



**ANALISIS AERODINAMIKA *VERTICAL TAIL PLANE RUDDER*
PESAWAT TERBANG *TWIN TURBOPROP*
KONDISI *TAKE-OFF* SATU MESIN MATI**

SKRIPSI

Oleh :

Exwan Rahmawan

NIM 141910101010

PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN

JURUSAN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS JEMBER

2018



**ANALISIS AERODINAMIKA *VERTICAL TAIL PLANE RUDDER*
PESAWAT TERBANG *TWIN TURBOPROP*
KONDISI *TAKE-OFF* SATU MESIN MATI**

SKRIPSI

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

Oleh

Exwan Rahmawan

141910101010

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

2018

PERSEMBAHAN

Dengan mengucapkan puji syukur kepada Allah SWT serta dengan tulus ikhlas dan segala kerendahan hati skripsi ini saya persembahkan kepada :

1. Allah SWT atas segala rizki dan karunia-Nya yang telah dilimpahkan, serta kepada junjungan Nabi Muhammad SAW.
2. Keluargaku, Ibu Minarsih, Ayah Tri Mardianto serta adikku Elsa Isnaeni yang tercinta dan tersayang. Terimakasih atas semua support, usaha, doa, motivasi semangat, pengorbanan dan biaya yang telah diberikan selama masa perkuliahan hingga saat ini.
3. Guru-guru dari sekolah TK sampai dengan SMK, Dosen- dosen yang telah mengajar semasa perkuliahan serta civitas akademik jurusan Teknik Mesin Universitas Jember. Terima kasih telah sabar membimbing dan memberikan ilmunya kepada saya terutama Bapak Dr. Gaguk Djatisukanto, S.T., M.T. selaku dosen pembimbing utama, Bapak Dr. Robertoes Koekoeh K.W, S.T., M.eng selaku dosen pembimbing anggota, Bapak Dr. Agus Triono, S.T., M.T selaku dosen penguji I, Bapak Ir. Aris Zainul M, S.T., M.T., selaku dosen penguji II, dan Bapak Ir. Digdo Listyadi S., M.Sc selaku dosen pembimbing akademik.
4. Almamater Fakultas Teknik Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember.

MOTTO

“Barang siapa yang bersungguh sungguh, sesungguhnya kesungguhan tersebut untuk kebaikan dirinya sendiri.”

(Qs. Al-Ankabut: 6)*

“Boleh jadi kamu membenci sesuatu namun ia amat baik bagimu dan boleh jadi engkau mencintai sesuatu namun ia amat buruk bagimu, Allah Maha Mengetahui sedangkan kamu tidak mengetahui”

(QS Baqarah: 216)**

“Yakinlah, ada sesuatu yang menantimu setelah banyak kesabaran (yang kau jalani), yang kan membutamu terpana hingga kau lupa betapa pedihnya rasa sakit.”

(*Ali bin Abi Thalib****)

**) Departement Agama Republik Indonesia. 1998. Al Qur'an dan Terjemahannya. Semarang: PT. Gorfindo.

***) Departement Agama Republik Indonesia. 2004. Al Qur'an dan Terjemahannya, Bandung: CV PENERBIT J-ART.

PERNYATAAN

Saya yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama : Exwan Rahmawan.

NIM : 141910101015

Dengan ini saya menyatakan sesungguhnya bahwa skripsi yang berjudul “Analisis Aerodinamika *Vertical Tail Plane Rudder* Pesawat Terbang *Twin Turboprop* Kondisi *Take-Off* Satu Mesin Mati” 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 keabsaan dan kebenaran isinya sesuai dengan sikap ilmiah yang harus dijunjung tinggi.

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

Jember, Juli 2018

Yang menyatakan,

Exwan Rahmawan

NIM 141910101010

SKRIPSI

**ANALISIS AERODINAMIKA *VERTICAL TAIL PLANE RUDDER*
PESAWAT TERBANG *TWIN TURBOPROP*
KONDISI *TAKE-OFF* SATU MESIN MATI**

Oleh:

Exwan Rahmawan
NIM 141910101010

Pembimbing:

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

Dosen Pembimbing Anggota : Dr. Robertoes Koekoeh Koentjoro W, S.T., M.Eng

PENGESAHAN

Skripsi berjudul “Analisis Aerodinamika *Vertical Tail Plane Rudder* Pesawat Terbang Twin *Turboprop* Kondisi *Take-Off* Satu Mesin Mati”. Karya Exwan Rahmawan telah diuji dan disahkan pada:

Hari, tanggal : Senin, 9 Juli 2018

Tempat : Fakultas Teknik Universitas Jember

Tim Penguji

Dosen Pembimbing Utama,

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

Dosen Penguji Utama,

Dr. Agus Triono, S.T., M.T.
NIP 197008072002121001

Dosen Pembimbing Anggota,

Dr. R. Koekoeh K.W, S.T., M.Eng
NIP 196707081994121001

Dosen Penguji Anggota,

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

Mengesahkan

Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember,

Dr. Ir. Entin Hidayah, M. UM.
NIP 196612151995032001

RINGKASAN

Analisis Aerodinamika *Vertical Tail Plane Rudder* Pesawat Terbang *Twin Turboprop* Kondisi *Take-Off* Satu Mesin Mati; Exwan Rahmawan, 141910101010; 2018: halaman 96; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Indonesia terletak diantara dua benua yaitu, benua Asia dan Australia. Indonesia ditinjau dari letak astronomis berada di antara 95° BT - 141° BT dan 6° LU - 11° LS. Indonesia berpredikat sebagai negara kepulauan terbesar di dunia, dengan pulau berjumlah 17.504 buah yang tersebar dari Sabang sampai Merauke. Pulau terluar sebagai batas negara berjumlah 92 buah. Badan Pusat Statistik menginformasikan Indonesia berada pada peringkat ke empat negara dengan penduduk terbesar setelah negara Cina, India dan Amerika dengan 255.461.686 jiwa (Badan Pusat Statistik, 2014). Zona Ekonomi Eksklusif (ZEE) Indonesia ditarik dari garis pantai sejauh 200 mil kearah laut. ZEE adalah zona dimana Indonesia bisa melakukan eksplorasi secara ekonomi diperairan tersebut (Undang-Undang Republik Indonesia Nomor 43, Tentang Wilayah Negara, Tahun 2008) (*United Nations Convention on the Law of the Sea*, 1982).

Pesawat udara adalah alat transportasi udara yang dapat menghubungkan jalur lalu lintas pulau dan negara. Pesawat perintis memiliki peran strategis untuk menghubungkan antar pulau (Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia Nomor 79, Tentang Kriteria Dan Penyelenggaraan Kegiatan Angkutan Udara Perintis Dan Subsidi Angkutan Udara Kargo, Tahun 2017). Pesawat perintis tergolong dalam pesawat komuter dengan kriteria pesawat memiliki baling - baling pendorong (*propeller*), dengan mesin lebih dari satu (*multiengines*), 19 tempat duduk , beban maksimal pada saat lepas 8.500 kilogram (Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia Nomor 155, Tentang Batas Usia Pesawat Udara Yang Digunakan Untuk Kegiatan Angkutan Udara Niaga, Tahun 2016)

Aerodinamika merupakan ilmu pengetahuan mengenai akibat-akibat yang

ditimbulkan udara atau gas-gas lain yang bergerak. Prinsip pesawat terbang, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yakni gaya dorong atau *Thrust* (T), gaya hambat atau *Drag* (D), gaya angkat atau *Lift* (L), dan gaya berat atau *Weight* (W). Pesawat terbang pada kondisi *take-off* dan landing terjadi akselerasi dan deselerasi yang dapat dijelaskan menggunakan Hukum II Newton total gaya adalah sama dengan massa dikalikan dengan percepatan.

Hasil dari penelitian didapatkan bahwa besarnya nilai V_{MCG} (*Velocity Minimum Control At Ground*), dan V_{MCA} (*Velocity Minimum Control At Air*) pada pesawat *twin turboprop* 19 penumpang pada *flap* 20^0 memenuhi standart CASR 23 *part* 143 pada kondisi *take-off*.

SUMMARY

Analysis Aerodinamics Vertical Tail Plane Rudder Aircraft Twin Turboprop Condosition Take-Off One Engine In Operatif ; Exwan Rahmawan, 141910101010; 2018: 65 pages; Department of Mechanical Engineering Faculty of Engineering University of Jember.

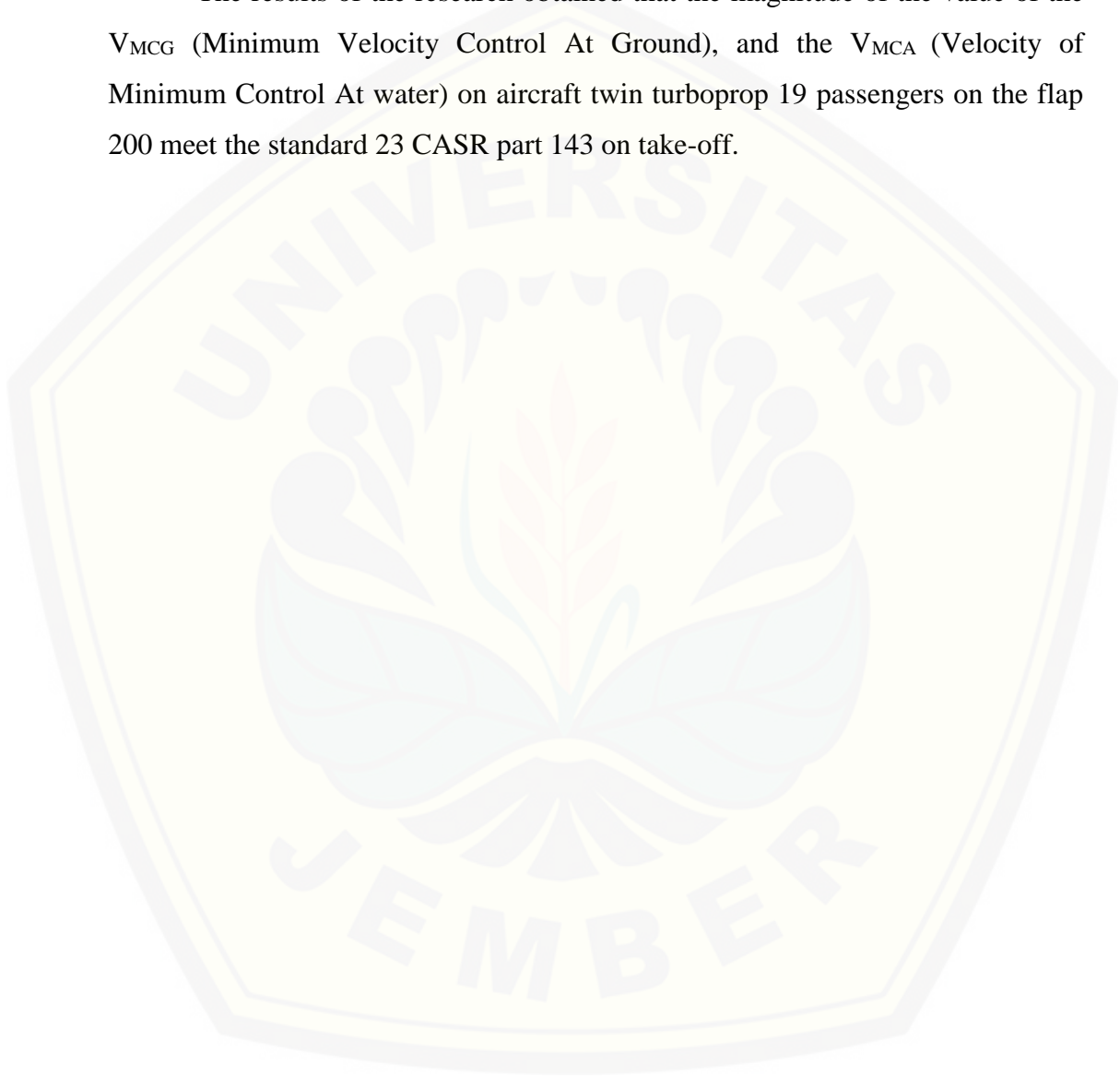
Indonesia is located between two continents, Asia and Australia. Indonesia in terms of astronomical layout was between 95° E- 141° E LONGITUDE and 6° N- 11° S. Predicate Indonesia as the world's largest archipelago, with the island amounted to 17,504 scattered from Sabang to Merauke. Outer island as the boundary of the country amounted to 92. Central Bureau of statistics inform Indonesia ranks to the four countries with the largest population country after China, India and the United States with 255,461,686 inhabitants (Statistics Indonesia, 2014). Exclusive economic zone (EEZ) of Indonesia pulled off the coastline as far as 200 miles away in the ocean. ZEE is a zone where Indonesia could do economically diperairan exploration (Act of the Republic of Indonesia Number 43, about the area of the country, the year 2008) (United Nations Convention on the Law of the Sea, 1982).

The aircraft is the air that can connect the lanes of traffic Islands and countries. The pioneering role of strategic aircraft to connect between the Islands (the regulation of the Minister of transportation of the Republic of Indonesia Number 79, Of criteria and organization of the activities of Pioneering air transport And Cargo air transport Subsidies, the year 2017). The pioneering aircraft belongs to the commuter plane airplane criteria have a pusher propeller (propeller), with more than one machine (multiengines), 19 seats, maximum load at the moment off 8,500 kilograms (Ministerial Regulation The relationship of the Republic of Indonesia Number 155, regarding the age limit of Aircraft used for Commercial air transport, the year 2016)

Aerodynamics is the science about the consequences this may cause air or other gases that move. The principle of an aircraft, there are 4 main styles that work

on aircraft, namely the thrust or Thrust (T), drag or Drag (D), lift or Elevator (L), and gravity or Weight (W). Aircraft on the condition of the take-off and landing occurred acceleration and deselerasi that can be explained using Newton's II law of total force is equal to mass multiplied by acceleration.

The results of the research obtained that the magnitude of the value of the V_{MCG} (Minimum Velocity Control At Ground), and the V_{MCA} (Velocity of Minimum Control At water) on aircraft twin turboprop 19 passengers on the flap 200 meet the standard 23 CASR part 143 on take-off.



PRAKATA

Puji syukur kehadirat Allah SWT atas segala rahmat dan karunia-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Analisis Aerodinamika *Vertical Tail Plane Rudder* Pesawat Terbang *Twin Turboprop* Kondisi *Take-Off* Mesin Satu Mati”. Skripsi ini disusun untuk memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S1) pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

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

1. Allah SWT atas berkat rahmat dan hidayahNya, skripsi ini dapat terselesaikan dengan lancar.
2. Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember Dr. Ir. Entin Hidayah, M.UM. yang telah member kesempatan kepada penulis untuk menyelesaikan skripsi ini;
3. Ketua Jurusan Teknik Mesin Hari Arbiantara Basuki, S.T., M.T. yang telah member kesempatan dan kepercayaan kepada penulis untuk menyelesaikan skripsi ini;
4. Dr. Gaguk Djatisukamto, S.T., M.T. Selaku Dosen Pembimbing Utama dan Dr. Robertoes Koekoeh K.W., S.T., M.Eng. Selaku Dosen Pembimbing Anggota yang telah meluangkan waktunya untuk memberikan bimbingan, dorongan, semangat dan saran dengan penuh kesabaran selama penyusunan skripsi kepada penulis;
5. Dr. Agus Triono, S.T., M.T. Selaku Dosen Penguji Utama dan Aris Zainul M., S.T., M.T Selaku Dosen Penguji Anggota, terima kasih atas kritik dan saran yang membangun untuk penulisan skripsi ini;
6. Ir. Digdo Listyadi S, M.Sc. Selaku Dosen Pembimbing Akademik yang selalu memberikan bimbingan, motivasi, dan arahan kepada penulis selama masa perkuliahan;

7. Seluruh Dosen Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember, yang telah memberikan ilmu pengetahuan, bimbingan, motivasi dan kritik kepada penulis;
8. Ibu Minarsih dan Ayah Tri Mardianto yang telah memberikan doa, semangat, waktu, tenaga dan pikiran kepada penulis;
9. Adikku Elsa Isnaeny yang telah memberikan dorongan dan bantuan dalam penyelesaian penulisan skripsi;
10. Dulur-dulur Teknik Mesin Angkatan 2014 (M16) yang telah membantu menyelesaikan penulisan skripsi;
11. Teman- Teman Kerja Praktik Di PT. Dirgantara Indonesia (Mirna, Hanif, Zaki, Gita, Joko, Fahd, Asdin, Okik, Rania, Yusuf), yang saling memotivasi dalam menyelesaikan penulisan skripsi;
12. Teman-teman KKN desa Mayang;
13. Teman Di Konsentrasi Desain (Ikhsan, Hanif, Mirna, Azzam, Asdin, Ma'arif);
14. Pihak-pihak lain yang tidak bisa disebutkan satu persatu.

Penulis juga menerima segala kritik dan saran dari semua pihak, demi kesempurnaan penulisan skripsi ini. Akhir kata penulis berharap, semoga skripsi ini dapat bermanfaat bagi pihak yang telah membaca.

Jember, Juli 2018

Penulis

DAFTAR ISI

	Halaman
HALAMAN JUDUL	i
PERSEMBAHAN	ii
MOTO	iii
PERNYATAAN	iv
PEMBIMBINGAN	v
PENGESAHAN	vi
RINGKASAN	vii
PRAKATA	xi
DAFTAR ISI	xiii
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL	xix
BAB 1 PENDAHULUAN	xix
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan Penelian	3
1.5 Manfaat Penelitian.....	3
1.6 Hipotesis	4
BAB 2 DASAR TEORI	5
2.1 Aerodinamika	5
2.2 Spesifikasi Berat Pesawat.....	5
2.3 Fase Terbang Pesawat	6
2.4 Gaya dan Momen Aerodinamika Pesawat Terbang	7
2.5 Kondisi Stasioner <i>Rudder</i>	8
2.6 <i>Lateral Direksional Stasioner</i>	9
2.7 Momen Putar (<i>Rolling Moment</i>) dari Pesawat Udara.....	10
2.8 Gaya <i>Side Force</i> Pesawat Udara	12

2.9	Momen Yawing Pesawat Udara	13
2.10	Kontrol Direksional Rudder Pesawat Terbang.....	14
2.11	<i>Vertical Volume</i> Pada Pesawat	15
2.12	<i>Velocity Minimum Control at Ground</i> (V_{MCG})	15
2.13	<i>Velocity Minimum At Air</i> (V_{MCA})	17
2.14	Flap	18
2.15	Digital Datcom	22
BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN.....		24
3.1	Metode Penelitian	24
3.2	Alat Dan Bahan Penelitian	24
3.2.1	Geometri Pesawat <i>Twin Turboprop</i> 19 Penumpang	24
3.2.2	Geometri <i>Basic Wing</i> dan <i>Airfoil</i> Pesawat <i>Twin Turboprop</i> 19 Penumpang	25
3.2.3	Geometri Flaperon Pesawat <i>Twin Turboprop</i>	27
3.2.4	<i>Software</i> Digital DATCOM	27
3.3	Prosedur Penelitian	27
3.4	Pelaksanaan Penelitian	28
3.4.1	Variabel Penelitian	28
3.4.2	Pengambilan Data	29
3.5	Diagram Alir Penelitian.....	30
BAB 4 PEMBAHASAN		31
4.1	Bentuk Geometri Pesawat	31
4.2	Simulasi Geometri <i>Digital Datcom</i>	33
4.3	Data Hasil Simulasi	34
4.4	Nilai Aerodinamika	35
4.5	Nilai <i>Vertical Volume</i> Pesawat <i>Twin Turboprop</i>	35
4.6	Analisa <i>Vertical Volume</i> Pada <i>Velocity Minimum Control at Ground</i> (V_{MCG})	36
4.7	Analisa <i>Vertikal Tail</i> Pada <i>Velocity Minimum At Air</i> (V_{MCA})	39
BAB 5 PENUTUP.....		41
5.1	Kesimpulan.....	41
5.2	Saran	41

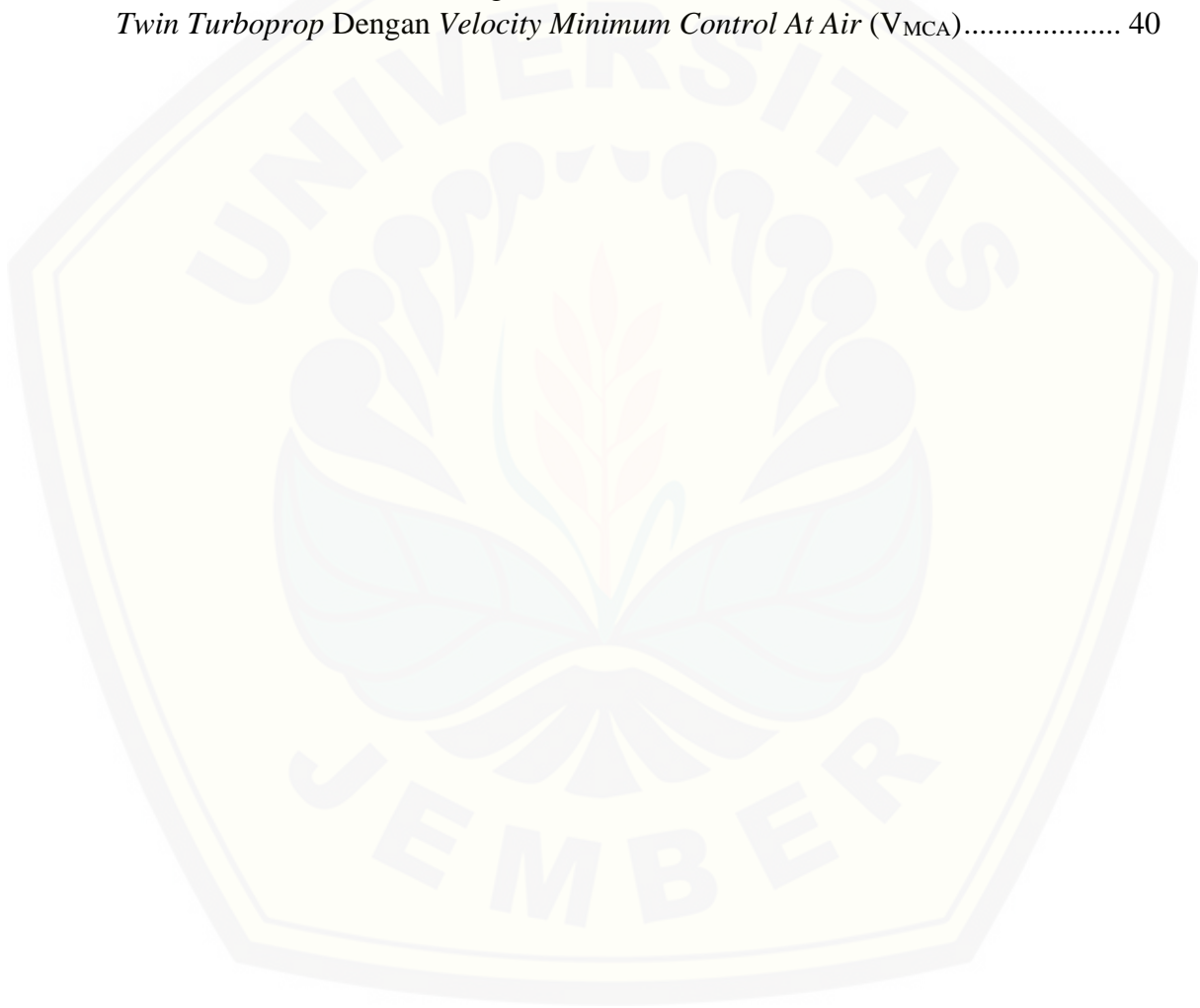
Daftar Gambar

Halaman

Gambar 2.1 Aliran Udara Pada Pesawat (Lubis, 2012)	7
Gambar 2.2 Gaya dan momen aerodinamika udara pada $\alpha \neq 0$ dan $\beta = 0$ (Reymer, 1989) ...	10
Gambar 2.3 Momen Arah Akibat Defleksi Bidang Kendali Aileron	12
Gambar 2.4 Kontrol Direksional dengan Rudder (Nelson, 1998)	14
Gambar 2.5 Velocity Minimum Control At Ground (V_{MCG})	15
Gambar 2.6 <i>Velocity Minimum At Air</i> (V_{MCA})	17
Gambar 2.7 Jenis-jenis Flap	18
Gambar 2.8 <i>Plain flap</i> (Raymer, 1992)	18
Gambar 2.9 <i>Split flap</i> (Raymer, 1992)	19
Gambar 2.10 Penampang <i>single slotted flap</i> (Raymer, 1992)	20
Gambar 2.11 <i>Double slotted flap</i> (Raymer, 1992)	21
Gambar 2.12 Mekanisme double slotted flap (Torenbeek, 1972)	21
Gambar 2.13 Simulasi Aerodinamika Digital Datcom	22
Gambar 4.1 Desain Pesawat <i>Twin Turboprop</i>	31
Gambar 4.2 <i>Flap</i> Pesawat <i>Twin Turboprop</i>	31
Gambar 4.3 <i>Rudder</i> Pesawat <i>Twin Turboprop</i>	32
Gambar 4.4 Desain Defleksi <i>Flaps</i>	32
Gambar 4.5 Input pada Digital Datcom	33
Gambar 4.6 Hasil simulasi Digital	34
Gambar 4.7 Data Hasil Simulasi Korelasi C_D , C_M , C_L Terhadap α	34
Gambar 4.8 Proses Velocity Minimum Control At Ground (V_{MCG}) Pada Pesawat	36
Gambar 4.9 Korelasi Hubungan Thrust Terhadap Kecepatan	37
Gambar 4.10 Hubungan korelasi <i>vertical tail volume</i> dengan <i>Velocity Minimum Control At Ground</i> (V_{MCG})	38
Gambar 4.11 Proses <i>Vertikal Tail</i> Pada <i>Velocity Minimum At Air</i> (V_{MCA})	39
Gambar 4.12 Korelasi Hubungan Ukuran Desain <i>Vertical Tail Plane</i> Pesawat <i>Twin Turboprop</i> Dengan <i>Velocity Minimum Control At Air</i> (V_{MCA})	40

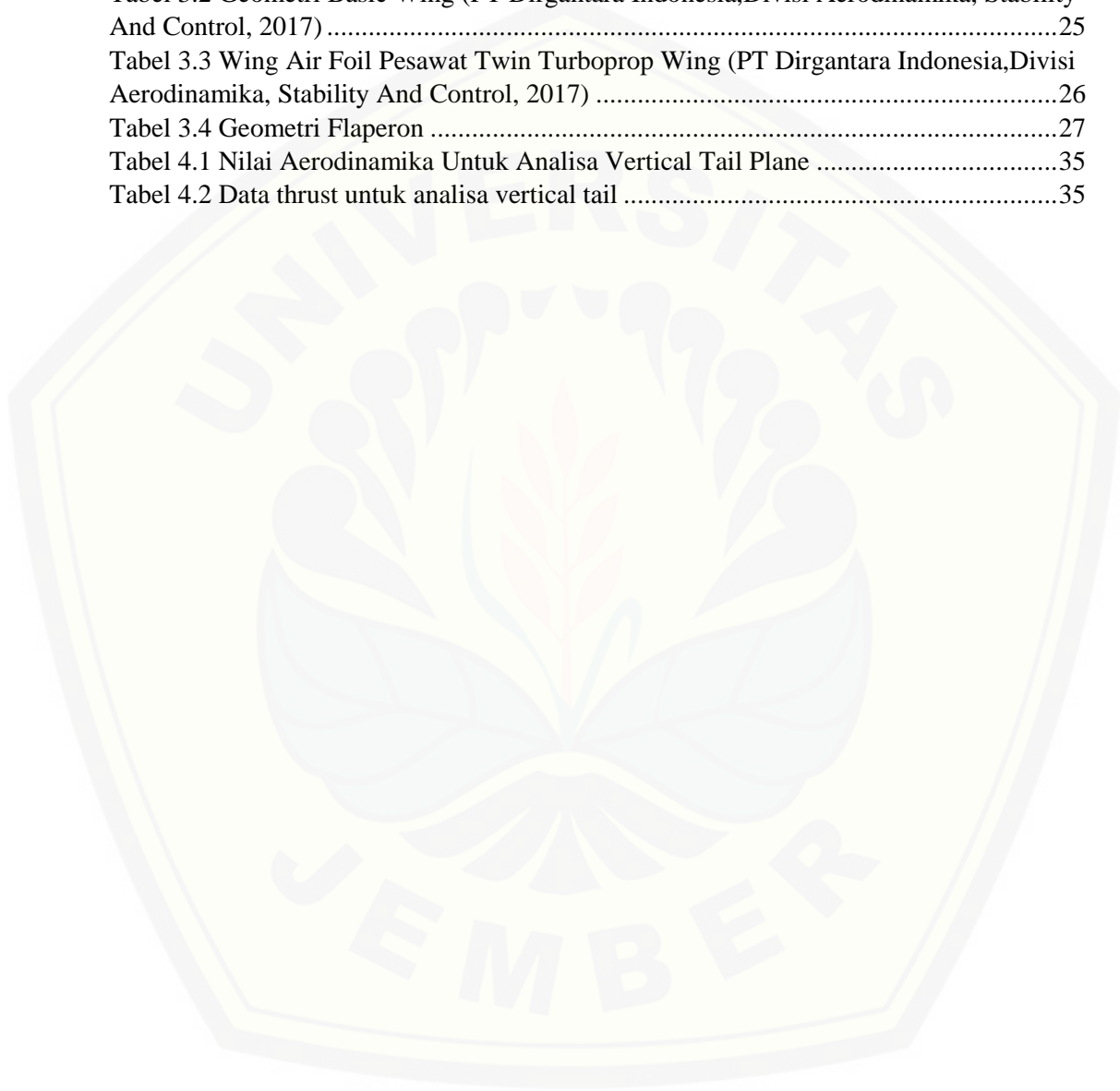
Daftar Grafik

	Halaman
Gambar 4.6 Hasil simulasi Digital	34
Gambar 4.7 Data Hasil Simulasi Korelasi CD, CM, CL Terhadap α	35
Gambar 4.9 Korelasi Hubungan <i>Thrust</i> Terhadap Kecepatan	37
Gambar 4.10 Hubungan Korelasi <i>Vertical Tail Volume</i> dengan <i>Velocity Minimum Control At Ground</i> (V_{MCG})	38
Gambar 4.12 Korelasi Hubungan Ukuran Desain <i>Vertical Tail Plane</i> Pesawat <i>Twin Turboprop</i> Dengan <i>Velocity Minimum Control At Air</i> (V_{MCA}).....	40



Daftar Tabel

	Halaman
Tabel 3.1 Geometri Pesawat Twin Turboprop (PT Dirgantara Indonesia, Divisi Aerodinamika, Stability And Control, 2017)	24
Tabel 3.2 Geometri Basic Wing (PT Dirgantara Indonesia, Divisi Aerodinamika, Stability And Control, 2017)	25
Tabel 3.3 Wing Air Foil Pesawat Twin Turboprop Wing (PT Dirgantara Indonesia, Divisi Aerodinamika, Stability And Control, 2017)	26
Tabel 3.4 Geometri Flaperon	27
Tabel 4.1 Nilai Aerodinamika Untuk Analisa Vertical Tail Plane	35
Tabel 4.2 Data thrust untuk analisa vertical tail	35



BAB 1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia terletak diantara dua benua yaitu, benua Asia dan Australia. Indonesia ditinjau dari letak astronomis berada di antara 95° BT - 141° BT dan 6° LU - 11° LS. Indonesia berpredikat sebagai negara kepulauan terbesar di dunia, dengan pulau berjumlah 17.504 buah yang tersebar dari Sabang sampai Merauke. Pulau terluar sebagai batas negara berjumlah 92 buah. Badan Pusat Statistik menginformasikan Indonesia berada pada peringkat ke empat negara dengan penduduk terbesar setelah negara Cina, India dan Amerika dengan 255.461.686 jiwa (Badan Pusat Statistik, 2014). Zona Ekonomi Eksklusif (ZEE) Indonesia ditarik dari garis pantai sejauh 200 mil kearah laut. ZEE adalah zona dimana Indonesia bisa melakukan eksplorasi secara ekonomi diperairan tersebut (Undang-Undang Republik Indonesia Nomor 43, Tentang Wilayah Negara, Tahun 2008) (*United Nations Convention on the Law of the Sea, 1982*).

Pesawat udara adalah alat transportasi udara yang dapat menghubungkan jalur lalu lintas pulau dan negara. Pesawat perintis memiliki peran strategis untuk menghubungkan antar pulau (Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia Nomor 79, Tentang Kriteria Dan Penyelenggaraan Kegiatan Angkutan Udara Perintis Dan Subsidi Angkutan Udara Kargo, Tahun 2017). Pesawat perintis tergolong dalam pesawat komuter dengan kriteria pesawat memiliki baling - baling pendorong (*propeller*), dengan mesin lebih dari satu (*multiengines*), 19 tempat duduk, beban maksimal pada saat lepas 8.500 kilogram (Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia Nomor 155, Tentang Batas Usia Pesawat Udara Yang Digunakan Untuk Kegiatan Angkutan Udara Niaga, Tahun 2016)

PT Dirgantara Indonesia adalah salah satu perusahaan perintis dirgantara di Asia dengan kompetensi di bidang desain pesawat, pengembangan, dan manufaktur dari pesawat komuter militer daerah maupun pesawat sipil. Pesawat terbang *twin turboprop* adalah pesawat perintis dengan kecepatan *subsonic*. Penumpang pesawat

berjumlah 19 orang. Kecepatan maksimum pesawat sebesar 213 *knots* dengan daya jelajah 1580 *nautical miles*. Pesawat *twin turboprop* dirancang untuk dapat *take off* dan *landing* pada landasan beraspal dengan panjang lintasan yang pendek. Pesawat *twin turboprop* berdimensi panjang 15.702 mm, lebar 19.500 mm, tinggi 6.179 mm. Pesawat *twin turboprop* berfungsi sebagai pesawat komersial, angkut, atau patroli maritim TNI AL (Dokumen PT. Dirgantara Indonesia, 2014).

Aerodinamika merupakan ilmu pengetahuan mengenai akibat-akibat yang ditimbulkan udara atau gas-gas lain yang bergerak. Prinsip pesawat terbang, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yakni gaya dorong atau *Thrust* (T), gaya hambat atau *Drag* (D), gaya angkat atau *Lift* (L), dan gaya berat atau *Weight* (W). Pesawat terbang pada kondisi *take-off* dan *landing* terjadi akselerasi dan deselerasi yang dapat dijelaskan menggunakan Hukum II Newton total gaya adalah sama dengan massa dikalikan dengan percepatan.

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

Rudder merupakan bagian pesawat yang berfungsi untuk mengatur kestabilan pesawat dan bermanuver. *Vertical tail plane* terletak di *rudder* bagian atas. Keuntungan dari *vertical tail plane* untuk meningkatkan gaya *drag* pada *stabilizer* dan meningkatkan kecepatan pesawat yang menyebabkan gaya momen pesawat (Raymer, 1992:258.)

Berdasarkan penelitian sebelumnya analisis dan optimalisasi besar *hinge moment* bidang kendali matra direksional, analisis kestabilan statik arah longitudinal dan analisis *vertical tail plane rudder* pesawat terbang pada kondisi *left engine inoperatif*. Penelitian ini bertujuan menyempurnakan berbagai kajian penelitian sebelumnya yang terdapat pada *vertical tail plane rudder* pesawat, yaitu analisis dengan aerodinamika *vertical tail plane* pada kondisi pesawat *take-off* pada *flap 20°*.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan kajian pustaka diatas dapat diambil rumusan masalah: ”Apakah analisis *vertical tail plane rudder* dengan nilai flap 20^0 pada kondisi *take-off* sesuai dengan standart CASR 23 part 143?”.

1.3 Batasan Masalah

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

- Objek penelitian adalah pesawat *Twin Turboprop* 19 penumpang
- Vertical tail plane rudder* pesawat *Twin Turboprop* 19 penumpang
- Besar nilai flap 20^0
- Tipe *double slotted*
- Kondisi pesawat terbang *take-off*
- Asumsi Aliran *Laminer*

1.4 Tujuan Penelian

Tujuan dari penelitian sebagai berikut:

- Mencari nilai maksimum koefisien pada C_L (*Coefisien Lift*), C_n (*Coefisien Yawing*) pada simulasi *Digital DATCOM*.
- Mencari nilai maksimum V_{MCG} (*Velocity Minimum Control At Ground*), V_{MCA} (*Velocity Minimum Control At Air*) pada pesawat *twin turboprop* 19 penumpang dengan satu mesin mati.

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang dapat diambil dari penelitian ini adalah:

- Memperoleh kondisi *vertical tail plane rudder* yang stabil pada flap 20^0 sesuai standar CASR 23 part 143
- Memberikan solusi penyelesaian simulasi *vertical tail plane rudder* pesawat terbang *Twin Turboprop* 19 penumpang
- Turut serta memajukan industri ke dirgantaraan Indonesia.

1.6 Hipotesis

Berdasarkan kajian pustaka diatas maka dapat diambil hipotesis penelitian bahwa Besarnya nilai V_{MCG} (*Velocity Minimum Control At Ground*), dan V_{MCA} (*Velocity Minimum Control At Air*) pada pesawat *twin turboprop* 19 penumpang pada *flap* 20^0 memenuhi standart CASR 23 *part* 143 pada kondisi *take-off* dengan satu mesin mati .



BAB 2 DASAR TEORI

2.1 Aerodinamika

Aerodinamika adalah ilmu yang mempelajari tentang medan aliran dan gaya yang ditimbulkan oleh gerakan relatif antara pesawat dan udara. Kajian aerodinamika meliputi perhitungan kecepatan, temperatur, dan peningkatan tekanan akibat gerakan relatif antara badan dengan udara. Kajian aerodinamika sebagai dasar dalam perhitungan perhitungan gaya dan desain permukaan badan pesawat dengan gaya *lift* maksimum dan gaya *drag* minimum (Bona, 2013). Kesetimbangan longitudinal tergantung pada kesetimbangan gerak *pitch* pesawat, kesetimbangan direksional mengkaji kestabilan *yawing* atau *sideslip* pesawat, dan kesetimbangan lateral mengacu pada kesetimbangan *rolling* atau *bank* pesawat.

2.2 Spesifikasi Berat Pesawat

Kesetimbangan Pesawat tergantung dari spesifikasi berat pesawat. Macam-macam jenis berat pesawat adalah sebagai berikut (Cedex, 2002).

- a. *Operational Empty Weight* (OEW) merupakan total berat pesawat ditambah dengan sejumlah barang-barang operator, yaitu kru penerbangan, kabin, dan bagasi.
- b. *Zero Fuel Weight* (ZFW) merupakan total berat yang diperoleh dari penambahan muatan termasuk kargo dan penumpang.
- c. *Landing Weight* (LW) merupakan total berat pesawat pada saat mendarat di bandara. Berat *landing weight* sama dengan *zero fuel weight* ditambah dengan cadangan bahan bakar.
- d. *Maximum Take-off Weight* (MTOW) merupakan berat maksimum pesawat untuk melakukan *take-off*. Berat *maximum take-off weight* sama dengan *landing weight* ditambah dengan bahan bakar yang dibutuhkan selama penerbangan, atau *zero fuel weight* ditambah dengan bahan bakar saat *take-off*.

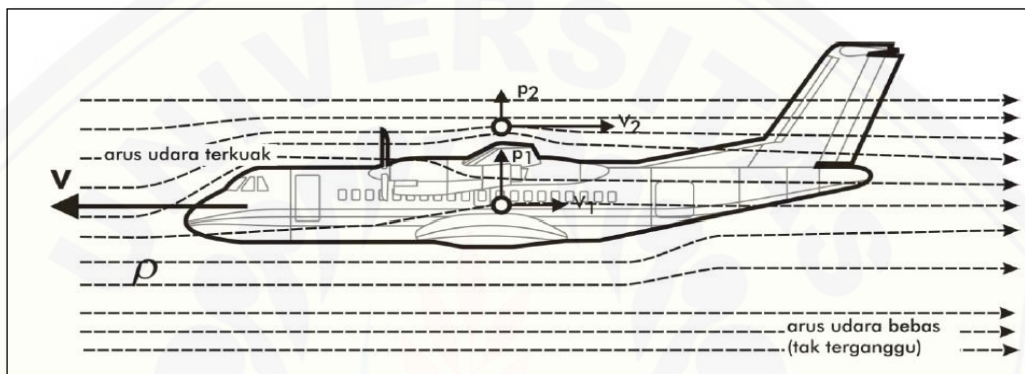
2.3 Fase Terbang Pesawat

Fase terbang pesawat merupakan tahapan yang dilakukan pesawat dalam suatu perjalanan terbang. Fase terbang pesawat tergantung pada jenis pesawat *fixed wing* atau *rotary wing* dan fungsi pesawat komersil atau pesawat militer. Pesawat *twin turboprop* 19 penumpang sebagai pesawat *fixed wing* untuk transportasi komersil maka memiliki fase terbang sebagai berikut (Raymer, 1992):

- a. *Taxi* Pesawat adalah kondisi pesawat bergerak di landasan mengikuti garis kuning dari tempat parkir pesawat, dari landasan bergerak untuk persiapan *take-off*.
- b. *Take-off* adalah kondisi mesin pesawat mulai mulai menghasilkan daya untuk mendorong pesawat bergerak maju hingga mencapai kecepatan tertentu dan melakukan melakukan *take-off*.
- c. *Climb* adalah kondisi pesawat meningkatkan gaya angkat (*lift*) melalui penambahan sudut serang (*angle of attack*), dan peningkatan daya mesin untuk menghasilkan kecepatan agar gaya angkat pesawat yang dihasilkan dapat melebihi berat pesawat.
- d. *Cruise* adalah kondisi pesawat berada pada kecepatan dan ketinggian yang konstan serta konsumsi bahan bakar yang konstan
- e. *Descent* adalah kondisi pesawat mengatur pergerakan untuk persiapan turun ke landasan. Sudut yang diambil pesawat biasanya sebesar tiga derajat menuju bandara. Kondisi mendekati bandara ini disebut dengan *approaching*.
- f. *Landing* adalah kondisi pesawat mendarat pada landasan bandara, setelah posisi fase *approaching*, maka pesawat mendarat dengan cara mengurangi kecepatan pesawat, agar pesawat dapat menyentuh. Kondisi pesawat saat awal menyentuh tanah disebut dengan *touch down*, setelah melakukan *landing* atau pendaratan maka pesawat kembali melakukan *taxi* dan bersiap menempatkan posisi di tempat parkir pesawat.

2.4 Gaya dan Momen Aerodinamika Pesawat Terbang

Gaya dan momen aerodinamika pesawat terbang timbul karena adanya reaksi medan udara karena gerak pesawat udara. Perbedaan tekanan yang terjadi pada setiap permukaan pesawat udara.. Perbedaan tekanan pada permukaan pesawat udara terjadi karena timbulnya perbedaan-perbedaan kecepatan aliran udara di dekat permukaan tersebut. Menurut hukum Bernoulli, beda kecepatan aliran akan menimbulkan beda tekanan sebagai berikut:



Gambar 2.1 Aliran Udara Pada Pesawat (Lubis, 2012)

Dari contoh Gambar 2.1 Aliran Udara Pada Pesawat merupakan kecepatan aliran di atas sayap (v_2) lebih tinggi dari kecepatan aliran (v_1), maka menurut hukum Bernoulli, tekanan udara statik di atas sayap 2 lebih rendah dari pada tekanan udara statik di bawah sayap 1. Gaya aerodinamika pada Gambar 2.1 Aliran Udara Pada Pesawat adalah komponen arah vertikal dari gaya aerodinamika ini lebih besar dari gaya berat pesawat udara, maka pesawat udara tersebut akan terangkat ke atas. Gaya dan momen aerodinamika *vertical rudder* menurut variabel gerak *rudder* pesawat. Variabel gerak *rudder* pesawat meliputi:

1. Konfigurasi Pesawat udara
 - a. Defleksi *aileron* (δ_A)
 - b. Defleksi *rudder* (δ_R)
2. Orientasi Sikap Pesawat Udara dengan Arah Terbang
 - a. Sudut *slip* (β)
3. Kondisi Terbang
 - a. Kecepatan terbang (v)

b. Kerapatan udara (ρ)

Variabel gerak (v) dinyatakan dalam bilangan *mach* (Ma) diperlukan pada manuver lateral - direksional ini bilangan *mach* berubah. Gaya dan momen untuk menganalisa desain ekor vertikal yang akan dibahas pada kondisi stasioner.

2.5 Kondisi Stasioner *Rudder*

Kondisi stasioner *rudder* pesawat variabel gerak yang dipakai adalah Sudut *sideslip* (β), defleksi aileron (δ_A) dan defleksi *rudder* (δ_R). Gaya dan momen aerodinamika memiliki koefisien turunan parsial aerodinamika untuk arah lateral dan direksional, *rudder* vertikal bekerja pada arah lateral (Roskam,1988)

$$C_n = C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta_A} \cdot \delta_A + C_{n\delta_R} \cdot \delta_R \quad (2.1)$$

$$C_l = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{l\delta_A} \cdot \delta_A + C_{l\delta_R} \cdot \delta_R \quad (2.2)$$

$$C_y = C_{y\beta} \cdot \beta + C_{y\delta_A} \cdot \delta_A + C_{y\delta_R} \cdot \delta_R \quad (2.3)$$

Dengan:

C_n : Koefisien momen *yawing* (1/deg)

$C_{n\beta}$: Variasi koefisien momen *yawing* terhadap sudut *side slip* (1/deg)

β : Sudut *side slip* (deg)

$C_{n\delta_A}$: Variasi koefisien momen *yawing* terhadap defleksi *aileron* (1/deg)

$C_{n\delta_R}$: Variasi koefisien momen *yawing* terhadap defleksi *rudder* (1/deg)

δ_A : Defleksi *aileron* (deg)

δ_R : Defleksi *rudder* (deg)

C_l : Koefisien momen *rolling* (1/deg)

$C_{l\beta}$: Variasi koefisien momen *rolling* terhadap sudut *side slip* (1/deg)

$C_{l\delta_A}$: Variasi koefisien momen *rolling* terhadap defleksi *aileron* (1/deg)

$C_{l\delta_R}$: Variasi koefisien momen *rolling* terhadap defleksi *rudder* (1/deg)

C_y : Koefisien *side force* (1/deg)

$C_{y\beta}$: Variasi koefisien momen *side force* terhadap sudut *side slip* (1/deg)

$C_{y\delta_A}$: Variasi koefisien momen *side force* terhadap defleksi *aileron* (1/deg)

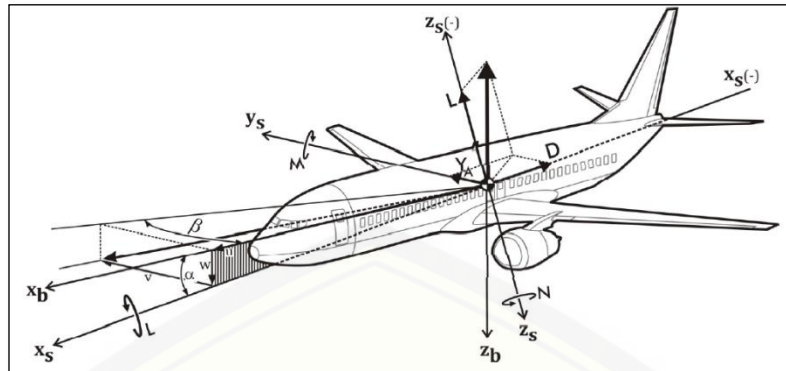
$C_{y\delta_R}$: Variasi koefisien momen *side force* terhadap defleksi *rudder* (1/deg)

Koefisien di ruas kanan pada Persamaan 2.1 - 2.3 adalah koefisien turunan parsial terhadap variabel gerak dihitung pada kondisi nol. Dari persamaan 2.1-2.3, dapat dijelaskan hal-hal sebagai berikut (Roskam,1988):

1. Variasi koefisien momen *yawing* terhadap sudut *side slip* ($C_{n\beta}$), variasi koefisien momen *rolling* terhadap sudut *side slip* ($C_{l\beta}$), dan Variasi Koefisien Momen *Side Force* Terhadap Sudut *Side Slip* ($C_{y\beta}$) adalah koefisien-koefisien turunan parsial terhadap sudut *side slip* (β), dari momen *yawing* ($\frac{\partial C_n}{\partial \beta}$), momen *rolling* ($\frac{\partial C_l}{\partial \beta}$), dan gaya *side slip* ($\frac{\partial C_y}{\partial \beta}$).
2. Variasi koefisien momen *rolling* terhadap defleksi *aileron* ($C_{n\delta_a}$), variasi koefisien momen *rolling* terhadap defleksi *aileron* ($C_{l\delta_a}$) dan variasi koefisien momen *side force* terhadap defleksi *aileron* ($C_{y\delta_a}$) merupakan koefisien turunan parsial terhadap defleksi *aileron* (δ_A), dari momen *yawing* ($\frac{\partial C_n}{\partial \delta_A}$), momen *rolling* ($\frac{\partial C_l}{\partial \delta_A}$), dan gaya *side slip* ($\frac{\partial C_y}{\partial \delta_A}$).
3. Variasi koefisien momen *yawing* terhadap defleksi *rudder* ($C_{n\delta_R}$), variasi koefisien momen *rolling* terhadap defleksi *rudder* ($C_{l\delta_R}$), dan variasi koefisien momen *side force* terhadap defleksi *rudder* ($C_{y\delta_R}$) merupakan koefisien turunan parsial terhadap defleksi *rudder* (δ_R), dari momen *yawing* ($\frac{\partial C_n}{\partial \delta_R}$), momen *rolling* ($\frac{\partial C_l}{\partial \delta_R}$), dan gaya *side slip* ($\frac{\partial C_y}{\partial \delta_R}$).

2.6 Lateral Direksional Stasioner

Pesawat terbang dalam kondisi *stasioner* dengan $v \neq 0$ pesawat udara dalam keadaan *side slip* (β). Sudut *side slip* (β) adalah ekuivalen dengan *angle off attack* (α) untuk gerak lateral-direksional yang didefinisikan seperti terlihat pada gambar 2.2 berikut:



Gambar 2.2 Gaya dan momen aerodinamika udara pada $\alpha \neq 0$ dan $\beta = 0$ (Reymer, 1989)

Sudut slip samping pesawat udara menyebabkan timbulnya:

- Gaya samping aerodinamika (*side force*) (F_{Ay})
- Momen putar aerodinamika (*rolling moment*) (L_A)
- Momen arah aerodinamika (*yawing moment*) (N_A)

Pada terbang dengan tingkat keadaan stasioner, gaya samping, momen putar dan momen arah tergantung pada besarnya bilangan Mach (Ma) dan bilangan Reynolds, sudut *angle of attack* (α), sudut *side slip* (β), tekanan dinamik, defleksi bidang-bidang kendali *aileron* (δ_A) dan *rudder* (δ_R). Efek bilangan Reynolds diabaikan. Efek bilangan Mach Ma dan sudut serang α diperhitungkan (M dan α konstan). Tekanan dinamik diperhitungkan melalui proses non-dimensionalisasi gaya dan momen lateral direksional.

2.7 Momen Putar (Rolling Moment) dari Pesawat Udara

Momen putar total pesawat udara dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_{l(SW)} = C_{l(SW)} + \Delta C_{l(SV)} \left(\frac{S_V}{S_W} \right) \quad (2.4)$$

$$\Delta C_{l(SV)} = C_{y\delta_r} \left(\frac{Z_V}{b} \right) \quad (2.5)$$

Dengan:

$C_{l(SW)}$: Koefisien momen *rolling* pada sayap (*Wings Area*) (1/deg)

$C_{l(SV)}$: Koefisien momen *rolling* pada *vertical tail* (1/deg)

S_V : *Vertical tail area* (deg)

S_w : Sayap pesawat (deg)

b : *Wing span* (deg)

Z_V : Jarak vertikal *tail* pada *rudder* (m)

Koefisien momen *rolling* pada variabel-variabel gerak β , δ_A dan δ_R dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_{l(\text{aircraft})} = C_{l\beta} \cdot \beta + C_{l\delta_A} \cdot \delta_A + C_{l\delta_R} \cdot \delta_R \quad (2.6)$$

Dengan:

$C_{l\beta}$: Koefisien *rolling* terhadap *side slip* (1/deg)

$C_{l\delta_A}$: Koefisien *rolling* terhadap defleksi *aileron* (1/deg)

$C_{l\delta_R}$: Koefisien *rolling* terhadap defleksi *rudder* (1/deg)

Koefisien $C_{l\beta}$ terdiri dari tiga komponen, yaitu komponen sayap-badan (*wing-body*), *rudder* horizontal, dan *rudder* vertikal.

$$C_{l\beta} = C_{l\beta_{WB}} + C_{l\beta_{VH}} \quad (2.7)$$

Dengan:

$C_{l\beta_{WB}}$: Koefisien momen *rolling* terhadap *side slip wing-body* (1/deg)

$C_{l\beta_{VH}}$: Koefisien momen *rolling* terhadap *vertical-horizontal rudder* (1/deg)

Dalam komponen pengaruh sayap, terdapat beberapa efek aerodinamika yang memengaruhi. Faktor-faktor tersebut antara lain sudut dihedral geometris pesawat udara, posisi sayap pada badan pesawat, dan sudut *sweep*. Koefisien momen *rolling* terhadap defleksi *aileron* ($C_{l\delta_A}$). Koefisien $C_{l\delta_A}$ disebut turunan kekuatan kendali *lateral* (*lateral control power derivative*). Kendali *lateral* dengan defleksi bidang kendali *aileron* dilukiskan pada Gambar 2.3 Momen arah akibat defleksi bidang kendali *aileron*, besarnya defleksi bidang kendali *aileron* adalah:

$$\delta_A = \frac{1}{2} (\delta_{AL} + \delta_{AR}) \quad (2.8)$$

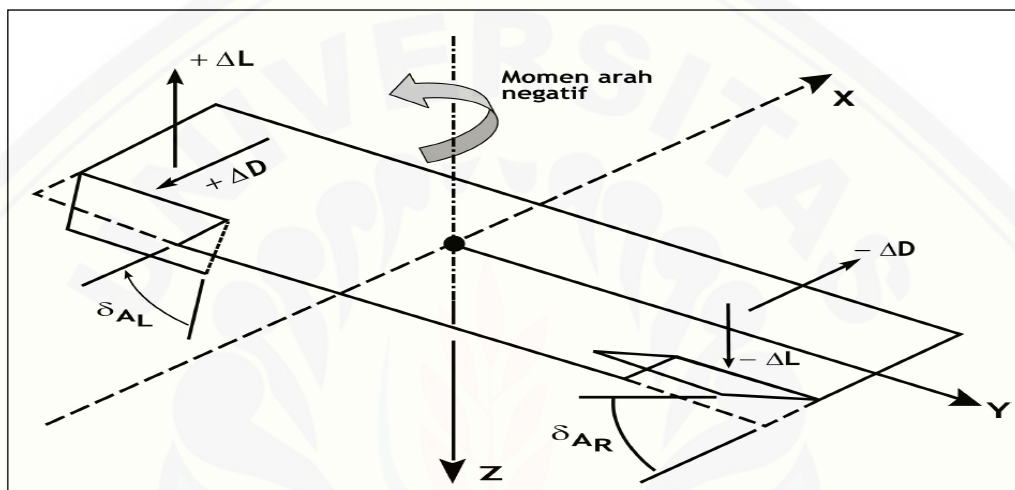
Dengan:

δ_A : Defleksi *Aileron* (deg)

δ_{AL} : Defleksi *aileron lift* (deg)

δ_{AR} : Defleksi *aileron rudder* (deg)

Defleksi aileron positif didefinisikan bila momen putar yang dihasilkan juga positif, lihat gambar. Bagian sayap sebelah kiri akan menerima tambahan gaya angkat sebesar $(+\delta_{AL})$ sedangkan bagian sayap sebelah kanan akan mengalami pengurangan gaya angkat sebesar $(-\delta_{AL})$. Perbedaan gaya angkat antara sayap sebelah kiri dan sayap sebelah kanan akan menyebabkan momen putar pesawat udara.



Gambar 2.3 Momen Arah Akibat Defleksi Bidang Kendali Aileron

Koefisien $C_{l\delta R}$ juga disebut sebagai turunan kekuatan pengendalian silang (*cross control power derivative*). Momen putar akibat defleksi bidang kendali rudder δR sangat tidak dikehendaki dan kenyataannya merupakan efek samping dari pengendalian arah.

2.8 Gaya Side Force Pesawat Udara

Gaya *side force* pesawat udara dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_{y(\text{aircraft})(SW)} = C_{y(WBVH)(SW)} + \Delta C_{y(SV)} \left(\frac{S_V}{S_W} \right) \quad (2.9)$$

Dengan:

$C_{y(\text{aircraft})(SW)}$: *Side force* total pesawat udara (1/deg)

S_V : *Vertical area* (deg)

S_W : Sayap Pesawat (deg)

pada variabel-variabel gerak β , δ_A dan δ_R dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_{y(\text{aircraft})} = C_{y\beta} \cdot \beta + C_{y\delta A} \cdot \delta_A + C_{y\delta R} \cdot \delta_R \quad (2.10)$$

Koefisien $C_{y\beta}$ terdiri dari tiga komponen, yaitu komponen sayap-badan (*wing-body*), ekor horizontal, dan ekor vertikal.

$$C_{y\beta} = C_{y\beta WB} + C_{y\beta WBVH} \quad (2.11)$$

Koefisien $C_{y\delta A}$ Besarnya koefisien *side force* karena bidang kendali *aileron*, dan untuk keperluan prediksi awal dalam perancangan pesawat udara diabaikan.

Koefisien $C_{y\delta R}$ dapat dicari dengan menggunakan rumus sebagai berikut

$$C_{y\delta R} = \Delta C_{y(SV)} \left(\frac{S_V}{S_W} \right) \quad (2.12)$$

2.9 Momen Yawing Pesawat Udara

Momen *yawing* total pesawat udara dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_{n(\text{aircraft})(SW)} = C_{n(WBVH)(SW)} + \Delta C_{n(SV)} \left(\frac{S_V}{S_W} \right) \quad (2.13)$$

$$\Delta C_n = \Delta C_y \left(\frac{Lv}{b} \right) \quad (2.14)$$

Koefisien momen rolling pada variabel-variabel gerak β , δ_A dan δ_R dapat dituliskan sebagai berikut:

$$C_{n(\text{aircraft})} = C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n\delta A} \cdot \delta_A + C_{n\delta R} \cdot \delta_R \quad (2.15)$$

Koefisien $C_{n\beta}$ juga disebut turunan kesetimbangan arah *directional stability derivative*. Koefisien gerak longitudinal, besar koefisien ditentukan dari dua komponen, yaitu komponen sayap-badan, komponen ekor horizontal, dan komponen ekor vertikal.

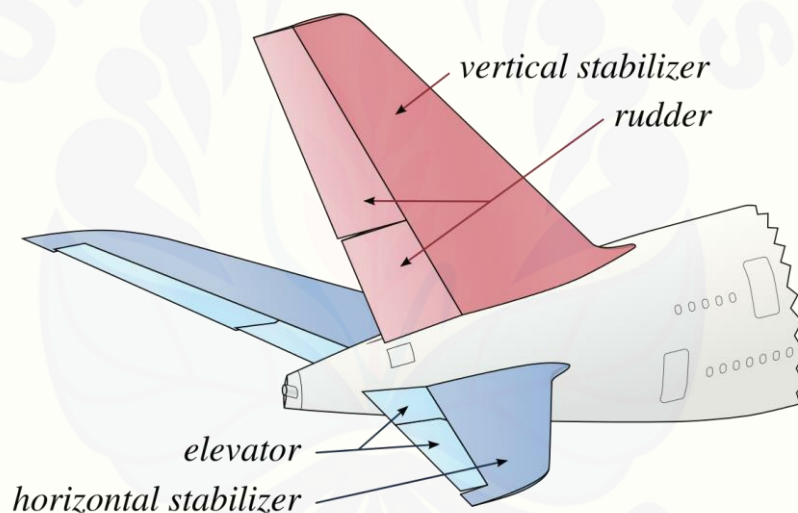
$$C_{n\beta} = C_{n\beta WB} + C_{n\beta WBVH} \quad (2.16)$$

Koefisien $C_{n\delta A}$ juga disebut turunan *cross control derivatives*. Sayap sebelah kiri akan ada tambahan gaya hambat imbas akibat penambahan gaya angkat, pada sayap sebelah kanan terjadi pengurangan gaya hambat. Timbulnya momen arah negative, besar momen arah akibat defleksi bidang kendali *aileron* sulit diprediksi secara teoritik, sehingga besar momen diperoleh dengan cara eksperimental. Koefisien $C_{n\delta R}$ disebut sebagai turunan (*directional control power derivative*). Koefisien $C_{y\delta R}$ diperoleh dengan rumus sebagai berikut

$$C_{n\delta R} = \Delta C_{n(SV)} \left(\frac{S_V}{S_W} \right) \quad (2.17)$$

2.10 Kontrol Direksional Rudder Pesawat Terbang

Kontrol *direksional* di peroleh dari *rudder* terletak di *vertical tail*. Gambar 2.4 Kontrol *direksional* dengan *rudder*, dengan merotasi *flap*, gaya angkat pada permukaan *vertical tail* divariasasi untuk membuat *yawing moment* disekitar *center of gravity*, ukuran *rudder* ditentukan oleh kontrol *direksional*. *Yawing moment* dihasilkan oleh *rudder* tergantung pada perubahan gaya *lift* yang terjadi di *vertical tail* berdasarkan jarak defleksi *rudder* terhadap letak *center of gravity*.



Gambar 2.4 Kontrol Direksional dengan Rudder (Nelson,1998)

Gambar 2.4 Kontrol *Direksional* Dengan *Rudder*, defleksi *rudder* ke atas menyatakan defleksi *rudder* negatif dan defleksi *rudder* ke bawah merupakan defleksi *rudder* positif. Defleksi *rudder* positif, *side force* positif terjadi di *vertical tail* dan menghasilkan *yawing moment* negatif. Kontrol *rudder* merupakan perubahan *yawing moment* terhadap sudut defleksi

2.11 Vertical Volume Pada Pesawat

Dalam menentukan *vertical volume* (V_v) menggunakan metode literasi *Newton-Raphson* yang dilakukan oleh divisi Aerokonfigurasi untuk menentukan geometri pesawat *Twin Turboprop* dan melakukan analisis *Computational Fluids Dynamics (CFD)*. Dari geometri yang telah ditetapkan maka dilakukan analisa ukuran desain ekor vertikal untuk mengetahui apakah geometri yang diajukan mencapai kestabilan, maka untuk mendapatkan nilai Vertikal volume ekor pesawat N-219 (V_v) menggunakan persamaan berikut;

$$V_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} \quad (2.18)$$

Dengan:

V_v : Vertical Volume

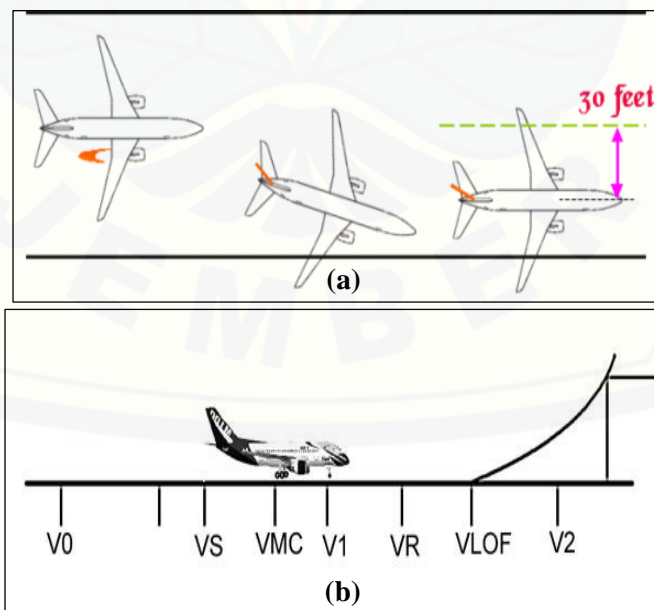
S_v : Luas permukaan ekor *vertical* (m^2)

l_v : Jarak ekor vertikal dari sayap (m)

S_w : Luas permukaan sayap (m^2)

b : *Wing span* (m)

2.12 Velocity Minimum Control At Ground (V_{MCG})



Gambar 2.5 Velocity Minimum Control At Ground (V_{MCG}) Pada Pesawat (a) Tanpa katap, (b) Tampak samping ()

Velocity Minimum Control at Ground (V_{MCG}) adalah Kecepatan pesawat terendah di darat selama lepas landas di mana terjadi kegagalan satu mesin mati mendadak yang dapat dikendalikan menggunakan kontrol aerodinamis kemudi tanpa roda. Penyimpangan lateral hingga 30 kaki diperbolehkan selama pemulihan. Semua konfigurasi lepas landas pada *center of gravity* dan berat yang paling penting harus dipertimbangkan sesuai standart CASR 23

a. Kriteria V_{MCG}

Kriteria standart dan kondisi yang harus diperhatikan untuk menganalisa desain ekor vertikal terhadap kecepatan saat di darat sebelum pesawat tinggal landas, dimana kriterianya:

$$VMCG < V_{1min} \quad (2.19)$$

b. Analisa ukuran desain *vertical tail* terhadap *Velocity Minimum Control At Ground* (V_{MCG})

Dengan menggunakan persamaan (2.20) untuk mendapatkan grafik hubungan ukuran desain ekor vertikal pesawat *twin turboprop* dengan *Velocity Minimum Control At Ground* (V_{MCG}):

$$V_V = - \frac{2 \cdot K \cdot T_{net} \cdot Y_{eng} \cdot g}{C_{LDRV} \cdot D_R \cdot S_W \cdot b \cdot \rho \cdot v^2} \quad (2.20)$$

Dengan:

V_V : *vertical volume*

Y_{eng} : *lateral engine position* (m)

C_{LDRV} : Koefisien gaya angkat terhadap defleksi *rudder* (1/deg)

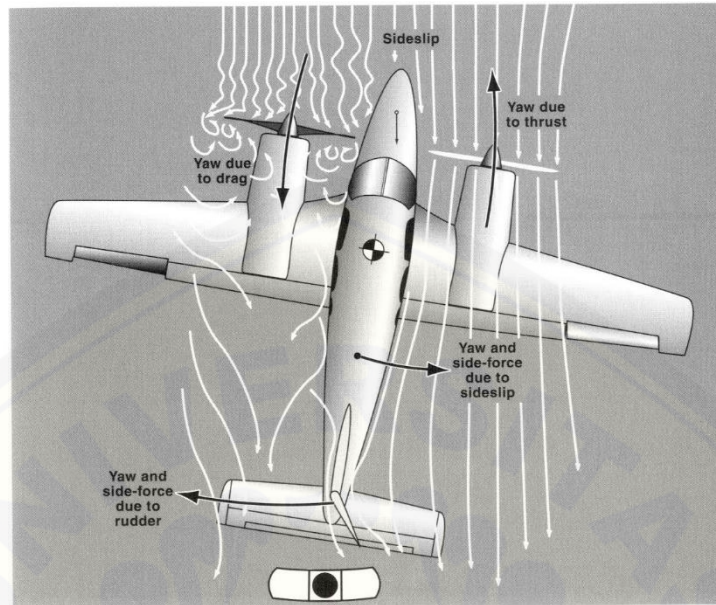
D_R : Defleksi *rudder* (deg)

S_W : Luas permukaan sayap (m^2)

b : *Wing span* (m)

v : kecepatan (m^2)

2.13 Velocity Minimum At Air (V_{MCA})



Gambar 2.6 Velocity Minimum At Air (V_{MCA})

V_{MCA} adalah Kecepatan paling rendah di udara di mana terjadi kegagalan satu mesin mati mendadak yang dapat dikendalikan menggunakan pada berat yang paling kritis dan *center of gravity* dengan dorong maksimum yang tersedia pada mesin yang tersisa.

a. Kriteria V_{MCA}

Terdapat beberapa kriteria dan kondisi yang harus diperhatikan untuk menganalisa desain ekor vertikal terhadap kecepatan saat di udara sesaat setelah pesawat tinggal landas, dimana kriterianya :

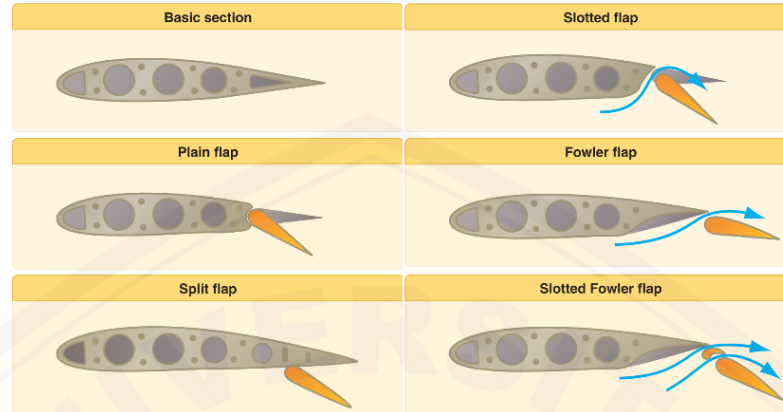
$$1.05V_{MCA} < V_R, 1.10V_{MCA} \leq V_{2min} \quad (2.21)$$

b. Analisa ukuran desain *vertical tail* terhadap (V_{MCA})

Persamaan (2.22) digunakan untuk mendapatkan hubungan ukuran desain *vertical tail* pesawat *twin turboprop* dengan *Velocity Minimum Control At Air* (V_{MCA})

$$q = \frac{\left(\frac{C_{n\beta}}{C_{y\beta}} \times \frac{W}{S_W} \sin \phi - \frac{K \cdot T_{net} Y_{eng}}{S_W \cdot b}\right)}{\left(C_{nDR} \cdot DR - \frac{C_{n\beta}}{C_{y\beta}} C_{yDR} DR\right)} \quad (2.22)$$

2.14 Flap

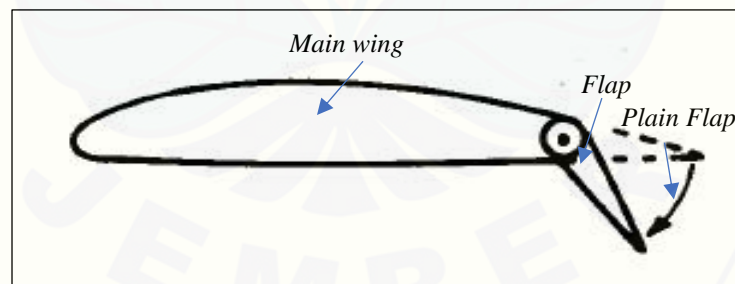


Gambar 2.7 Jenis-jenis Flap

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

Jenis-Jenis *Flap* berikut:

a. *Plain Flap*



Gambar 2.8 Plain flap (Raymer, 1992)

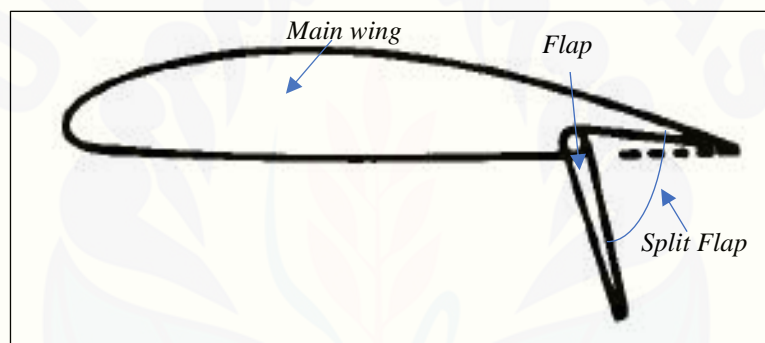
Plain flap adalah jenis *flap* yang paling sederhana, dapat dilihat pada Gambar 2.5. *Flap* ini memiliki engsel di bagian *trailing edge* pada bagian dalam *aileron*. *Flap* ini dapat meningkatkan *camber*. Defleksi pada *plain flap* ini akan meningkatkan nilai koefisien *lift* maksimal (C_L) dan menghasilkan *drag* yang besar (Crane, 1994:274). Karakteristik *flap* dimanfaatkan untuk pesawat dalam kondisi pengereman, selain dapat membantu kerja *spoiler*, adanya *drag* yang besar ini akan

mempengaruhi pesawat pada proses mendarat

Beberapa *airfoil* yang menggunakan *plain flap*, C_L terjadi ketika *flap* didefleksikan 40° - 45° . Peningkatan nilai C_L ini dapat mencapai *chord* 30% lebih panjang dari *chord* ketika defleksi 0° . *Flap* jenis digunakan untuk pesawat-pesawat kecil yang tidak memerlukan mekanisme *control stability* yang rumit (Roskam, 1986:232). Pesawat ini dilengkapi dengan *slat* atau *leading edge flap*.

Performa terbaik pada *flap* ini terjadi ketika mendapat defleksi sebesar 10° hingga 15° . Hal ini terjadi dikarenakan aliran separasi terjadi lebih cepat, sehingga nilai *drag* yang dihasilkan akan meningkat hingga hampir menyamai *split flap* (Torenbeek, 1976:255).

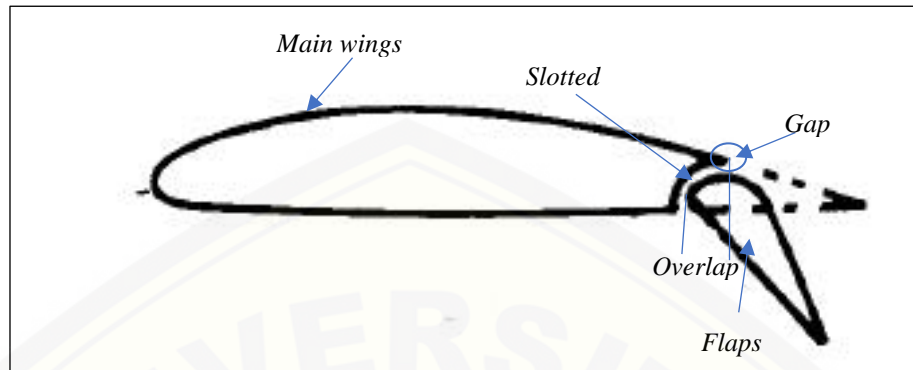
b. Split Flap



Gambar 2.9 Split flap (Raymer, 1992)

Split flap terbentuk seperti piringan plat yang dapat didefleksikan dari bawah permukaan sayap pesawat terbang. Penurunan *split flap* dapat meningkatkan nilai C_L sedikit lebih tinggi dari pada *plain flap*, meskipun lebih tinggi namun dapat menghasilkan aliran *turbulen* sehingga *drag* meningkat lebih besar dari pada *plain flap*. Beberapa pesawat terbang menggunakan *chord split flap* yang relatif pendek, sehingga ketika didefleksikan tidak begitu memanjangkan *trailing edge* (Crane, 1994:275). Ketika *flap* didefleksikan penuh maka *flap* ini berfungsi sebagai *spoiler*, hal ini yang menyebabkan *drag* meningkat lebih besar mengubah nilai momen (Raymer, 1992).

c. *Slotted Flap*

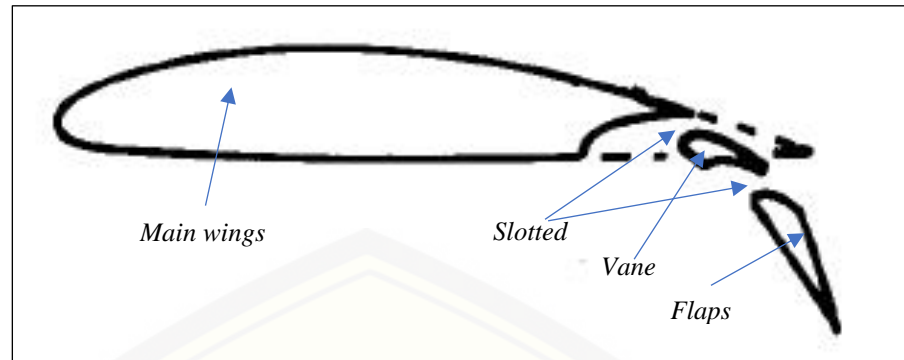


Gambar 2.10 Penampang single slotted flap (Raymer, 1992)

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

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

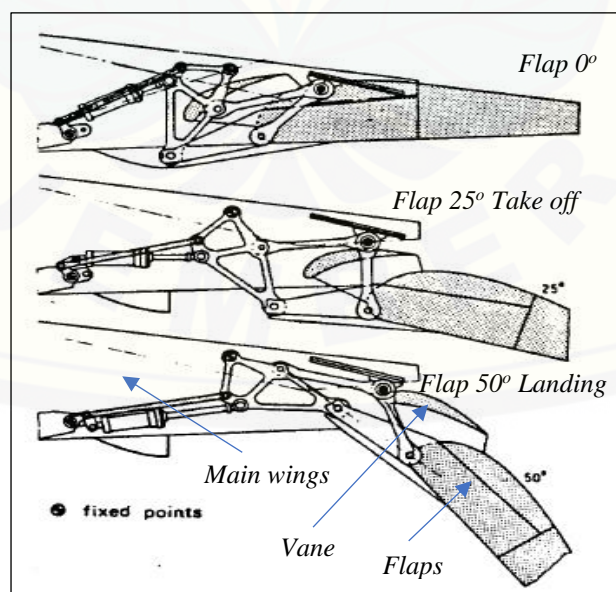
Jenis *slotted flap* yang lain yaitu *Double Slotted Flap*, mekanismenya dapat dilihat pada Gambar 2.9. *Double slotted flap* ini ketika didefleksikan dengan sudut yang besar, maka tidak menghasilkan aliran separasi secara cepat, karena adanya *vane* yang berada diantara sayap dan *flap* (Torenbeek, 1976:255). *Vane* berfungsi sebagai penghambat adanya aliran separasi.



Gambar 2.11 Double slotted flap (Raymer, 1992)

Beberapa keunggulan mekanik dari *double slotted flap* antara lain (Torenbeek, 1976):

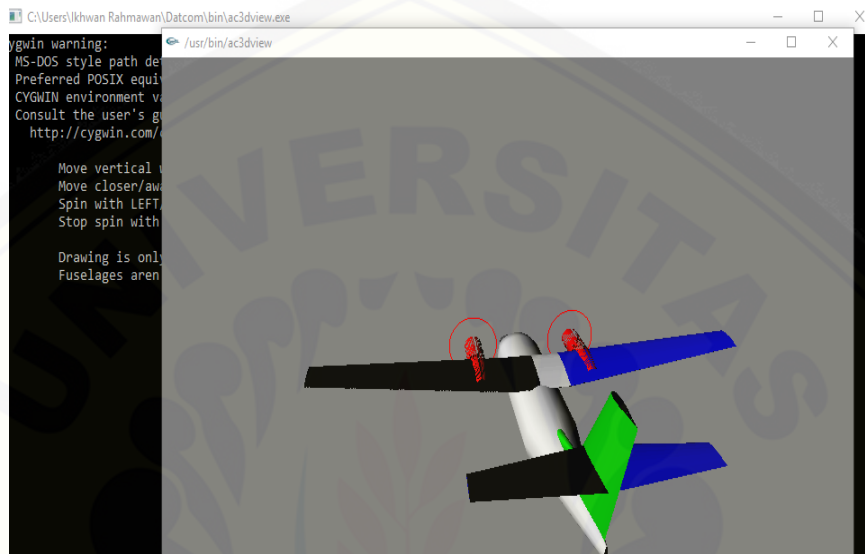
1. *Flap* dengan engsel tetap dan *vane* tetap cenderung pada pesawat kecil karena memiliki struktur yang simpel dan sederhana. Ketetapan *flap* dan *vane* tersebut mengakibatkan meningkatnya *drag* ketika kondisi pesawat *take off*.
2. *Double slotted flap* memiliki mekanisme 4 batang, dengan sambungan engsel lebih banyak daripada sambungan yang terdapat pada *single slotted flap* dapat dilihat pada Gambar 2.9. Selama *double slotted flap* terdefleksi penuh, maka gaya aerodinamik yang diperoleh adalah maksimum.



Gambar 2.12 Mekanisme double slotted flap (Torenbeek, 1972)

3. *Double slotted flap* apabila diatur secara independen, akan menghasilkan defleksi yang maksimum hingga 70 derajat. Sistem yang agak rumit ini biasa digunakan oleh pesawat kehilangan gaya angkat pada saat terbang (*stall*).

2.15 Digital Datcom



Gambar 2.13 Simulasi Aerodinamika Digital Datcom

Stabilitas dan Kontrol Digital DATCOM adalah program komputer yang menerapkan metode yang terdapat dalam kesetimbangan dan kontrol USAF DATCOM untuk menghitung kesetimbangan statis, kontrol dan karakteristik *derivatif* dinamis pesawat sayap. Digital DATCOM memerlukan file masukan berupa deskripsi geometrik pesawat terbang, dan menampilkan turunan kestabilan berdimensi yang sesuai dengan kondisi penerbangan yang ditentukan. Nilai yang diperoleh digunakan untuk menghitung aspek dinamika penerbangan. Berikut penjelasan tentang masukan (*input*) pada *software* Digital DATCOM:

1. *Flight Condition and Option* (FLTCON) merupakan fungsi menggambarkan kondisi penerbangan. Pengguna dapat menentukan jumlah *mach number* dan ketinggian jelajah, jumlah variasi *mach number* pada ketinggian jelajah konstan, dan variasi ketinggian pada jumlah *mach number* konstan. Analisis subsonik dan supersonik dapat dijalankan di *software* Digital DATCOM.

2. OPTINS merupakan fungsi untuk mendefinisikan parameter referensi pesawat terbang. Seperti geometri luas sayap (*Wing Area*), lebar sayap (*Wing Chord*), dan panjang sayap (*Wing Span*).
3. *Synthesis Parameters* (SYNTHS) merupakan fungsi yang dapat menentukan posisi pusat gravitasi dan ketinggian sayap. Koordinat X dan Z dibutuhkan untuk sayap, *rudder horizontal*, dan *rudder vertical*.
4. *Body Parameters* merupakan fungsi untuk mendefinisikan bentuk *fuselage*. Digital DATCOM dapat mengasumsikan bentuk sumbu simetris untuk *fuselage*. Koordinat atas dan koordinat bawah didefinisikan di setiap segmen.
5. *Wing, Horizontal, and Vertical Tail Parameter* merupakan fungsi untuk menentukan sayap, *rudder horizontal* dan *rudder vertikal*. Parameter dasar *root chord*, *tip chord*, *half-span*, *twist*, *dihedral* and *sweep* adalah data *input*.
6. SYMFLP dan ASYFLP merupakan fungsi untuk menggunakan jenis *flap* seperti: *Flap polos*, *single slotted*, dan *fowler*, sampai dengan 9 defleksi flap dapat dianalisis kombinasi ketinggian jelajah dan *mach number*.

BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Metode Penelitian

Penelitian tentang analisis aerodinamika tentang vertical tail plane rudder pesawat terbang twin turboprop 19 penumpang untuk menghasilkan nilai maksimum dari C_L (*Coefisien Lift*), C_n (*Coefisien Yawing*), C_l (*Coefisien Rolling*). Penelitian ini menggunakan metode simulasi Digital DATCOM dikorelasikan dengan hasil eksperimental data *wind tunel*. Penelitian ini dilakukan di PT Dirgantara Indonesia divisi aerodinamika Tc 2000.

Data input dari *vertical tail plane sizing* B07 di simulasikan pada Digital DATCOM akan diproses pada notepad ++ untuk dilakukan pengelompokan data hasil simulasi pada *flap* 20^0 data kemudian diolah kembali pada *MS. Excel* untuk mencari dari nilai V_{MCG} (*Velocity Minimum Control At Ground*), V_{MCA} (*Velocity Minimum Control At Air*) dan *tamaness*. Data input *software* Digital DATCOM disediakan oleh PT Dirgantara Indonesia dari berupa data geometri pesawat twin turboprop 19 penumpang versi B07.

3.2 Alat Dan Bahan Penelitian

3.2.1 Geometri Pesawat *Twin Turboprop* 19 Penumpang

Tabel 3.1 Geometri Pesawat Twin Turboprop (PT Dirgantara Indonesia, Divisi Aerodinamika, Stability And Control, 2017)

Parameter	Nilai	Satuan
<i>Operating Empty Weight (OEW)</i>	4660	kg
<i>1.25 OEW</i>	5825	kg
<i>ISA</i>	20	
<i>Altitude</i>	2400	ft
<i>Air Density (ρ)</i>	1.066	kg/m ³
<i>Wing Area (S_w)</i>	41.5	m ²
<i>Wing Span (b)</i>	19.5	m
<i>Lateral Engine Position (Y_{eng})</i>	-3.9	m
<i>Vertical Tail Area (S_v)</i>	8.34	m ²
<i>Vertical Tail Arm ($lv_{0.25}$)</i>	8.31	m

<i>Vertical Tail Arm</i>	7.54381	m
<i>Bank angle fro V_{MCA} (φ)</i>	5	deg
<i>Rudder Deflection for One Engine Inoperative (δ_R)</i>	-20	deg
<i>Rudder Deflection for Crosswind (δ_R)</i>	15	deg

3.2.2 Geometri *Basic Wing* dan *Airfoil* Pesawat *Twin Turboprop* 19 Penumpang

Data ukuran sayap pesawat *twin turboprop* di tujukan pada Tabel 3.2 dan input koordinat untuk software Digital DATCOM di tunjukan pada Tabel 3.3.

Tabel 3.2 Geometri *Basic Wing* (PT Dirgantara Indonesia, Divisi Aerodinamika, Stability And Control, 2017)

<i>BASIC WING</i>		
<i>Plan Form:</i>	Satuan	Nilai
<i>Wing Area</i>	Sq.m	41.50
<i>Span</i>	m	19.500
<i>Aspect Ratio</i>		9.16
<i>Taper Ratio</i>		0.52
<i>Chord At:</i>		
<i>Root</i>	m	2.800
<i>Tip</i>	m	1.456
<i>Thickness At:</i>		
<i>Root</i>	%	17
<i>Tip</i>	%	17
<i>Mac Chord</i>	m	2.199
<i>Span Wise MAC</i>	BL	4.362
<i>25% MAC At X</i>	FS	6.845
<i>Dihedral</i>	deg	3
<i>Wxternal Wing</i>		
<i>Wing Incredense</i>		2
<i>Wing Sweep At:</i>		
<i>Le</i>	deg	1.191

<i>BASIC WING</i>		
<i>Plan Form:</i>	<i>Satuan</i>	<i>Nilai</i>
<i>25% Chord</i>	deg	-0.758
<i>50% chord</i>	deg	-2.757
<i>Te</i>	deg	-6.679
<i>Arfoil type</i>		Ls (1)-0417 MOD

Tabel 3.3 Wing Air Foil Pesawat Twin Turboprop Wing (PT Dirgantara Indonesia, Divisi Aerodinamika, Stability And Control, 2017)

<i>Type LS (1)-0417 MOD 1B</i>			
<i>Lower</i>		<i>Upper</i>	
<i>X/C</i>	<i>Y/C</i>	<i>X/C</i>	<i>Y/C</i>
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	92.81
20.000	-5.885	20.000	10250
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

BAB 5 PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Kesimpulan dari penelitian analisis aerodinamika *vertical tail plane rudder* pesawat terbang *twin turboprop* kondisi *take-off flap* 20 derajat adalah sebagai berikut:

1. Nilai maksimum C_L (Coefisien Lift) Pesawat *twin turboprop* dengan simulasi *software Digital Datcom* diperoleh hasil 0.935 (1/deg). Nilai maksimum C_n (Coefisien Yawing) Pesawat *twin turboprop* dengan simulasi *software Digital Datcom* diperoleh hasil sebesar 0.000833 (1/deg).
2. Nilai *Velocity Minimum Control at Ground* (V_{MCG}) sebesar 74.5 knots, memenuhi syarat $V_{MCG} < V_{1min}$. Nilai V_{MCA} sebesar 61.5 knots, memenuhi syarat $1.05 V_{MCA} < V_R$, $1.10 V_{MCA} < V_{2min}$, pada $K= 1,42$ (ref: *cn-235*), pada ISA 15+, $Y_{eng} = 2.5m$, $V_v = 0.083$.

5.2 Saran

Saran yang untuk peneliti selanjutnya melakukan analisis sebagai berikut:

1. Ditambahkan kombinasi nilai aerodinamika *software Digital Datcom* dengan *software Ansys*.
2. Input data untuk nilai aerodinamika dibandingkan dengan hasil uji *windtunnel*
3. Hasil dari Perhitungan V_{MCG} dan V_{MCA} dibandingkan dengan hasil uji *experimental* pada saat pengujian pesawat.