



**KOMPARASI PERHITUNGAN *DRAG POLAR* PESAWAT N219
MENGUNAKAN METODE ROSKAM DAN *VORTEX LATTICE*
DENGAN HASIL UJI *WIND TUNNEL***

SKRIPSI

Oleh

Ibrahim Hanif

NIM 141910101088

PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS JEMBER

2018

HALAMAN JUDUL



**KOMPARASI PERHITUNGAN *DRAG POLAR* PESAWAT N219
MENGUNAKAN METODE ROSKAM DAN *VORTEX LATTICE*
DENGAN HASIL UJI *WIND TUNNEL***

SKRIPSI

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

Oleh

Ibrahim Hanif

NIM 141910101088

PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

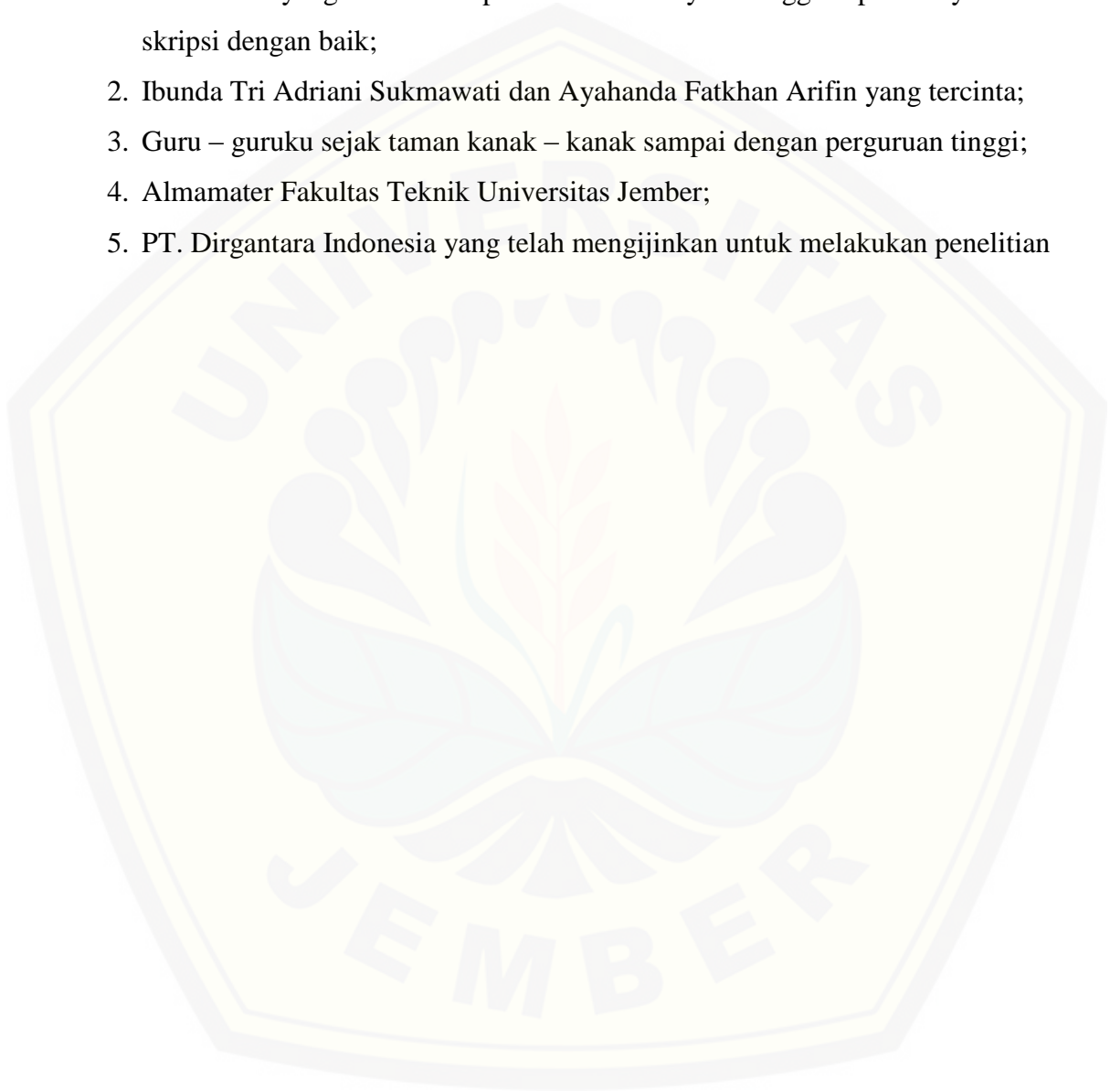
UNIVERSITAS JEMBER

2018

PERSEMBAHAN

Skripsi ini saya persembahkan untuk:

1. Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat-Nya sehingga dapat menyelesaikan skripsi dengan baik;
2. Ibunda Tri Adriani Sukmawati dan Ayahanda Fatkhan Arifin yang tercinta;
3. Guru – guruku sejak taman kanak – kanak sampai dengan perguruan tinggi;
4. Almamater Fakultas Teknik Universitas Jember;
5. PT. Dirgantara Indonesia yang telah mengizinkan untuk melakukan penelitian



MOTTO

“Barangsiapa yang besungguh-sungguh, sesungguhnya kesungguhan itu adalah untuk dirinya sendiri”

(Al-Ankabut: 6)

“Jadilah manusia yang pada kelahiranmu semua orang tertawa berbahagia, tetapi hanya kamu sendiri yang menangis, dan pada kematianmu semua orang bersedih tetapi hanya kamu yang tersenyum”

(Mahatma Gandhi)

“Aku adalah manusia biasa dan aku bukanlah manusia yang terbaik diantara kamu. Apabila kalian lihat perbuatanku benar, maka ikutilah aku. Tapi bila kalian lihat perbuatanku salah, maka betulkanlah”

(Abu Bakar As Siddiq)

PERNYATAAN

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

nama : Ibrahim Hanif

NIM : 141910101088

menyatakan dengan sesungguhnya bahwa karya ilmiah yang berjudul ” Komparasi Perhitungan *Drag Polar* Pesawat N219 Menggunakan Metode Roskam dan *Vortex Lattice* dengan Hasil Uji *Wind Tunnel*” 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 di kemudian hari pernyataan ini tidak benar.

Jember, 24 Januari 2018

Yang menyatakan,

Ibrahim Hanif
NIM 141910101088

SKRIPSI

**KOMPARASI PERHITUNGAN *DRAG POLAR* PESAWAT N219
MENGUNAKAN METODE ROSKAM DAN *VORTEX LATTICE*
DENGAN HASIL UJI *WIND TUNNEL***

Oleh

Ibrahim Hanif

NIM 141910101088

Pembimbing

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

Dosen Pembimbing Anggota : Dr. Nasrul Ilminnafik, S.T, M.T.

PENGESAHAN

Skripsi berjudul “Komparasi Perhitungan Drag Polar Pesawat N219 Menggunakan Metode Roskam dan *Vortex Lattice* Dengan Hasil Uji *Wind Tunnel*” karya Ibrahim Hanif telah diuji dan disahkan pada:

hari, tanggal : Rabu, 24 Januari 2018

tempat : Ruang Ujian II lantai 3 Gedung Dekanat

Pembimbing

Pembimbing I,

Pembimbing II,

Dr. Gaguk Jatisukanto, S.T., M.T.
NIP 19690209 199802 1 001

Dr. Nasrul Ilminnafik, S.T., M.T.
NIP 19711114 199903 1 002

Penguji

Penguji I,

Penguji II,

Santoso Mulyadi, S.T., M.T.
NIP 19700228 199702 1 001

Dr. Agus Triono, S.T., M.T.
NIP 19700807 200212 1 001

Mengesahkan,

Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember

Dr. Ir. Entin Hidayah, M.U.M
NIP 19661215 199503 2 001

RINGKASAN

Komparasi Perhitungan *Drag Polar* Pesawat N219 Menggunakan Metode Roskam dan *Vortex Lattice* Dengan Hasil Uji *Wind Tunnel*; Ibrahim Hanif, 082335426996; 2018: 76 halaman; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia. Luas wilayah laut Indonesia 5.900.000 km², terdiri dari 2.700.000 km² perairan zona ekonomi eksklusif (ZEE) dan 3.200.000 km² perairan teritorial. Luas tersebut belum termasuk landas kontinen. Badan Pusat Statistik Republik Indonesia tahun 2016 menginformasikan terdapat 17.504 pulau. Jumlah pulau di perbatasan negara terdapat 92 buah. Pulau terluar dari negara harus dijaga keberadaannya karena menyangkut kedaulatan negara.

Pesawat terbang adalah alat transportasi penghubung antar pulau. Jenis penerbangan yang sesuai untuk menghubungkan wilayah antar pulau di Indonesia adalah penerbangan perintis. Pemerintah menerbitkan Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 9 tahun 2016 tentang Kriteria dan Penyelenggaraan Kegiatan Angkutan Udara Perintis. Penetapan ini dilakukan guna mewujudkan angkutan perintis udara yang dapat menghubungkan daerah terpencil, daerah tertinggal, daerah yang belum terlayani oleh moda transportasi lain serta mendorong pertumbuhan dan pengembangan wilayah guna mewujudkan stabilitas, pertahanan dan keamanan negara.

Pesawat N219 dibuat oleh PT. Dirgantara Indonesia untuk penerbangan perintis dan memiliki kecepatan *subsonic*. Tujuan pembuatan pesawat ini yaitu dapat membawa penumpang menuju wilayah yang tidak dapat dijangkau oleh pesawat komersial biasa. Pesawat N219 dirancang untuk dapat *take off* dan *landing* pada landasan darurat (tidak beraspal) dan lintasan yang pendek. Penumpang yang dapat diangkut oleh pesawat ini berjumlah 19 orang. Kecepatan maksimum yang dimiliki pesawat sebesar 213 *knots* dengan daya jelajah 1580 *nautical miles*.

Perhitungan *drag polar* pada fase perancangan awal pesawat terbang (*preliminary*) diperlukan untuk mengetahui performa pesawat yang diinginkan. Gaya hambat yang dihasilkan dari pengaruh gaya angkat (*induced drag*) merupakan salah satu faktor penting untuk mencari nilai C_D berdasarkan dari nilai C_L . Pengaruh sudut flap yang berbeda dapat menghasilkan C_D dan C_L yang berbeda.

Penelitian bertujuan membandingkan *drag polar* dengan perhitungan teoritis dan hasil uji eksperimental. Kekurangan penelitian sebelumnya yaitu tidak adanya variasi sudut flap dalam pengujian. Perubahan sudut flap dapat menunjukkan karakteristik aerodinamika pesawat untuk satu siklus terbang.

Coefficient drag minimum ($C_{D \min}$) hasil simulasi VLAERO+ menghasilkan nilai $C_{D \min}$ sebesar 0,0056 pada defleksi flap 0° selisih 0,035 lebih kecil dari hasil *wind tunnel*, pada defleksi flap 10° sebesar 0,021 selisih 0,0304 lebih kecil dari hasil *wind tunnel*, dan 0,074 pada defleksi flap 30° dengan selisih nilai 0,02 lebih kecil dari hasil *wind tunnel*. Hasil *zero lift drag coefficient* ($C_{D 0}$) pada defleksi (δ) flap $0^\circ = 0,058$, defleksi (δ) flap $10^\circ = 0,064$, dan defleksi (δ) flap $30^\circ = 0,083$.

Peningkatan sudut serang menambah nilai *coefficient lift* (C_L) dan *coefficient drag* (C_D) pada pesawat terbang. *Coefficient drag minimum* ($C_{D \min}$) terdapat pada sudut serang (α) 0° , sedangkan *coefficient drag maximum* ($C_{D \max}$) terdapat pada sudut serang (α) 18° . Nilai *coefficient lift minimum* ($C_{L \min}$) terdapat pada sudut serang (α) 0° dan nilai *coefficient lift maximum* ($C_{L \max}$) terdapat pada sudut serang (α) 18° .

SUMMARY

Indonesia is the biggest archipelago country in the world. Total area of the Indonesian sea is 5,900,000 km², comprising 2,700,000 km² of exclusive economic zone (ZEE) and 3,200,000 km² territorial waters. The area does not include the continental shelf. The Central Bureau of Statistics of the Republic of Indonesia in 2016 informs that there are 17,504 islands. Amount of islands on the outer of the country there are 92 islands. The outer island of the state must be preserved because it involves the sovereignty of the state.

Aircraft is one of transportation to connect between islands. The appropriate type of flight to connect inter-island areas in Indonesia is a pioneer flight. The Government issues Regulation of the Minister of Transportation No. 9 of 2016 on Criteria and Implementation of Pioneer Air Transport Activities. This determination is made in order to realize the pioneering air transport that can connect remote areas, underdeveloped regions, areas not served yet by other modes of transportation and encourage the growth and development of the region in order to realize the stability, defense and security of the country.

Aircraft N219 made by PT. Dirgantara Indonesia for pioneer flights and has subsonic speed. The purpose of making this aircraft that can bring passengers to areas that can not be reached by regular commercial aircraft. The N219 is designed to take off and landing on emergency (unpaved) and short tracks. Passengers that can be transported by this aircraft amounted to 19 people. The maximum speed the aircraft possesses is 213 knots with a cruising range of 1580 nautical miles.

Drag polar calculation in the preliminary design phase is required to determine aircraft performance. Inhibitory force generated from the influence of the lift (induced drag) is one of the important factors to find the value of CD based on CL value. The effect of different flap angles can result in different CD and CL.

The aim of this study was to compare drag polar with theoretical calculations and experimental test results. The previous research deficiency is the

absence of flap angle variation in the test. Flap angle changes can show the aircraft aerodynamic characteristics for one cycle flying.

The minimum drag coefficient ($C_{D \min}$) from VLAERO + simulation resulted in a $C_{D \min}$ value of 0,0056 at 0° flap deflection 0,035 less than the wind tunnel result, on a 10° flap deflection 0,021 difference 0,0304 smaller than wind tunnel yield, and 0.074 on a 30° flap deflection with a difference of 0,02 less than wind tunnel. Result of zero lift drag coefficient ($C_{D 0}$) on deflection (δ) flap $0^\circ = 0,058$, deflection (δ) flap $10^\circ = 0,064$, and deflection (δ) flap $30^\circ = 0,083$.

Increasing angle of attack will increase the value of coefficient lift (C_L) and coefficient drag (C_D) on an aircraft. The minimum drag coefficient ($C_{D \min}$) occur at angle of attack (α) 0° , while maximum coefficient drag ($C_{D \max}$) occur at angle of attack (α) 18° . The minimum lift coefficient ($C_{L \min}$) occur at the angle of attack (α) 0° and the maximum lift coefficient ($C_{L \max}$) occur at the angle of attack (α) 18° .

PRAKATA

Puji dan syukur kehadiran Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Komparasi Perhitungan *Drag Polar* Pesawat N219 Menggunakan Metode Roskam dan *Vortex Lattice* Dengan Hasil Uji *Wind Tunnel*”. Skripsi ini disusun guna memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S1) di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Jember.

Proses penelitian dan penyusunan skripsi ini tidak lepas dari dukungan dan bantuan berbagai pihak. Oleh karena itu penulis mengucapkan 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
3. Bapak Hary Sutjahjono, S.T, M.T., selaku Ketua Program Studi S1 Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember
4. Bapak Dr. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T. selaku Dosen Pembimbing Utama
5. Bapak Dr. Nasrul Ilminnafik, S.T., M.T. selaku Dosen Pembimbing Anggota
6. Bapak Imam Salahudin, S.T., M.T. selaku Dosen Pembimbing Akademik
7. Bapak Junitu D. Tikupasang selaku Manajer Divisi Aerodinamik PT. Dirgantara Indonesia
8. Bapak Gembong Djoni Putranto selaku Pembimbing Lapangan di PT. Dirgantara Indonesia
9. Ayah, Ibu, Adik-adik, dan keluarga yang telah memberikan dukungan
10. 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
MOTTO.....	iii
PERNYATAAN.....	iv
HALAMAN PEMBIMBINGAN.....	v
PENGESAHAN.....	vi
RINGKASAN	vii
SUMMARY.....	ix
PRAKATA.....	xi
DAFTAR ISI.....	x
DAFTAR GAMBAR.....	xiii
DAFTAR SIMBOL.....	xiv
DAFTAR LAMPIRAN.....	xvii
BAB 1. PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan	3
1.5 Manfaat	3
1.6 Hipotesis	4
BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 Gaya Aerodinamika	5
2.2 <i>Drag Force</i>	6
2.3 Metode <i>Drag Breakdown</i>	7
2.3.1 Pemodelan <i>Drag</i> untuk Perhitungan Performa	7
2.4 Metode Prediksi <i>Drag Polar</i>	9

2.4.1	Prediksi <i>Wing Drag Coefficient</i>	9
2.4.2	Prediksi <i>Fuselage Drag Coefficient</i>	11
2.4.3	Prediksi <i>Empennage Drag Coefficient</i>	13
2.4.4	Prediksi <i>Nacelle Drag Coefficient</i>	14
2.4.5	Prediksi <i>Landing Gear Drag</i>	16
2.4.6	Prediksi <i>Flap Drag</i>	17
2.5	<i>Flap</i>	17
BAB 3. METODE PENELITIAN		20
3.1	Metode Penelitian	20
3.2	Waktu dan Tempat Penelitian	20
3.3	Alat dan Bahan Penelitian	20
3.3.1	Alat	20
3.3.2	Bahan	20
3.4	Prosedur Penelitian	21
3.5	Pelaksanaan Penelitian	21
3.5.1	Penetapan Variabel Bebas dan Variabel Terikat	21
3.5.2	Persiapan Alat dan Bahan	22
3.5.3	Pengumpulan Data	22
3.5.4	Proses Perhitungan	22
3.5.5	Proses Simulasi	23
3.5.6	Perbandingan Hasil Perhitungan Fase Konsep dan Fase Eksperimental	23
3.6	Pemilihan Parameter	23
3.7	Diagram Alir Penelitian	24
BAB 4. PEMBAHASAN		25
4.1	Perhitungan <i>Wing Zero Lift Drag Coefficient</i>	25
4.2	Perhitungan <i>Fuselage Zero Lift Drag Coefficient</i>	25
4.3	Perhitungan <i>Empennage Zero Lift Drag Coefficient</i>	29
4.3.1	<i>Horizontal Stabilizer</i>	29

4.3.2	<i>Vertical Stabilizer</i>	29
4.4	Perhitungan <i>Nacelle Zero Lift Drag Coefficient</i>	30
4.5	Perhitungan <i>Landing Gear Drag Coefficient</i>	31
4.6	Perhitungan <i>Flap Zero Lift Drag Coefficient</i>	32
4.6.1	Defleksi <i>Flap</i> 0°	32
4.6.2	Defleksi <i>Flap</i> 10°	33
4.6.3	Defleksi <i>Flap</i> 30°	33
4.7	<i>Zero-Lift Drag Coefficient</i> Pesawat Terbang	33
4.8	Simulasi <i>Induced Drag</i> Pesawat	34
4.9	Perbandingan Perhitungan <i>Drag Polar</i> dengan Uji <i>Wind Tunnel</i> ...	39
BAB 5. PENUTUP		44
5.1	Kesimpulan	44
5.2	Saran	44
DAFTAR PUSTAKA		45
LAMPIRAN		47

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Gaya Aerodinamika.....	5
Gambar 2.2 Karakteristik Aliran Udara pada Airfoil	6
Gambar 2.3 Diagram Total Drag	7
Gambar 2.4 Drag Polar McDonnell Douglas F4C	8
Gambar 2.5 Grafik Lifting Surface Correction Factor	10
Gambar 2.6 Parameter Letak Ketebalan Airfoil	11
Gambar 2.7 Parameter Fuselage	12
Gambar 2.8 Definisi Nacelle Incidence Angle	15
Gambar 2.9 Contoh Nacelle Upwash dan Nacelle Downwash	15
Gambar 2.10 Gaya Hambat Landing Gear untuk Unretractable Gears	16
Gambar 2.11 Drag Coefficient Untuk Roda dengan Fairing	16
Gambar 2.12 Plain Flap	17
Gambar 2.13 Split Flap	18
Gambar 2.14 Slotted Flap	18
Gambar 2.15 Fowler Flap	19
Gambar 4.1 Desain roda pada fuselage	32
Gambar 4.2 Model Pesawat N219 pada VLAERO+	34
Gambar 4.3 Perbandingan Tekanan pada Flap 0°	35
Gambar 4.4 Perbandingan Tekanan pada Flap 10°	36
Gambar 4.5 Perbandingan Tekanan pada Flap 30°	37
Gambar 4.6 Drag Polar Hasil Simulasi Vortex Lattice dan Roskam.....	39
Gambar 4.7 Perbandingan CL dan CD simulasi Vortex Lattice dan Roskam dengan wind tunnel dengan kondisi flap 0°	41
Gambar 4.8 Perbandingan CL dan CD simulasi Vortex Lattice dan Roskam dengan wind tunnel dengan kondisi flap 10°	41
Gambar 4.9 Perbandingan CL dan CD simulasi Vortex Lattice dan Roskam dengan wind tunnel dengan kondisi flap 30°	41
Gambar 4.10 Perbandingan Drag Polar Simulasi Vortex Lattice dan Roskam dengan Wind Tunnel pada Variasi Defleksi Flap 0°, 10°, 30°	43

DAFTAR SIMBOL

Simbol	Keterangan	Satuan
A	= Aspek rasio sayap	-
α	= sudut serang	$^{\circ}$
b_t	= Lebar roda	m
C_D	= <i>Drag Coefficient</i>	-
$C_{D \min}$	= <i>Drag Coefficient minimum</i>	-
C_{D0}	= <i>Zero-lift drag coefficient</i>	-
$C_{D0 \text{ wing}}$	= <i>wing zero-lift drag coefficient</i>	-
$C_{D0 \text{ fuselage}}$	= <i>fuselage zero-lift drag coefficient</i>	-
$C_{DL \text{ wing}}$	= <i>wing drag coefficient due to lift</i>	-
$C_{DL \text{ fuselage}}$	= <i>fuselage drag coefficient due to lift</i>	-
$C_{db \text{ fuse}}$	= <i>fuselage base-drag coefficient</i>	-
$C_{dnose \text{ fuse}}$	= <i>Coefficient drag pada bagian depan fuselage</i>	-
$C_{dmain \text{ fuse}}$	= <i>Coefficient drag pada bagian utama fuselage</i>	-
$C_{daft \text{ fuse}}$	= <i>Coefficient drag pada bagian belakang fuselage</i>	-
$C_{D \text{ nacelle}}$	= <i>Drag coefficient nacelle</i>	-
$(C_{D0 \text{ empennage}})_i$	= <i>empennage zero-lift drag coefficient dari setiap permukaan bagian</i>	-
$(C_{DL \text{ empennage}})_i$	= <i>empennage drag coefficient due to lift dari setiap permukaan bagian</i>	-
C_{dc}	= <i>eksperimental steady state cross-flow drag</i>	-
$C_{D0 \text{ landing gear}}$	= <i>Zero lift drag coefficient of landing gear</i>	-
C_{f_w}	= <i>Turbulent flat plate friction coefficient</i>	-
$C_{f_{\text{fuse}}}$	= <i>turbulent flat plate skin-friction coefficient fuselage</i>	-
$C_{f \text{ nacelle}}$	= <i>Friction coefficient nacelle</i>	-

C_L	= <i>Lift Coefficient</i>	-
$C_{L\ min}$	= <i>Lift Coefficient minimum</i>	-
D	= <i>Aircraft Drag</i>	N
D_t	= <i>Diameter roda</i>	m
e	= <i>Span efficiency factor</i>	-
e_t	= <i>Wing twist angle</i>	°
e_n	= <i>Nacelle upwash or downwash angle</i>	°
i_n	= <i>Nacelle incidence angle</i>	°
L'	= <i>Parameter lokasi ketebalan airfoil</i>	-
ρ	= <i>Densitas Udara</i>	kg/m ³
p	= <i>Faktor variasi gaya hambat roda terhadap gaya angkat</i>	-
q	= <i>tekanan dinamik aliran bebas</i>	kg/m s ²
R_{wf}	= <i>Wing/fuselage interference factor</i>	-
R_{LS}	= <i>Lifting surface correction factor</i>	-
S	= <i>Area Sayap</i>	m ²
S_{fuse}	= <i>Fuselage area</i>	m ²
$S_{b\ fuselage}$	= <i>area base fuselage</i>	m ²
$S_{plf_{fuselage}}$	= <i>fuselage planform area</i>	m ²
$S_{landing\ gear}$	= <i>Area landing gear</i>	m ²
$S_{wet_{fuse}}$	= <i>wetted area fuselage</i>	m ²
$S_{wet_{wing}}$	= <i>Wetted wing area</i>	m ²
$S_{wet\ nacelle}$	= <i>Wetted area nacelle</i>	m ²
$\frac{t}{c}$	= <i>Rasio ketebalan airfoil</i>	-
U_1	= <i>Steady State Airpeed</i>	km/h
v	= <i>induced drag factor due to linear twist</i>	-
w	= <i>zero-lift drag factor due to linear twist</i>	-
μ	= <i>rasio drag finite cylinder dan infinite cylinder</i>	-
$\Delta C_{D_{Prof\ flap}}$	= <i>Flap profile drag increment</i>	-
$\Delta C_{D_i\ flap}$	= <i>Induced drag flap</i>	-

- $\Delta C_{D_{int\ flap}}$ = *Interference drag increment* -
- $\Delta C_{D_p} \lambda_{c/4=0}$ = Peningkatan profil gaya hambat disebabkan flap -
- $\lambda_{c/4=0}$ = *Wing quarter chord sweep angle* -



DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 7.1 Desain Pesawat N219	47
Lampiran 7.2 Tampak Atas Desain Pesawat N219.....	48
Lampiran 7.3 Desain Fuselage Pesawat N219	49
Lampiran 7.4 Tampak Depan Pesawat N219.....	50
Lampiran 7.5 Tampak Samping Pesawat N219	51
Lampiran 7.6 Desain Sayap dan Airfoil Pesawat N219.....	52
Lampiran 7.7 Desain Fuselage Pesawat N219	53
Lampiran 7.8 Desain Airfoil Horizontal Stabilizer Pesawat N219.....	54
Lampiran 7.9 Desain Airfoil Vertical Stabilizer Pesawat N219	55
Lampiran 7.10 Tabel Hasil Perhitungan dan Simulasi.....	56
Lampiran 7.11 Hasil Simulasi Vortex Lattice.....	58

BAB 1. PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia. Luas wilayah laut Indonesia 5.900.000 km², terdiri dari 2.700.000 km² perairan zona ekonomi eksklusif (ZEE) dan 3.200.000 km² perairan teritorial. Luas tersebut belum termasuk landas kontinen (Perpres, 2017). Badan Pusat Statistik Republik Indonesia tahun 2016 menginformasikan terdapat 17.504 pulau. Jumlah pulau di perbatasan negara terdapat 92 buah. Pulau terluar dari negara harus dijaga keberadaannya karena menyangkut kedaulatan negara (Siregar, 2008).

Pesawat terbang adalah alat transportasi penghubung antar pulau. Jenis penerbangan yang sesuai untuk menghubungkan wilayah antar pulau di Indonesia adalah penerbangan perintis (Gunawan dan Sukhairi, 2011). Pemerintah menerbitkan Peraturan Menteri Perhubungan Nomor PM 9 tahun 2016 tentang Kriteria dan Penyelenggaraan Kegiatan Angkutan Udara Perintis. Penetapan ini dilakukan guna mewujudkan angkutan perintis udara yang dapat menghubungkan daerah terpencil, daerah tertinggal, daerah yang belum terlayani oleh moda transportasi lain serta mendorong pertumbuhan dan pengembangan wilayah guna mewujudkan stabilitas, pertahanan dan keamanan negara. Pesawat yang melayani penerbangan perintis berjumlah 192 rute yang tersebar di seluruh Indonesia. Program penerbangan perintis meliputi angkutan penumpang, angkutan kargo, dan angkutan bahan bakar minyak (Kementerian Perhubungan, 2017).

Pesawat N219 dibuat oleh PT. Dirgantara Indonesia untuk penerbangan perintis dan memiliki kecepatan *subsonic*. Tujuan pembuatan pesawat ini yaitu dapat membawa penumpang menuju wilayah yang tidak dapat dijangkau oleh pesawat komersial biasa. Pesawat N219 dirancang untuk dapat *take off* dan *landing* pada landasan darurat (tidak beraspal) dan lintasan yang pendek (BPPT, 2017). Penumpang yang dapat diangkut oleh pesawat ini berjumlah 19 orang. Kecepatan maksimum yang dimiliki pesawat sebesar 213 *knots* dengan daya jelajah 1580 *nautical miles*. Pesawat ini dapat beroperasi tanpa *ground support equipment* untuk

menyalakan mesinnya. Perawatan dapat dilakukan dengan harga yang murah karena dibuat di Indonesia (Dokumen PT. Dirgantara Indonesia)

Husnayati dan Moelyadi, (2013) menganalisis tentang perbedaan aspek rasio pada sayap pesawat CN-235 terhadap grafik *drag polar* yang dihasilkan menggunakan *software* ANSYS Fluent. Penambahan aspek rasio pada sayap dapat menyebabkan kenaikan efisiensi aerodinamik. Aspek rasio dengan nilai yang semakin tinggi dapat menambah *coefficient lift* dan mengurangi *coefficient drag*. Kenaikan efisiensi aerodinamik ini menyebabkan pesawat daya jelajah yang lebih jauh dan juga jarak take off yang berkurang.

Boucher dan Guillot, (2012) mengkomparasi perhitungan *drag polar* teoritis dan eksperimental pada pesawat F-16 Falcon. Perhitungan teoritis berdasarkan buku “*Fundamentals of Aircraft and Airship Design*” yang ditulis oleh L.M. Nicolai. Variasi yang digunakan yaitu kecepatan aliran udara pada permukaan pesawat dan sudut serang pesawat terhadap *coefficient lift* (C_L) dan *coefficient drag* (C_D). Hasil yang diperoleh pada perhitungan teoritis menunjukkan bahwa grafik *drag polar* hampir tidak dipengaruhi oleh perbedaan *reynold number* ketika pesawat berada kecepatan *subsonic*. Hasil pengujian terowongan angin (*wind tunnel*) dibandingkan dengan perhitungan teoritis menunjukkan bahwa kurva *drag polar* memiliki bentuk yang hampir sama, tetapi menunjukkan nilai C_D dan C_L yang berbeda.

Perhitungan *drag polar* pada fase perancangan awal pesawat terbang (*preliminary*) diperlukan untuk mengetahui performa pesawat yang diinginkan. Gaya hambat yang dihasilkan dari pengaruh gaya angkat (*induced drag*) merupakan salah satu faktor penting untuk mencari nilai C_D berdasarkan dari nilai C_L . Pengaruh sudut flap yang berbeda dapat menghasilkan C_D dan C_L yang berbeda.

Penelitian bertujuan membandingkan *drag polar* dengan perhitungan teoritis dan hasil uji eksperimental. Kekurangan penelitian sebelumnya yaitu tidak adanya variasi sudut flap dalam pengujian. Perubahan sudut flap dapat menunjukkan karakteristik aerodinamika pesawat untuk satu siklus terbang.

1.2 Rumusan Masalah

Rumusan Masalah pada penelitian ini yaitu:

1. Bagaimana perbandingan *coefficient drag minimum* ($C_{D \min}$) antara hasil perhitungan dan simulasi dengan uji eksperimental?
2. Bagaimana pengaruh defleksi *flap* terhadap karakteristik aerodinamika pesawat N219?
3. Bagaimana pengaruh sudut serang pesawat terhadap karakteristik aerodinamik pada pesawat N219?

1.3 Batasan Masalah

Penelitian ini memiliki beberapa batasan masalah, diantaranya sebagai berikut:

1. Pengaruh arah angin diabaikan.
2. Aliran udara laminar
3. Ketinggian terbang jelajah (*cruise*) konstan.
4. Kondisi terbang pesawat stabil tanpa pengontrol kestabilan (*untrim*).

1.4 Tujuan

Tujuan penelitian ini untuk mendapatkan nilai-nilai yang dibutuhkan dalam proses perancangan pesawat, diantaranya sebagai berikut:

1. Mencari selisih nilai *coefficient drag minimum* ($C_{D \min}$) hasil simulasi dan uji eksperimental
2. Mencari nilai *zero-lift drag coefficient* (C_{D0}) dengan variasi sudut flap 0° , 10° , 30°
3. Mencari pengaruh nilai *coefficient lift* (C_L) dan *coefficient drag* (C_D) pada variasi sudut serang 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18°

1.5 Manfaat

Manfaat yang dapat diambil dari penelitian ini adalah:

1. Nilai C_D dan C_L dengan variasi defleksi *flap* berguna untuk menentukan posisi *flap* yang digunakan pada pesawat N219.
2. Memberikan *problem solving* pada pesawat N219 dalam menentukan sudut *flap* yang digunakan.

3. Ikut mengembangkan pesawat perintis di Indonesia.
4. Memberikan kontribusi penelitian dalam bidang kedirgantaraan.

1.6 Hipotesis

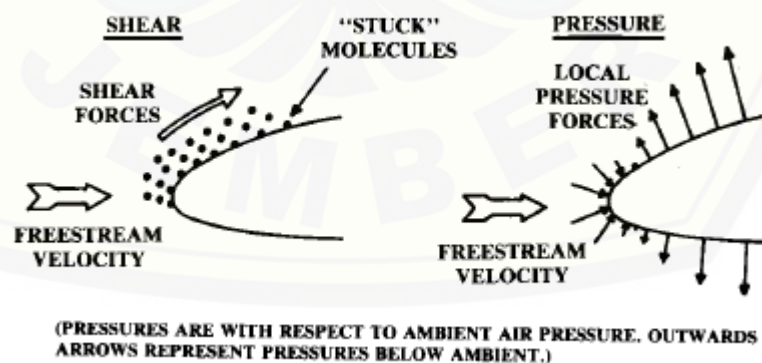
Simulasi merupakan percobaan dengan nilai parameter dianggap ideal, sehingga *coefficient drag minimum* akan lebih kecil daripada uji eksperimental. Perubahan sudut defleksi *flap* menambah luas area sayap pesawat yang menyebabkan peningkatan karakteristik aerodinamika pesawat. Area sayap yang luas meningkatkan *coefficient lift* dan *coefficient drag*. Sudut serang tinggi mempengaruhi aliran udara bertekanan tinggi pada bagian bawah *airfoil* sayap. Area udara bertekanan tinggi pada permukaan bawah *airfoil* yang semakin luas menambah *coefficient lift* pada pesawat.

BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Gaya Aerodinamika

Pesawat saat sedang terbang mendapatkan gaya yang berasal dari udara. Molekul udara akan mengalir pada permukaan pesawat. Molekul yang paling dekat dengan permukaan pesawat akan bergerak mengikuti arah pesawat (Cook, 2013). Hal ini menimbulkan gesekan antar molekul yang berada di permukaan pesawat dan yang lebih jauh dari permukaan. Viskositas udara mempengaruhi deformasi geser yang terjadi, yang mana gesekan antar molekul udara ini menyebabkan *drag* pada pesawat (Raymer, 1992:258).

Molekul udara yang saling bergesekan dengan rasi dinamakan *laminar flow*, sedangkan jika alirannya acak dinamakan *turbulent flow*. Turbulent flow menghasilkan lapisan batas udara yang lebih tebal yang menandakan molekul udara terhambat sepanjang permukaan pesawat dan menghasilkan *skin-friction drag* yang lebih besar. Aliran udara sepanjang permukaan yang halus dapat berubah menjadi *turbulent* ketika *Reynolds number* mencapai sekitar setengah juta, tetapi *turbulent* dapat terjadi pada *Reynolds number* yang lebih rendah jika terdapat kekasaran permukaan yang besar. *Turbulent* juga dapat terjadi akibat bentuk permukaan yang melengkung (Raymer, 1992:258).



Gambar 2.1 Gaya Aerodinamika (Raymer, 1992)

Aerodinamika pesawat juga dijelaskan oleh hukum Bernoulli yang mengatakan bahwa jumlah tekanan, energi kinetic persatuan volume dan energi potensial persatuan volume memiliki nilai yang sama sepanjang garis lurus. Bernoulli juga mengatakan bahwa tekanan akan menurun jika aliran fluida bergerak lebih cepat. Rumus Bernoulli dinyatakan sebagai berikut (Harahap Y dan Sasongko H, 2003) :

$$p_1 + \rho gh + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = p_2 + \rho gh + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad (2.1)$$

2.2 Drag Force

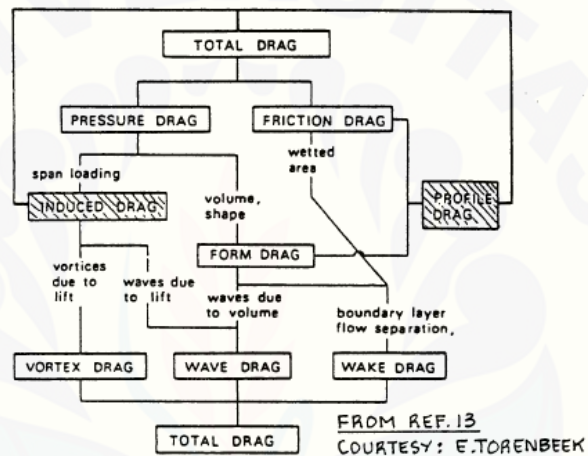
Gaya hambat total pada pesawat didefinisikan dengan jumlah dari *zero-lift drag* dan *drag due to lift*. *Zero-lift drag* pesawat didapatkan dari jumlah *skin friction drag* dan *pressure drag*. *Skin friction drag* disebabkan tegangan geser antara lapisan tipis pada udara yang berdekatan pada permukaan pesawat. Lapisan udara ini dinamakan *boundary layer*. Hal ini muncul dari nilai viskositas udara yang mana menghambat pesawat untuk melewatinya. Besarnya ketahanan viskositas ini bergantung pada aliran lapisan batas dalam kondisi *laminar* atau *turbulent*. Kondisi *boundary layer* laminar atau *turbulent* bergantung pada nilai Reynolds number, distribusi tekanan dan kekasaran permukaan (Torenbeek, 1976).



Gambar 2.2 Karakteristik Aliran Udara pada Airfoil (Gudmundsson, 2014)

Pressure drag disebabkan oleh jarak ketebalan *boundary layer*, yang mana mencegah kembalinya tekanan penuh pada *trailing edge*. Selama lapisan batas tetap berdekatan, maka *pressure drag* cenderung kecil pada penerbangan *subsonic*. Saat *boundary layer* terpecah maka *pressure drag* akan menjadi besar (Gudmundsson, 2014).

Menurut Torenbeek (1976), *drag due to lift* merupakan penjumlahan dari *induced drag* dan *viscous drag due to lift*. *Induced drag* atau juga disebut *trailing edge vortex drag* bergantung pada distribusi gaya angkat pesawat. Hal ini sebanding dengan kuadrat *lift coefficient*. *Viscous drag due to lift* dihasilkan dari perubahan pada lapisan tipis yang berkembang akibat dari nilai gaya angkat. Ketebalan permukaan atas *boundary layer* meningkat dengan meningkatnya *angle of attack*. Hal ini meningkatkan nilai *profile drag* dimana drag tersebut dihasilkan dari nilai penjumlahan *skin friction drag* dan *pressure drag*.



Gambar 2.3 Diagram *Total Drag* (Torenbeek, 1976)

2.3 Metode *Drag Breakdown*

Metode ini digunakan untuk mencari gaya hambat dari setiap komponen pesawat. Gaya hambat pada pesawat merupakan penjumlahan dari gaya hambat sayap, badan pesawat, ekor pesawat, *nacelle*, kondisi *flap*, *landing gear*, *windshield*. Pesawat yang memiliki misi khusus yang mempengaruhi desain, komponen tambahan juga dihitung gaya hambatnya (Roskam, 1987).

2.3.1 Pemodelan *Drag* untuk Perhitungan Performa

Pemodelan ini memungkinkan perhitungan cepat performa pesawat terbang. Hal ini berguna untuk menggambarkan *drag polar* pesawat. Perhitungan *drag polar*

pesawat *subsonic* dapat didapat dari rumus *drag coefficient* sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (2.2)$$

Dengan:

- C_D = Drag Coefficient
- C_{D0} = Zero-lift drag coefficient
- C_L = Lift Coefficient
- A = Area Pesawat
- e = Oswalds efficiency number

Rumus di atas digunakan untuk pesawat yang memiliki gaya hambat minimum pada $C_L = 0$

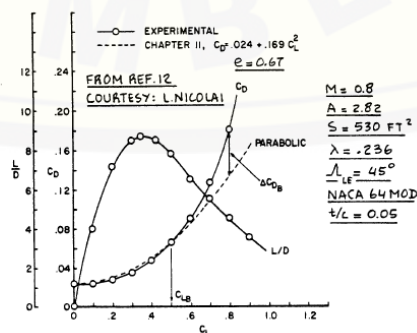
Pesawat yang memiliki gaya hambat minimum pada $C_L < 0$ memiliki rumus *drag coefficient* sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$C_D = C_{D \min} + K''(C_L - C_{L \min})^2 + K' C_L^2 \quad (2.3)$$

Dengan :

- C_D = Drag Coefficient
- $C_{D \min}$ = Drag Coefficient minimum
- C_L = Lift Coefficient
- $C_{L \min}$ = Lift Coefficient minimum

K' dan K'' adalah factor dari *lift coefficient*



Gambar 2.4 Drag Polar McDonnell Douglas F4C (Roskam, 1987)

2.4 Metode Prediksi Drag Polar

Metode perhitungan drag polar ini digunakan dalam *preliminary design phase*. Rumus metode ini digunakan untuk pesawat dengan bentuk *tapered wings* dan *straight wings* (Roskam, 1987).

$$D = C_D q S \quad (2.4)$$

Dengan :

D = Aircraft Drag

C_D = Drag Coefficient

S = Area Pesawat

q = $0.5 p (U_1)^2$ atau disebut tekanan dinamik aliran bebas, di mana,

p = Densitas Udara

U_1 = Steady State Airspeed

Total drag coefficient pesawat dapat dipecah menjadi beberapa komponen sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$\begin{aligned} C_D = & C_{D \text{ wing}} + C_{D \text{ fuselage}} + C_{D \text{ empennage}} + C_{D \text{ nacelle/pylon}} + C_{D \text{ flap}} \\ & + C_{D \text{ landing gear}} + C_{D \text{ canopy/windshield}} + C_{D \text{ storage}} + C_{D \text{ interference}} \\ & + C_{D \text{ trim}} + C_{D \text{ miscellaneous}} \end{aligned} \quad (2.5)$$

Metode *drag prediction* ini digunakan pada aliran udara dengan kondisi *turbulent*.

2.4.1 Prediksi Wing Drag Coefficient

Perhitungan gaya hambat pada sayap pesawat dengan level kecepatan subsonic dirumuskan sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$C_{D \text{ wing}} = C_{D_0 \text{ wing}} + C_{D_L \text{ wing}} \quad (2.6)$$

Dengan :

$C_{D_0 \text{ wing}}$ = wing zero-lift drag coefficient

$C_{D_{L_{wing}}} = \text{wing drag coefficient due to lift}$

a. *Wing zero-lift drag coefficient*

Rumus untuk pesawat dengan kecepatan subsonic dapat dihitung menggunakan (Roskam, 1987)

$$C_{D_{0_{wing}}} = (R_{wf})(R_{LS})(C_{f_w}) \left\{ 1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right\} \frac{S_{wet_{wing}}}{S} \quad (2.7)$$

Dengan:

R_{wf} = *Wing/fuselage interference factor*

R_{LS} = *Lifting surface correction factor*

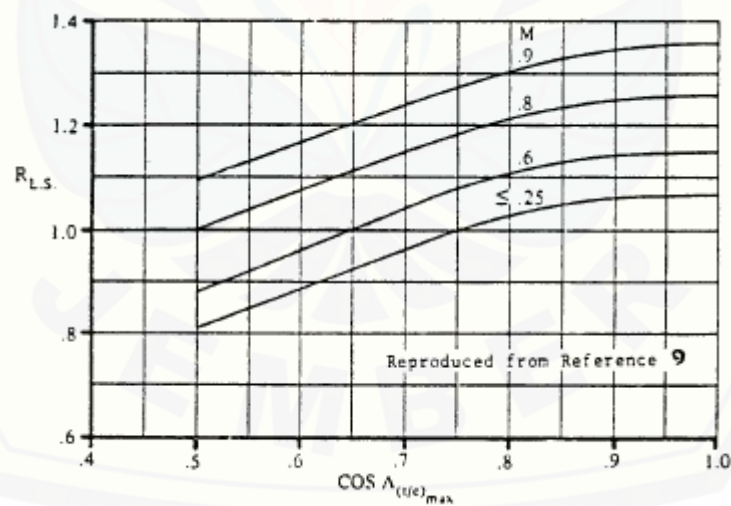
L' = *Parameter lokasi ketebalan airfoil*

$\frac{t}{c}$ = *Rasio ketebalan airfoil*

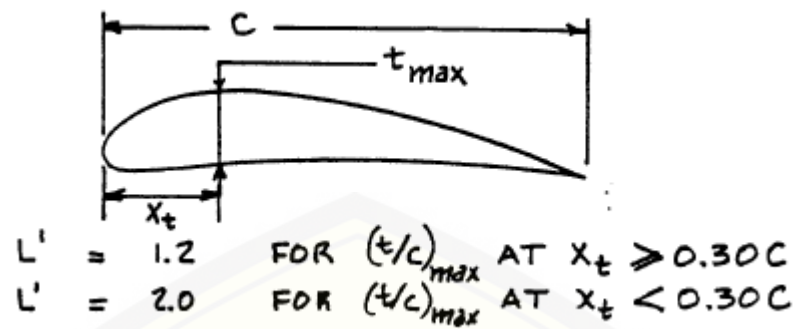
$S_{wet_{wing}}$ = *Wetted wing area*

S = *Area permukaan sayap*

C_{f_w} = *Turbulent flat plate friction coefficient*



Gambar 2.5 Grafik *Lifting Surface Correction Factor* (Roskam, 1987)



Gambar 2.6 Parameter Letak Ketebalan Airfoil (Roskam, 1987)

b. *Wing drag coefficient due to lift*

Perhitungan ini didapat dari rumus di bawah (Roskam, 1987):

$$C_{D_{L \text{ wing}}} = \frac{(C_{L \text{ wing}})^2}{\pi A e} + 2\pi C_{L \text{ wing}} e_t v + 4\pi^2 (e_t)^2 w \quad (2.8)$$

Dengan:

$C_{L \text{ wing}}$ = Lift coefficient, yang didapat dari

$$C_{L \text{ wing}} = C_L - C_{L_c} \frac{S_c}{S} + C_{L_h} \frac{S_h}{S}, \quad (2.9)$$

A = Aspek rasio sayap

e = Span efficiency factor

e_t = Wing twist angle

v = induced drag factor due to linear twist

w = zero-lift drag factor due to linear twist

2.4.2 Prediksi Fuselage Drag Coefficient

Perhitungan fuselage drag coefficient dapat menggunakan rumus (Roskam, 1987):

$$C_{D \text{ fuselage}} = C_{D_0 \text{ fuselage}} + C_{D_L \text{ fuselage}} \quad (2.10)$$

Dengan:

$C_{D_0 \text{ fuselage}}$ = fuselage zero-lift drag coefficient

$C_{D_{L fuselage}}$ = fuselage drag coefficient due to lift

a. Fuselage zero-lift drag coefficient

Pesawat dengan kecepatan *subsonic* memiliki rumus sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$C_{D_{0 fuselage}} = C_{f_{fuse}} \left(\frac{S_{wet_{fuse}}}{S} \right) (C_{d_{nose fuse}} + C_{d_{main fuse}} + C_{d_{aft fuse}} + C_{d_b fuse}) \frac{S_{fuse}}{S} \quad (2.11)$$

Dengan:

$C_{f_{fuse}}$ = turbulent flat plate skin-friction coefficient fuselage

S = Fuselage area

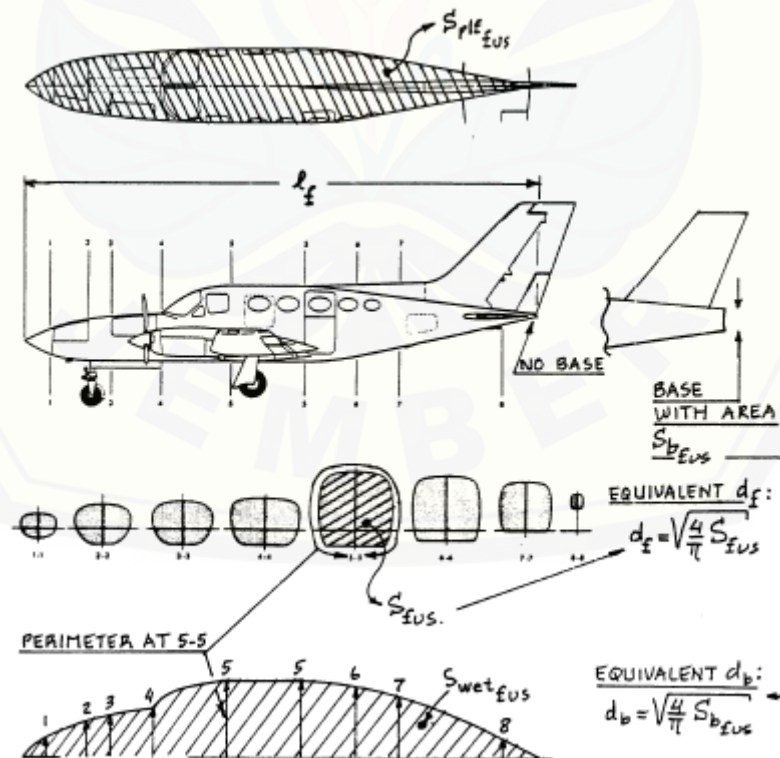
$C_{d_{nose fuse}}$ = Coefficient drag pada bagian depan fuselage

$C_{d_{main fuse}}$ = Coefficient drag pada bagian utama fuselage

$C_{d_{aft fuse}}$ = Coefficient drag pada bagian belakang fuselage

$S_{wet_{fuse}}$ = wetted area fuselage

$C_{d_b fuse}$ = fuselage base-drag coefficient



Gambar 2.7 Parameter Fuselage (Roskam, 1987)

b. *Fuselage Drag Coefficient due to Lift*

Koefisien gaya hambat ini dapat ditentukan dengan rumus (Roskam, 1987):

$$C_{D_{L \text{ fuselage}}} = 2\alpha^2 S_{b \text{ fuselage}}/S + \mu C_{d_c} \alpha^3 S_{plf \text{ fuselage}}/S \quad (2.12)$$

Keterangan:

α	= sudut serang <i>fuselage</i>
μ	= rasio <i>drag finite cylinder</i> dan <i>infinite cylinder</i>
C_{d_c}	= eksperimental <i>steady state cross-flow drag</i>
$S_{plf \text{ fuselage}}$	= <i>fuselage planform area</i>
$S_{b \text{ fuselage}}$	= <i>area base fuselage</i>

2.4.3 Prediksi *Empennage Drag Coefficient*

Ekor pesawat atau sering disebut *empennage* memiliki beberapa bagian yaitu *horizontal stabilizer*, *vertical stabilizer* dan *canard* pada sebagian pesawat. Perhitungan *drag coefficient* ini berdasarkan jumlah dari bagian-bagian tersebut yang dirumuskan sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$C_{D \text{ empennage}} = \text{SUM}_i \left(C_{D_{0 \text{ empennage}}} \right)_i + \left(C_{D_{L \text{ empennage}}} \right)_i \quad (2.13)$$

Dengan:

$\left(C_{D_{0 \text{ empennage}}} \right)_i$	= <i>empennage zero-lift drag coefficient</i> dari setiap permukaan bagian
$\left(C_{D_{L \text{ empennage}}} \right)_i$	= <i>empennage drag coefficient due to lift</i> dari setiap permukaan bagian

a. *Empennage zero-lift drag coefficient*

Rumus *empennage* hampir sama dengan rumus sayap. Hanya mengganti parameter yang ada pada *empennage*. Rumus berikut merupakan rumus pada *horizontal stabilizer*. Perhitungan *vertical stabilizer* dan *canard* hanya mengganti parameter pada bagian tersebut (Roskam, 1987).

$$C_{D_{0hs}} = (R_{hsf})(R_{LS})(C_{f_{hs}}) \left\{ 1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right\} \frac{S_{wet_{hs}}}{S} \quad (2.14)$$

b. *Empennage drag coefficient due to lift*

Horizontal stabilizer menghasilkan gaya angkat saat pesawat pada kondisi terbang stabil. Gaya angkat ini menyebabkan *induced drag*. Jumlah gaya angkat yang dihasilkan oleh *horizontal stabilizer* dapat dihitung dengan rumus berikut (Roskam, 1987).

$$C_{L_{hs}} = C_{L_{a_{hs}}} (\alpha_{hs} - \alpha_{o_{L_{hs}}}) \quad (2.15)$$

Dengan:

$$\alpha_{hs} = \alpha (1 - de_c / d\alpha) + i_{hs} \quad (2.16)$$

Pada pesawat dengan *horizontal stabilizer* yang *fix*, $i_{hs} = 0$

Jika *airfoil horizontal stabilizer* tidak didesain *twist*, maka *drag due to lift* dapat dihitung dengan rumus (Roskam, 1987):

$$C_{D_{L_{empennage}}} = \{ (C_{L_{hs}})^2 / \pi A_{hs} e_{hs} \} S_{hs} / S \quad (2.17)$$

Nilai faktor *Oswald efficiency* bergantung pada bentuk ekor pesawat

$e_{hs} = 0.5$ untuk bentuk *tails* menempel pada *fuselage*

$= 0.75$ untuk bentuk *T-Tail*

Vertical stabilizer dengan posisi normal dan tidak memiliki sudut kemiringan tidak menghasilkan gaya angkat sehingga tidak memiliki *drag* pada saat terjadi gaya angkat.

2.4.4 Prediksi *Nacelle Drag Coefficient*

Perhitungan *drag coefficient* pada *nacelle* memiliki rumus (Roskam, 1987):

$$C_{D_{nacelle}} = \text{SUM}_i (C_{D_{nacelle}})_i \quad (2.18)$$

Huruf *i* menunjukkan jumlah *nacelle* yang dimiliki pesawat. Setiap *nacelle* pada pesawat memiliki rumus *drag coefficient* sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$C_{D_{nacelle}} = C_{f_{nacelle}} \left(\left(\frac{S_{wet_{nacelle}}}{S} \right) + C_{D_1} + C_{D_2} \right) \frac{S_{nacelle}}{S} \quad (2.19)$$

Dengan:

$C_{D \text{ nacelle}}$ = Drag coefficient nacelle

$C_{f \text{ nacelle}}$ = Friction coefficient nacelle

$S_{\text{wet nacelle}}$ = Wetted area nacelle

Nacelle akan menghasilkan gaya angkat ketika diletakkan dengan sudut serang tertentu. Perhitungan sudut serang *nacelle* dapat menggunakan rumus (Roskam, 1987):

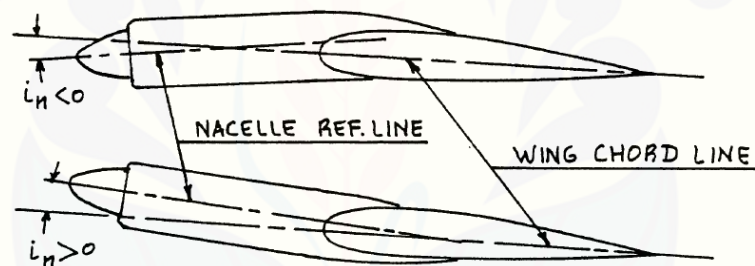
$$\alpha_n = \alpha_w + i_n + e_n \quad (2.20)$$

Dengan:

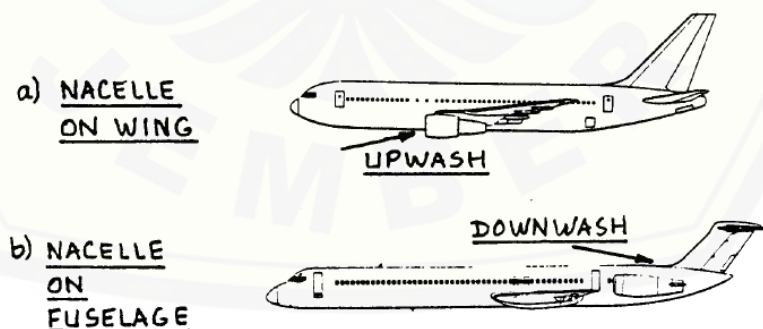
α_w = Sudut serang sayap

i_n = *Nacelle incidence angle*

e_n = *Nacelle upwash or downwash angle*



Gambar 2.8 Definisi *Nacelle Incidence Angle* (Roskam, 1987)



Gambar 2.9 Contoh *Nacelle Upwash* dan *Nacelle Downwash* (Roskam, 1987)

2.4.5 Prediksi *Landing Gear Drag*

Perhitungan *coefficient drag landing gear* ini diasumsikan khusus pada pesawat *subsonic* yang dirumuskan sebagai berikut (Roskam, 1987):

$$C_{D \text{ landing gear}} = \sum_i \left[\left\{ \left(C_{D \text{ landing gear } C_L=0} \right) + p_i C_L \right\} \left(S_{\text{landing gear}} \right)_i / S \right] \quad (2.21)$$

Di mana

$C_{D \text{ landing gear } C_L=0}$ = Zero lift drag coefficient of landing gear

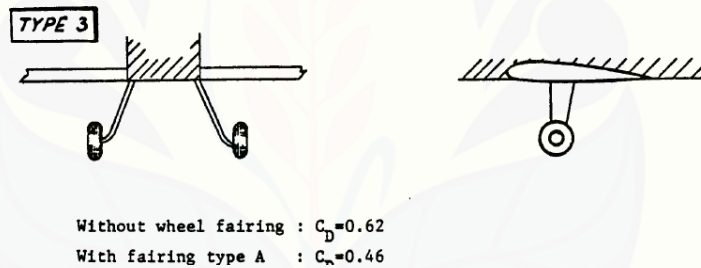
$S_{\text{landing gear}}$ = Area landing gear

$$S_{\text{landing gear}} = b_t \times D_t \quad (2.22)$$

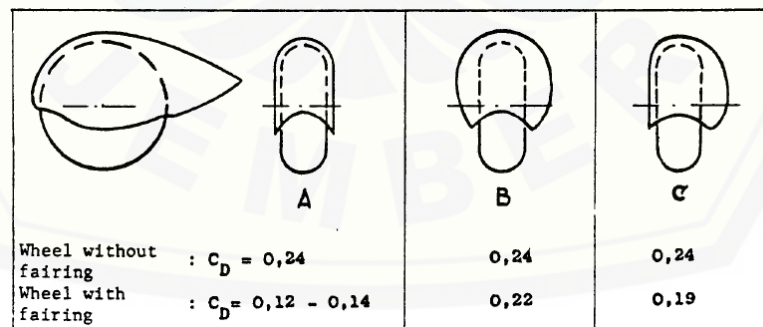
b_t = Lebar roda

D_t = Diameter roda

p = Faktor variasi gaya hambat roda terhadap gaya angkat



Gambar 2.10 Gaya Hambat *Landing Gear* untuk *Unretractable Gears* (Roskam, 1987)



Gambar 2.11 *Drag Coefficient* Untuk Roda dengan *Fairing* (Roskam, 1987)

2.4.6 Prediksi *Flap Drag*

Drag coefficient pada flap dengan kondisi defleksi dapat diestimasi menggunakan rumus berikut (Roskam, 1987):

$$C_{D \text{ flap}} = \Delta C_{D_{\text{Prof flap}}} + \Delta C_{D_{i \text{ flap}}} + \Delta C_{D_{\text{int flap}}} \quad (2.23)$$

Dengan:

$$\Delta C_{D_{\text{Prof flap}}} = \text{Flap profile drag increment}$$

$$\Delta C_{D_{i \text{ flap}}} = \text{Induced drag flap}$$

$$\Delta C_{D_{\text{int flap}}} = \text{Interference drag increment}$$

Perhitungan *flap profile drag increment* menggunakan rumus ini hanya berlaku jika sudut *sweep* sayap pesawat tidak lebih dari 40° (Roskam, 1987)

$$\Delta C_{D_{\text{Prof flap}}} = \Delta C_{D_p, \Lambda_{c/4}=0} \left(\cos \Lambda_{c/4} \right) \frac{S_{wf}}{S} \quad (2.24)$$

Keterangan

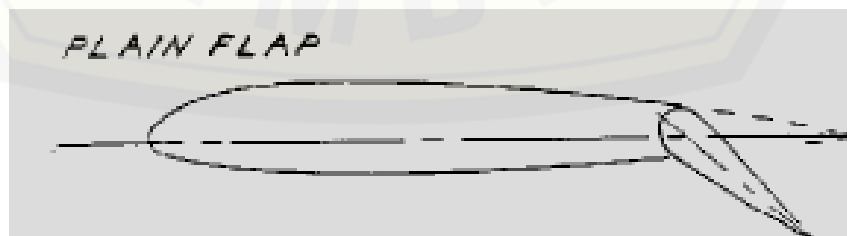
$$\Delta C_{D_p, \Lambda_{c/4}=0} = \text{Peningkatan profil gaya hambat disebabkan flap}$$

$$\Lambda_{c/4}=0 = \text{Wing quarter chord sweep angle}$$

2.5 *Flap*

Flap adalah bagian yang terletak pada belakang sayap (*trailing edge*). Fungsi *flap* yaitu menambah *chamber* sayap agar mendapatkan gaya angkat yang tinggi ketika kecepatan pesawat rendah. Bentuk flap yang digunakan pada pesawat bermacam-macam tergantung kebutuhan, diantaranya (van Dam, 2002):

1. *Plain Flap*



Gambar 2.12 *Plain Flap* (van Dam, 2002)

Plain flap pada sayap pesawat memiliki dasar bentuk *airfoil* yang ujungnya dapat ditekuk ke bawah. Fungsi dari *plain flap* ini menambah *chamber* pada *airfoil*,

sehingga gaya angkat yang dihasilkan bertambah. Kekurangan dari *flap* ini yaitu mempercepat terjadinya *stall*, karena *airfoil* yang terlalu menekuk menyebabkan separasi udara yang lebih cepat (van Dam, 2002).

2. *Split Flap*

Split flap pada sayap memiliki bentuk bagian bawah sayap yang dapat ditekuk ke bawah. *Flap* ini memiliki gaya hambat yang tinggi daripada bentuk *flap* yang lain. Kondisi *stall* pada *split flap* ketika menekuk ke bawah tidak berbeda jauh dengan kondisi *flap* normal, hal ini terjadi karena bagian atas sayap tidak ikut menekuk (van Dam, 2002).



Gambar 2.13 *Split Flap* (van Dam, 2002)

3. *Slotted Flap*



Gambar 2.14 *Slotted Flap* (van Dam, 2002)

Slotted flap merupakan jenis *flap* yang memiliki *slot* diantara sayap dan *flap*. Fungsi *slot* tersebut yaitu sebagai tempat mengalirnya udara bertekanan tinggi dari bawah sayap untuk mencegah separasi udara. Bentuk *flap* ini memiliki banyak

macam yaitu *double slotted flap*, *triple slotted flap*, *double slotted flap* dengan *krueger* dan masih banyak lagi. *Flap* ini banyak digunakan pada pesawat komersial saat ini (van Dam, 2002).

4. *Fowler Flap*



Gambar 2.15 *Fowler Flap* (van Dam, 2002)

Fowler flap memiliki bentuk hampir sama dengan *slotted flap*, tetapi letak flap di belakang ujung airfoil sayap. *Fowler flap* memiliki slot diantara sayap dan flap. Flap ini memperluas permukaan sayap ketika ditekuk ke bawah. Permukaan sayap yang semakin luas menambah gaya angkat yang dihasilkan oleh udara (van Dam, 2002).

BAB 3. METODE PENELITIAN

3.1 Metode Penelitian

Penelitian ini mencari grafik *drag polar* pada desain pesawat N219 di PT. Dirgantara Indonesia, Bandung. Metode penelitian yang digunakan yaitu komparatif berdasarkan perhitungan *drag polar* metode Roskam dan *software* VLAERO+ dan eksperimental berdasarkan hasil tes *Wind Tunnel*. Perhitungan metode Roskam menghasilkan *zero-lift drag* pesawat N219 dan simulasi *fluent* menggunakan *software* VL Aero menghasilkan *induced drag* pesawat. Keduanya digabungkan dan menjadikan *coefficient drag* pesawat. Hasil *coefficient drag* digabungkan dengan *coefficient lift* menghasilkan grafik *drag polar* N219.

Perhitungan *zero-lift drag* dihasilkan dari jumlah *pressure drag* dan *skin-friction drag* tiap bagian pesawat. Hasil yang didapat dari perhitungan fase konsep ini kemudian dibandingkan dengan hasil uji eksperimental. Uji eksperimental ini dilakukan dengan meletakkan *prototype* pesawat N219 pada *Wind Tunnel*.

3.2 Waktu dan Tempat Penelitian

Penelitian ini dilaksanakan pada bulan September sampai Desember 2017 di PT. Dirgantara Indonesia, Bandung pada Divisi Aerodinamika bagian performa.

3.3 Alat dan Bahan Penelitian

3.3.1 Alat

- a. Software VL Aero
- b. Prototype Pesawat N219
- c. *Wind Tunnel*

3.3.2 Bahan

- a. Gambar teknik pesawat N219
- b. Data parameter pengujian *wind tunnel*

3.4 Prosedur Penelitian

Langkah-langkah penelitian yang dilakukan adalah sebagai berikut:

1. Menentukan kondisi terbang pesawat meliputi *mach number*, *altitude*, *Reynold's number*, *Oswalds efficiency*.
2. Menentukan konfigurasi eksternal pesawat, diantaranya:
 - a. Defleksi Flap (*take off*, *landing*, *cruise*)
 - b. Posisi *landing gear* pesawat
 - c. Posisi *turboprop* pesawat
 - d. Bentuk Ekor Pesawat
3. Menentukan area pesawat yang bergesekan dengan udara
4. Menentukan *zero-lift drag* pesawat
5. Proses simulasi menentukan *induced drag* pesawat menggunakan *software VLAERO+*
6. Perhitungan *coefficient drag* pesawat.
7. Perhitungan *coefficient lift* pesawat.
8. Membuat grafik *drag polar*
9. Membandingkan *drag polar* hasil perhitungan dan hasil tes *wind tunnel*
10. Analisa dan kesimpulan

3.5 Pelaksanaan Penelitian

3.5.1 Penetapan Variabel Bebas dan Variabel Terikat

Penelitian ini ditentukan dua variabel guna memperoleh data-data yang diperlukan dalam proses penelitian.

a. Variabel Bebas

Variabel bebas adalah variabel yang mempengaruhi adanya variabel terikat. Variabel ini ditentukan oleh peneliti sebelum melakukan penelitian. Berikut variabel bebas yang digunakan dalam penelitian ini :

- 1) Kondisi flap pesawat 0° , 10° , 30°
- 2) Variasi sudut serang 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18°

b. Variabel Terikat

Variabel terikat merupakan variabel yang dipengaruhi oleh variabel bebas. Variabel ini tidak bisa ditentukan sepenuhnya oleh peneliti. Berikut variabel terikat yang digunakan dalam penelitian ini :

- 1) Model *Airfoil* Sayap LS(1)0417 MOD
- 2) Model *Flap* yaitu *double slotted flap*

3.5.2 Persiapan Alat dan Bahan

Persiapan alat dan bahan dilakukan agar memperlancar proses penelitian dan menghindari kendala yang timbul selama proses penelitian. Persiapan yang dilakukan misalnya mengecek kondisi alat dan kelengkapannya serta meletakkan pada tempat yang mudah dijangkau agar mudah saat akan menggunakannya.

3.5.3 Pengumpulan Data

Pengumpulan data pada penelitian ini menggunakan 2 jenis data, yaitu:

a. Data Primer

Data primer diperoleh dari PT. Dirgantara Indonesia yang mencakup desain konfigurasi dan dimensi pesawat N219. Rumus perhitungan *zero lift-drag coefficient* didapat dari Buku *Airplane Design* karangan Jan Roskam pada tahun 1985-1990.

b. Data Sekunder

Data sekunder berupa data yang diperoleh dari studi literatur mengenai informasi serta gambar yang berhubungan dengan penelitian.

3.5.4 Proses Perhitungan

Proses perhitungan dimulai dengan menghitung *zero lift drag* menggunakan metode Roskam diantaranya:

- a. *Zero-lift drag* pada sayap.
- b. *Zero-lift drag* pada badan pesawat.
- c. *Zero-lift drag* pada ekor pesawat.
- d. *Zero-lift drag* pada nacelle (rumah mesin).
- e. *Zero-lift drag* pada roda pendaratan.
- f. Kenaikan gaya hambat berdasarkan bentuk *flap*.

3.5.5 Proses Simulasi

Proses simulasi dilakukan dengan software VLAERO+ dengan langkah sebagai berikut:

- a. Menggambar desain pesawat pada *software* VLAERO+.
- b. Menghitung *coefficient lift* dengan defleksi *flap* 0° , 10° , 30° terhadap sudut serang 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18°
- c. Menghitung *coefficient drag* dengan defleksi *flap* 0° , 10° , 30° terhadap sudut serang 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18°
- d. Menghitung *induced drag* pada desain pesawat N219 dengan defleksi *flap* 0° , 10° , 30° .

3.5.6 Perbandingan Hasil Perhitungan Fase Konsep dan Fase Eksperimental

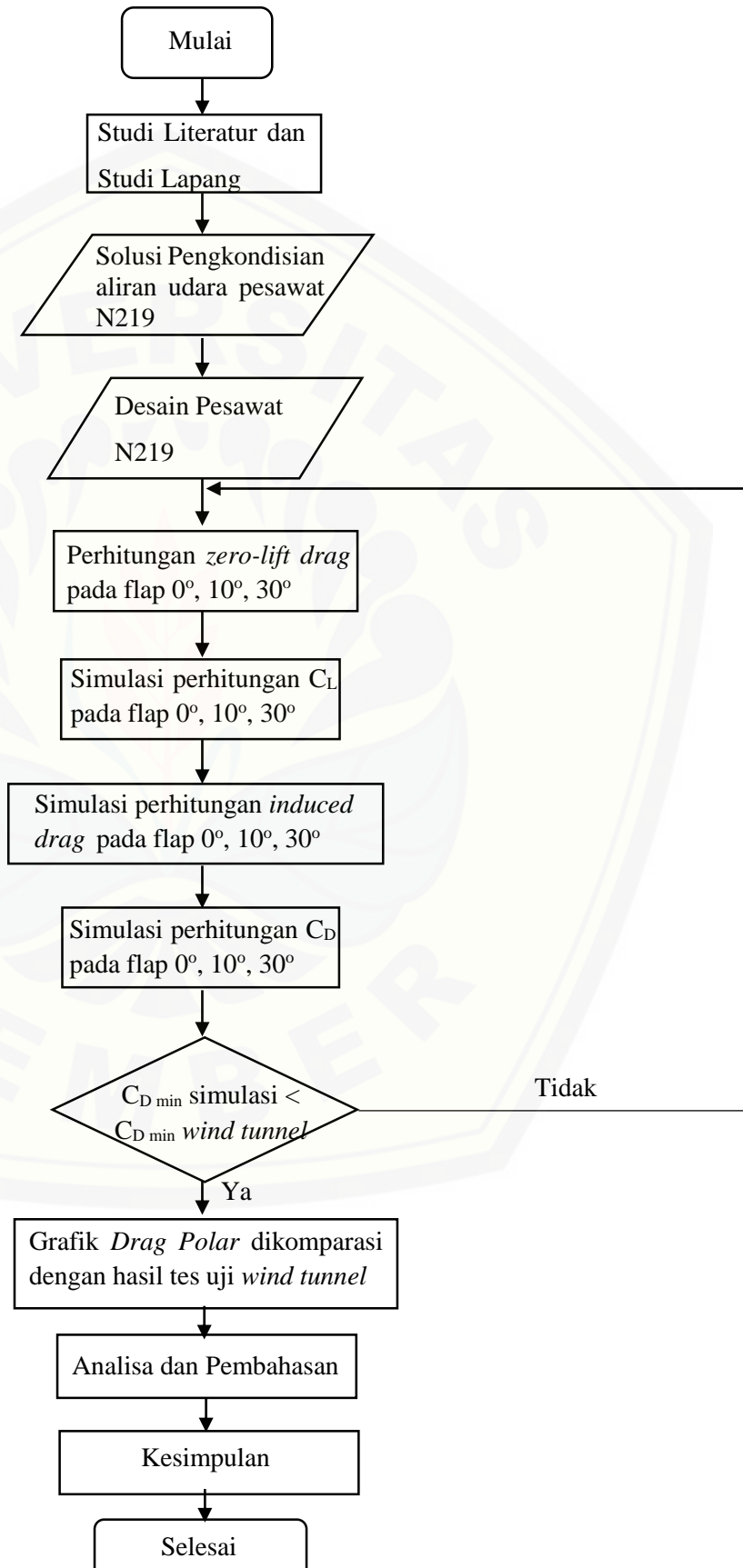
Hasil perhitungan *drag polar* pada fase konsep kemudian dibandingkan dengan hasil tes uji *wind tunnel*. Perbandingan dilakukan dengan melihat bentuk kurva *drag polar* dan nilai C_L dan C_D . Hasil perbandingan akan digunakan untuk referensi perhitungan *drag polar* pada pesawat N219.

3.6 Pemilihan Parameter

Parameter yang digunakan pada penelitian ini diantaranya:

- a. Kecepatan pesawat = 190 *knots*
- b. Ketinggian terbang pesawat = 10.000 *feet*
- c. Kondisi Udara = ISA +15
- d. Sudut Serang = 0° , 4° , 8° , 12° , 14° , 16° , 18°

3.7 Diagram Alir Penelitian



BAB 5. PENUTUP

5.1 Kesimpulan

1. *Coefficient drag minimum* ($C_{D \min}$) hasil simulasi *vortex lattice* menghasilkan nilai $C_{D \min}$ sebesar 0,0056 pada defleksi *flap* 0° selisih 0,035 lebih kecil dari hasil *wind tunnel* dengan perbedaan 86%, pada defleksi *flap* 10° sebesar 0,021 selisih 0,0304 lebih kecil dari hasil *wind tunnel* dengan perbedaan 58%, dan 0,074 pada defleksi *flap* 30° dengan selisih nilai 0,02 lebih kecil dari hasil *wind tunnel* dengan perbedaan 34%.
2. Hasil *zero lift drag coefficient* ($C_{D 0}$) dengan metode Roskam pada defleksi (δ) *flap* $0^\circ = 0,058$, defleksi (δ) *flap* $10^\circ = 0,064$, dan defleksi (δ) *flap* $30^\circ = 0,083$.
3. Peningkatan sudut serang menambah nilai *coefficient lift* (C_L) dan *coefficient drag* (C_D) pada pesawat terbang. *Coefficient drag minimum* ($C_{D \min}$) terdapat pada sudut serang (α) 0° , sedangkan *coefficient drag maximum* ($C_{D \max}$) terdapat pada sudut serang (α) 18° . Nilai *coefficient lift minimum* ($C_{L \min}$) terdapat pada sudut serang (α) 0° dan nilai *coefficient lift maximum* ($C_{L \max}$) terdapat pada sudut serang (α) 18° .

5.2 Saran

Saran untuk penelitian selanjutnya perlu dilakukan penelitian *drag polar* dengan model *flap* yang berbeda seperti *plain flap*, *single slotted flap*, *fowler flap*. Perbedaan model flap mempengaruhi karakteristik aerodinamika, sehingga dapat dijadikan pembandingan untuk mendapatkan *flap* yang sesuai untuk pesawat N219.

DAFTAR PUSTAKA

- Boucher, D. & Guillot, H., 2012. Experimental Drag Polar of the F-16 Falcon using Wind Tunnel Test. *Journal of the Aerospace Sciences*, 49(3), pp. 1-11.
- Cook, M. V., 2013. *Flight Dynamic Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- Gudmundsson, S., 2013. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Oxford: Elsevier's Science and Technology Rights Departement.
- Gunawan & Sukhairi, T. A., 2011. Pengkajian Kebutuhan Pesawat dalam Mendukung Kegiatan Angkutan Udara Perintis di Indonesia. *Jurnal Angkasa*, 3(1), pp. 1-15.
- Harahap, Y. & Sasongko, H., 2003. Analisis Karakteristik Distribusi Tekanan dan Kecepatan pada Bodi Aerodinamika Airfoil dalam Metoda Panel dalam Fenomena "Flow Around Body". *Jurnal Teknik Mesin*, 5(1), pp. 22-35.
- Houghton, E. L., Carpenter, P. W., Collicot, S. H. & Valentine, D. T., 2013. *Aerodynamic for Engineering Student*. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- Husnayati, N. & Moelyadi, M. A., 2013. Analisis Aerodinamika dan Studi Parameter Sayap CN-235 Kondisi Terbang Jelajah. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 10(2), pp. 127-136.
- Kementrian Kelautan, 2017. *Dokumen Nasional Kebijakan Kelautan Indonesia*, Jakarta: Presiden Republik Indonesia.
- Kementrian Perhubungan, 2017. *Kebijakan Penerbangan Perintis*, Jakarta: Presiden Republik Indonesia.
- Miranda, L. R., Elliot, R. D. & Baker, W. M., 1977. *A Generalized Vortex Lattice Method for Subsonic and Supersonic Flow Application*. Langley: National Aeronautics and Space Administration.
- Raymer, D. P., 1992. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Ohio: Air Force Institut of Technology Wright-Patterson Air Force Base.
- Roskam, J., 1987. *Airplane Design: Part VI, Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust, and Power Characteristic*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- Siregar, C. N., 2008. Analisis Potensi Daerah Pulau-Pulau Terpencil Dalam Rangka Meningkatkan Ketahanan, Keamanan Nasional, dan Keutuhan Wilayah NKRI di Nunukan–Kalimantan Timur. *Jurnal Sositologi*, 3(7), pp. 1-24.

Torrenbeek, E., 1978. *Synthesis of Subsonic Airline Design*. Delft: Delft University Press.

van Dam, C. P., 2002. The Aerodynamic Design of Multi-Element High-Lift Systems for Transport Airplanes. *Progress in Aerospace Sciences*, 38(2), pp. 101-144.

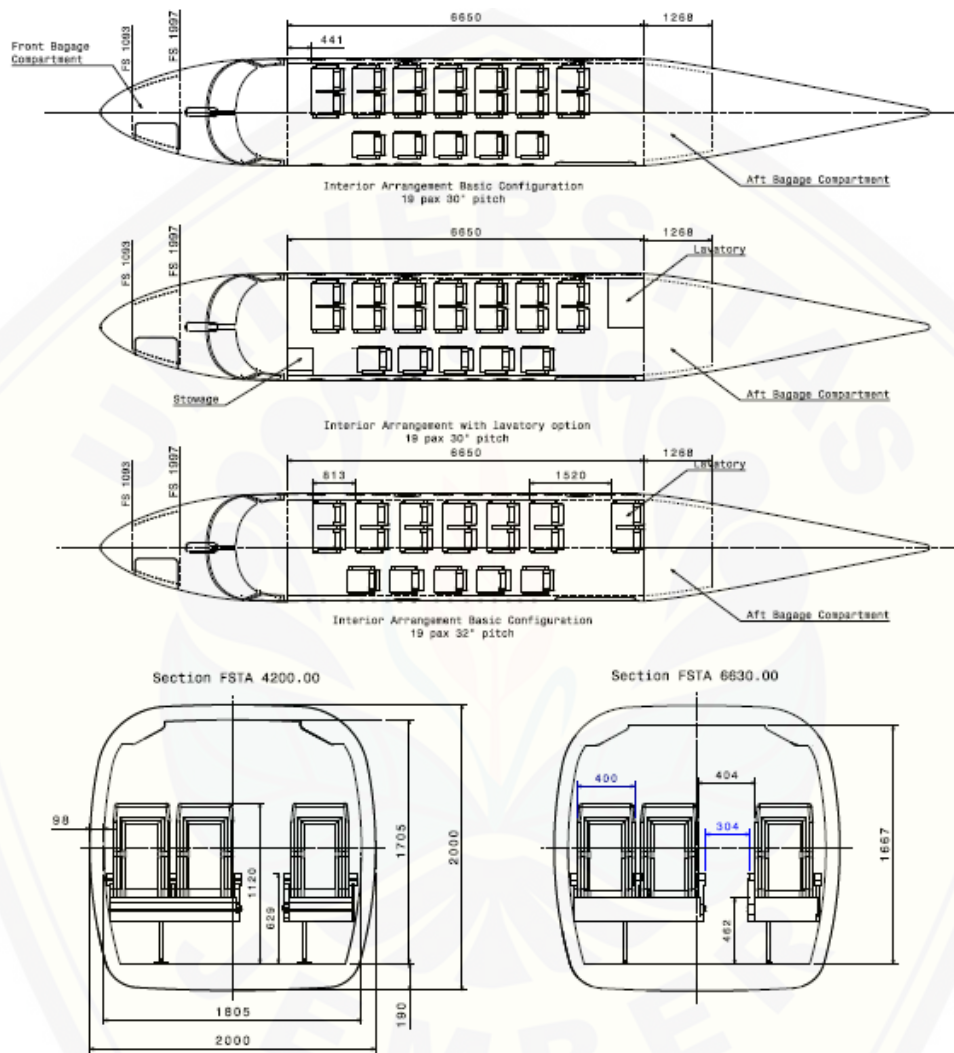


LAMPIRAN

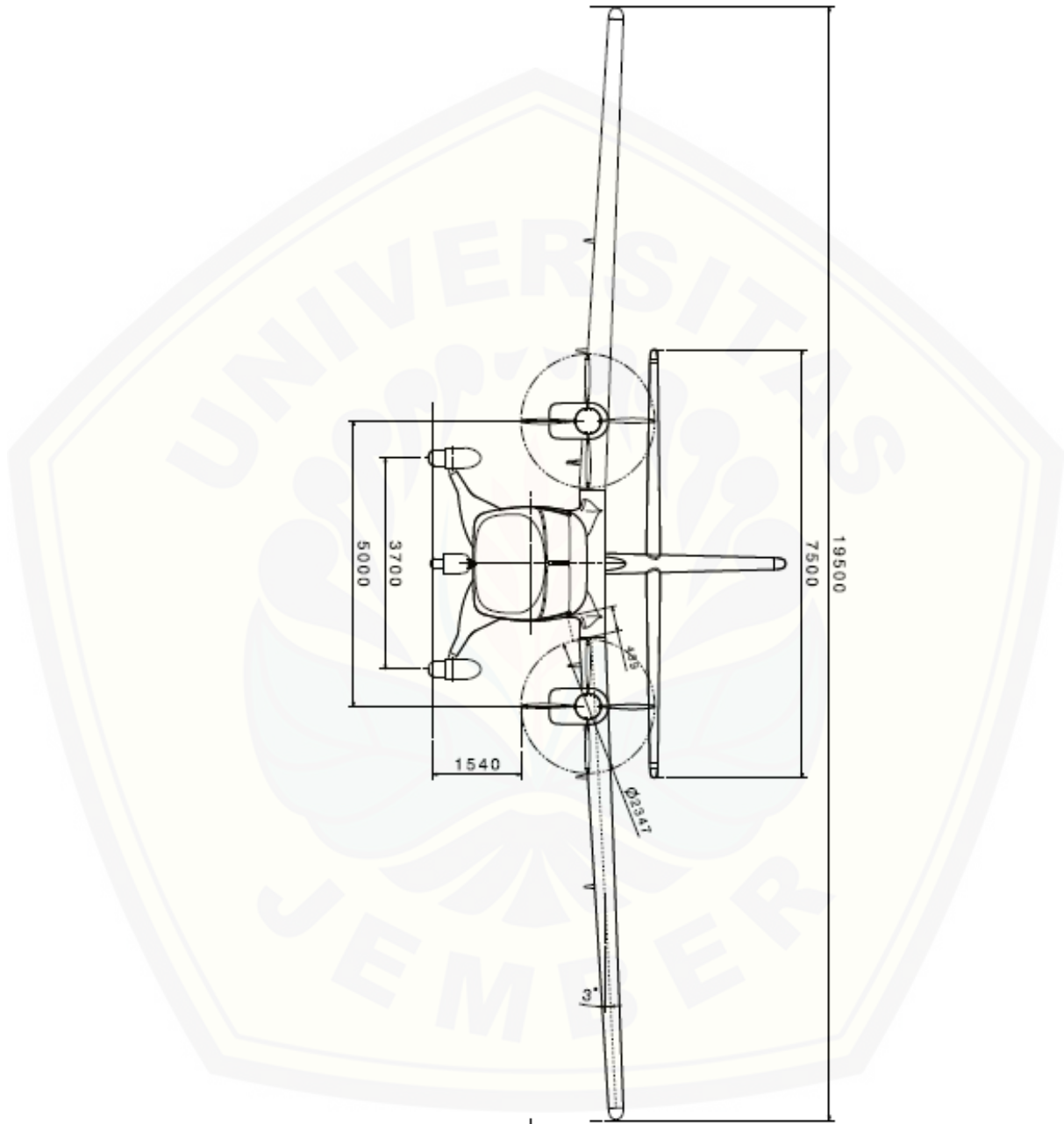
Lampiran 7.1 Desain Pesawat N219



Lampiran 7.3 Desain *Fuselage* Pesawat N219



Lampiran 7.4 Tampak Depan Pesawat N219



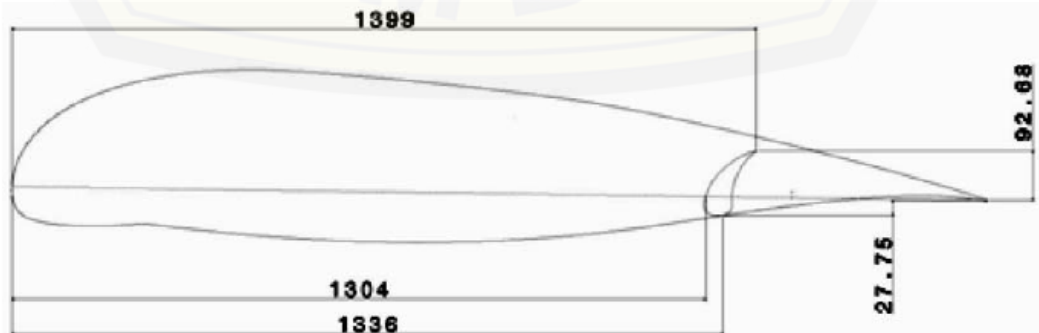
Lampiran 7.6 Desain Sayap dan Airfoil Pesawat N219

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

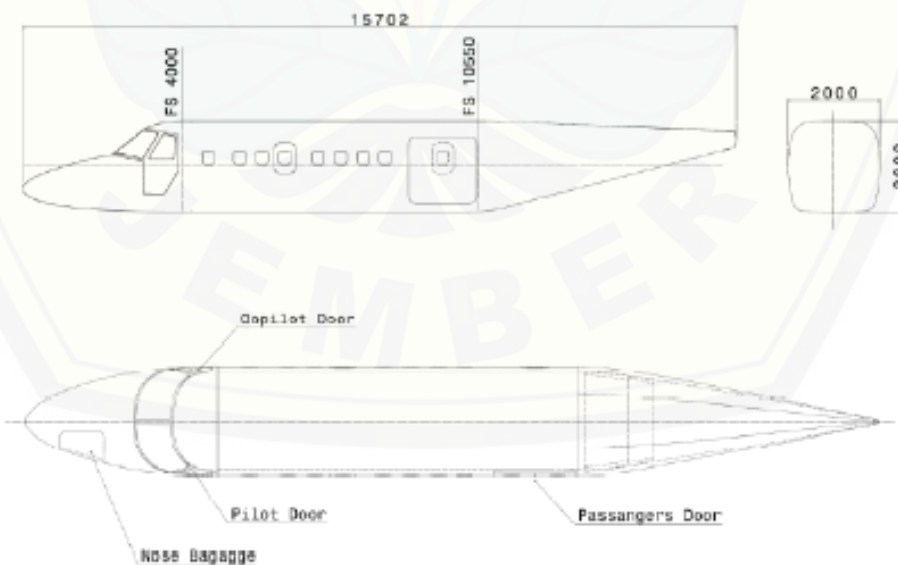
Wing Air foil

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



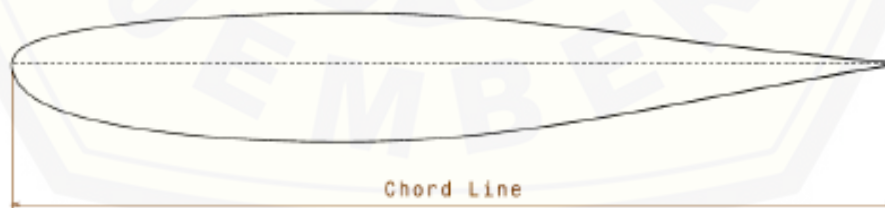
Lampiran 7.7 Desain *Fuselage* Pesawat N219

No	Item	Symbol	Unit	Dimension
1	Length	lf	m	15.702
2	Fuselage Wetted area	S_{wf}	m^2	86.74
3	Cabin Volume (frame thickness 100 mm)		m^3	18.10
	From		m	4.00
	To		m	10.55
4	Baggage Volume*		m^3	3.87
	Front baggage		m^3	0.92
	Rear baggage		m^3	2.95
5	Maximum width	W_{max}	m	2.00
6	Maximum height	h_{max}	m	2.00
7	Fuselage Maximum cross area	S_{max}	m^2	3.68
8	Length of wing body fairing	ln	m	4.11
9	Distance from origin coordinat to :			
	Nose landing gear		m	2.388
	Main landing gear		m	7.470
10	Projected side area	S_{ss}	m^2	24.14
11	Wing body fairing wetted area		m^2	7.872
12	Main landing gear fairing wetted area (both)	both	m^2	7.226



Lampiran 7.8 Desain Airfoil Horizontal Stabilizer Pesawat N219

Surface Data		H/T(True)	X/C	Y/C	
				Upper	Lower
Wetted Area (m ²)		21.760	0.000	0.000	0.000
Equiv. Area, (m ²)		10.880	0.500	1.214	-1.417
Aspect Ratio, AR, Equiv.		5.170	1.000	1.648	-1.960
Span, (m) B, Equiv.		7.500	1.500	2.011	-2.457
B/2 : Equiv		3.750	2.000	2.206	-2.955
L.E. Sweep, (Deg)		8.190	3.000	2.596	-3.501
T.E. Sweep, (Deg)		-5.480	4.000	2.879	-4.012
Taper Ratio, Equiv.		0.527	5.000	3.123	-4.377
C _{Root} , Equiv., (m)		1.900	7.500	3.575	-5.140
C _{Tip} , Equiv., (m)		1.001	10.000	3.924	-5.709
MAC, (m)		1.497	15.000	4.467	-6.518
X, L.E. MAC, FS		14.515	20.000	4.838	-7.067
Y, L.E. MAC, BL		1.681	25.000	5.099	-7.433
Z, L.E. MAC, WL		4.882	30.000	5.286	-7.664
MAC/4, FS		14.889	40.000	5.396	-7.760
Tail Arm		8.046	50.000	5.046	-7.307
Tail Volume		0.959	60.000	4.283	-6.274
X, L.E. C _{Tip} , Actual, FS		14.813	70.000	3.264	-4.806
Y, L.E. C _{Tip} , Actual, BL		3.750	80.000	2.166	-3.133
Z, L.E. C _{Tip} , Actual, WL		4.882	85.000	1.641	-2.284
Airfoil Section Root / Tip		MS(1)-0313 Mod.	90.000	1.153	-1.448
t/c Root / t/c Tip (%)		13.00	95.000	0.709	-0.634
Twist Δ C _{Tip} - C _{Root} (Deg)		0.000	100.000	0.310	0.156
Dihedral/Cant(L.E.), (Deg)		0			
Apex(X, Y, Z) (m)					
X, FS		14.273			
Y, BL		0.000			
Z, WL		4.882			



Lampiran 7.9 Desain Airfoil Vertical Stabilizer Pesawat N219

Surface Data	V/T	X/C	Y/C	Y/c
Wetted Area (m ²)	16.687		Upper	Lower
Equiv. Area (m ²)	8.344	0.0	0.000	0.000
Aspect Ratio, AR, Equiv.	1.640	2.5	2.989	-2.989
Span, (m) B, Equiv.	3.700	5.0	4.065	-4.065
B/2 : Equiv	1.850	7.5	4.800	-4.800
L.E. Sweep, (Deg)	35.000	10.0	5.340	-5.340
T.E. Sweep, (Deg)	16.570	15.0	6.032	-6.032
Taper Ratio, Equiv.	0.504	20.0	6.369	-6.369
C _{low} , Equiv., (m)	3.000	25.0	6.495	-6.495
C _{low} , Equiv., (m)	1.511	30.0	6.443	-6.443
MAC _v , (m)	2.337	35.0	6.257	-6.257
X, L.E. MAC, FS	14.290	40.0	5.964	-5.964
Y, L.E. MAC, BL	0.000	45.0	5.587	-5.587
Z, L.E. MAC, WL	5.125	50.0	5.149	-5.149
MAC/4, FS	14.875	55.0	4.660	-4.660
Tail Arm	8.031	60.0	4.132	-4.132
Tail Volume	0.083	65.0	3.575	-3.575
X, L.E. C _{Tip} , Actual, FS	14.433	70.0	2.996	-2.996
Y, L.E. C _{Tip} , Actual, BL	0.000	75.0	2.424	-2.424
Z, L.E. C _{Tip} , Actual, WL	7.178	80.0	1.869	-1.869
Airfoil Section Root / Tip	Joukowski	85.0	1.338	-1.338
t/c Root / t/c Tip (%)	13.00	90.0	0.848	-0.848
Twist Δ C _{Tip} - C _{Exp Root} (Deg)	0.000	95.0	0.427	-0.427
Dihedral/Cant(L.E.), (Deg)	0	100.0	0.103	-0.103
Apex(X, Y, Z) (m)				
X, FS	13.138			
Y, BL	0.000			
Z, WL	3.479			



Lampiran 7.10 Tabel Hasil Perhitungan dan Simulasi

Hasil Perhitungan Metode Roskam

alpha	flap0		flap 10		flap 30	
	C _L	C _D	C _L	C _D	C _L	C _D
	0	0.056	0	0.062	0	0.081

Hasil Perhitungan Simulasi *Vortex Lattice*

alpha	Flap 0°		flap 10°		flap 30°	
	C _L	C _D	C _L	C _D	C _L	C _D
	0	0,058	0	0,064	0	0,083
0	0,300408	0,005614	0,617729	0,02116	1,13753	0,074715
4	0,656407	0,020791	0,972885	0,044239	1,489306	0,110853
8	1,0153	0,048082	1,33133	0,079474	1,845027	0,159094
12	1,3799924	0,087482	1,696017	0,126821	2,207683	0,219455
14	1,565349	0,111724	1,881572	0,155035	2,392616	0,254176
16	1,753456	0,138994	2,069973	0,186276	2,580457	0,291926
18	1,944619	0,169288	2,261583	0,220544	2,771731	0,331702

Hasil Uji Tes *Wind Tunnel*

alpha	flap0		alpha	flap 10		alpha	flap 30	
	C _L	C _D		C _L	C _D		C _L	C _D
-4.0719	-0.0945	0.0455	-5.01548	-0.0093	0.0482	-10.0622	-0.0863	0.0996
-1.9244	0.1185	0.0405	-3.92434	0.1114	0.0463	-8.96725	0.0527	0.094
0.2319	0.3354	0.0407	-1.74894	0.3514	0.0462	-7.82246	0.2301	0.0839
2.3923	0.5539	0.0454	0.41097	0.5893	0.0515	-6.74267	0.3574	0.0823
4.5400	0.7643	0.0553	2.57392	0.8229	0.062	-5.67424	0.4827	0.0833
6.6753	0.9754	0.0698	4.73701	1.0523	0.0777	-4.58667	0.5982	0.0841
8.8172	1.1743	0.0880	6.8848	1.2754	0.0978	-3.50694	0.7182	0.0874
9.8994	1.2719	0.0994	9.0458	1.4943	0.1225	-1.33683	0.949	0.0983
10.9537	1.3624	0.1110	10.1142	1.5978	0.1365	0.82941	1.1771	0.1141
12.0220	1.4458	0.1240	11.1913	1.6951	0.1509	2.98301	1.4069	0.1337
13.0683	1.5205	0.1385	12.2421	1.7833	0.1672	5.13934	1.6277	0.1585
13.6012	1.5589	0.1454	12.7839	1.8229	0.176	7.28874	1.8397	0.1867
14.1105	1.5921	0.1532	13.2938	1.8613	0.1846	9.42899	2.037	0.2178

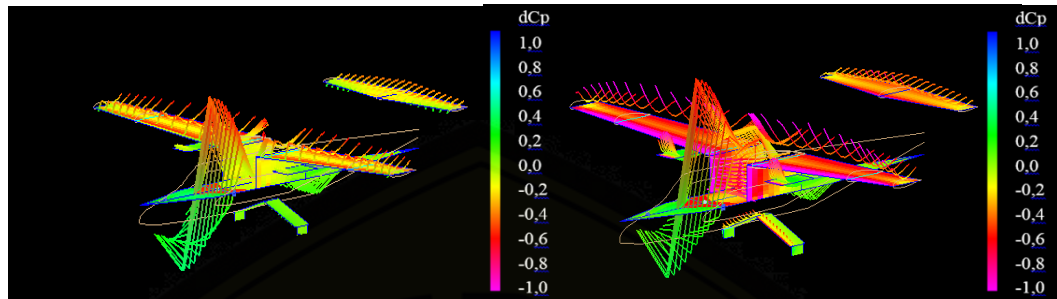
14.6623	1.6203	0.1639	13.8414	1.8949	0.1938	10.4956	2.1263	0.2345
15.1507	1.6119	0.1860	14.27	1.9196	0.2024	11.5441	2.2109	0.2527
16.1160	1.5945	0.2181	15.2733	1.9758	0.2253	12.6023	2.291	0.2715
17.1550	1.6398	0.2442	16.3519	1.9879	0.2699	13.6533	2.3605	0.2907
18.1607	1.6403	0.2709	17.2474	1.7749	0.2954	14.6214	2.4068	0.3082
			18.2418	1.8089	0.321	15.5958	2.3871	0.3623
						16.5781	2.2875	0.4136
						17.5427	2.0535	0.417

Selisih perhitungan Metode *Vortex Lattice* dengan Hasil Uji *Wind Tunnel*

alpha	C_D	C_D wind tunnel	Error (%)	C_D wind tunnel	C_D	Error (%)	C_D wind tunnel	C_D	Error (%)
0	0.005614	0.0407	86.20639	0.02116	0.0515	58.91262	0.074715	0.1141	34.518
4	0.020791	0.0553	62.40325	0.044239	0.062	28.64677	0.110853	0.1585	30.0612
8	0.048082	0.0880	45.36136	0.079474	0.0978	18.73824	0.159094	0.1867	14.7863
12	0.087482	0.1240	29.45	0.126821	0.1509	15.95693	0.219455	0.2715	19.1694
14	0.111724	0.1532	27.07311	0.155035	0.1938	20.00258	0.254176	0.3082	17.5289
16	0.138994	0.2181	36.27052	0.186276	0.2253	17.32091	0.291926	0.4136	29.4183
18	0.169288	0.2709	37.50904	0.220544	0.321	31.2947	0.331702	0.417	20.4552

Lampiran 7.11 Hasil Simulasi Vortex Lattice

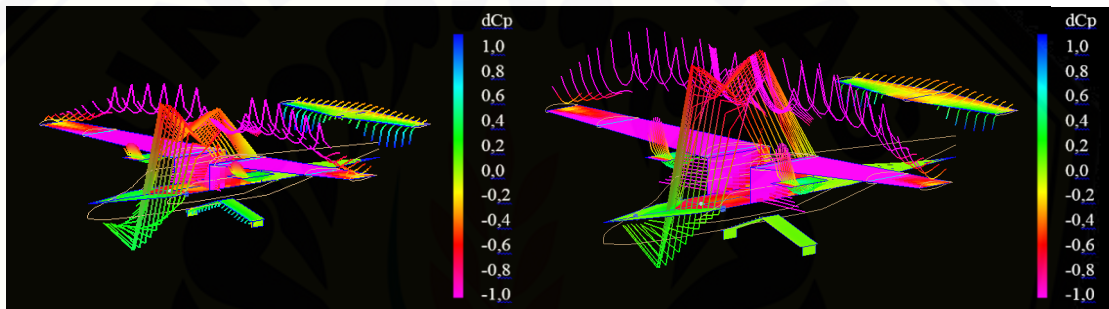
Flap 0°



(a) (b)

(a) sudut serang 0° (b) sudut serang 4°

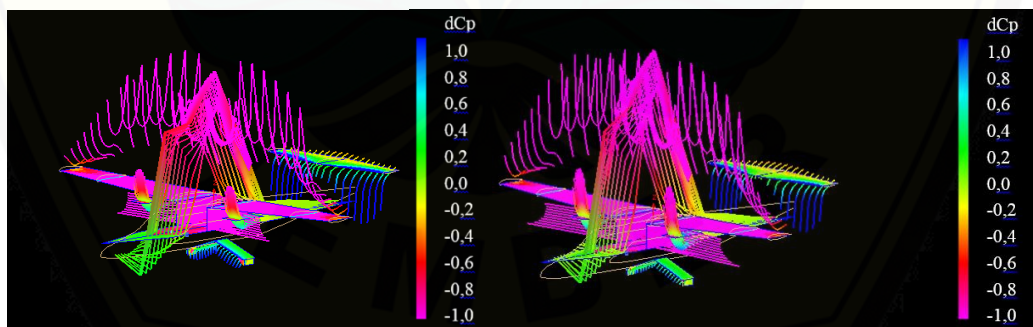
Flap 10°



(a) (b)

(a) sudut serang 0° (b) sudut serang 4°

Flap 30°



(a) (b)

(a) sudut serang 0° (b) sudut serang 4°

