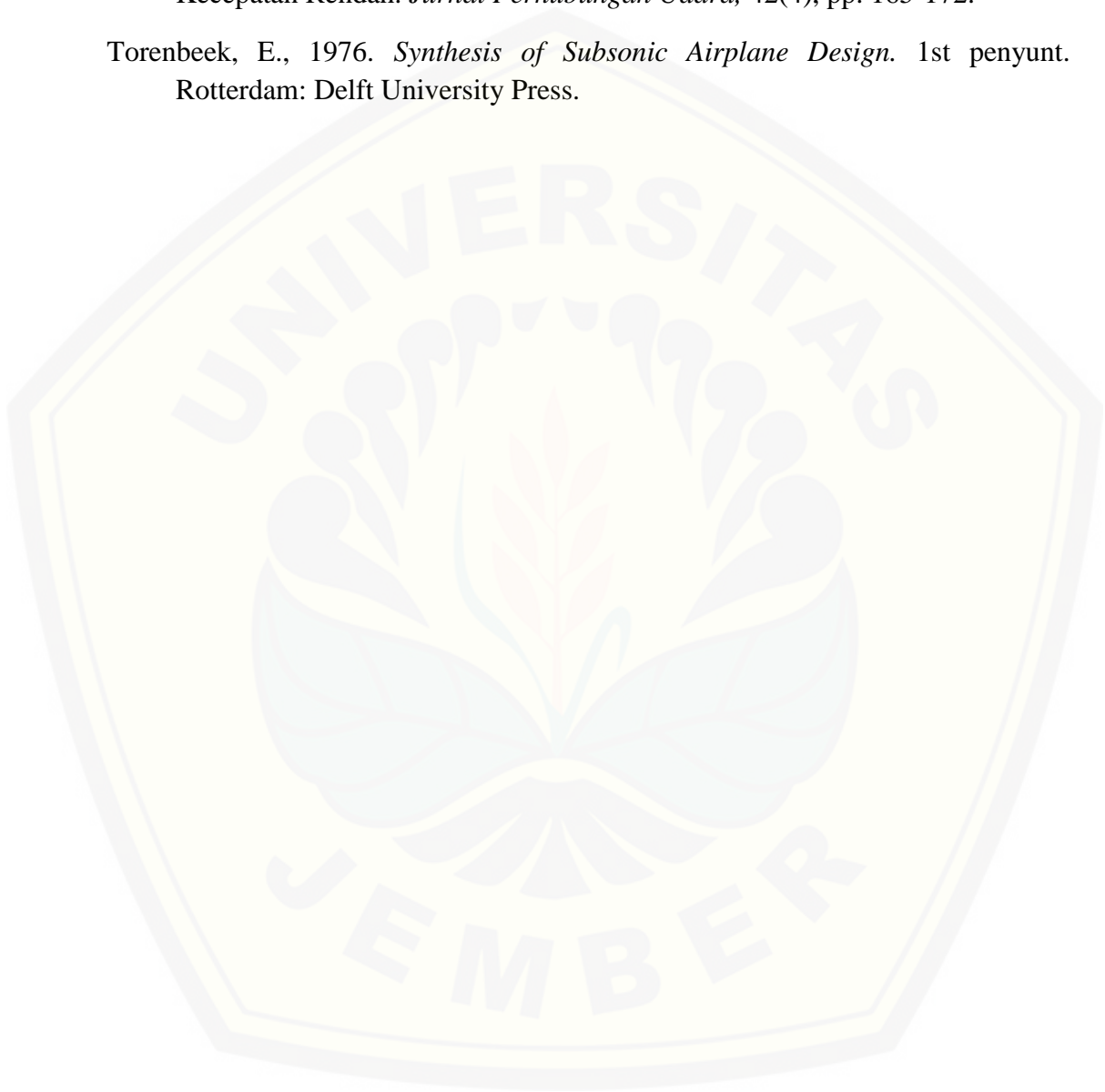
5.2 Saran

Saran yang dapat disampaikan pada penelitian berikutnya adalah perlu adanya penelitian lebih lanjut mengenai desain simulasi 3 dimensi sehingga dapat ditunjukkan lebih detail desain sayap pesawat N219.

DAFTAR PUSTAKA

- Abbas, A., Vicente, J. D. & Valero, E., 2012. Aerodynamic Technologies to Improve Aircraft Performance. *Aerospace Science and Technology*, pp. 100-132.
- BPS, 2014. *Luas Daerah dan Jumlah Pulau Menurut Provinsi*, Jakarta: Badan Pusat Statistik.
- E.L, H. d., 2013. *Aerodynamics for Engineering Students*. 6th penyunt. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- Houghton, E., Carpenter, P., Collocott, S. H. & Valentine, D. T., 2012. *Aerodynamics Engineering Student*. 6th penyunt. British: Butterworth Heinemann.
- Lopulalan, H., 2014. Nawa Cita 9 Agenda Prioritas Jokowi - JK. *Berita Nasional Kompas*, 21 Mei, p. 1.
- 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), pp. 23-33.
- Medica, I., 2009. *Analisis High Lift Device dan Prediksi Koefisien Gaya Angkat Maksimum pada Pesawat N219*. Bandung, Undergraduated Theses.
- Prisacariu, V. & Luchian, A., 2014. The Aerodynamics Analysis of High Lift Devices. *International Conference of Scientific Paper*.
- Raymer, D. P., 1992. *Aircraft Design A Conceptual Approach*. 2nd penyunt. California: American Institute and Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Roskam, J., 1986. *Airplane Design*. 4th penyunt. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- Setiadi, B., 2016. *Agenda Riset Nasional 2016 - 2019*. Jakarta: Dewan Riset Nasional.
- Smith, A., 1975. High Lift Aerodynamics. *Journal Aircraft*, XII(6), pp. 501-530.
- Srikavya, B. P. & Rao, S., 2014. Aerodynamic CFD Analysis on High-Lift Multi-Element Wing of Airbus A380. *International Journal of Research in Aeronautical and Mechanical Engineering*, II(3), pp. 175-185.
- Sukoco, 2015. Upaya Peningkatan Gaya Angkat pada Model Airfoil dengan Menggunakan Vortex Generator. *Jurnal Teknik*, 5(2), pp. 134-143.

- Sumadi, B. K., 2016. Statistik Perhubungan 2015 . Dalam: *Statistik Perhubungan 2015 Buku I*. Jakarta: Kementerian Perhubungan , p. 74.
- Syamsuar, S., Kusni, M., Suksmono, A. & Saputro, M. I. A., 2016. Analisis Flutter pada Uji Model Separuh Sayap Pesawat N219 di Terowongan Angin Kecepatan Rendah. *Jurnal Perhubungan Udara*, 42(4), pp. 165-172.
- Torenbeek, E., 1976. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. 1st penyunt. Rotterdam: Delft University Press.



LAMPIRAN

Lampiran 4.1 data hasil *coefficient lift*

Lampiran 4.1 a. Hasil koefisien *lift double slotted flap* dan *single slotted flap*

No	α (°)	α (rad)	CFx	CFy	Cl
1	0	0	0.098	0.973	0.926
2	4	0.070	-0.083	1.296	1.299
3	8	0.140	-0.342	1.567	1.599
4	12	0.209	-0.708	1.798	1.906
5	14	0.244	-0.898	1.848	2.010
6	16	0.279	-1.085	1.850	2.070
7	18	0.314	-1.188	1.730	2.012

Lampiran 4.1.b Hasil optimasi desain *airfoil single slotted flap*

Variabel	Gap	Overlap	Σ mesh	α (°)	α (rad)	CFx	Cfy	Cl
1	21	75	478601	16	0.279	-0.79	2.221	2.146
2	14	80	444944	16	0.279	-0.573	2.349	2.264
3	7	85	490923	16	0.279	-0.605	2.374	2.288
4	10	83	423675	16	0.279	-0.587	2.253	2.172
5	7	87	460646	16	0.279	-0.596	2.145	2.069

Lampiran 4.2 Perhitungan C_L dari hasil simulasi

Dimana:

$$C_{fy} = C_z, C_{fx} = C_x$$

$$C_{L(0)} = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha$$

$$= 0.973 \cdot \cos 0 - 0.098 \sin 0$$

$$= 0.973 \cdot 1 - 0.098 \cdot 0$$

$$= 0.973$$

$$C_{L(4)} = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha$$

$$= 1.296 \cos 0.070 - (-0.083) \sin 0.070$$

$$= 1.363 \cdot 0.999 - (-0.083) \cdot 0.0012$$

$$= 1.293 - (-0.00581)$$

$$= 1.299$$

$$C_{L(8)} = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha$$

$$= 1.576 \cos 0.140 - (-0.342) \sin 0.140$$

$$= 1.576 \cdot 0.990 - (-0.342) \cdot 0.140$$

$$= 1.552 - (-0.048)$$

$$= 1.599$$

$$C_{L(12)} = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha$$

$$= 1.567 \cos 0.209 - (-0.708) \sin 0.209$$

$$= 1.567 \cdot 0.978 - (-0.708) \cdot 0.207$$

$$= 1.759 - (-0.147)$$

$$= 1.906$$

$$C_{L(14)} = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha$$

$$= 1.848 \cos 0.244 - (-0.898) \sin 0.244$$

$$= 1.848 \cdot 0.970 - (-0.898) \cdot 0.242$$

$$= 1.793 - (-0.217)$$

$$= 2.010$$

$$C_{L(16)} = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha$$

$$= 1.850 \cos 0.279 - (-1.085) \sin 0.279$$

$$= 1.848 \cdot 0.961 - (-1.085) \cdot 0.275$$

$$= 1.778 - (-0.299)$$

$$= 2.077$$

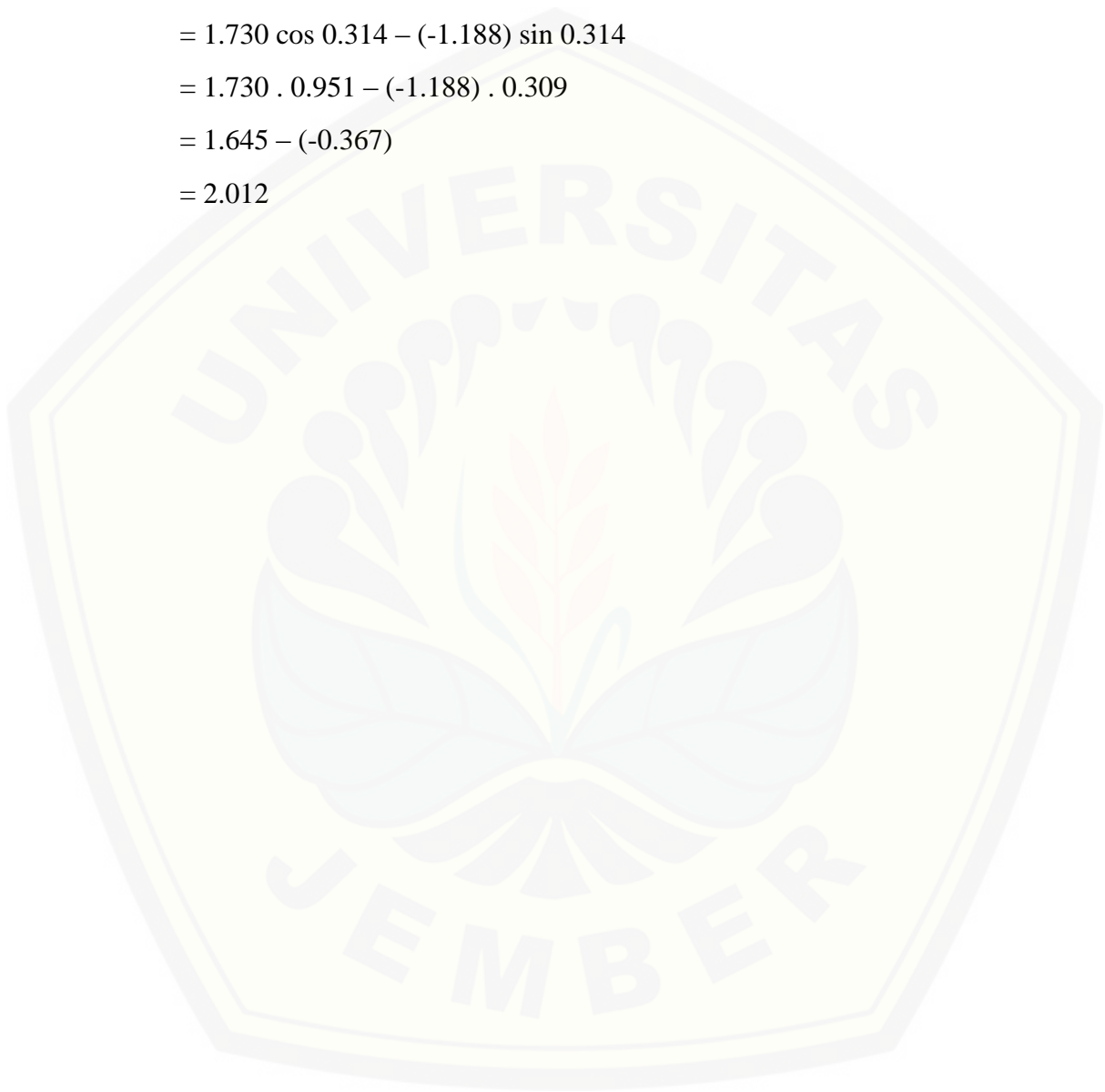
$$C_{L(18)} = C_z \cos \alpha - C_x \sin \alpha$$

$$= 1.730 \cos 0.314 - (-1.188) \sin 0.314$$

$$= 1.730 \cdot 0.951 - (-1.188) \cdot 0.309$$

$$= 1.645 - (-0.367)$$

$$= 2.012$$



Lampiran 4.3. Perhitungan luas penampang sayap pesawat N219

Berdasarkan desain dimensi pesawat N219 pada lampiran 4.6 dan lampiran 4.8 dapat dihitung luas sayap (*wing area*) sebagai berikut:

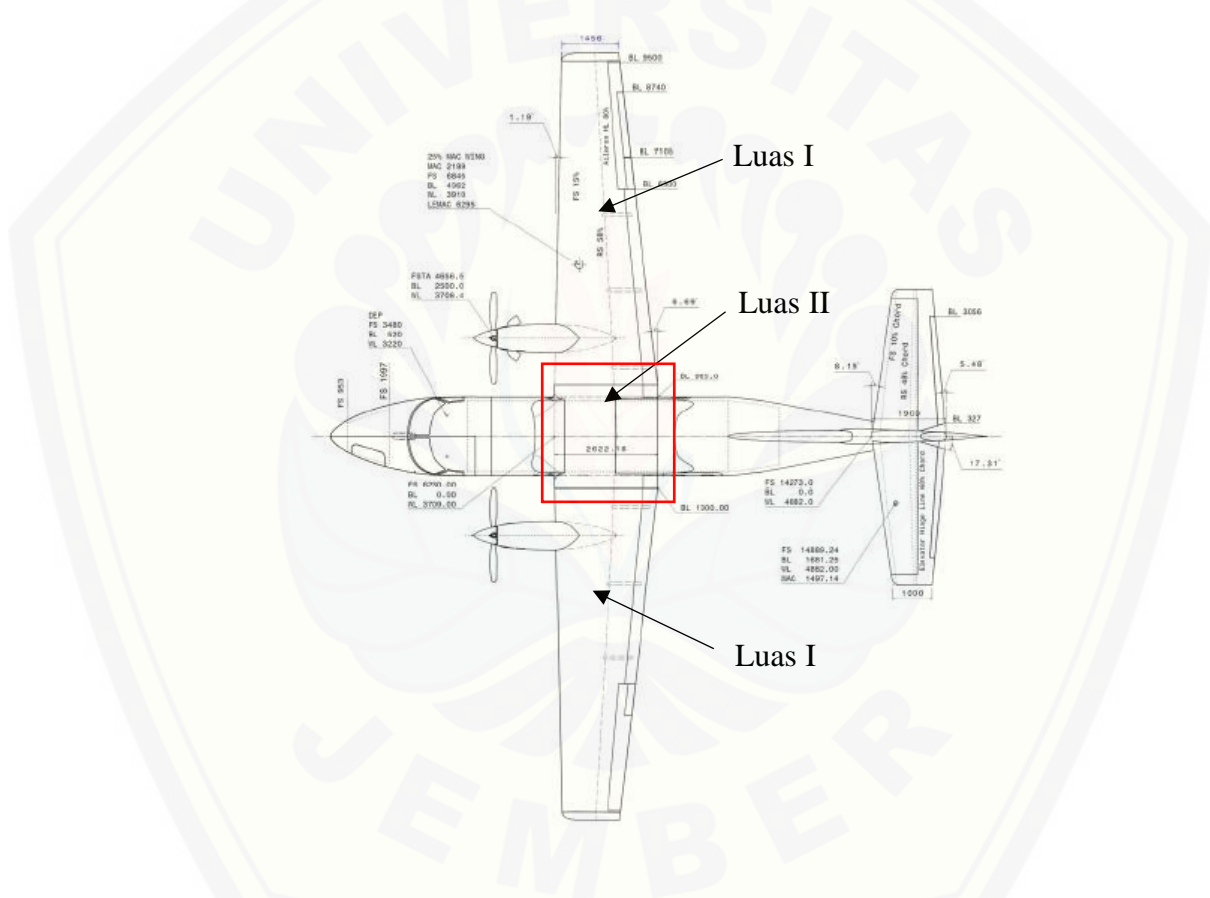
Diketahui:

Root = 2622.18 mm = 2.62218 m

Tip = 1456 mm = 1.456 m

Panjang *span* = 19500 mm = 19.5 m

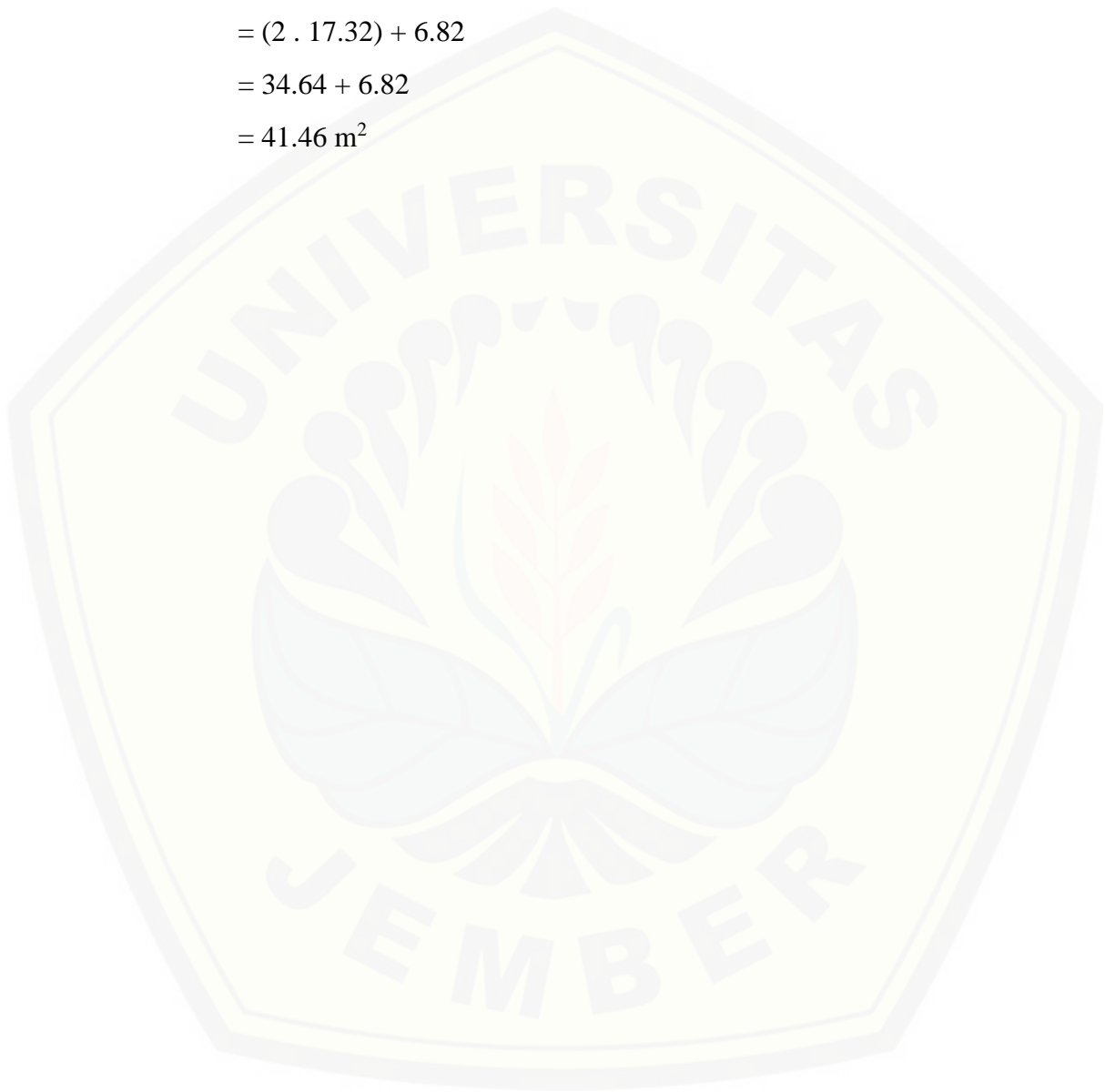
Lebar *fuselage* = 1300 mm = 1.3 m



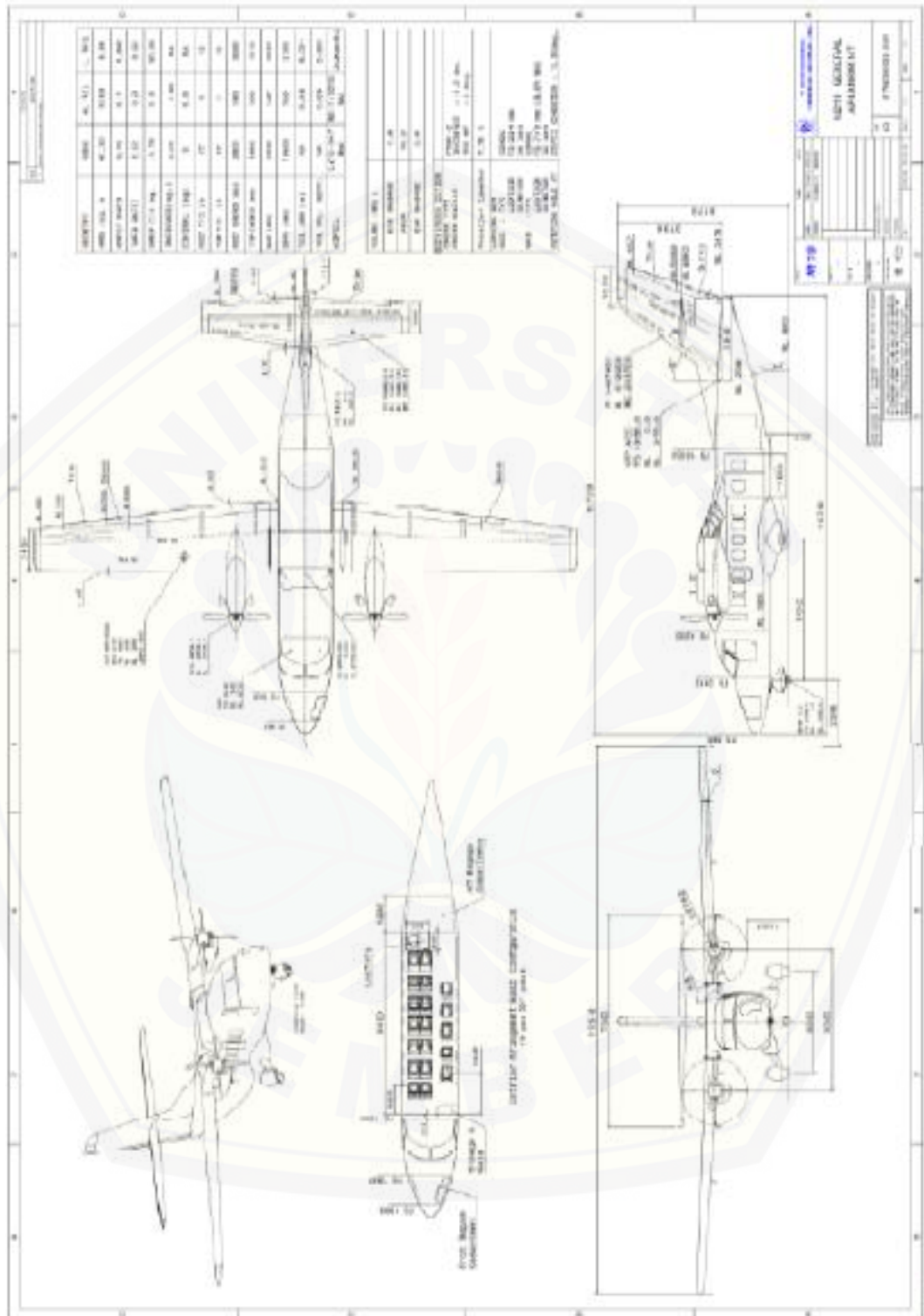
$$\begin{aligned}
 \text{Luas I} &= \frac{1}{2}(\text{root} + \text{tip}) \cdot (\text{panjang setengah span} - \text{lebar fuselage}) \\
 &= \frac{1}{2}(2.62218 + 1.456) \cdot (19.5/2 - 1.3) \\
 &= \frac{1}{2}(4.07818) \cdot (9.750 - 1.3) \\
 &= \frac{1}{2}(4.07818) \cdot (8.45) \\
 &= 17.23 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{Luas II} &= (2 \cdot \text{lebar fuselage}) \cdot \text{Root} \\ &= (2 \cdot 1.3) \cdot (2.62218) \\ &= 6.82 \text{ m}^2\end{aligned}$$

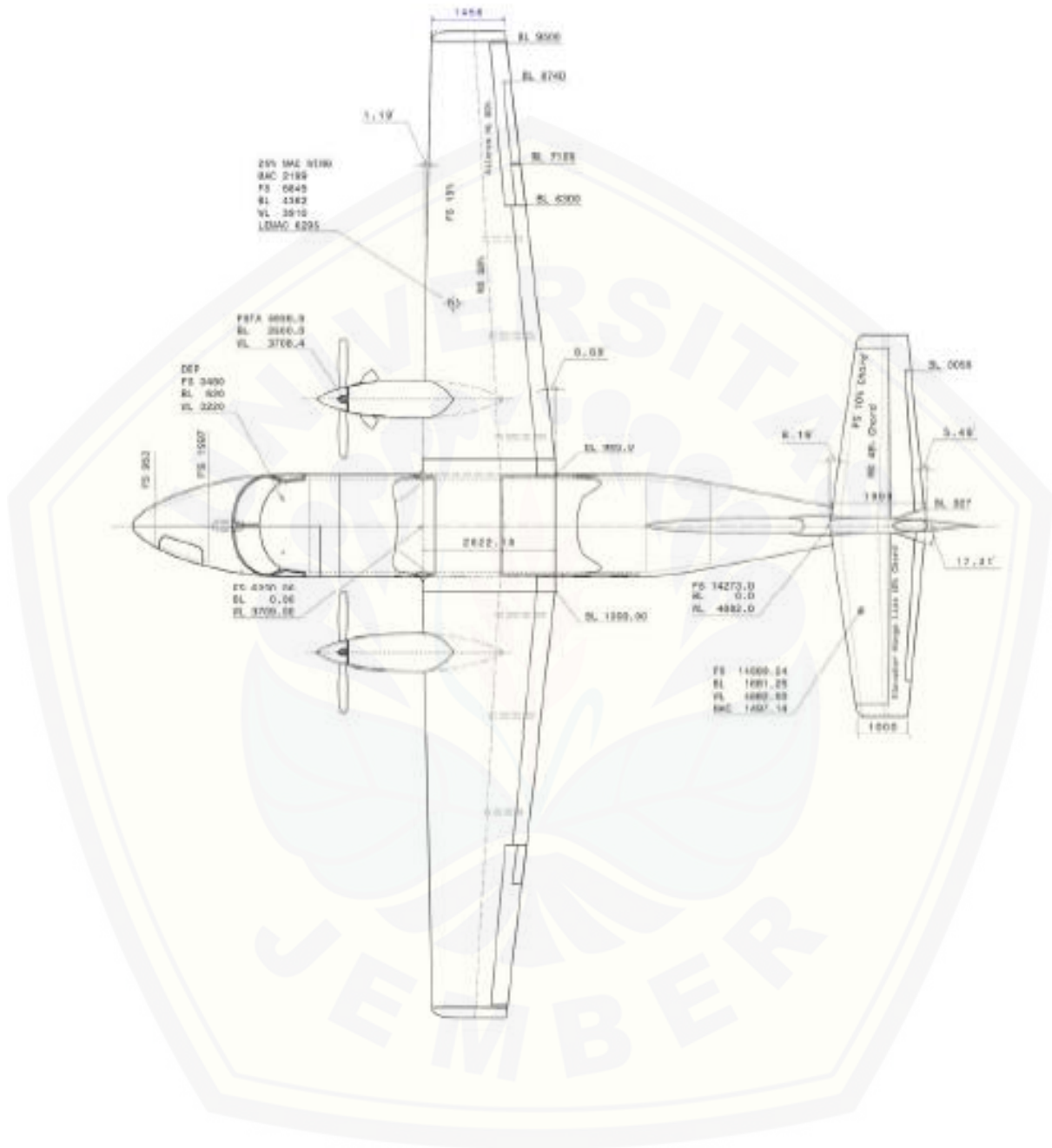
$$\begin{aligned}\text{Wing area} &= (2 \cdot \text{Luas I}) + \text{Luas II} \\ &= (2 \cdot 17.32) + 6.82 \\ &= 34.64 + 6.82 \\ &= 41.46 \text{ m}^2\end{aligned}$$



Lampiran 4.4. Desain pesawat N219



Lampiran 4.6. Lanjutan desain pesawat N219 tampak atas



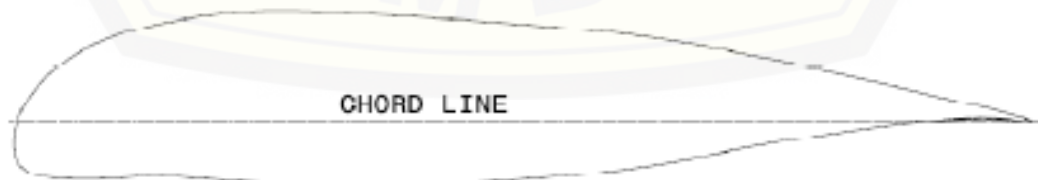
Lampiran 4.7. Tabel spesifikasi *wing geometry* dan *wing airfoil*

Wing Geometry

BASIC WING			
Plan form			
Wing area	S	Sq.m	41.50
Span	b	m	19.500
Aspect ratio	A		9.16
Taper ratio	λ		0.52
Chord at:			
Root	C_r	m	2.800
Tip	C_t	m	1.456
Thickness at:			
Root	t_r	%	17
Tip	t_t	%	17
MAC chord	C	m	2.199
Span wise MAC	Y	BL	4.362
25% MAC at X		FS	6.845
Dihedral external wing	Γ	deg	3
Wing incidence	i_w		2
Wing Sweep at:			
LE	Λ_{LE}	deg	1.191
25% chord	Λ_{25}	deg	-0.784
50% chord	Λ_{50}	deg	-2.757
TE	Λ_{TE}	deg	-6.679
Airfoil type			LS(1)-0417 MOD

Wing Air foil

LS(1)-0417 MOD 1B			
Lower		Upper	
X/C	Y/C	X/C	Y/C
0.000	-2.284	0.000	-2.284
0.150	-3.281	0.150	-1.133
0.200	-3.581	0.200	-0.786
0.250	-3.702	0.250	-0.636
0.500	-4.278	0.500	0.092
1.000	-4.756	1.000	1.036
1.250	-4.937	1.250	1.455
2.500	-5.392	2.500	2.991
5.000	-5.737	5.000	5.069
10.000	-5.709	10.000	7.643
15.000	-5.429	15.000	9.281
20.000	-5.885	20.000	10.250
25.000	-6.181	25.000	10.692
30.000	-6.329	30.000	10.665
35.000	-6.365	35.000	10.443
40.000	-6.299	40.000	10.148
45.000	-6.132	45.000	9.821
50.000	-5.849	50.000	9.453
55.000	-5.407	55.000	9.007
60.000	-4.757	60.000	8.436
65.000	-3.939	65.000	7.718
70.000	-3.042	70.000	6.864
75.000	-2.105	75.000	5.909
80.000	-1.210	80.000	4.899
85.000	-0.474	85.000	3.853
90.000	0.035	90.000	2.773
95.000	0.159	95.000	1.653
100.000	-0.354	100.000	0.378



Lampiran 4.8. Desain sayap pesawat N219 (potongan A-A untuk *airfoil*)

