



**KARAKTERISTIK AERODINAMIKA *PONTOON*
PESAWAT N219 VERSI AMFIBI
(Studi Kasus PT. Dirgantara Indonesia)**

SKRIPSI

Oleh

Andreas Maulana Irsabudi

161910101077

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN
JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS JEMBER
2020**



**KARAKTERISTIK AERODINAMIKA *PONTOON*
PESAWAT N219 VERSI AMFIBI**
(Studi Kasus PT. Dirgantara Indonesia)

SKRIPSI

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

Oleh

Andreas Maulana Irsabudi

161910101077

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN
JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS JEMBER
2020**

PERSEMBAHAN

Segala puji dan syukur kehadirat Allah SWT, Tuhan yang maha esa penguasa kehidupan dunia dan akhirat. Saya persembahkan skripsi ini kepada:

1. Kedua orang tua saya Budi Utomo dan Sekarlina Wijaya Kusumawati, serta adik-adik saya yang telah mendoakan dan memberikan semangat tiada henti dalam menempuh pendidikan strata satu (S-1) Teknik Mesin di Universitas Jember;
2. Bapak Dr. Ir. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T., IPM selaku dosen pembimbing utama dan bapak Ir. Hary Sutjahjono, S.T., M.T. selaku dosen pembimbing anggota yang telah memberikan saran dan arahan selama riset dan penulisan skripsi hingga selesai;
3. Bapak Ir. Aris Zainul Muttaqin, S.T., M.T. selaku dosen penguji utama dan bapak Ir. Ahmad Syuhri, M.T. selaku dosen penguji anggota yang banyak sekali yang telah memberikan saran dan arahan dalam proses penyelesaian skripsi;
4. Semua dosen dan teknisi Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember yang telah mendidik serta memberikan ilmu yang bermanfaat sehingga saya dapat menyelesaikan studi strata satu (S-1) sehingga mendapatkan gelar S.T.

MOTTO

Every human being has in depth of value and it should not provoke despair or become a mere satisfaction. Success may come by luck but it is not something to rely on because whenever success and luck are defeated by underestimation and determination, it won't mean a thing. So set your goals, find your triggers, act your thoughts and score it.

(Jihane Almira Chedid)

Pastikan berbuat yang mulia dalam menjalankan tugas kita karena tidak pernah ada waktu yang salah untuk berbuat baik dan tidak pernah ada waktu yang baik untuk berbuat salah.

(Wishnutama Kusubandio)

Confidence is having the wisdom to know your weakness and working on it. At the same time, also the wisdom to know your strength and your purpose in life.

Therefore, when you walk into the room, you don't see that you are better than everyone, you know you don't have to be better than anyone because you are you, you are unique, you are confident.

(Putu Ayu Saraswati)

PERNYATAAN

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama: Andreas Maulana Irsabudi

NIM: 161910101077

menyatakan dengan sesungguhnya bahwa karya ilmiah yang berjudul “Karakteristik Aerodinamika *Pontoon* Pesawat N219 Versi Amfibi” adalah hasil karya sendiri kecuali kutipan yang sudah saya sebutkan sumbernya, belum pernah diajukan pada institusi manapun 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, Januari 2021
Yang menyatakan,

Andreas Maulana Irsabudi
NIM 161910101077

SKRIPSI

**KARAKTERISTIK AERODINAMIKA *PONTOON*
PESAWAT N219 VERSI AMFIBI**

Oleh:

Andreas Maulana Irsabudi

NIM 161910101077

Pembimbing

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

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

PENGESAHAN

Skripsi berjudul “Karakteristik Aerodinamika *Pontoon* Pesawat N219 Versi Amfibi” karya Andreas Maulana Irsabudi telah diuji dan disahkan oleh Fakultas Teknik Universitas Jember pada:

Hari, tanggal : Kamis, 14 Januari 2021

Tempat : diselenggarakan secara *online* (daring).

Pembimbing,

Dosen Pembimbing Utama,

Dosen Pembimbing Anggota,

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

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

Penguji,

Dosen Penguji I,

Dosen Penguji II,

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

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

Mengesahkan,
Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember,

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

RINGKASAN

Karakteristik Aerodinamika *Pontoon* Pesawat N219 Versi Amfibi; Andreas Maulana Irsabudi, 161910101077; 2020; 66 halaman; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Indonesia sebagai negara kepulauan memiliki potensi wisata yang besar dan hasil laut yang melimpah. Tantangan dalam pengembangan sektor pariwisata maritim dan pengembangan potensi perikanan memerlukan moda transportasi yang dapat bergerak cepat di dua kondisi. Pesawat N219 Versi Amfibi merupakan salah satu tipe pesawat yang paling strategis untuk memenuhi kebutuhan sektor pariwisata dan hasil maritim. Pesawat ini dirancang untuk dapat beroperasi di dua kondisi sekaligus yaitu darat dan perairan dengan dilengkapi wahana apung atau *pontoon*.

Persyaratan unik pesawat amfibi adalah kebutuhannya untuk lepas landas dan mendarat di air yang dilengkapi dengan *pontoon*. Geometri dasar *pontoon* yang mempengaruhi antara lain *deadrise angle*, *step height*, dan *constant cross-section length*. Selain itu, karakteristik aerodinamika pada *pontoon* juga penting ditinjau untuk mengetahui besaran nilai koefisien *drag* (C_D), koefisien *lift* (C_L), dan koefisien momen (C_M). Variasi yang digunakan pada penelitian ini adalah variasi sudut serang (α) yaitu -10° , -5° , 0° , 3° , 5° , 10° , dan 15° serta variasi kombinasi geometri *deadrise angle*, *step height*, dan *constant cross-section length*.

Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah simulasi *Computational Fluid Dynamics* menggunakan *Software OpenFOAM*. Penelitian ini berupaya untuk memperoleh nilai karakteristik aerodinamika pada masing-masing kombinasi geometri *pontoon* yang digunakan sebagai pedoman pada evaluasi aerodinamika *pontoon* berikutnya. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui korelasi dari variasi kombinasi geometri *deadrise angle*, *step height*, dan *constant cross-section length* dengan nilai koefisien *drag* (C_D), koefisien *lift* (C_L), dan koefisien momen (C_M) pada variasi sudut serang (α).

Koefisien *drag* (C_D) dipengaruhi signifikan oleh geometri *deadrise angle* dengan nilai paling besar untuk konfigurasi D3h2L1 yaitu 0.0055 atau 55 *drag count*, sedangkan *step height* dan *constant cross-section length* tidak berdampak signifikan. Koefisien *lift* (C_L) dipengaruhi signifikan oleh geometri *deadrise angle* dengan nilai koefisien *lift alpha* ($C_{L\alpha}$) paling besar untuk konfigurasi D3h2L1 dengan nilai 0.0044 dibandingkan dengan *step height* yang tidak memiliki pengaruh dan *constant cross-section length* yang berdampak tidak signifikan. Koefisien momen (C_M) dipengaruhi signifikan oleh geometri *deadrise angle* dengan nilai koefisien momen *alpha* ($C_{M\alpha}$) paling rendah yaitu -0.0036 untuk konfigurasi D1h2L1. Semakin besar nilai *constant cross-section length* meningkatkan koefisien momen (C_M) yang besar dengan nilai -0.0039 pada konfigurasi D2h2L3, sedangkan *step height* tidak berpengaruh terhadap koefisien momen (C_M).

SUMMARY

Aerodynamics Characteristics to Amphibian N219 Float Geometrical; Andreas Maulana Irsabudi, 161910101077; 2020; 66 pages; Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Universitas Jember.

Indonesia as an archipelago has great tourism potential and abundant marine products. Meanwhile, challenges in developing the maritime tourism sector and fisheries potential require transportation that can move quickly in two conditions. The Amphibian N219 aircraft is one of the most strategic aircraft types to provide the needs of the tourism sector and maritime products. Moreover, this aircraft is designed to operate in two conditions, land and watery conditions equipped with a floating vehicle or pontoon.

A seaplane's requirement is its need to take off and landing on watery conditions which is equipped with a pontoon. Pontoon's basic geometries are deadrise angle, step height, and constant cross-section length. In addition, aerodynamics characteristics of pontoon are also important to determine coefficient of drag (C_D), coefficient of lift (C_L), and coefficient of moment (C_M). Furthermore, variables used in this study is variation of angle of attack (α), -10° , -5° , 0° , 3° , 5° , 10° and 15° as well as various geometric combinations of deadrise angle, step height, and constant cross-section length.

The method in this study was Computational Fluid Dynamics using OpenFOAM. This study sought to obtain aerodynamics characteristics in each pontoon's geometry combination that is used as a guide in the next pontoon's aerodynamic evaluation. This study pursued to determine the correlation of various geometric combinations of deadrise angle, step height, and constant cross-section length with coefficient of drag (C_D), coefficient of lift (C_L), and coefficient of moment (C_M) at variations of angle of attack (α).

Coefficient of drag (C_D) was significantly affected by deadrise angle with the greatest value for D3h2L1, 0.0055 or 55 drag count but step height and constant cross-section length didn't affect significantly. Coefficient of lift (C_L) was significantly affected by deadrise angle with the largest coefficient of lift alpha ($C_{L\alpha}$) for D3h2L1, 0.0044, compared to step height which didn't influence and constant cross-section length didn't affect significantly. Coefficient of moment (C_M) was significantly influenced by deadrise angle with the lowest value for coefficient of moment alpha ($C_{M\alpha}$), -0.0036, for D1h2L1. Increasing constant cross-section length increased coefficient of moment (C_M) which is -0.0039 for D2h2L3, instead of step height didn't affect coefficient of moment (C_M).

PRAKATA

Puji syukur penulis panjatkan kehadiran Tuhan Yang Maha Esa atas berkat dan rahmat-Nya, penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Karakteristik Aerodinamika *Pontoon* Pesawat N219 Versi Amfibi”. Skripsi ini disusun guna memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S-1) di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Jember.

Dengan terselesaikannya laporan ini penulis mengucapkan terima kasih kepada pihak yang telah membantu dalam penyusunan laporan ini, terutama kepada:

1. Kedua orang tua penyusun yang selalu memberikan semangat dan dukungan;
2. Bapak Hari Arbiantara, S.T., M.T. selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember;
3. Bapak Ir. Ahmad Syuhri, M.T. selaku Dosen Pembimbing Akademik dan Dosen Penguji II;
4. Bapak Dr. Ir. Gaguk Jatisukanto, S.T, M.T., IPM selaku Dosen Pembimbing Utama;
5. Bapak Ir. Hary Sutjahjono, S.T, M.T. selaku Dosen Pembimbing Anggota;
6. Bapak Ir. Aris Zainul Muttaqin, S.T., M.T. selaku Dosen Penguji I;
7. Bapak Junitu D. Tikupasang selaku atasan pembimbing penelitian di PT. Dirgantara Indonesia yang telah bersedia menempatkan saya di tempat kerja beliau;
8. Bapak Aristo Taufiq selaku pembimbing penelitian di PT. Dirgantara Indonesia yang telah memberikan ilmu yang sangat berguna;
9. Seluruh staff dan karyawan PT. Dirgantara Indonesia yang telah memberikan penjelasan dan bantuannya kepada kami selama pelaksanaan penelitian.

10. Teman-teman pembedangan Konversi Energi 2016 yang telah memberi semangat, dukungan dan menghibur selama perkuliahan hingga menjadi sarjana;
11. Rekan–rekan mahasiswa Teknik Mesin M18, khususnya kelompok penulis yaitu Putri dan Siti yang telah memberikan bantuan sampai terselesaikannya skripsi ini;
12. Teman-teman belajar dan diskusi, Herninda, Silfia, Rury, Elok, Adit, Aris, Veli, Qonang, Kurniawan, Gunawan, Ali, Yahya, Wilopo, Ega, Royan yang telah banyak membantu selama perkuliahan dan proses penyelesaian skripsi;
13. Faiz Radifan yang telah memberikan dukungan moril maupun material selama penyelesaian laporan serta Sharon Hillary dan Thoriq Khoirul Anam yang turut memberi semangat.

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

Jember, Januari 2021

Penulis

DAFTAR ISI

LEMBAR SAMPUL	i
LEMBAR JUDUL	ii
PERSEMBAHAN	iii
MOTTO	iv
PERNYATAAN	v
PENGESAHAN	vii
RINGKASAN	viii
SUMMARY	x
PRAKATA	xii
DAFTAR ISI	xiv
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL	xix
BAB 1. PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah	4
1.4 Tujuan dan Manfaat	4
1.4.1 Tujuan	4
1.4.2 Manfaat	4
BAB 2. LANDASAN TEORI	5
2.1 Geometri Pontoon	5
2.1.1 <i>Deadrise Angle</i>	6
2.1.2 <i>Step Height</i>	6
2.1.3 <i>Constant Cross-Section Length</i>	7
2.2 Dasar Aerodinamika	7
2.2.1 Dasar Gaya Aerodinamika	8
2.2.2 Gaya Angkat Pesawat (<i>Aircraft Lift</i>)	9
2.2.3 Gaya Hambat Pesawat (<i>Aircraft Drag</i>)	11

2.2.4	Gaya Momen Pesawat	13
2.3	Mekanika Fluida	14
2.3.1	Fluida Statis dan Dinamis.....	14
2.3.2	Sifat Dasar Fluida	15
2.4	Aliran Fluida	15
2.4.1	Klasifikasi Aliran Fluida	15
2.1	<i>Computational Fluid Dynamics (CFD)</i>	17
2.1.1	Proses Perhitungan CFD	18
2.1.2	Persamaan Umum Aliran Fluida	19
2.1.3	Jenis-Jenis Solver CFD	20
2.2	OpenFOAM	22
2.2.1	Struktur File pada OpenFOAM.....	23
2.3	Hipotesis	25
BAB 3	METODE PENELITIAN	26
3.1	Metode Penelitian	26
3.2	Waktu dan Tempat Penelitian	26
3.3	Alat dan Bahan	26
3.3.1	Alat	26
3.3.2	Bahan.....	27
3.4	Variabel	27
3.4.1	Variabel Bebas	27
3.4.2	Variabel Terikat.....	29
3.5	Prosedur Penelitian	29
3.6	Pelaksanaan Penelitian	30
3.6.1	Pengambilan Data.....	30
3.6.2	Langkah Penelitian	30
3.6.3	Pemilihan Parameter.....	38
3.7	Diagram Alir Penelitian	39
BAB 4	HASIL DAN PEMBAHASAN	40
4.1	<i>Grid Independency Mesh</i>	40
4.2	Analisis Data Simulasi	42

4.2.1	Grafik <i>Coefficient of Drag</i> (C_D)	42
4.2.2	Grafik <i>Coefficient of Lift</i> (C_L)	45
4.2.3	Grafik <i>Coefficient of Moment</i> (C_M)	49
4.2.4	Hasil Keseluruhan	52
4.3	Pembahasan	54
4.3.1	Pengaruh <i>Deadrise Angle</i>	54
4.3.2	Pengaruh <i>Step Height</i>	56
4.3.3	Pengaruh <i>Constant Cross-Section Length</i>	57
BAB 5.	PENUTUP	59
5.1	Kesimpulan	59
5.2	Saran	59
DAFTAR PUSTAKA	60
LAMPIRAN	63

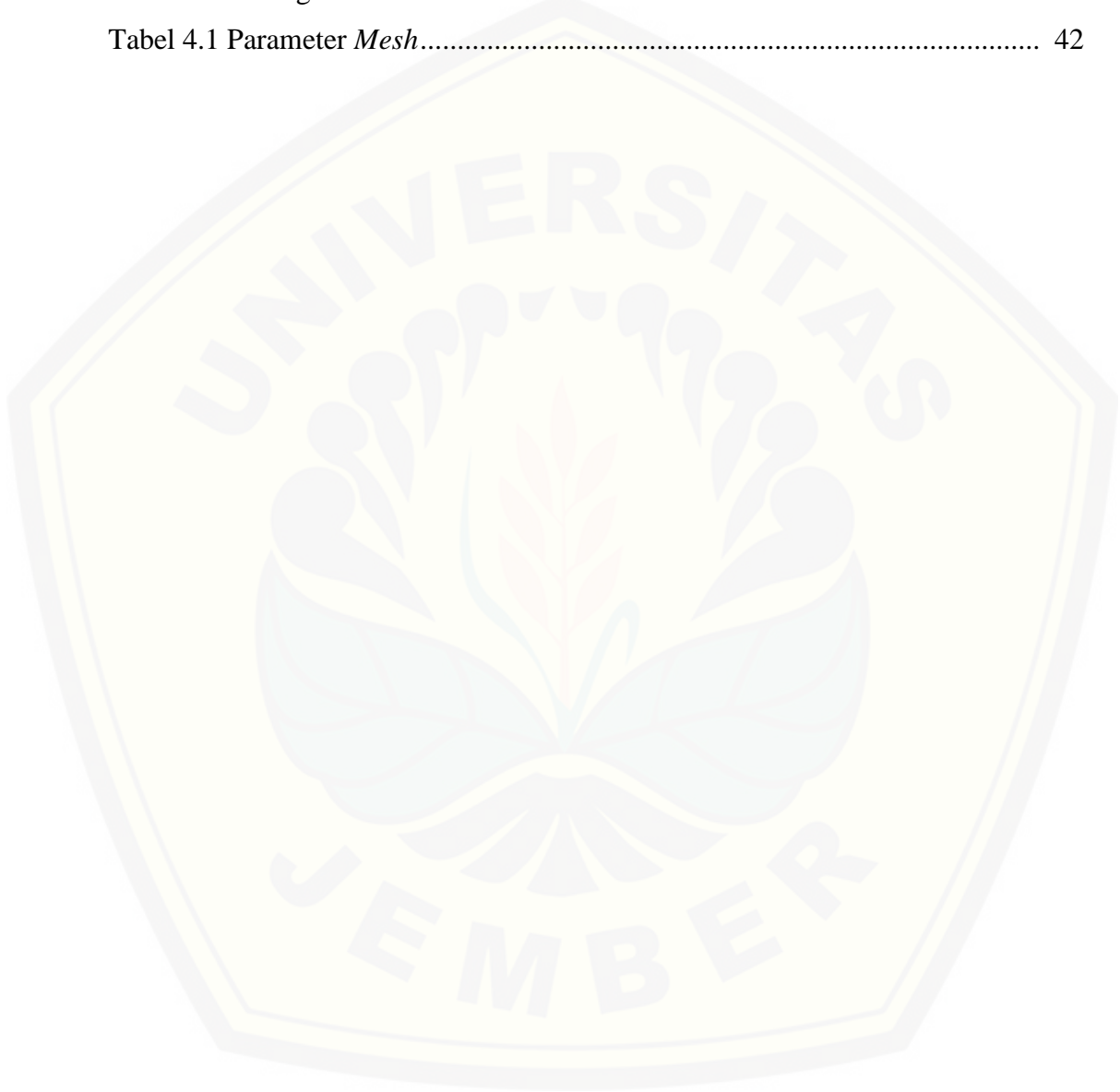
DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Pesawat Amfibi	5
Gambar 2.2 Ilustrasi <i>Deadrise Angle</i>	6
Gambar 2.3 Ilustrasi <i>Step</i>	6
Gambar 2.4 Ilustrasi <i>Constant Cross-Section Length</i>	7
Gambar 2.5 Gaya yang Bekerja pada Pesawat Terbang	8
Gambar 2.6 Komponen Gaya pada <i>Airfoil</i>	9
Gambar 2.7 Hubungan C_L terhadap α	10
Gambar 2.8 Pemodelan Konfigurasi <i>Drag</i> saat Kondisi Normal	11
Gambar 2.9 Hubungan C_D terhadap α	12
Gambar 2.10 Hubungan C_M terhadap α dan C_L	13
Gambar 2.11 Aliran Laminar	16
Gambar 2.12 Aliran Turbulen	16
Gambar 2.13 Algoritma SIMPLE	21
Gambar 2.14 Struktur Organisasi Data dari Sebuah Kasus	24
Gambar 3.1 Desain <i>Poonton</i> dengan Variasi Sudut Serang.....	28
Gambar 3.2 <i>Import File</i> pada Salome	31
Gambar 3.3 Membuka “ <i>Mesh</i> ” pada Salome	32
Gambar 3.4 Parameter Pembuatan <i>Grid</i>	32
Gambar 3.5 Melakukan <i>Meshing</i> untuk Pembuatan <i>Grid</i>	33
Gambar 3.6 Diagram Alir Penelitian	40
Gambar 4.1 <i>Meshing</i> Proses Simulasi.....	41
Gambar 4.2 Plot Sensitivitas <i>Mesh</i> terhadap Koefisien <i>Drag</i> (C_D)	42
Gambar 4.3 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien <i>Drag</i> (C_D) Pada Perbedaan <i>Deadrise Angle</i>	43
Gambar 4.4 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien <i>Drag</i> (C_D) Pada Perbedaan <i>Step Height</i>	44
Gambar 4.5 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien <i>Drag</i> (C_D) Pada Perbedaan <i>Constant Cross-Section Length</i>	46

Gambar 4.6 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien <i>Lift</i> (C_L) Pada Perbedaan <i>Deadrise Angle</i>	47
Gambar 4.7 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien <i>Lift</i> (C_L) Pada Perbedaan <i>Step Height</i>	48
Gambar 4.8 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien <i>Lift</i> (C_L) Pada Perbedaan <i>Constant Cross-Section Length</i>	49
Gambar 4.9 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien Momen (C_M) Pada Perbedaan <i>Deadrise Angle</i>	50
Gambar 4.10 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien Momen (C_M) Pada Perbedaan <i>Step Height</i>	51
Gambar 4.11 Korelasi antara Sudut Serang (α) dengan Koefisien Momen (C_M) Pada Perbedaan <i>Constant Cross-Section Length</i>	53
Gambar 4.12 Nilai $C_{D(\min)}$ Tiap Konfigurasi	54
Gambar 4.13 Nilai $C_{L\alpha}$ Tiap Konfigurasi.....	54
Gambar 4.14 Nilai $C_{M\alpha}$ Tiap Konfigurasi	55

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Variasi Geometri <i>Pontoon</i>	29
Tabel 3.2 Konfigurasi Geometri <i>Pontoon</i>	29
Tabel 4.1 Parameter <i>Mesh</i>	42



BAB 1. PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar dengan jumlah penduduk terbesar keempat di dunia. Jumlah pulau yang dimiliki yaitu 17.504 pulau, yang terbentang dari Sabang sampai Merauke. Luas total wilayah adalah 7,81 juta km², yang terdiri dari 2,01 juta km² daratan dan 3,25 juta km² lautan, sehingga menjadi negara dengan luas perairan lebih besar daripada daratan. Luas perairan meliputi dua pertiga dari total wilayah, sehingga memiliki predikat sebagai Negara Maritim (Kementerian Kelautan dan Perikanan, 2017).

Salah satu upaya untuk menjadikan Indonesia sebagai poros maritim dunia adalah meningkatkan perekonomian dan kesejahteraan masyarakat dengan memanfaatkan sektor laut. Pemerintah melalui Kementerian Pariwisata menetapkan 25 Kawasan Strategis Pariwisata Nasional (KSPN) yang kemudian difokuskan menjadi 10 Destinasi Pariwisata Prioritas yang dikenal sebagai 10 Bali Baru. 10 Bali Baru meliputi Danau Toba, Tanjung Kelayang, Tanjung Lesung, Kepulauan Seribu dan Kota Tua, Borobudur, Bromo Tengger Semeru, Mandalika, Labuan Baju, Wakatobi, dan Morotai (Surat Menteri Koordinator Bidang Maritim dan Sumber Daya Nomor S-54/Menko/Maritim/VI/2016). Selain itu, Data Statistik Kementerian Kelautan dan Perikanan Tahun 2016 menyatakan bahwa produksi perikanan tangkap di laut mencapai 6,5 juta ton, tidak hanya perikanan untuk dikonsumsi tapi juga potensi perikanan hias. Potensi ekonomi sumber daya kelautan dan perikanan mencapai USD 82 Milyar per tahun dan menjadi negara eksportir terbesar kelima di dunia (Laporan Kinerja Kementerian Kelautan dan Perikanan, 2016). Oleh sebab itu, tantangan dalam pengembangan sektor pariwisata maritim dan pengembangan potensi perikanan dibutuhkan moda transportasi yang dapat bergerak cepat dan taktis di dua kondisi.

PT. Dirgantara Indonesia merupakan Badan Usaha Milik Negara (BUMN) yang memproduksi pesawat terbang jenis militer dan sipil. Pesawat N219 Versi Amfibi merupakan pengembangan pesawat N219 *Basic* yang dirancang untuk

mengangkut 19 penumpang yang juga dapat digunakan sebagai pengangkut kargo karena memiliki pintu yang dirancang fleksibel dan volume kabin terbesar di kelasnya. Pesawat ini dilengkapi dengan dua wahana apung yang memungkinkan pesawat bisa mendarat di atas air. Pesawat ini memiliki mesin ganda berjenis *turboprop* dengan bentang sayap sebesar 20.272 mm, panjang 15.702 mm, lebar 19.500 mm, tinggi 6.179 mm dan khusus dirancang untuk dapat lepas landas dan mendarat dengan landasan pacu yang pendek yaitu sekitar 600 m. (Dokumen PT. Dirgantara Indonesia, 2014)

Pesawat amfibi adalah pesawat yang dapat lepas landas dan mendarat di air. Salah satu bagian unik pesawat amfibi adalah adanya wahana apung atau *pontoon*. *Pontoon* dirancang untuk dapat beroperasi di air yang berbentuk seperti pelampung atau lambung kapal. Pesawat amfibi memiliki beberapa fitur yang harus ditambahkan dan diteliti antara lain: geometri dan karakteristik aerodinamika (Parkinson, dkk, 1943). *Pontoon* secara efektif juga dapat melakukan pendaratan di darat dengan mengkombinasikan *landing gear* di dalamnya. Perancangan *pontoon* sangat penting untuk mengetahui desain *Hull*. Bagian terpenting dalam mendesain *hull* antara lain *deadrise angle*, *step height*, dan *constant cross-section length* (Jenkinson, 2003).

Qiu dan Song, (2013), meneliti tentang pengaruh pesawat amfibi terhadap hidrodinamika ketika mendarat dan aerodinamika ketika lepas landas. Metode yang digunakan adalah metode simulasi menggunakan *ANSYS/CFX*. Hasil yang diperoleh yaitu mendapatkan bahwa nilai koefisien *drag*, $C_D \leq 0.05$. Frediani, dkk, (2015), meneliti tentang optimasi prototipe pesawat amfibi berbentuk PrandtlPlane dari sebelumnya T400 dibandingkan dengan T700 dengan Metode CFD (*Computational Fluid Dynamics*). Bentuk *hull* atau *pontoon* dioptimasi dengan cara mengatur panjang *hull*, *step height*, *deadrise angle*, lebar *hull*, *constant cross-section length*, dan sudut kenaikan ekor dengan variasi sudut serang 6° , 8° , 10° , 12° , 14° , 16° , 18° , 20° , dan 22° . Hasil yang diperoleh yaitu nilai koefisien *lift* maksimum (C_{Lmax}) pada sudut serang $\alpha = 16^\circ$ dengan nilai mendekati 2.00.

Sari, (2018), meneliti desain airfoil *double slotted flap* dengan variasi sudut serang $\alpha = 0^\circ$, 4° , 8° , 12° , 14° , dan 16° . Metode yang digunakan adalah metode

simulasi dengan *Fluent*. Hasil yang diperoleh adalah koefisien *lift* maksimum (C_{Lmax}) pada sudut serang $\alpha = 16^\circ$ dengan nilai 2,07. Ejuh, dkk, (2019), meneliti tentang evaluasi aerodinamika pada pemodelan Pesawat *Airbus A380* dengan sudut serang $-10^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 15^\circ, \text{ dan } 18^\circ$. metode yang digunakan adalah metode simulasi dengan *Solidworks* dan *Fluent*. Hasil yang diperoleh adalah nilai koefisien *lift* maksimum (C_{Lmax}) pada sudut serang $\alpha = 15^\circ$ dengan nilai 1.50. Duan, dkk, (2018), meneliti mengenai gerakan *porpoising* dari pesawat amfibi dengan tiga model di atas air pada kecepatan tinggi. Metode yang digunakan adalah metode simulasi menggunakan *OpenFOAM* dengan sudut serang dari $-2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, \text{ dan } 10^\circ$. Hasil dari penelitian menunjukkan bahwa nilai koefisien *lift* maksimum (C_{Lmax}) pada sudut serang $\alpha = 6^\circ$ dengan nilai 0.77.

Metode CFD (*Computational Fluid Dynamics*) merupakan metode simulasi numerik yang memiliki kelebihan dibandingkan dengan metode eksperimental yaitu menghemat waktu dan biaya penelitian. Simulasi CFD juga digunakan untuk melakukan analisa terhadap sebuah sistem yang rumit dan sulit dipecahkan secara manual. AIAA berperan penting dalam studi aerodinamika dengan memprediksi perubahan *drag* pada pesawat transonik yang disimulasikan menggunakan CFD (Mavriplis, dkk, 2008).

Karakteristik aerodinamika meliputi *coefficient of lift* (C_L), *coefficient of drag* (C_D), dan *coefficient of moment* (C_M). Penelitian ini akan mengkaji karakteristik aerodinamika pada variasi geometri *pontoon* pesawat N219 Versi Amfibi menggunakan *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Penelitian ini bertujuan untuk memperoleh karakteristik aerodinamika yang akan digunakan sebagai pedoman untuk menentukan desain *pontoon* berikutnya.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan kajian pustaka di atas, maka dapat diambil perumusan masalah sebagai berikut “Bagaimana karakteristik aerodinamika *pontoon* pesawat N219 Versi Amfibi berdasarkan bentuk variasi geometri?”

1.3 Batasan Masalah

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

- a. Tidak meneliti karakteristik aerodinamika pesawat N219 Versi Amfibi.
- b. Simulasi *pontoon* terlepas dari *fuselage* pesawat.
- c. Simulasi *pontoon* tidak dilakukan sepasang.
- d. *Meshing structured* tidak dilakukan dalam penelitian ini.
- e. Penelitian ini tidak meninjau kontur kecepatan dan tekanan hasil simulasi.

1.4 Tujuan dan Manfaat

1.4.1 Tujuan

Tujuan dilakukan penelitian ini adalah sebagai berikut.

- a. Mengetahui pengaruh variasi geometri *pontoon* pesawat N-219 versi Amfibi terhadap nilai *Coefficient of Drag* (C_D).
- b. Mengetahui pengaruh variasi geometri *pontoon* pesawat N-219 versi Amfibi terhadap nilai *Coefficient of Lift* (C_L).
- c. Mengetahui pengaruh variasi geometri *pontoon* pesawat N-219 versi Amfibi terhadap nilai *Coefficient of Moment* (C_M).

1.4.2 Manfaat

Manfaat dari penelitian ini adalah sebagai berikut.

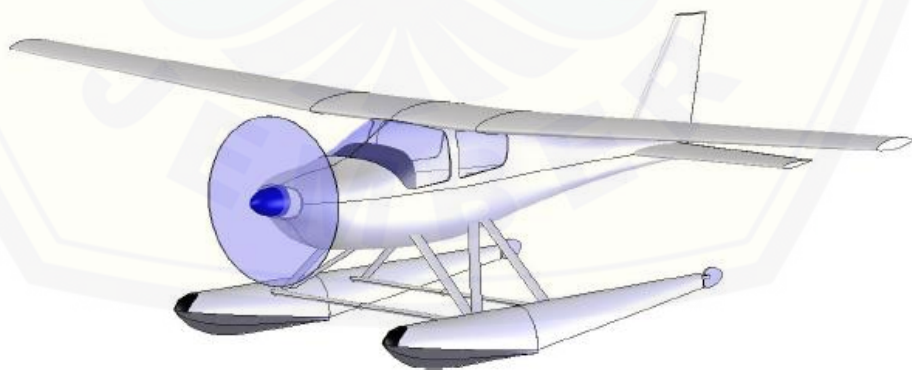
- a. Mendukung pemerintah dalam pengembangan pesawat perintis.
- b. Memberikan solusi penyelesaian masalah *pontoon* pesawat N219 Versi Amfibi.
- c. Memperbaiki karakteristik desain pesawat N219 Versi Amfibi.
- d. Membantu pengembangan pesawat amfibi di Indonesia.
- e. Mengembangkan penelitian bidang kedirgantaraan di Indonesia.

BAB 2. LANDASAN TEORI

2.1 Geometri *Pontoon*

Desain pesawat awal dikembangkan untuk lepas landas dan mendarat di atas air. Dengan tidak adanya lahan yang tersedia dengan memotong ladang, danau dan bahkan lautan dipandang sebagai pilihan ideal untuk tempat mendarat atau lepas landas. Sebuah danau juga lebih cenderung bebas rintangan dari ladang petani yang mungkin diisi dengan sapi atau dibelah dua oleh pagar. Oleh sebab itu, banyak desainer pesawat awal memilih konfigurasi pesawat amfibi. Desain amfibi menawarkan kemampuan di air atau darat (Jenkinson, 2003).

Gambar 2.1 merupakan ilustrasi pesawat amfibi yang dilengkapi dengan wahana apung atau *pontoon*. Pesawat amfibi menempati segmen khusus di pasar, digunakan terutama untuk operasi di daerah terpencil di mana danau lebih banyak daripada bandara. Saat ini, kebanyakan pesawat seperti itu cenderung menjadi '*floatplanes*', pesawat yang awalnya dirancang untuk operasi darat telah ditambahkan *pontoon* untuk menggantikan *landing gear*. Penambahan *pontoon* membuat pesawat biasanya jauh lebih lambat dalam penerbangan dan kinerjanya lebih terbatas daripada desain aslinya karena bobot tambahan dan hambatan dari *pontoon* (Jenkinson, 2003).



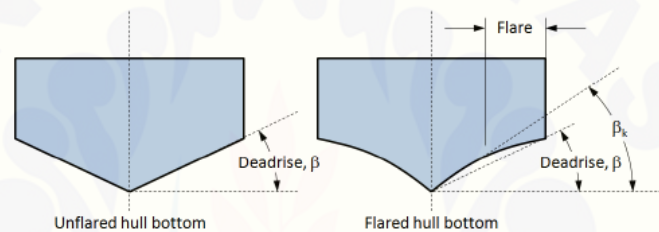
Gambar 2.1 Pesawat Amfibi (Gudmundsson, 2013)

Persyaratan unik untuk pesawat amfibi adalah kebutuhannya untuk lepas landas dan mendarat di air. Operasi ini juga harus mencakup kemampuan untuk

bermanuver di atas air dengan kecepatan rendah dan menjadi stabil secara statis dan dinamis. Pengembangan *hull* untuk amfibi membutuhkan perancang pesawat yang paham dengan terminologi yang agak berbeda dari pesawat terbang konvensional. Geometri dasar yang mempengaruhi antara lain *deadrise angle*, *constant cross-section length*, dan *step height* (Jenkinson, 2003).

2.1.1 *Deadrise Angle*

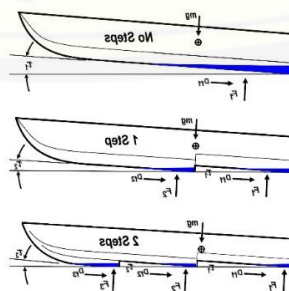
Gambar 2.2 merupakan ilustrasi *deadrise angle* yang terletak di bagian bawah *hull*. *Deadrise angle* merupakan sudut yang dibentuk oleh bidang horizontal dan permukaan bawah *pontoon*. Dalam penelitian ini, *deadrise angle* dijaga konstan sepanjang geometri sampai *step*.



Gambar 2.2 Ilustrasi *Deadrise Angle* (Gudmundsson, 2013)

2.1.2 *Step Height*

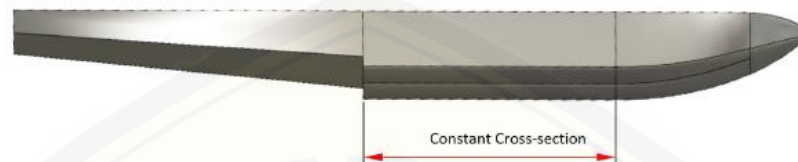
Gambar 2.3 adalah ilustrasi *step* berupa garis diskontinuitas pada permukaan bawah *pontoon*. *Step* diperlukan dalam profil *pontoon* untuk memperkenalkan lapisan udara antara air dan *hull*. *Step* memecah kekuatan hisap yang melekat selama lepas landas. *Step height* berhubungan terhadap ketinggian antara permukaan bagian bawah bagian depan dan permukaan bagian bawah bagian belakang *pontoon*.



Gambar 2.3 Ilustrasi *Step* (<https://aeromarineresearch.com/steps.html>)

2.1.3 *Constant Cross-Section Length*

Gambar 2.4 merupakan *constant cross-section length* yang dimulai di area tengah bagian depan *pontoon* dan berakhir di depan *step*. Bagian ini merupakan daerah yang terkena langsung oleh air saat *landing*.



Gambar 2.4 Ilustrasi *Constant Cross-Section Length*

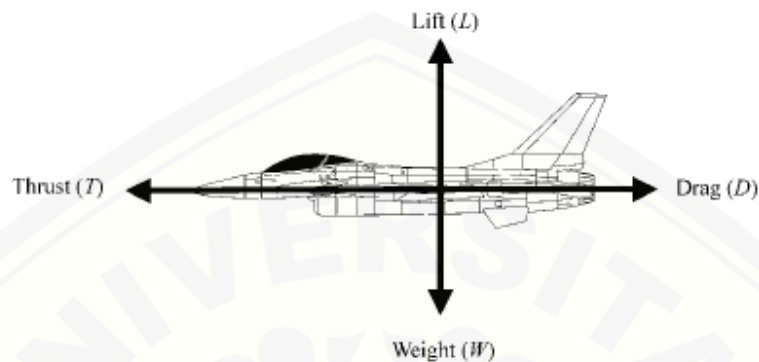
2.2 Dasar Aerodinamika

Aerodinamika adalah ilmu yang mempelajari medan aliran dan gaya-gaya yang ditimbulkan gerak relatif antara pesawat (badan pesawat atau bagian lainnya) dan udara di sekitarnya. Aliran udara berhubungan dengan sifat aliran, aliran separasi dan gabung atau dempet, dan aliran rotasi dan irotasi. Kajian tentang aerodinamika melibatkan perhitungan kecepatan, suhu, dan tekanan yang terjadi karena gerak relatif dari suatu bagian dan udara. Kecepatan dan area tekanan memprediksi medan aliran dan gaya karena adanya gesekan. Tekanan dan gaya gesek yang bekerja pada setiap titik dari permukaan suatu badan menimbulkan gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), gaya samping (*side forces*). Studi aerodinamika membantu untuk menghitung gaya-gaya tersebut dan mendesain permukaan dengan gaya angkat (*lift*) yang tinggi dan gaya hambat (*drag*) yang rendah. Perbandingan antara gaya angkat dan gaya hambat atau rasio L/D disebut efisiensi aerodinamika, yang disimbolkan dengan E .

Gaya aerodinamika mempengaruhi stabilitas dan kendali, dan kualitas penanganan pesawat. Sebuah pesawat yang stabil dapat kembali ke posisi kesetimbangan awal setelah mengalami gangguan kecil. Kestabilan pesawat diperhitungkan di tiga sumbu yang saling tegak lurus dan melewati pusat gravitasi. Kestabilan longitudinal berhubungan dengan kestabilan gerak *pitch* pesawat, kestabilan direksional mengkaji kestabilan *yaw* atau *sideslip* pesawat, dan kestabilan lateral mengacu pada kestabilan *roll* atau *bank* pesawat.

2.2.1 Dasar Gaya Aerodinamika

Gambar 2.5 adalah gaya-gaya yang bekerja pada pesawat seperti gaya dorong, gaya hambat, gaya berat, dan gaya angkat. Gaya-gaya berikut dijelaskan seperti di bawah ini.



Gambar 2.5 Gaya yang Bekerja pada Pesawat Terbang (Anderson, 2005)

a. Gaya Dorong (*Thrust*)

Thrust adalah gaya dorong yang dihasilkan oleh mesin (*powerplant*) atau baling-baling (*propeller*). Gaya ini kebalikan dari gaya hambat (*drag*). Sebagai aturan umum, *thrust* beraksi paralel dengan sumbu longitudinal.

b. Gaya Hambat (*Drag*)

Drag adalah gaya hambat. Disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, *fuselage* dan obyek-obyek lain. *Drag* kebalikan dari *thrust* dan beraksi kebelakang paralel dengan arah angin relatif.

c. Berat (*Weight*)

Berat adalah kombinasi berat dari muatan pesawat itu sendiri, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. *Weight* menarik pesawat ke pusat bumi karena gravitasi. *Weight* melawan *lift* dan beraksi secara vertikal ke bawah melalui *center of lift* dari sayap.

d. Gaya Angkat (*Lift*)

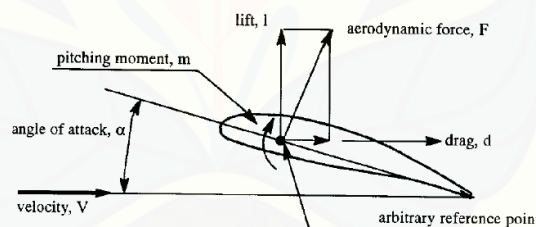
Lift Adalah gaya yang dihasilkan oleh udara yang melewati permukaan sayap sehingga menghasilkan perbedaan kecepatan karena geometri dari airfoil kemudian

terjadi perbedaan tekanan fluida yang kemudian menghasilkan gaya angkat. *Lift* beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap.

Pada penerbangan yang stabil, jumlah dari gaya yang saling berlawanan adalah sama dengan nol. Tidak akan ada ketidakseimbangan dalam penerbangan yang stabil dan lurus (Hukum III Newton). Hal ini berlaku pada penerbangan yang mendarat, mendaki atau menurun.

2.2.2 Gaya Angkat Pesawat (*Aircraft Lift*)

Gambar 2.6 merupakan komponen gaya-gaya pada *airfoil*. Pengertian dari karakteristik gaya angkat dari sayap pesawat bergantung terhadap jumlah informasi yang tersedia. Sering kali hanya bentuk *airfoil* yang tersedia. Distribusi dan bentuk lengkungan dari bagian sayap sering diabaikan. Oleh sebab itu, permasalahan tersebut diatasi dengan analisa yang lebih sederhana. *Airfoil* adalah bagian yang dikenakan aliran udara dan ketika diatur sudut serang (*angle of attack*) yang cocok, menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang lebih besar dibandingkan gaya hambat (*drag*) (Roskam, 1997).



Gambar 2.6 Komponen Gaya pada Airfoil (Roskam, 1997)

Gaya angkat (*lift*) dihasilkan dengan membuat perbedaan tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang akan membuat sudut serang (*angle of attack*) (Yechout, dkk, 2003). Arah gaya angkat (*lift*) yaitu bergerak ke atas melawan berat yang dipengaruhi oleh gaya gravitasi. Gaya *Lift* dihitung berdasarkan Persamaan 2.1 (Ruijgrok, 1990):

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

dengan,

$$L : \text{lift/gaya angkat} \quad (\text{N})$$

C_L : koefisien *lift* (*dimensionless*)

ρ : massa jenis udara (kg/m^3)

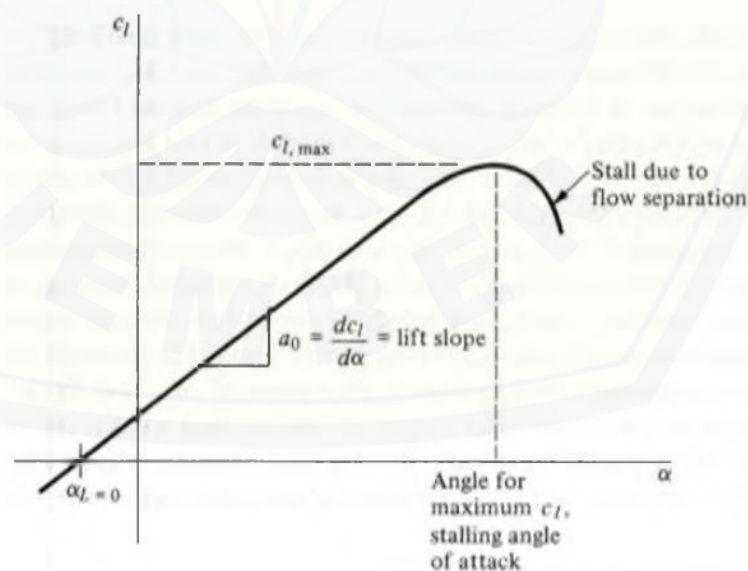
V : kecepatan pesawat (m/s)

S : luas area sayap (m^2)

Dengan $\frac{1}{2}\rho V^2$ adalah tekanan dinamis pada pesawat terbang. Arah dari gaya angkat (*lift*) adalah tegak lurus terhadap vektor kecepatan dari pesawat terbang dan hal tersebut terletak pada bidang simetri massa. C_L merupakan koefisien *lift* yang tidak memiliki satuan (*dimensionless*).

Gambar 2.7 menjelaskan bahwa hubungan antara C_L terhadap α adalah linier namun ketika sudut serang (*angle of attack*) terus membesar melebihi sudut serang (*angle of attack*) maksimum akan terjadi penurunan koefisien *lift* sehingga terjadi pengurangan gaya angkat (*lift*) dan pesawat terbang akan turun. Hal tersebut dinamakan dengan *stall*.

Hubungan sejajar tersebut terhadap sudut serang (*angle of attack*) merupakan pendekatan yang bagus. Nilai parameter koefisien *lift* yaitu $C_{L\alpha}$ dan $C_{L\alpha=0} > 0$ yang muncul pada rumus koefisien *lift* merupakan parameter empiris yang bergantung pada geometri.



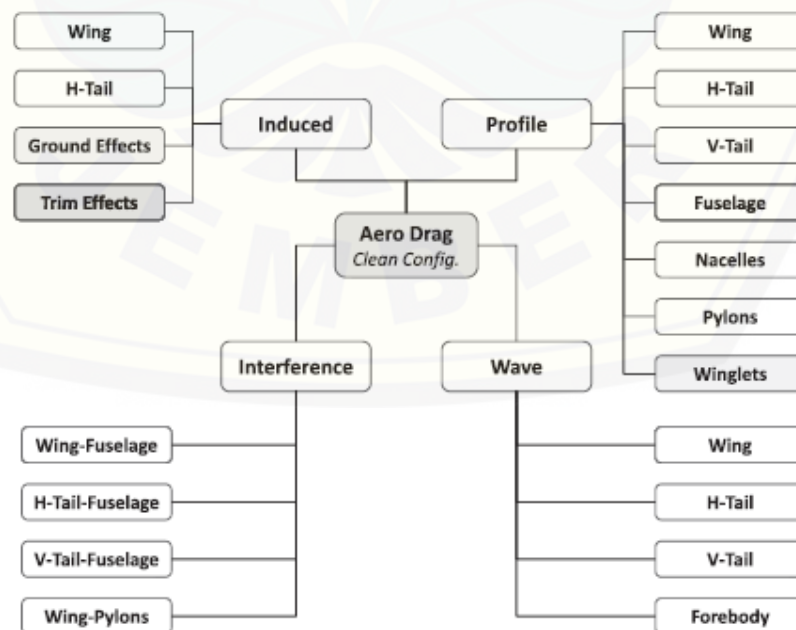
Gambar 2.7 Hubungan C_L terhadap α (Anderson, 2005)

Terdapat koefisien *lift* maksimum yang muncul akibat arah aliran yang terjadi di atas sayap pesawat pada sudut serang (*angle of attack*) yang cukup tinggi mengakibatkan turbulensi dengan aliran detasemen dari sayap pesawat. Nilai maksimum dari koefisien *lift* disimbolkan dengan $C_{L_{max}}$ yang artinya $C_L \leq C_{L_{max}}$ atau dengan kata lain $\alpha \leq \alpha_{max}$.

2.2.3 Gaya Hambat Pesawat (*Aircraft Drag*)

Gaya hambat atau *drag* dalam penerbangan, umumnya, terdiri dari dua jenis yaitu *parasite drag* dan *induced drag*. Gambar 2.8 menjelaskan macam-macam konfigurasi yang menghasilkan *drag*. *Drag* yang pertama disebut dengan *parasite drag* karena tidak memiliki fungsi untuk membantu pesawat untuk dapat terbang. *Parasite drag* dibagi menjadi dua komponen yaitu *form drag* yang terjadi karena gangguan pada aliran udara melalui badan pesawat dan *skin friction* yang terjadi karena terdapat hambatan dari gesekan dengan permukaan pesawat. Dari kedua jenis *parasite drag*, *form drag* yang paling mudah untuk dikurangi pada saat perancangan sebuah pesawat.

Induced drag adalah *drag* yang dihasilkan dari hasil kerja sayap atau bentuk sejenis yang membuat gaya angkat (*lift*).



Gambar 2.8 Pemodelan Konfigurasi *Drag* saat Kondisi Normal (Filippone, 2012)

Gaya hambat (*drag*) pada pesawat merupakan vektor yang dihitung berdasarkan Persamaan 2.2 (Ruijgrok, 1990):

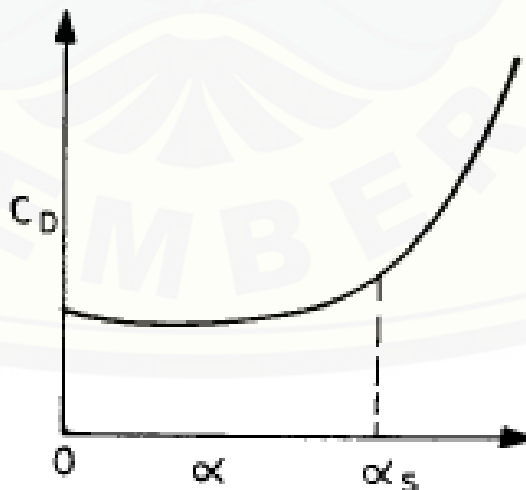
$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.2)$$

dengan,

- D : *drag*/gaya hambat (N)
- C_D : koefisien *drag* (*dimensionless*)
- ρ : massa jenis udara (kg/m^3)
- V : kecepatan pesawat (m/s)
- S : luas sayap (m^2)

Dengan $\frac{1}{2} \rho V^2$ adalah tekanan dinamis pada pesawat terbang. Arah dari vektor gaya hambat (*drag*) berlawanan dengan vektor kecepatan. C_D merupakan koefisien *drag* yang tidak memiliki satuan (*dimensionless*). Koefisien *drag* berpegang pada sudut serang (*angle of attack*).

Gambar 2.9 menjelaskan koefisien *drag* (C_D) juga dapat dinyatakan dalam fungsi kuadrat dari sudut serang (*angle of attack*). Hal tersebut semakin bertambahnya nilai sudut serang dapat meningkatkan nilai koefisien *drag* (C_D).



Gambar 2.9 Hubungan C_D terhadap α (Ojha, 1995)

2.2.4 Gaya Momen Pesawat

Momen dihasilkan oleh gaya angkat dan gaya hambat yang bekerja pada titik pusat tekanan. Gaya-gaya tersebut menimbulkan momen aerodinamis akibat adanya jarak atau lengan antara titik pusat tekanan dan titik pusat gravitasi. Gaya momen pesawat dihitung berdasarkan Persamaan 2.3 (Ruijgrok, 1990):

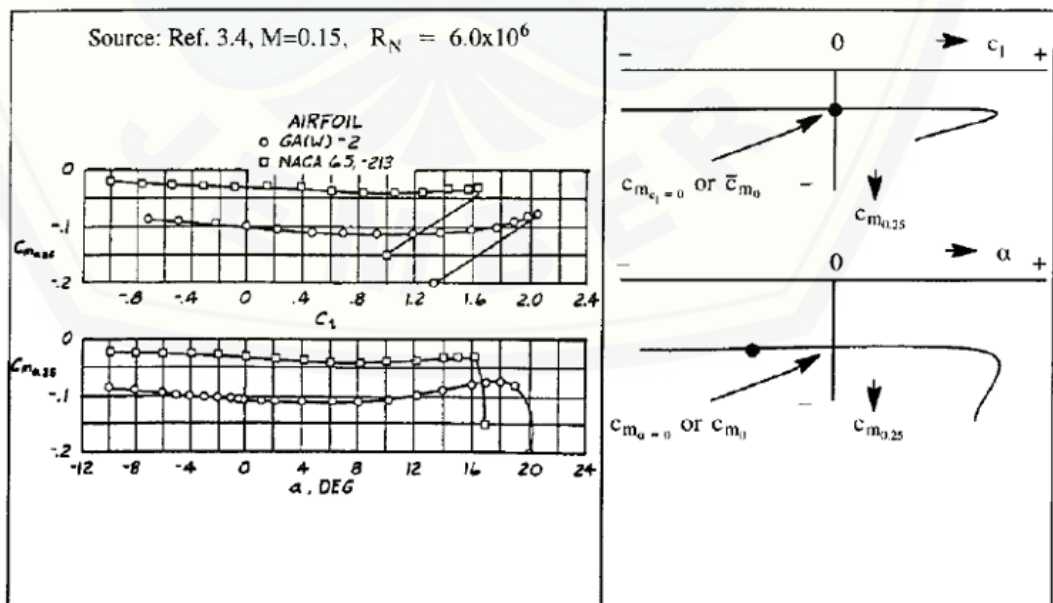
$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_M L \quad (2.3)$$

dengan,

- M : *moment* / gaya momen (Nm)
- C_M : koefisien *moment* (*dimensionless*)
- ρ : massa jenis udara (kg/m^3)
- V : kecepatan pesawat (m/s)
- S : luas sayap (m^2)
- L : panjang karakteristik (m)

Dengan $\frac{1}{2} \rho V^2$ adalah tekanan dinamis pada pesawat terbang. Arah dari vektor momen positif bila berlawanan arah jarum jam dan sebaliknya. C_M merupakan koefisien *moment* yang tidak memiliki satuan (*dimensionless*).

Gambar 2.10 menjelaskan hubungan C_M yang dikaitkan dengan sudut serang atau C_L yang digambarkan dengan grafik di bawah ini.



Gambar 2.10 Hubungan C_M terhadap α dan C_L (Roskam, 1997)

2.3 Mekanika Fluida

Zat yang tersebar di alam dibagi menjadi tiga keadaan (fase), yaitu fase padat, gas. Fase cair dan gas mempunyai sifat tidak mempertahankan bentuk tetap, sehingga keduanya memiliki kemampuan untuk mengalir, maka keduanya disebut fluida. Fluida adalah zat-zat yang dapat mengalir dan beradaptasi dengan bentuk tempatnya. Salah satu ciri fluida adalah jarak molekulnya yang tidak tetap. Hal ini disebabkan oleh lemahnya ikatan antar molekul penyusunnya.

Mekanika fluida merupakan cabang ilmu pengetahuan yang mempelajari perilaku zat cair dan gas dalam keadaan diam atau bergerak. Dalam mekanika fluida, perilaku fluida statis (statistik fluida) dipelajari, di mana tidak ada tegangan geser yang bekerja pada partikel fluida dan fluida sedang bergerak (dinamika fluida) (Munson, dkk, 2003).

2.3.1 Fluida Statis dan Dinamis

a. Fluida Statis

Fluida statis mengacu pada fluida yang tidak bergerak atau berada dalam keadaan statis, seperti air dalam gelas. Dalam fluida statis, kita mempelajari hukum-hukum dasar, termasuk tekanan hidrostatik, hukum Archimedes, tegangan permukaan, dan kapilaritas (Rosyid, 2014).

b. Fluida Dinamis

Dinamika fluida adalah subdisiplin ilmu mekanika fluida yang mempelajari fluida bergerak. Fluida terutama cairan dan gas. Memecahkan masalah dinamika fluida biasanya melibatkan perhitungan banyak karakteristik fluida, seperti kecepatan, kepadatan, tekanan, dan perubahan suhu terhadap ruang dan waktu. Disiplin ini memiliki beberapa subdisiplin termasuk aerodinamika dan hidrodinamika. Dinamika fluida memiliki berbagai aplikasi yang luas. Misalnya, dinamika fluida dapat digunakan dalam menghitung gaya dan momen pada pesawat terbang, *mass flow rate* dari petroleum dalam jaringan pipa, memprediksi pola cuaca, dan bahkan menganggap lalu lintas sebagai teknologi transportasi fluida yang berkelanjutan (Rosyid, 2014).

2.3.2 Sifat Dasar Fluida

Fluida adalah zat yang tidak dapat menahan gaya geser atau gaya saat berada dalam kesetimbangan. Pengertian fluida lainnya adalah zat yang mengalir dengan partikel-partikel yang mudah bergerak dan berubah bentuk tanpa merusak massanya. Fluida memiliki sedikit ketahanan terhadap deformasi, sehingga fluida dapat dengan mudah mengikuti bentuk ruangan.

Menurut bentuknya, fluida dibedakan menjadi dua jenis, yaitu:

- a. Fluida gas, merupakan fluida dengan partikel lepas yang gaya tarik menarik antar molekul sejenis relatif lemah dan sangat ringan, sehingga dapat mengapung dengan bebas dan memiliki volume yang tidak stabil.
- b. Fluida cair adalah fluida dengan partikel padat yang gaya tarik menarik antar molekul sejenis sangat kuat, memiliki permukaan bebas dan cenderung mempertahankan volumenya.

Untuk memahami segala hal tentang aliran fluida, maka terlebih dahulu harus mengetahui beberapa sifat dasar fluida. Sifat-sifat dasar fluida tersebut yaitu: berat jenis, kerapatan, tekanan, temperatur, kekentalan (Rosyid, 2014).

2.4 Aliran Fluida

2.4.1 Klasifikasi Aliran Fluida

Secara garis besar jenis-jenis aliran dapat dibedakan atau dikelompokkan sebagai berikut (Olson, 1990):

a. Aliran Tunak (*Steady*)

Aliran yang stabil Aliran yang kecepatannya tidak dipengaruhi oleh perubahan waktu, sehingga kecepatan di setiap titik tetap (tanpa percepatan).

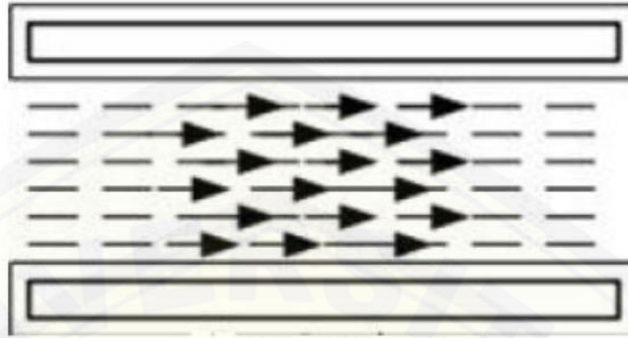
b. Aliran Tidak Tunak (*unsteady*)

Aliran yang kecepatannya berubah seiring waktu. Menurut pergerakan fluida maka jenis aliran fluida dibedakan menjadi dua jenis yaitu (Triatmodjo, 1991)

1) Aliran Laminar

Gambar 2.11 menjelaskan ilustrasi aliran laminar di dalam *wall*. Aliran laminar adalah aliran fluida yang bergerak dalam lapisan dengan satu lapisan meluncur

seperti lancer. Viskositas dalam aliran laminar berfungsi untuk meredam kecenderungan terjadinya gerakan relatif antar lapisan. Kecepatan pada aliran laminar lebih rendah dan fluida bergerak menurut garis lurus kontinu.



Gambar 2.11 Aliran Laminar (Triatmodjo, 1991)

2) Aliran Turbulen

Gambar 2.12 menjelaskan ilustrasi aliran laminar di dalam *wall*. Aliran turbulen adalah aliran fluida yang partikel-partikel fluidanya bergerak secara tidak menentu karena mengalami pencampuran serta putaran partikel antar lapisan. Keadaan aliran turbulen membangkitkan tegangan geser yang merata di seluruh fluida sehingga menghasilkan kerugian-kerugian aliran. Kecepatan aliran turbulen sangat tinggi.



Gambar 2.12 Aliran Turbulen (Triatmodjo, 1991)

Pententuan tipe aliran fluida ditentukan melalui beberapa parameter yang menyatakan karakteristik aliran fluida. Salah satu parameter yang menentukan tipe

aliran fluida adalah bilangan Reynolds. Bilangan Reynolds merupakan bilangan yang tak berdimensi yang dapat membedakan suatu tipe aliran. Secara sistematis rumus bilangan Reynolds dapat diuraikan sebagai berikut (Olson, 1990).

$$Re = \frac{VL\rho}{\mu} \quad (2.4)$$

dengan,

Re : bilangan Reynolds

V : kecepatan fluida (m/s)

ρ : massa jenis udara (kg/m³)

L : panjang karakteristik (m)

μ : viskositas dinamik (kg/ms)

Aliran fluida dapat dikategorikan sebagai aliran laminar jika memiliki bilangan Reynolds kurang dari 2300 ($Re < 2300$). Aliran fluida dapat dikategorikan sebagai aliran turbulen jika memiliki bilangan Reynold lebih dari 4000 ($Re > 4000$).

2.1 *Computational Fluid Dynamics (CFD)*

Computational Fluid Dynamics (CFD) adalah metode untuk menghitung, memprediksi, dan memperkirakan aliran fluida secara numerik dengan bantuan komputer. Aliran fluida dalam kehidupan nyata memiliki banyak jenis dan beberapa karakteristik yang kompleks, CFD mengadopsi metode numerik dan menggunakan persamaan fluida.

CFD adalah metode kalkulasi yang dapat menggunakan kalkulasi komputer untuk mengontrol setiap elemen pembagi, sehingga mengontrol ukuran, luas, dan volume. Prinsipnya membagi ruang yang berisi fluida untuk dihitung menjadi beberapa bagian yang biasa disebut elemen, dan prosesnya disebut *meshing*. Bagian yang terbagi merupakan kontrol perhitungan yang akan dijalankan oleh aplikasi atau perangkat lunak.

Kontrol-kontrol penghitungan ini beserta kontrol-kontrol penghitungan lainnya merupakan pembagian ruang yang disebutkan tadi atau *meshing*. Nantinya, pada setiap titik kontrol penghitungan akan dilakukan penghitungan oleh aplikasi dengan batasan domain dan *boundary condition* yang telah ditentukan. Prinsip

inilah yang banyak dipakai pada proses penghitungan dengan menggunakan bantuan komputasi komputer. (Tuakia, 2008)

2.1.1 Proses Perhitungan CFD

a. *Preprocessor*

Preprocessor merupakan tahapan penginputan data, dimulai dari pendefinisian domain dan pendefinisian *boundary condition*. Pada tahap ini sebuah benda atau ruangan yang akan dianalisis dibagi dengan jumlah *grid* tertentu atau sering disebut juga dengan *meshing*. Langkah-langkah pengguna dalam tahap *preprocessing* yaitu

- 1) Definisi geometri *region* analisis dengan domain komputasional.
- 2) Pembuatan *grid* yaitu pemecahan domain menjadi beberapa sub domain yang lebih kecil dan tidak berlebihan.
- 3) Pemilihan fenomena fisik dan kimia yang perlu dimodelkan.
- 4) Definisi *properties* fluida.
- 5) Spesifikasikan kondisi batas yang sesuai pada sel-sel yang berhimpit dengan batas domain.

Solusi untuk masalah fluida (kecepatan, tekanan, suhu, dll.) ditentukan di setiap *node* di dalam masing-masing sel. Keakuratan solusi CFD bergantung pada jumlah sel dalam *grid*. Secara umum, semakin banyak jumlah sel semakin baik keakuratan solusi. Keakuratan solusi dan kerja perangkat keras komputer serta waktu kalkulasi bergantung pada halusnya/rapatnya grid. Fungsi teknologi *meshing* adaptif telah membantu pengembangan CFD untuk mewujudkan otomatisasi penghalusan *mesh* untuk area dengan perubahan besar. Sejauh ini, *pre-processor* juga membantu untuk mengakses database properti fluida umum dan fasilitas untuk memasukkan model proses fisik dan kimia (model turbulensi, perpindahan panas radiasi, pembakaran) dan persamaan aliran fluida utama (Faridl, 2010).

b. *Solving*

Tahapan ini dilakukan dengan menghitung secara iteratif persamaan-persamaan yang terlibat untuk menghitung data masukan, yang artinya penghitungan akan dilakukan hingga hasil mencapai kesalahan minimum atau nilai

konvergensi. Melalui proses integrasi persamaan diskrit, kuantitas kontrol dihitung secara menyeluruh (Faridl, 2010).

c. *Postprocessor*

Tahap terakhir adalah tahap *postprocessor*, dimana hasil perhitungan akan diinterpretasikan sebagai gambar, grafik bahkan animasi dengan pola warna tertentu. Hasil perhitungan modul solver mengadopsi bentuk numerik (digital) variabel aliran dasar, seperti komponen kecepatan, tekanan, suhu dan fraksi massa.

Nilai-nilai numerik diolah pada tahap *postprocessor* sehingga pengguna dapat dengan mudah membaca dan menganalisis hasil perhitungan CFD. Hasil tersebut dapat disajikan dalam bentuk grafik atau kontur distribusi parameter aliran fluida (Faridl, 2010).

2.1.2 Persamaan Umum Aliran Fluida

Secara umum, proses perhitungan yang digunakan untuk aliran fluida antara lain persamaan energi, persamaan kontinuitas, dan momentum. Persamaan Navier-Stokes adalah bentuk differensial dari hukum kedua Newton tentang pergerakan dari suatu fluida. Persamaan ini menyatakan bahwa perubahan dalam momentum partikel-partikel fluida hanya bergantung pada gaya viskos internal dan gaya viskos tekanan eksternal yang bekerja di fluida. Persamaan Navier-Stokes ditemukan oleh G.G. Stokes mencakup persamaan kontinuitas, persamaan momentum, dan persamaan energi. Ketiga persamaan tersebut dapat dituliskan sebagai berikut (Versteeg, 1995):

a. Persamaan Kontinuitas

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (2.5)$$

b. Persamaan Momentum

1) Momentum ke arah sumbu x:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \quad (2.6)$$

2) Momentum ke arah sumbu y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \quad (2.7)$$

3) Momentum ke arah sumbu z:

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u w)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho v w)}{\partial z} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial x} = \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right) \quad (2.8)$$

c. Persamaan Energi

$$\begin{aligned} \frac{\partial(E_t)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_t)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_t)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_t)}{\partial z} &= -\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} - \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} - \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} \\ &+ \frac{1}{RePr} \left(\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right) \\ &+ \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right) \end{aligned} \quad (2.9)$$

dengan,

- x : koordinat sumbu X
- y : koordinat sumbu Y
- z : koordinat sumbu Z
- u : komponen kecepatan U
- v : komponen kecepatan V
- w : komponen kecepatan W
- t : waktu
- ρ : massa jenis udara
- E_t : energi total
- p : tekanan
- q : *heat flux*
- Re : bilangan Reynolds
- Pr : bilangan Prandtl

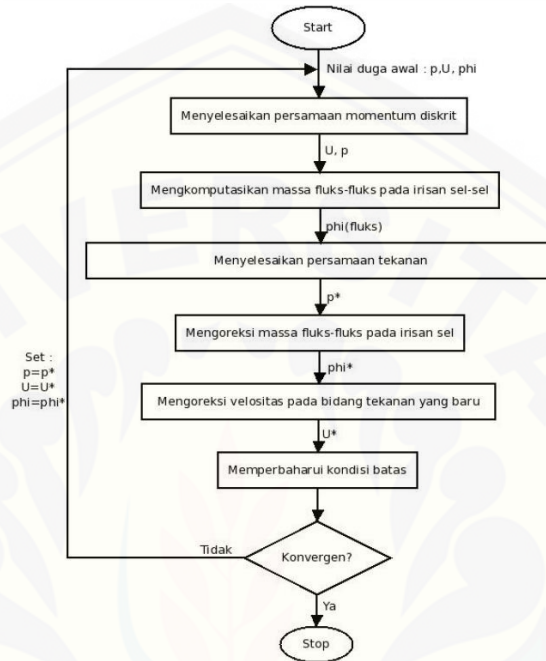
2.1.3 Jenis-Jenis Solver CFD

Adapun jenis dari metode *solver* adalah sebagai berikut (Anderson, 1995):

a. SIMPLE

SIMPLE (*Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equation*) merupakan metode yang menggunakan hubungan antara kecepatan dan tekanan untuk mendapatkan nilai konservasi massa dan nilai bidang tekan. Persamaan kecepatan dalam metode ini dikoreksi untuk menghitung satu set baru fluks konservatif.

Persamaan momentum yang telah terdiskritisasi dan koreksi kecepatan diselesaikan secara implisit dan koreksi kecepatan diselesaikan secara eksplisit, hal ini adalah alasan disebutnya “Semi-Implicit Metode”. Lebih lanjut, proses penyelesaian pada jenis SIMPLE dijelaskan dengan diagram alir pada Gambar 2.13.



Gambar 2.13 Algoritma SIMPLE (Prasetyo, 2010)

b. PISO

Metode ini didasarkan pada tingkatan yang lebih tinggi dari hubungan pendekatan antara factor koreksi tekanan dan kecepatan. Metode PISO (*Pressure Implicit with Splitting of operator*) menggunakan dua factor koreksi tambahan yaitu *neighbor correction* dan *skewness correction* untuk meningkatkan efisiensi perhitungan. *Neighbor correction* adalah proses iterasi yang disebut sebagai koreksi momentum. Dengan tambahan *neighbor correction* maka *Control Processing Unit* (CPU) pada computer mengalami penambahan waktu untuk melakukan proses *solver* iterasi, akan tetapi akan menurunkan nomor iterasi yang dibutuhkan untuk mencapai konvergensi. *Skewness correction* adalah proses penghitungan ulang untuk gradient koreksi tekanan yang digunakan untuk memperbarui koreksi *fluks* massa.

c. PIMPLE

PIMPLE adalah kombinasi dari PISO dan SIMPLE. Semua algoritma ini adalah pemecah iteratif tetapi PISO dan PIMPLE digunakan untuk kasus *transient*, sedangkan SIMPLE digunakan untuk kasus dalam *steady-state*. Algoritma PIMPLE sama halnya dengan algoritma PIMPLE untuk setiap langkah waktu (*time step*), di mana korektor luar adalah iterasi, dan secara konvergen akan beralih ke *time step* berikutnya hingga solusi selesai. *Solver* PIMPLE memiliki stabilitas yang lebih baik daripada PISO terutama ketika menggunakan *time step* yang besar. Jumlah korektor luar dari algoritma PIMPLE, seperti yang disebutkan di atas, menentukan berapa banyak iterasi luar yang harus dilakukan yaitu berapa kali sistem persamaan dilakukan sebelum dipaksa untuk pindah ke *time step* berikutnya, terlepas dari apakah *time step* sudah konvergen atau belum. Jumlah korektor luar tidak berarti bahwa ia akan melakukan semua iterasi ini, hal tersebut hanya akan beralih sampai konvergensi langkah waktu tercapai, dan beralih ke *time step* berikutnya. Kriteria untuk konvergensi *time step* didefinisikan sebagai toleransi *absolut solver*, yang secara default 1×10^{-5} . Hal ini menyebabkan perhitungan cepat ketika stabil tetapi memberikan ruang untuk banyak iterasi ketika terjadi ketidakstabilan.

2.2 OpenFOAM

Salah satu cluster CFD yang ada saat ini adalah *OpenFOAM* (*Open Field Operation and Manipulation*). *OpenFOAM* dibuat oleh OpenCFD Ltd, gratis dan *open source*, dilisensikan dibawah GNU Public License. Aplikasi ini memiliki koleksi *solver* yang semakin berkembang yang dapat diaplikasikan ke berbagai macam masalah. *OpenFOAM* adalah salah satu dari aplikasi ilmiah utama yang ditulis dengan menggunakan C++ dan dirilis sebagai *Open Source Software* dibawah GNU General Public License (GPL). Kemampuan *OpenFOAM* dapat dibandingkan dengan hampir semua aplikasi komersial yang secara general digunakan untuk menyelesaikan persoalan CFD. Hal ini tergantung dari pilihan pengguna untuk menggunakan aplikasi pihak ketiga didalam menggunakan aplikasi *pre* dan *post processing*, dan *OpenFOAM* sendiri terdapat didalamnya terdapat

sebuah *plugin* (*paraFOAM*) untuk memvisualisasikan dari data hasil dan *mesh* di *ParaView*, sebuah *converter* yang dapat digunakan secara luas untuk melakukan konversi dari file-file yang didapatkan dari aplikasi komersial, dan sebuah pembuat *mesh hexahedral* otomatis untuk konfigurasi pembuatan *mesh*. *OpenFOAM* dipahami sebagai rangkaian *platform* mekanika tetapi ideal untuk membuat simulasi *multi-physics*. Sebagai contoh, *OpenFOAM* mempunyai sebuah *library* dan *solver* untuk secara efisien mencari partikel pada aliran *multiphase* dengan pendekatan langrian.

OpenFOAM dapat mensimulasikan apa saja dari aliran fluida yang kompleks termasuk reaksi kimia, turbulensi dan perpindahan panas, sampai dinamika benda padat, elektromagnet dan opsi harga finansial.

Inti dari teknologi *OpenFOAM* adalah modul-modul C++ yang efisien. Modul-modul ini dibuat untuk:

- a. *Solver* yaitu untuk mensimulasikan masalah-masalah spesifik pada perancangan mekanik.
- b. *Utilities* yaitu untuk melakukan *pre* dan *post processing* dari manipulasi data sampai visualisasi dan melakukan proses *mesh*.
- c. *Libraries* digunakan untuk membuat *toolbox-toolbox* yang dapat diakses oleh *solver* atau *utilities*, seperti pustaka untuk model-model fisika.

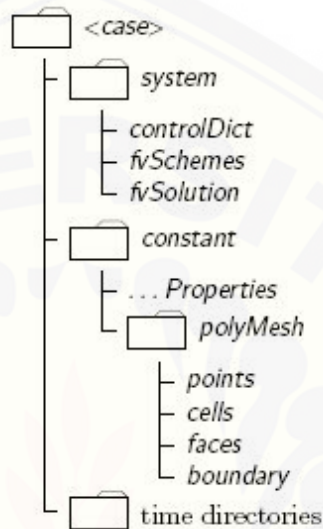
OpenFOAM menyediakan banyak *solver*, *utilities* dan *library* yang telah dikonfigurasi dan dapat digunakan seperti yang dilakukan oleh aplikasi simulasi. Bagaimanapun, *OpenFOAM* adalah aplikasi *Open Source*, tidak hanya kode-kode penyusunnya tetapi juga struktur dan hierarki desainnya sehingga *solver*, *utilities*, dan *library*nya dapat dikembangkan lebih jauh.

2.2.1 Struktur File pada OpenFOAM

Struktur data kasus yang digunakan pada *web cluster* ini mengikuti standar file kasus pada *OpenFOAM*. Data kasus dibagi-bagi sesuai dengan fungsinya masing-masing. Untuk mendapatkan file geometri yang dapat digunakan oleh *OpenFOAM* maka pengguna dapat aplikasi-aplikasi *preprocessing* yang banyak terdapat diluar seperti *Auodesk Inventor*, *Autodesk Fusion*, *Solidworks*, *Catia*, dan

lainnya. Data ini dapat dikonversikan ke dalam file geometri dengan menggunakan properti dari *OpenFOAM*.

Setiap kasus terdiri dari 3 folder seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.14. Fungsi dari setiap direktori (*system*, *constant*, *time*) akan dibahas pada paragraf berikutnya.



Gambar 2.14 Struktur Organisasi Data dari Sebuah Kasus (Prasetyo, 2010)

Direktori *system* mempunyai paling tidak 3 data yang menentukan *solver* yang dipilih (*fvSolution*), skema diskritisasi (*fvSchemes*) dan kontrol waktu dan informasi penyimpanan (*controlDict*). Direktori *constant* mempunyai data *mesh* yang berada pada subdirektori *polyMesh* seperti *blockMeshDict*, *faces*, *owner*, *neighbour*, dan *points* yang merupakan properti hasil *preprocessing*. Untuk pengujian akan digunakan turbulensi maka diperlukan sebuah file yang mendeskripsikan hal tersebut (*RASProperties*) dan model transportasinya (*transportProperties*).

Direktori *time* mempunyai data untuk setiap iterasi waktu sesuai dengan pen-gaturan pada file *controlDict* dengan kata kunci *startTime*. Direktori awal yang harus ada adalah direktori 0 yang berisi properti tentang keadaan awal. Untuk *solver simpleFOAM*, file-file yang harus ada adalah file tekanan (p), kecepatan (U), k, *nut*, dan *omega*.

2.3 Hipotesis

Hipotesis yang dapat diambil dari penelitian ini adalah semakin besar nilai *deadrise angle* dapat meningkatkan koefisien *drag* (C_D). Penambahan tinggi pada *step height* dapat menambah koefisien *drag* (C_D) walaupun tidak terlalu signifikan. Perubahan pada *constant cross-section length* sedikit mempengaruhi nilai koefisien *drag* (C_D). Penambahan *deadrise angle* berbanding lurus dengan nilai koefisien *lift* (C_L), sebaliknya penambahan *step height* dan *constant cross-section length* tidak berdampak terlalu signifikan terhadap nilai koefisien *lift* (C_L). Semakin tinggi nilai *deadrise angle* akan memperbesar *slope* dari koefisien momen (C_M). Nilai koefisien momen (C_M) tidak berdampak terhadap penambahan nilai *step height* walaupun memiliki dampak yang kecil pada *constant cross-section length*.

BAB 3. METODE PENELITIAN

3.1 Metode Penelitian

Penelitian ini mengetahui karakteristik aerodinamika pada variasi *pontoon* pesawat N219 Versi Amfibi di PT. Dirgantara Indonesia. Penelitian ini melibatkan variasi geometri *pontoon*. Penelitian bertujuan untuk menyajikan data untuk pemilihan variabel berbeda yang tersedia untuk menentukan geometri *pontoon* berikutnya. Metode penelitian yang digunakan yaitu metode simulasi dibantu oleh *software OpenFOAM* Simulasi *fluent* untuk menghasilkan nilai C_D , C_L , dan C_M . Penelitian ini berpusat pada karakteristik aerodinamika dari geometri berbeda yang memvariasikan *deadrise angle*, *step height*, dan *constant cross-section length*.

3.2 Waktu dan Tempat Penelitian

Waktu dan tempat pelaksanaan penelitian adalah sebagai berikut.

Waktu : September - Desember 2019

Tempat : Bidang Aerokonfigurasi (TC-2100) Divisi Aerodinamika PT. Dirgantara Indonesia

3.3 Alat dan Bahan

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

3.3.1 Alat

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

a. Laptop dengan spesifikasi sbagai berikut

Processor: Intel Core i7-8550U CPU @1.80 GHz (8 CPUs)

RAM : 8192 MB (8 GB)

VGA : 4165 MB (4 GB)

b. Perangkat lunak *Microsoft Excel* 2016

c. *Software OpenFOAM* v5.0.

3.3.2 Bahan

Objek yang digunakan sebagai bahan penelitian ini adalah *pontoon* pesawat N219 Versi Amfibi.

3.4 Variabel

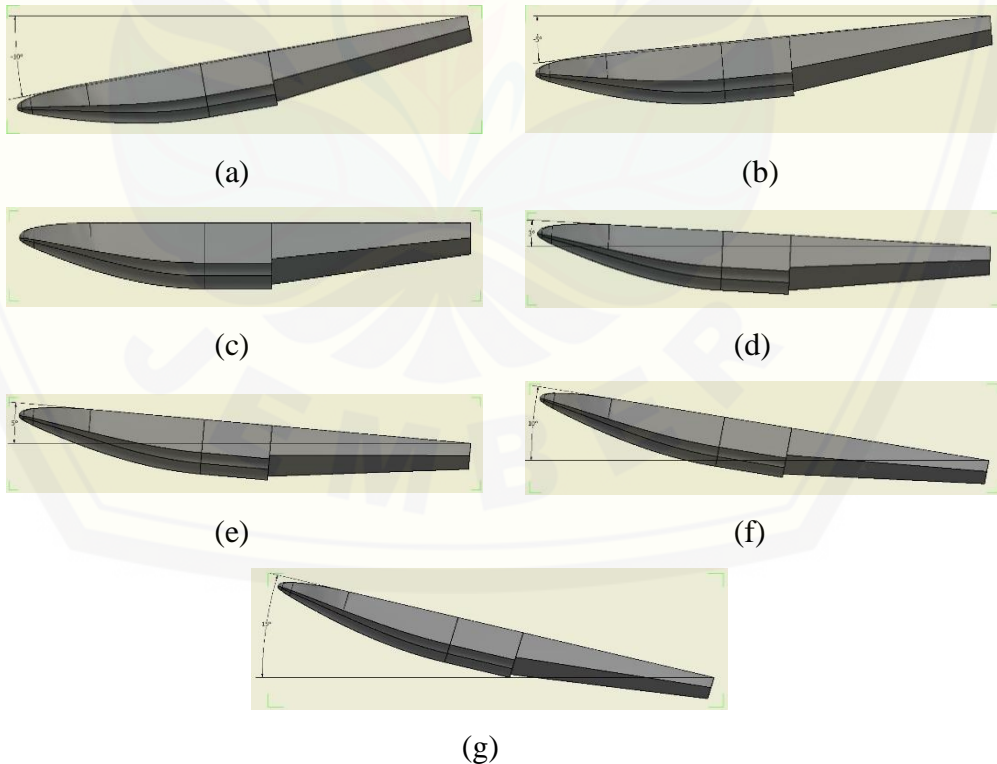
Variabel adalah segala sesuatu yang menjadi fokus kajian dalam penelitian dan ditetapkan oleh peneliti dengan variasi tertentu.

3.4.1 Variabel Bebas

Variabel bebas pada penelitian ini adalah variasi sudut serang dan variasi geometri.

- a. Variasi sudut serang -10° , -5° , 0° , 3° , 5° , 10° , dan 15° .

Posisi antara *pontoon*, *fuselage*, dan *wing* atau *cordnya* memiliki tingkat posisi kesejajaran yang sama. Hal tersebut berarti variasi sudut serang pada *pontoon* dianggap sama dengan sudut serang pada *wing* pesawat. Variasi sudut serang ditampilkan pada Gambar 3.1.



(a) Sudut serang -10° ; (b) Sudut serang -5° ; (c) Sudut serang 0° ;
(d) Sudut serang 3° ; (e) Sudut serang 5° ; (f) Sudut serang 10° ; (g) Sudut serang 15° .

Gambar 3.1 Desain *Poontoon* dengan Variasi Sudut Serang

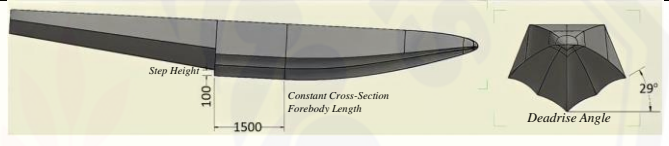
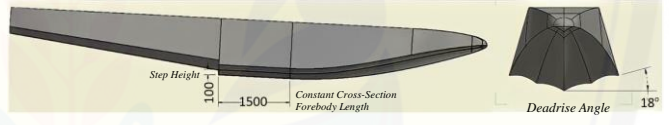
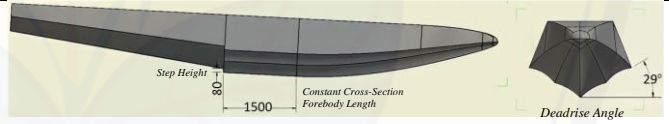
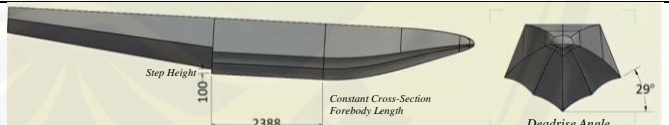
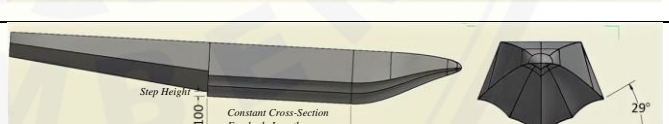

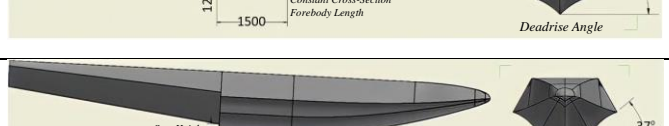
- b. Variasi geometri yaitu tiga variasi *deadrise angle*, tiga variasi *constant cross-section length*, dan tiga variasi *step height*. Nilai pada variabel yang diteliti meliputi D2h2L1, D1h2L1, D2h1L1, D2h2L2, D2h2L3, D2h3L1, dan D3h2L1 dengan besaran nilai sesuai Tabel 3.1.

Tabel 3.1 Variasi Geometri *Pontoon*

No.	Geometri	Variasi		
		1	2	3
1	Deadrise Angle, D (deg)	18	29	37
2	Step Height, h (mm)	80	100	127
3	Constant Cross-Section Forebody Length, L (mm)	1500	2388	3185

Gambar konfigurasi ditunjukkan pada Tabel 3.2.

Tabel 3.2 Konfigurasi Geometri *Pontoon*

Nama	Deskripsi	Gambar
Konfigurasi 1 (K1)	D2h2L1 (Basic)	
Konfigurasi 2 (K2)	D1h2L1	
Konfigurasi 3 (K3)	D2h1L1	
Konfigurasi 4 (K4)	D2h2L2	
Konfigurasi 5 (K5)	D2h2L3	
Konfigurasi 6 (K6)	D2h3L1	
Konfigurasi 7 (K7)	D3h2L1	

Pembacaan deskripsi pada Tabel 3.2 yaitu simbol D menunjukkan *deadrise angle*, simbol h menunjukkan *step height*, dan simbol L menunjukkan *constant cross-section length*. Angka yang berada di simbol merujuk besaran nilai pada Tabel 3.1, sebagai contoh $D2h2L1$ artinya nilai *deadrise angle* (D) sebesar 29° , nilai *step height* (h) sebesar 100 mm, dan nilai *constant cross-section length* (L) sebesar 1500 mm.

3.4.2 Variabel Terikat

Variabel terikat merupakan variabel yang menjadi akibat dari variabel bebas yang besarnya tidak dapat ditentukan sepenuhnya oleh peneliti. Variabel terikat dalam penelitian ini adalah *coefficient of drag* (C_D), *coefficient of lift* (C_L), *coefficient of moment* (C_M).

3.5 Prosedur Penelitian

Prosedur pada penelitian ini adalah sebagai berikut.

- a. Persiapan, yaitu mengumpulkan dan mempelajari literatur yang berkaitan dengan pembahasan penelitian.
- b. Pengambilan data, yaitu dengan cara simulasi menggunakan CFD. Pengambilan data dilakukan dengan beberapa tahap yaitu menginput geometri desain pada *software* Salome, kemudian melakukan *grid* pada *software* Salome yang selanjutnya diinput di *software* OpenFOAM, dan terakhir melakukan simulasi menggunakan *software* OpenFOAM.
- c. Pembahasan analisa dan hasil data, yaitu hasil data aerodinamika dari tiap geometri dibuat grafik untuk diamati yang selanjutnya dibandingkan.
- d. Penarikan kesimpulan berdasarkan korelasi terhadap tujuan daripada penelitian yang telah ditentukan sebelumnya, sehingga dapat dijadikan referensi bagi pihak PT. Dirgantara Indonesia.

3.6 Pelaksanaan Penelitian

3.6.1 Pengambilan Data

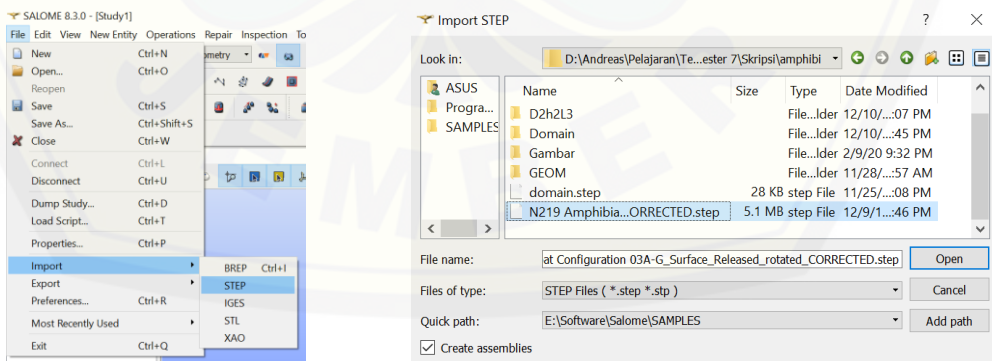
Langkah-langkah yang dilakukan dalam pengambilan data penelitian pada simulasi yaitu sebagai berikut:

- Pengambilan data dilakukan setelah proses simulasi *running* mencapai nilai konvergensi.
- Pengambilan data koefisien *lift*, *drag*, dan momen saat proses komputasi selesai pada setiap variasi sudut serang.
- Pengambilan gambar dan menyimpan file kontur tekanan dan *streamline* pada setiap sudut serang.
- Data C_D , C_L , dan C_M dari semua variasi geometri dimasukkan ke dalam Ms. Excel untuk diolah dalam bentuk grafik.
- Analisis hasil karakteristik aerodinamika terhadap variasi geometri.

3.6.2 Langkah Penelitian

Langkah penelitian yang dilakukan pada penelitian ini adalah dengan melakukan perhitungan numerik menggunakan *software* CFD dari data yang telah ada sebagai berikut:

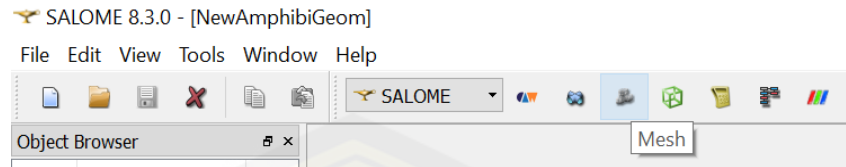
- Import* gambar model *pontoon* dengan ekstensi *.step* pada *software* *Salome* seperti pada Gambar 3.2.



(a) *Import file*, (b) *Pemilihan file*
Gambar 3.2 *Import File* pada *Salome*

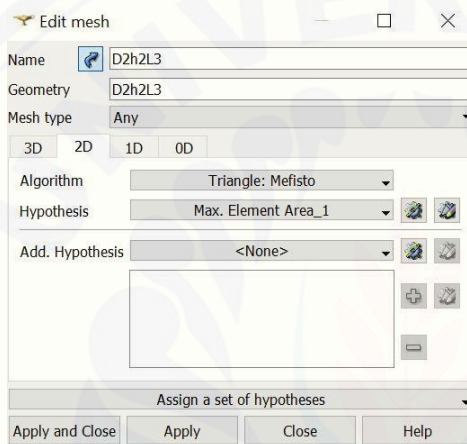
b. Membuat *grid* dengan cara melakukan *meshing* pada *software Salome*

1) Membuka “*Mesh*” pada *software Salome* seperti pada Gambar 3.3.

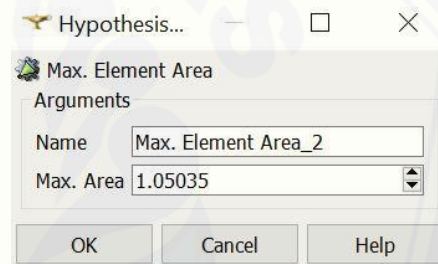


Gambar 3.3 Membuka “*Mesh*” pada Salome

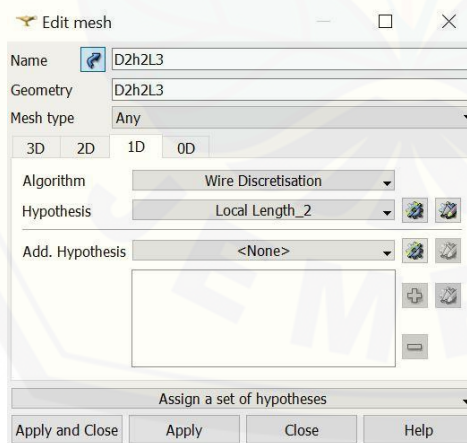
2) Menginput parameter *meshing* seperti pada Gambar 3.4.



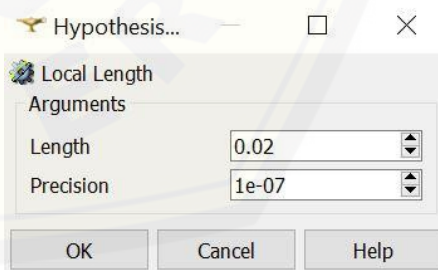
(a)



(b)



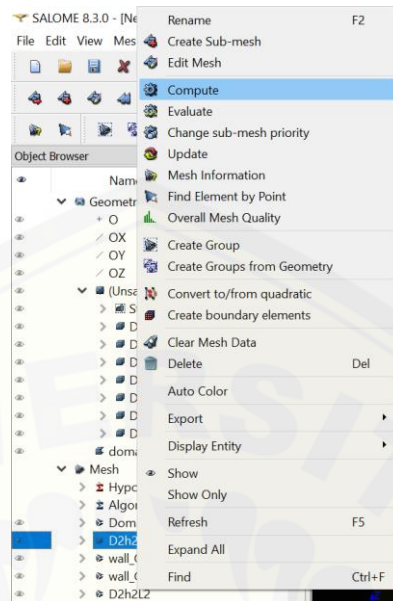
(c)



(d)

(a) Inputan pada 2D, (b) Parameter nilai 2D
(c) Inputan pada 1D, (b) Parameter nilai 1D
Gambar 3.4 Parameter Pembuatan *Grid*

- 3) Kemudian, melakukan *meshing* dengan *compute* seperti pada Gambar 3.5.



Gambar 3.5 Melakukan *Meshing* untuk Pembuatan *Grid*

- c. Hasil dari *software Salome* diubah ke ekstensi *.stl*.
- d. Merubah ekstensi dari *.stl* ke *.fms* agar dapat dilakukan *meshing*.
- e. Membuka terminal *software OpenFOAM*.
- f. Menentukan kondisi batas (*boundary condition*) sebagai berikut

- 1) *Velocity*

```
dimensions [0 1 -1 0 0 0];
```

```
internalField uniform (54.44 0 0);
```

```
boundaryField
```

```
{
```

```
  patch_FF
```

```
  {
```

```
    type      slip;
```

```
  }
```

```
  patch_INLET
```

```
  {
```

```
        type    fixedValue;
        value    uniform (54.44 0 0);
    }
    patch_OUTLET
    {
        type    zeroGradient;
    }
    wall
    {
        type    noSlip;
    }
}

2) Pressure
dimensions [0 2 -2 0 0 0 0];

internalField uniform 0;

boundaryField
{
    patch_FF
    {
        type    zeroGradient;
    }
    patch_INLET
    {
        type    zeroGradient;
    }
    patch_OUTLET
    {
        type    fixedValue;
```

```
        value    uniform 0;
    }
    wall
    {
        type    zeroGradient;
    }
}
3) Omega
dimensions [0 0 -1 0 0 0];

internalField uniform 0;

boundaryField
{
    patch_FF
    {
        type    zeroGradient;
    }
    patch_INLET
    {
        type    fixedValue;
        value    uniform 0;
    }
    patch_OUTLET
    {
        type    zeroGradient;
    }
    wall
    {
        type    omegaWallFunction;
        value    uniform 0;
    }
}
```

4) *Nut*
dimensions [0 2 -1 0 0 0];

internalField uniform 0;

boundaryField

```
{  
  patch_FF  
  {  
    type zeroGradient;  
  }  
  patch_INLET  
  {  
    type fixedValue;  
    value uniform 0;  
  }  
  patch_OUTLET  
  {  
    type zeroGradient;  
  }  
  wall  
  {  
    type nutkWallFunction;  
    value uniform 0;  
  }  
}
```

5) *K*
dimensions [0 2 -2 0 0 0];

internalField uniform 0.4;


```

boundaryField
{
    patch_FF
    {
        type    slip;
    }
    patch_INLET
    {
        type    fixedValue;
        value    uniform 0.4;
    }
    patch_OUTLET
    {
        type    zeroGradient;
    }
    wall
    {
        type    kqRWallFunction;
        value    uniform 0.4;
    }
}

```

- g. Melakukan *meshing* pada *software OpenFOAM* dengan *cartesianMesh*.
- h. Menentukan jenis perhitungan yang digunakan pada proses simulasi yaitu model *k- ω SST*.

```

RASModel    kOmegaSST;
turbulence  on;
printCoeffs on;

```

- i. Menentukan parameter solusi untuk basis data.

```

application  simpleFoam;

startFrom    latestTime;

```

```
startTime    0;

stopAt      endTime;
//stopAt    writeNow;
endTime     300;

deltaT      1;

writeControl  timeStep;

writeInterval  50;

purgeWrite    3;

writeFormat   ascii;

writePrecision 6;

writeCompression off;

timeFormat    general;

timePrecision 6;

runTimeModifiable true;

functions
{
    #includeFunc residuals
    TOTAL
```

```

{
  type forceCoeffs;
  libs ( "libforces.so" );
  writeControl timeStep;
  writeInterval 1;
  patches ("wall.*");
  rho rhoInf;
  log true;
  rhoInf 1.225;
  liftDir (0 1 0);
  dragDir (1 0 0);
  CofR (6.845 2.7 0);
  pitchAxis (0 0 1);
  magUInf 54.44;
  lRef 2.2;
  Aref 41.5;
}
}

```

- j. Melakukan *display* hasil simulasi.
- k. Menyimpan hasil simulasi dalam bentuk *case and data*.
- l. Membuat grafik hasil simulasi di *Ms. Excel*.
- m. Melakukan analisis dari hasil simulasi yang telah dilakukan.
- n. Menentukan kesimpulan yang diperoleh dari analisis data simulasi.

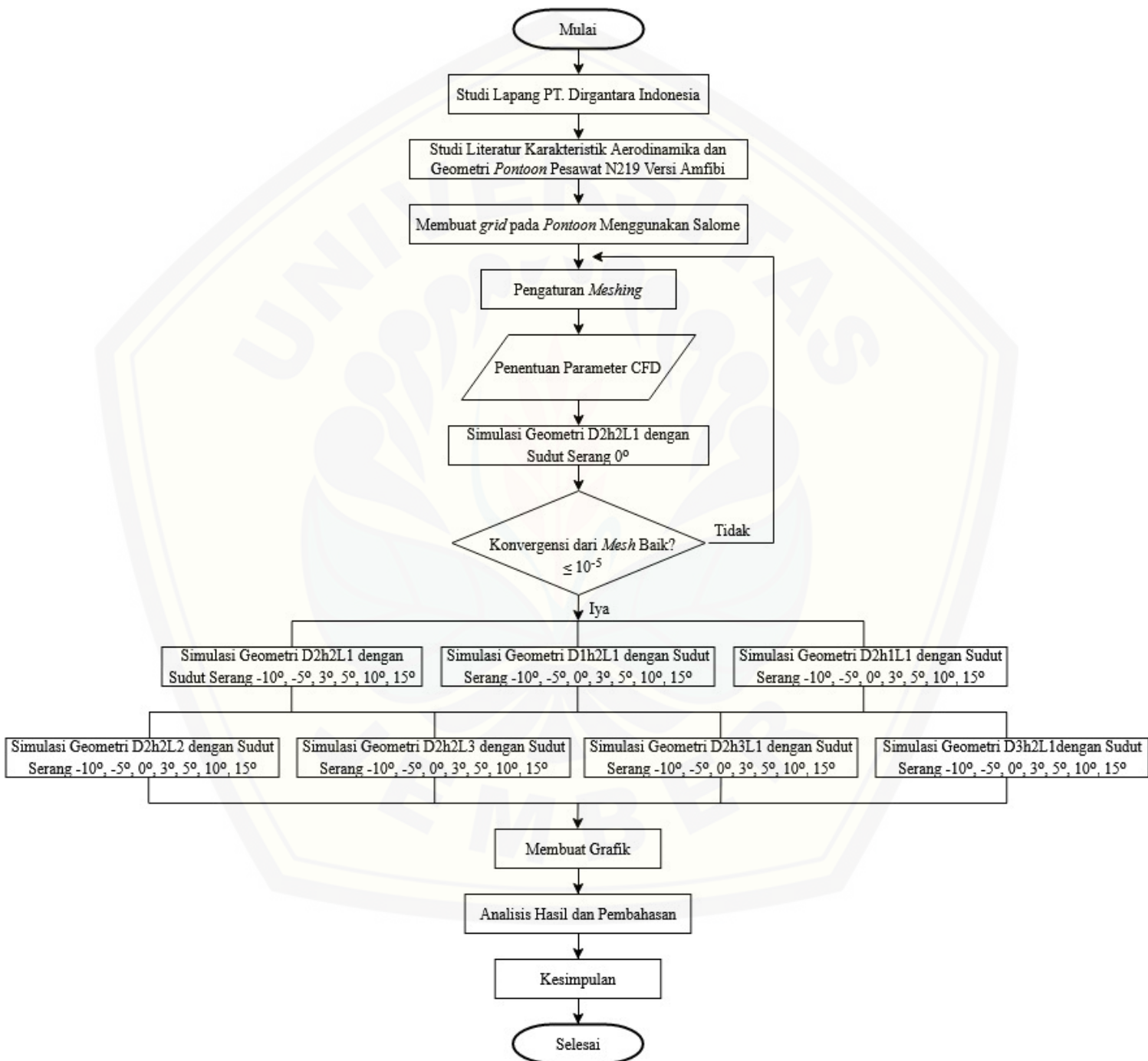
3.6.3 Pemilihan Parameter

Parameter yang digunakan pada penelitian ini antara lain

- a. *Solver* : SIMPLE
- b. Sudut serang : -10° , -5° , 0° , 3° , 5° , 10° , dan 15° .
- c. Model : k- ω SST.

3.7 Diagram Alir Penelitian

Alur dari pengerjaan penelitian ini dapat dilihat pada gambar 3.6 sebagai berikut.



Gambar 3.6 Diagram Alir Penelitian

BAB 5. PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Kesimpulan dari penelitian karakteristik aerodinamika *pontoon* Pesawat N219 Versi Amfibi menggunakan metode simulasi CFD antara lain:

- a. Koefisien *drag* (C_D) dipengaruhi signifikan oleh geometri *deadrise angle* dengan nilai paling besar untuk konfigurasi D3h2L1 yaitu 0.0055 atau 55 *drag count*, sedangkan *step height* dan *constant cross-section length* tidak berdampak signifikan.
- b. Koefisien *lift* (C_L) dipengaruhi signifikan oleh geometri *deadrise angle* dengan nilai koefisien *lift alpha* ($C_{L\alpha}$) paling besar untuk konfigurasi D3h2L1 dengan nilai 0.0044 dibandingkan dengan *step height* yang tidak memiliki pengaruh dan *constant cross-section length* yang berdampak tidak signifikan.
- c. Koefisien momen (C_M) dipengaruhi signifikan oleh geometri *deadrise angle* dengan nilai koefisien momen *alpha* ($C_{M\alpha}$) paling rendah yaitu -0.0036 untuk konfigurasi D1h2L1. Semakin besar nilai *constant cross-section length* menghasilkan koefisien momen (C_M) yang besar dengan nilai -0.0039 pada konfigurasi D2h2L3, sedangkan *step height* tidak berpengaruh terhadap koefisien momen (C_M).

5.2 Saran

Saran yang dapat diberikan pada penelitian berikutnya adalah sebagai berikut:

- a. Perlu adanya data *wind tunnel test* sebagai pembanding hasil simulasi.
- b. Perlu kajian karakteristik hidrodinamika dari *pontoon*.
- c. Perlu dikaji mengenai kontur tekanan dan kecepatan untuk mengetahui detail aliran pengaruh dan pola aliran.
- d. Perlu mengkaji hasil simulasi dengan sepasang *pontoon* untuk melihat karakteristik aerodinamika secara lebih ril.

DAFTAR PUSTAKA

- [Aeromarineresearch.com](https://aeromarineresearch.com), 2019. *Advanced Aerodynamics and Hydrodynamics for Powerboats*. [Online] Available at: <https://aeromarineresearch.com/steps> [Diakses 8 Desember 2019].
- Amir, M. H., dan Sarwono. 2018. Analisa Nilai Hinge Moment Coefficient pada Pengaruh Bentuk Rudder Pesawat N-2XX dengan Variasi Defleksi Rudder 0°, 10°, dan 25° Berbasis Computational Fluid Dynamics. *Jurnal Teknik ITS*. VII(2):140-145.
- Anderson, J. D. 1995. *Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications*. New York: McGraw-Hill.
- Anderson, J. D. 2005. *Introduction to Flight*. New York: McGraw-Hill.
- Badan Penerbit Universitas Jember. 2016. *Pedoman Penulisan Karya Ilmiah*. Universitas Jember: Badan Penerbit Universitas Jember.
- Duan, X., W. Sun, C. Chen, M. Wei, dan Y. Yang. 2019. Numerical Investigation of The Porpoising Motion of a Seaplane Planing on Water With High Speeds. *Aerospace Science and Technology*, 84: 980-994.
- Ejeh, C. J., G.P. Akhabue, E. B. Annan, dan K. K. Tandoh. 2019. Evaluating The Influence of Unsteady Air Density to The Aerodynamic Performance of A Fixed Wing Aircraft at Different Angle of Attack Using Computational Fluid Dynamics. *Results in Engineering*, 4: 1-12.
- Faridl, R. 2010. *Pengenalan CFD*. Jakarta: PT. Gramedia Pustaka Utama
- Filippone, A. 2012. *Advanced Aircraft Flight Performance*. New York: Cambridge University Press.
- Frediani, A., V. Cipolla, dan F. Oliviero. 2015. IDINTOS: The First Prototype of an Amphibious Prandtlplane-Shaped Aircraft. *The Journal of Aerospace Science, Technology and Systems*, 94(3): 195-209.
- Gudmundsson, S. 2013. *General Aviation Aircraft Design*. Amsterdam: Elsevier, inc.
- Husnayati, N., dan M. A. Moelyadi. 2013. Analisis Aerodinamika dan Studi Parameter Sayap CN-235 Kondisi Terbang Jelajah. *Jurnal Teknologi Dirgantara*. 10(2): 127-136.

- Jenkinson, L. R., J. F. Marchman. 2003. *Aircraft Design Projects: For engineering students*. New York: Cambridge University Press.
- Kementerian Kelautan dan Perikanan Republik Indonesia. 2016. *Laporan Kinerja KKP 2016*. Kementerian Kelautan dan Perikanan, Jakarta
- Kementerian Kelautan dan Perikanan Republik Indonesia. 2017. *Maritim Indonesia*. Kementerian Kelautan dan Perikanan, Jakarta.
- Kementerian Koordinator Bidang Maritim dan Sumber Daya Republik Indonesia. 2016. *Surat Undangan Deputi Bidang Koordinasi Insfrastruktur Nomor 124/D3/Maritim/VI/2016 tentang Undangan Rapat Koordinasi Dukungan Infrastruktur di 10 Destinasi Pariwisata Prioritas*. Kementerian Koordinator Bidang Maritim dan Sumber Daya, Jakarta.
- Makarov, K. A. dan A. A. Pavlenko. 2014. Numerical Investigation of an Aileron Hinge Moments and Effectiveness on a High Lift Wing Airfoil. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. 7-12 September 2014. St. Petersburg : 1-10.
- Mavriplis, D. J., Vassberg, J. C., Tinoco, E. N., Mani, M., Brodersen, O. P., Eisfeld, B., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Zickuhr, T., Levy, D., dan Murayama, M., 2008. Grid Quality and Resolution Issues from the Drag Prediction Workshop Series. *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. AIAA Paper 2008-930.
- Mirna, S. 2017. Analisis Pengaruh Vane Terhadap Karakteristik Double Slotted Flap Pesawat N2XX Dengan Metode Simulasi Computational Fluid Dynamic. *Jurnal ROTOR*, 3: 9-13.
- Munson, B. R., D. F. Young , dan T. H. Okiishi. 2003. *Mekanika Fluida Edisi keempat Jilid I*. Jakarta: Erlangga.
- Ojha, S. K. 1995. *Flight Performance of Aircraft*. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Olson, R.M. dan S.J. Wright. 2003. *Dasar-Dasar Mekanika Fluida Teknik*. Jakarta: PT. Gramedia Pustaka Utama.
- Parkinson, J. B., R. E. Olson, E. C. Draley, dan A. A. Luoma. 1943. Aerodynamic and Hydrodynamic Tests of a Family of Models of Flying Boat Hulls Derived from a Streamline Body. *NACA, Rept. 766*, 209–297.
- Prasetyo, A. N. 2010. *Implementasi dan Unjuk Kerja Portal OpenFOAM dalam Lingkungan Komputasi Cluster*. Depok: Universitas Indonesia.

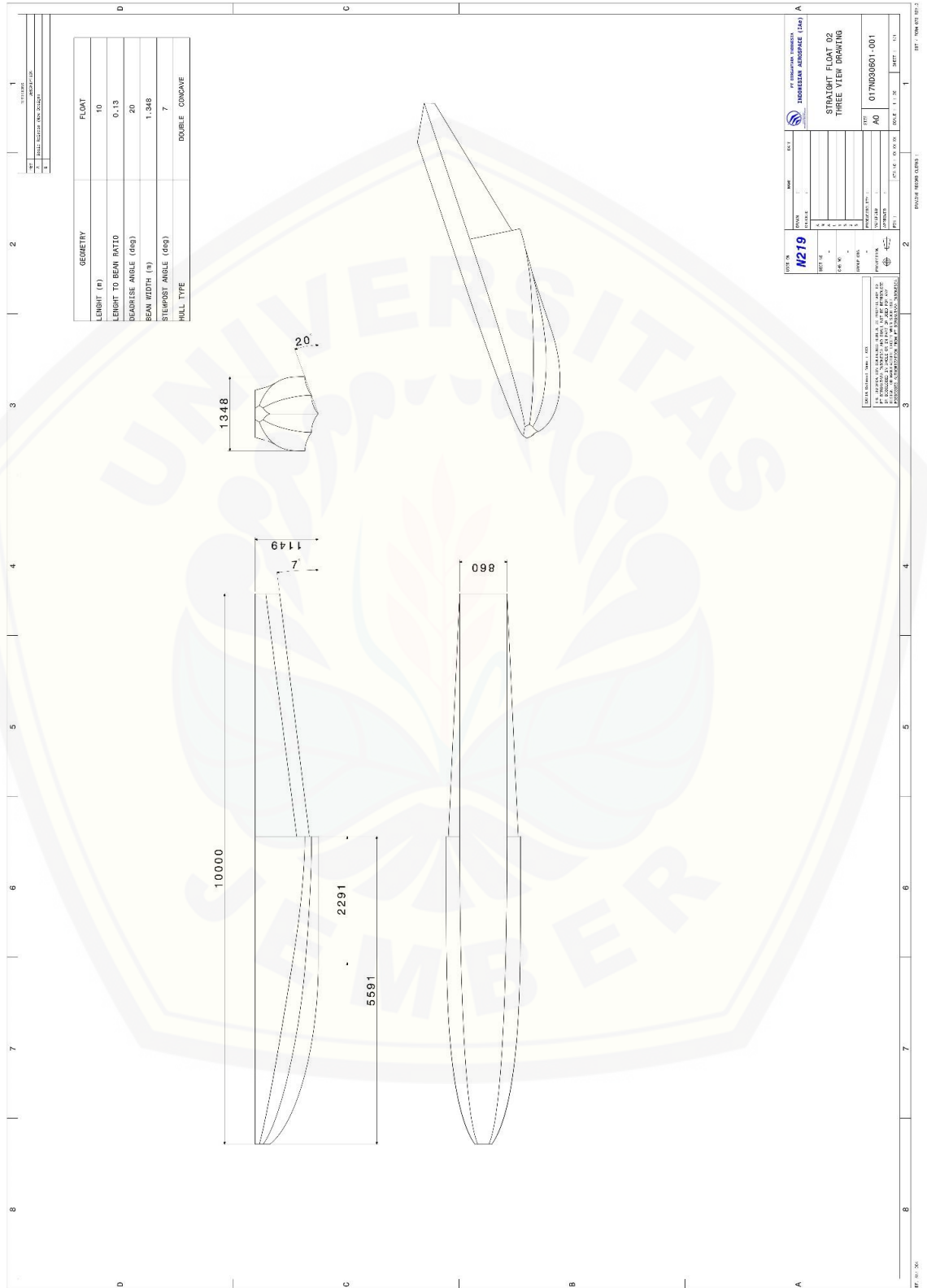
- PT. Dirgantara Indonesia. 2014. *Aircraft Performance Software Manual*, Bandung: PT. Dirgantara Indonesia.
- Qiu, L., dan W. Song. 2013. Efficient Decoupled Hydrodynamic and Aerodynamic Analysis of Amphibious Aircraft Water Takeoff Process. *Journal of Aircraft*, 50(5): 1369-1379.
- Roskam, Dr. J. 1997. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Kansas: Design, Analysis, Research Corporation.
- Rosyid, A. 2014. *Fluida dan Sifat-sifatnya*. Jakarta: Erlangga.
- Ruijgrok, G. 1990. *Elements of Airplane Performance*. Netherlands: Delf University Press.
- Triatmodjo, B. 1991. *Mekanika Fluida dan Hidraulika Jilid I*. Jakarta: Erlangga.
- Tuakia, F. 2008. *Dasar-Dasar CFD Menggunakan Fluent*. Bandung: Informatika Bandung
- Versteeg, H.K., dan Malalasekera. 1995. *An Introduction of Computational Fluid Dynamics, The Finite Volume Method*. New York: John Wiley Sons, Inc.
- Wijiatmoko, Gunawan. 2017. Analisis Aerodinamika Sudut Defleksi Spoiler Pesawat Terbang. *Seminar Nasional dan Gelar Produk*, 2(36): 258-263.
- Yechout, T. R. 2003. *Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dynamic Stability, and Clasical Feedback Control*. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

LAMPIRAN

Lampiran 4.1 Hasil CFD dari Semua Konfigurasi

Nama	Deskripsi	Koefisien	AoA -10	AoA -5	AoA 0	AoA 3	AoA 5	AoA 10	AoA 15
K1	<i>Basic</i>	CM	0.02689	0.01620	0.00455	-0.00316	-0.01018	-0.03046	-0.05130
	D2h2L1	CD	0.01737	0.00989	0.00578	0.00516	0.00532	0.00737	0.01346
		CL	-0.04871	-0.02676	-0.01020	-0.00348	0.00069	0.01509	0.03837
K2	D1h2L1	CM	0.02322	0.01426	0.00438	-0.00287	-0.00884	-0.02884	-0.04794
		CD	0.01685	0.00959	0.00572	0.00516	0.00535	0.00702	0.01192
		CL	-0.04762	-0.02638	-0.01162	-0.00446	-0.00091	0.01144	0.02760
K3	D2h1L1	CM	0.0268	0.0160	0.0044	-0.0035	-0.0102	-0.03049	-0.05138
		CD	0.01719	0.00967	0.00584	0.00507	0.00519	0.00724	0.01314
		CL	-0.04814	-0.02645	-0.01041	-0.00360	0.00069	0.01539	0.03789
K4	D2h2L2	CM	0.02900	0.01708	0.00625	-0.00237	-0.01009	-0.03063	-0.05197
		CD	0.01734	0.00992	0.00599	0.00531	0.00545	0.00754	0.01327
		CL	-0.04828	-0.02652	-0.01025	-0.00375	0.00078	0.01497	0.03835
K5	D2h2L3	CM	0.03566	0.02074	0.00839	-0.00060	-0.00836	-0.02871	-0.04984
		CD	0.01690	0.00940	0.00581	0.00520	0.00521	0.00710	0.01231
		CL	-0.04712	-0.02613	-0.00969	-0.00334	0.00095	0.01388	0.03499
K6	D2h3L1	CM	0.0278	0.0171	0.0053	-0.0027	-0.0094	-0.03040	-0.05124
		CD	0.01772	0.01006	0.00614	0.00535	0.00564	0.00774	0.01346
		CL	-0.04902	-0.02708	-0.01036	-0.00350	0.00085	0.01462	0.03758
K7	D3h2L1	CM	0.04586	0.02604	0.00851	-0.00242	-0.01261	-0.03897	-0.06926
		CD	0.01927	0.01018	0.00626	0.00545	0.00551	0.00851	0.01649
		CL	-0.05992	-0.02955	-0.01066	-0.00275	0.00263	0.02308	0.05485

Lampiran 4.3 Contoh Desain Pontoon



Lampiran 4.4 Model Pesawat N219 Versi Amfibi

