



**PENGARUH SUDUT *RUDDER BALANCE TAB* PADA *HINGE MOMENT*
RUDDER TERHADAP *PEDAL FORCE PILOT* PESAWAT N219
(Studi Kasus PT. Dirgantara Indonesia)**

SKRIPSI

Oleh

**Fahd Nazim
NIM. 151910101029**

PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN

JURUSAN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS JEMBER

2019



PENGARUH SUDUT *RUDDER BALANCE TAB* PADA *HINGE MOMENT RUDDER* TERHADAP *PEDAL FORCE PILOT* PESAWAT N219

(Studi Kasus PT. Dirgantara Indonesia)

SKRIPSI

diajukan guna melengkapi skripsi dan memenuhi salah satu syarat untuk menyelesaikan Program Studi Teknik Mesin (S1) dan mencapai gelar Sarjana Teknik

Oleh

Fahd Nazim
NIM 151910101029

PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN

JURUSAN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS JEMBER

2019

PERSEMBAHAN

Skripsi ini saya persembahkan untuk:

1. Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat-Nya sehingga dapat menyelesaikan skripsi dengan baik;
2. Ibunda dan ayahanda tercinta yang telah memberikan kasih sayang dan dukungan tiada henti;
3. Adik yang telah memberikan semangat;
4. Dosen pembimbing Bapak Dr. Gaguk Jatisukanto S.T., M.T dan Bapak Ahmad Adib Rosyadi S.T., M.T yang sangat membantu dalam pembuatan skripsi ini.
5. Dosen penguji Bapak Aris Zainul Muttaqin S.T., M.T dan Bapak Dr. Agus Triono S.T., M.T yang telah berkenan menguji dan mengoreksi skripsi ini.
6. Guru-guru SDIT Baitul 'Izzah, SMP Islam Baitul 'Izzah, MAN 2 Nganjuk, dosen-dosen Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember yang telah membimbing dan memberikan ilmu yang bermanfaat;
7. PT. Dirgantara Indonesia, Bandung yang telah mengizinkan dan memberikan kesempatan untuk melakukan penelitian;
8. Teman-teman Mesin 2015 (M17) yang telah memberikan semangat dan motivasi;
9. Teman-teman Aeromodelling Club yang telah mensupport dalam memberikan semangat;
10. Almamater Fakultas Teknik Universitas Jember.

MOTTO

“Sesungguhnya sesudah kesulitan itu ada kemudahan, sesungguhnya sesudah kesulitan itu ada kemudahan.”

(QS. Asy Syarh ayat 5-6)

"Waktu bagaikan pedang. Jika engkau tidak memanfaatkannya dengan baik (untuk memotong), maka ia akan memanfaatkanmu (dipotong)."

(HR. Muslim)

"Kosongkan pikiran, tak berbentuk, seperti air. Sekarang tuang air ke cangkir, ia menjadi cangkir, tuang air ke dalam botol, ia menjadi botol, tuang air ke dalam teko, itu menjadi teko teh. Air dapat mengalir tenang atau dapat menghancurkan. Jadilah seperti air."

(Bruce Lee)

PERNYATAAN

Saya yang bertanda tangan dibawah ini:

Nama : Fahd Nazim

NIM : 151910101029

Menyatakan dengan sungguh – sungguh bahwa karya ilmiah yang berjudul “Pengaruh Sudut *Rudder Balance Tab* pada *Hinge Moment Rudder* Terhadap *Pedal Force Pilot* Pesawat N219” adalah benar – benar hasil karya sendiri, kecuali kutipan yang sudah saya sebutkan sumbernya, belum pernah diajukan pada institusi mana pun, dan bukan karya jiplakan. Saya bertanggung jawab atas keabsahan dan kebenaran isinya sesuai dengan sikap ilmiah yang harus dijunjung tinggi.

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

Jember, 16 Januari 2019

Yang Menyatakan,

Fahd Nazim

NIM 151910101029

SKRIPSI

**PENGARUH SUDUT *RUDDER BALANCE TAB* PADA *HINGE MOMENT*
RUDDER TERHADAP *PEDAL FORCE PILOT* PESAWAT N219**

Oleh
Fahd Nazim
NIM 151910101029

Pembimbing

Dosen Pembimbing Utama : Dr. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T.
Dosen Pembimbing Anggota : Ahmad Adib Rosyadi, S.T., M.T.

PENGESAHAN

Skripsi berjudul “Pengaruh Sudut *Rudder Balance Tab* pada *Hinge Moment Rudder* Terhadap *Pedal Force Pilot* Pesawat N219” karya Fahd Nazim telah diuji dan di sahkan pada:

Hari, tanggal : Rabu, 16 Januari 2019

Tempat : Ruang 2 Gedung B, Fakultas Teknik

Pembimbing

Pembimbing I

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

Pembimbing II

Ahmad Adib Rosyadi, S.T., M.T.
NIP. 198501172012121001

Penguji

Penguji I

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

Penguji II

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

Mengesahkan
Dekan,

Dr. Entin Hidayah, M. U. M.
NIP. 196612151995032001

RINGKASAN

PENGARUH SUDUT *RUDDER BALANCE TAB* PADA *HINGE MOMENT RUDDER* TERHADAP *PEDAL FORCE PILOT* PESAWAT N219

Fahd Nazim, 151910101029; 42 halaman; Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Penerbangan perintis menurut data realisasi penerbangan terhadap target frekuensi terbang dan jumlah penumpang diangkut tahun 2017 pada bulan Januari hingga Juli 2017, penerbangan perintis telah melakukan pelayanan angkutan udara sebanyak 11.729 frekuensi terbang dari target awal sejumlah 12.858 frekuensi terbang (91%) dengan mengangkut kurang lebih 82.726 penumpang dari target awal sejumlah 139.228 penumpang (59%).

Pesawat terbang harus memenuhi persyaratan dan kriteria tertentu yang berkaitan dengan keselamatan penerbangan. Salah satunya adalah mengenai *pedal force pilot* yaitu gaya yang harus diatasi oleh pilot saat mengendalikan pesawat. *Pedal force* yang melebihi batas CASR 23.143 maka pesawat tidak bisa mendapatkan izin terbang.

Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah pemodelan persamaan gerak *balance tab* dengan *rudder*. Penelitian ini berusaha untuk mencari persamaan yang paling baik untuk memenuhi regulasi CASR 23.143 dimana nilai *pedal force pilot* < 150 lbs. Penelitian ini bertujuan untuk mencari nilai *hinge moment* untuk mencari *pedal force pilot* yang paling baik.

Hasil penelitian menunjukkan nilai *pedal force pilot* paling baik pada pemodelan persamaan III pada kondisi VMC = 107,2 lbs, pada kondisi VMCL = 211,2 lbs, kondisi VMCL mengharuskan pilot untuk men-setting *trim* karena semua pemodelan persamaan yang diajukan tidak memenuhi regulasi CASR 23.143, pada kondisi SHSS pada kecepatan 100 knots dan sudut *side slip* (β) max = 89,1 lbs.

SUMMARY

The Effect of Rudder Balance Tab Angle On Hinge Moment Rudder to Pedal Force Pilot of N219 Aircraft; Fahd Nazim, 151910101029; 2019; 42 pages; Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember.

Pioneer flights according to flight realization data on flight frequency targets and the number of passengers transported in 2017 from January to July 2017, pioneering flights have carried out air transport services of 11,729 flight frequencies from the initial target of 12,858 flight frequencies (91%) by carrying fewer 82,726 passengers from the initial target of 139,228 passengers (59%).

Airplanes must meet certain requirements and criteria relating to aviation safety. One of them is about the pilot force pedal which is a force that must be overcome by the pilot when controlling the aircraft. The pedal force that exceeds CASR23.143 limit, the aircraft cannot get flight permit.

The method used in this study is modeling the equations of equilibrium with the rudder. This study seeks to find the best equation to meet the CASR 23.143 regulation where the value of the pilot force pedal is <150 lbs. This study aims to find the hinge moment value to find the best pilot force pedal.

The results showed the best value of the pilot force pedal in modeling equation III in $VMC = 107.2$ lbs, $VMCL = 211.2$ lbs, $VMCL$ conditions require the pilot to set the trim because all proposed equation models do not meet CASR regulations 23.143, in the condition of the SHSS at the speed of 100 knots and the angle of the side slip (β) $max = 89.1$ lbs.

PRAKATA

Puji syukur ke hadirat Allah SWT, atas segala rahmat dan karunia-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Pengaruh Sudut *Rudder Balance Tab* pada *Hinge Moment Rudder Terhadap Pedal Force Pilot* Pesawat N219”. Skripsi ini disusun untuk memenuhi salah satu syarat menyelesaikan pendidikan strata satu (S1) pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

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

1. Ibu Entin Hidayah M, UM., selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember;
2. Bapak Hari Arbiantara, S.T, M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember dan Dosen Pembimbing Akademik;
3. Bapak Hary Sutjahjono, S.T, M.T., selaku Ketua Program Studi S1 Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember;
4. Bapak Dr. Gaguk Jatisukamto, S.T., M.T. dan Bapak Ahamd Adib Rosyadi, S.T., M.T selaku Dosen Pembimbing;
5. Bapak D. Junitu Tikupasang selaku Manager Aerodinamika di PT. Dirgantara Indonesia (Persero);
6. Bapak Yitno Dwi Astoto selaku pepmbimbing lapangan di PT. Dirgantara Indonesia (Persero);
7. Ayah, Ibu, Adik-adik, dan keluarga yang telah memberikan dukungan non – materiil dan materiil;
8. Teman-teman sengkatan yang telah memberi semangat, motivasi, dan dukungan.
9. Civitas akademika Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Jember, Januari 2019

Penulis

DAFTAR ISI

COVER	i
HALAMAN JUDUL	ii
PERSEMBAHAN	iii
MOTTO	iv
PERNYATAAN	v
SKRIPSI.....	vi
PENGESAHAN.....	vii
RINGKASAN	viii
SUMMARY.....	ix
PRAKATA	x
DAFTAR ISI.....	xi
DAFTAR GAMBAR.....	xiv
DAFTAR TABEL	xvi
DAFTAR LAMPIRAN	xvii
BAB 1 PENDAHULUAN.....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Batasan Masalah	3
1.4 Tujuan Penelitian	3
1.5 Manfaat Penelitian	3
1.6 Hipotesis.....	4

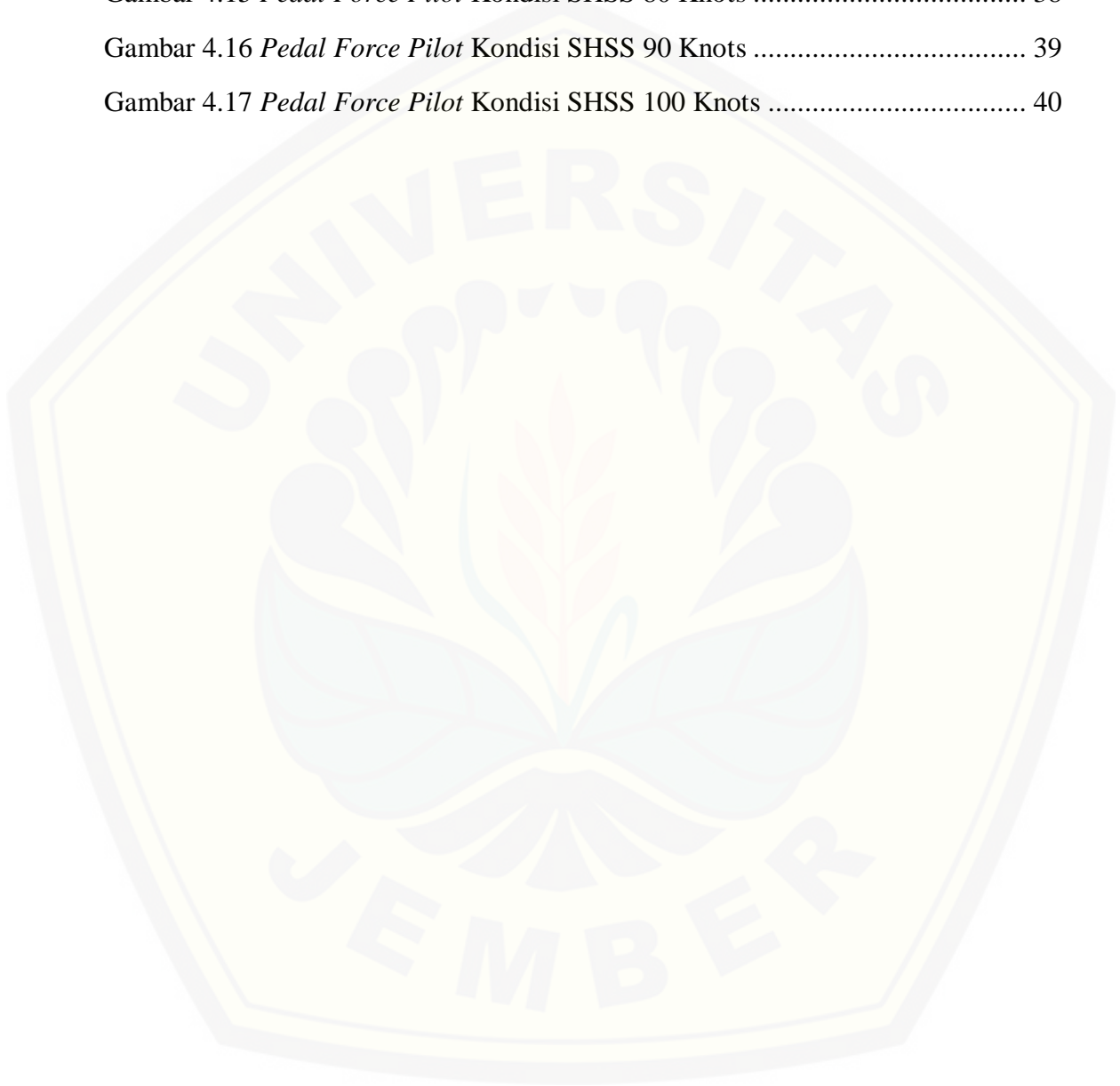
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Stabilitas dan Kendali Pesawat Terbang	5
2.1.1 Aileron	5
2.1.2 Elevator	6
2.1.3 Rudder.....	7
2.2 Ekor Vertikal Pesawat.....	7
2.2.1 Balance Tab.....	8
2.2.2 Trim Tab	9
2.2.3 Servo Tab.....	9
2.2.4 Anti-Servo Tab.....	10
2.3 Sistem Kendali Pesawat Terbang	10
2.3.1 Sistem Kendali Pesawat Terbang <i>Reversible</i>	10
2.3.2 Sistem Kendali Pesawat Terbang <i>Irreversible</i>	11
2.4 Hinge Moment Aerodinamika	12
2.4.1 Definisi Hinge Moment Aerodinamika	12
2.4.2 Kombinasi Hinge Moment Aerodinamika.....	13
2.5 Stick Force Pilot.....	14
BAB 3 METODOLOGI PENELITIAN	16
3.1 Metode Penelitian	16
3.2 Alat dan Bahan Penelitian	16
3.3 Prosedur Penelitian	16
3.4 Pelaksanaan Penelitian	17
3.4.1 Variabel Penelitian	17
3.4.2 Pengambilan Data.....	17
3.4.3 Proses Perhitungan	18
3.5 Diagram Alir Penelitian	19

BAB 4 PEMBAHASAN	21
4.1 Data Hasil Penelitian.....	21
4.1.1 Data Konfigurasi <i>Rudder</i> Pesawat N219	21
4.1.2 Data Koefisien <i>hinge moment</i> (C_H)	22
4.2 Analisis Perhitungan	24
4.2.1 Pemodelan persamaan gerakan <i>Balance Tab</i> terhadap <i>Rudder</i>	25
4.2.2 <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi VMC.....	28
4.2.3 <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi VMCL	30
4.2.4 <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi SHSS	31
4.3 Analisis Pembahasan.....	35
4.3.1 Analisis <i>Pedal Force Pilot</i> Pesawat N219 Kondisi VMC	35
4.3.2 Analisis <i>Pedal Force Pilot</i> Pesawat N219 Kondisi VMCL.....	36
4.3.3 Analisis <i>Pedal Force Pilot</i> Pesawat N219 Kondisi SHSS.....	37
BAB 5 PENUTUP	41
5.1 Kesimpulan.....	41
5.2 Saran.....	42

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Arah Kendali Pesawat Terbang	5
Gambar 2.2 Arah Kendali Lateral	6
Gambar 2.3 Arah Kendali Longitudinal	6
Gambar 2.4 Arah Kendali Direksional	7
Gambar 2.5 <i>Stabilizer</i> Pesawat Terbang	8
Gambar 2.6 Arah Gerak Balance Tab	8
Gambar 2.7 Trim Tab	9
Gambar 2.8 Servo Tab	9
Gambar 2.9 Anti-Servo Tab	10
Gambar 2.10 Sistem Kendali Reversible pada <i>Rudder</i>	11
Gambar 2.11 Sistem Kendali Irreversible pada <i>Rudder</i> Airbus 330	12
Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian	19
Gambar 4.1 Vertical Tail Pesawat N219.....	21
Gambar 4.2 Model Rudder pada WTT	23
Gambar 4.3 Grafik Koefisien Rudder (C_{HR}) terhadap defleksi rudder (δ_R).....	23
Gambar 4.4 Grafik Koefisien Rudder (C_{HR}) terhadap defleksi balance tab (δ_{tab})...	24
Gambar 4.5 Arah Gerakan Rudder dan Balance Tab	25
Gambar 4.6 Grafik Pemodelan Persamaan I	26
Gambar 4.7 Grafik Pemodelan Persamaan II.....	27
Gambar 4.8 Grafik Pemodelan Persamaan III.....	28
Gambar 4.9 Grafik Hasil <i>Pedal Force Pilot</i> Persamaan I.....	33
Gambar 4.10 Grafik Hasil <i>Pedal Force Pilot</i> Persamaan II	34
Gambar 4.11 Grafik Hasil <i>Pedal Force Pilot</i> Persamaan III	34
Gambar 4.12 Nilai <i>Pedal Force Pilot</i> saat VMC	35

Gambar 4.13 Nilai <i>Pedal Force Pilot</i> saat VMCL	36
Gambar 4.14 <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi SHSS 75 Knots	37
Gambar 4.15 <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi SHSS 80 Knots	38
Gambar 4.16 <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi SHSS 90 Knots	39
Gambar 4.17 <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi SHSS 100 Knots	40



DAFTAR TABEL

Tabel 4.1 <i>Vertical Tail Planform</i>	21
Tabel 4.2 Data Input VMC.....	28
Tabel 4.3 Hasil Perhitungan <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi VMC.....	30
Tabel 4.4 Data Input VMCL	30
Tabel 4.5 Hasil Perhitungan <i>Pedal Force Pilot</i> Kondisi VMCL	31
Tabel 4.6 Data Input SHSS	32
Tabel 5.1 <i>Pedal Force Pilot</i> VMC	41
Tabel 5.2 <i>Pedal Force Pilot</i> VMCL	41
Tabel 5.3 <i>Pedal Force Pilot</i> SHSS	42

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran A-1 Konfigurasi Pesawat N219.....	42
Lampiran A-2 Data Koefisien WTT	43
Lampiran A-3 <i>Three view Model Rudder on WTT</i>	46
Lampiran A-4 <i>Vertical Tail Planform</i>	47
Lampiran A-5 <i>Pedal Force Pilot SHSS Persamaan I</i>	48
Lampiran A-6 <i>Pedal Force Pilot SHSS Persamaan II</i>	49
Lampiran A-7 <i>Pedal Force Pilot SHSS Persamaan III</i>	50
Lampiran A-8 <i>Pedal Force Pilot VMC &VMCL</i>	51



**PENGARUH *RUDDER BALANCE TAB* PADA *HINGE MOMENT*
RUDDER TERHADAP *PEDAL FORCE PILOT* PESAWAT N219**

(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
Fahd Nazim
NIM. 151910101029

**PROGRAM STUDI STRATA 1 TEKNIK MESIN
JURUSAN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS JEMBER
2019**

BAB 1. PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Indonesia merupakan Negara kepulauan terbesar ke-4 di dunia setelah China, India, dan Amerika Serikat di dunia, Indonesia memiliki pulau sejumlah 17.499 dari Sabang hingga Merauke. Luas total wilayah Indonesia adalah 7,81 juta km², yang terdiri dari 2,01 juta km² daratan, dan 3,25 juta km² lautan menjadikan Indonesia Negara dengan luas perairan lebih besar dari pada luas daratan, maka dari itu Indonesia disebut sebagai Negara Maritim (Kementrian kelautan dan perikanan, 2017).

Indonesia sebagai Negara kepulauan harus memiliki moda transportasi dalam menghubungkan antar pulau serta meningkatkan ekonomi Negara Kesatuan Republik Indonesia. Moda transportasi udara merupakan pilihan utama dalam meningkatkan kemampuan ekonomi Negara dengan cepat dan tepat. Pembangunan Nasional harus memenuhi unsur Pemerataan, Pertumbuhan Ekonomi, dan Stabilitas Nasional (Bappenas, 1991) dimana daerah terpencil di Indonesia juga harus memenuhi ketiga unsur untuk membangun Negara. Penerbangan perintis sebagai solusi menjangkau daerah terpencil dan topografi yang sulit. PM kemenhub nomor 9 tahun 2016 yang di cabut dan di ganti kan oleh PM kemenhub nomor 79 tahun 2017 menjelaskan bahwa untuk menghubungkan daerah terpencil, daerah tertinggal, daerah yang belum terlayani oleh moda transportasi lain serta guna mendorong pertumbuhan dan pengembangan wilayah guna mewujudkan stabilitas, pertahanan dan keamanan negara maka perlu diselenggarakan angkutan udara perintis penumpang.

Penerbangan perintis menurut data realisasi penerbangan terhadap target frekuensi terbang dan jumlah penumpang diangkut tahun 2017 pada bulan Januari hingga Juli 2017, penerbangan perintis telah melakukan pelayanan angkutan udara sebanyak 11.729 frekuensi terbang dari target awal sejumlah 12.858 frekuensi terbang (91%) dengan mengangkut kurang lebih 82.726 penumpang dari target awal sejumlah 139.228 penumpang (59%). Penambahan frekuensi terbang dan destinasi terus

berkembang, tahun 2018 jumlah rute yang dilayani direncanakan akan meningkat dari 188 rute menjadi 218 rute (Depuhub, 2017).

PT. Dirgantara Indonesia (PT.DI) merupakan perusahaan yang memproduksi pesawat terbang salah satunya jenis pesawat perintis. Pesawat N219 adalah pesawat perintis berkapasitas 19 penumpang dapat dioperasikan dengan landasan pacu yang pendek. Beroperasi pada daerah topografi yang sulit seperti pegunungan dimana minimnya landasan pacunya tidak beraspal. Pesawat N219 dirancang untuk melakukan tugas di daerah terpencil dan membutuhkan kemampuan manuver yang baik (Dokumen PT. Dirgantara Indonesia, 2009).

Gerakan dasar pesawat ada 3 (tiga) jenis, gerakan utama pada pesawat yaitu gerakan naik atau gerakan turun (*Pitch up or Pitch down*) yang digerakkan atau dikontrol oleh Elevator, kemudian gerakan guling atau *rolling* ke kanan atau rolling ke kiri ini di gerakkan atau dikontrol oleh Aileron, sedangkan gerakan belok ke kanan atau ke kiri (*Yawing to right or Yawing to left*) yang digerakkan oleh Rudder. Adapun tiga gerakan tadi juga bertumpu pada masing- masing sumbu imajiner nya. Untuk gerakan *rolling* bertumpu pada sumbu Longitudinal, sedangkan untuk gerakan *Pitching* bertumpu pada sumbu Lateral dan untuk gerakan *Yawing* bertumpu pada sumbu *Vertical*.

Pesawat terbang harus memenuhi beberapa persyaratan dan kriteria tertentu yang berkaitan dengan keselamatan penerbangan. Salah satunya adalah mengenai *pedal force pilot* yaitu gaya yang harus diatasi oleh pilot saat mengendalikan pesawat. *Pedal force* yang melebihi batas yang telah ditentukan maka pesawat tidak bisa mendapatkan izin terbang. Penelitian ini akan mengkaji mekanisme *rudder balance tab* bidang *directional* pada bagian *rudder* pesawat N219 dengan metode pemodelan persamaan gerak yang berpengaruh terhadap *pedal force pilot* pada pesawat N219.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan kajian pustaka yang diperoleh di atas, dapat diambil perumusan masalah sebagai berikut: “Bagaimana pengaruh *rudder balance tab* pada *hinge moment rudder* terhadap *pedal force pilot* pesawat N219 ?”.

1.3 Batasan Masalah

Penentuan batasan masalah bertujuan agar peneliti dapat mencapai hasil yang telah ditetapkan. Berikut batasan masalah pada penelitian ini :

- a. Geometri Rudder dan Balance Tab dari PT. Dirgantara Indonesia (Persero).
- b. Tidak membahas mekanisme pedal pesawat N219.
- c. Data diperoleh dari hasil uji wind tunnel test (WTT)
- d. *Gearing ratio* penelitian ini dianggap konstan = 4,029 rad/m.

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian ini secara rinci sebagai berikut :

- a. Mencari pengaruh *rudder balance tab* terhadap *pedal force* pada *rudder* pesawat N219.
- b. Menurunkan nilai *pedal force* pada *rudder* pesawat N219 sehingga memenuhi CASR 23.143.

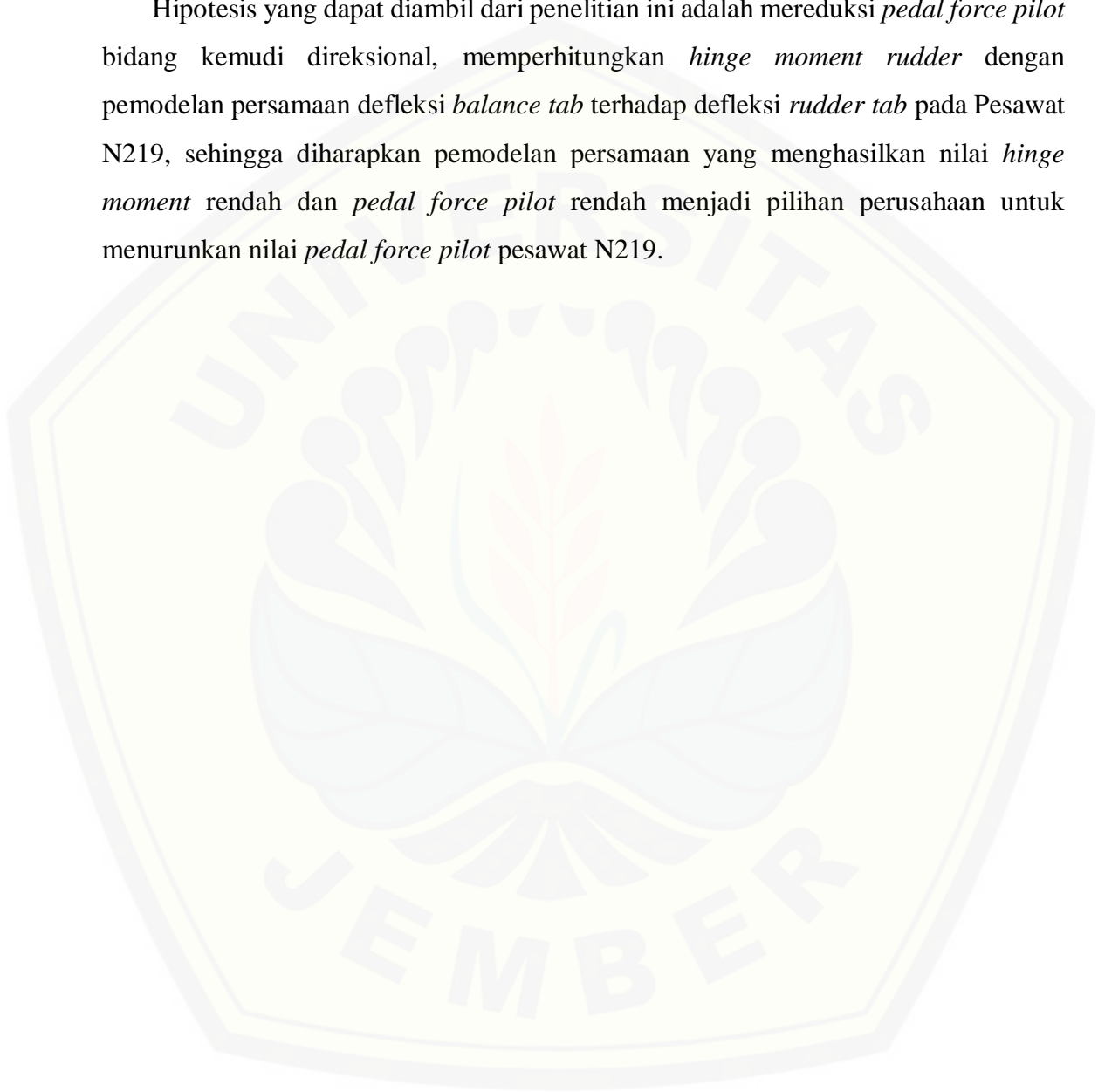
1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang didapat dari penelitian ini :

- a. Memberikan solusi penyelesaian masalah *pedal force pilot* pesawat N219.
- b. Memenuhi regulasi izin terbang CASR 23.143.
- c. Mengembangkan penelitian bidang kedirgantaraan di Indonesia.

1.6 Hipotesis

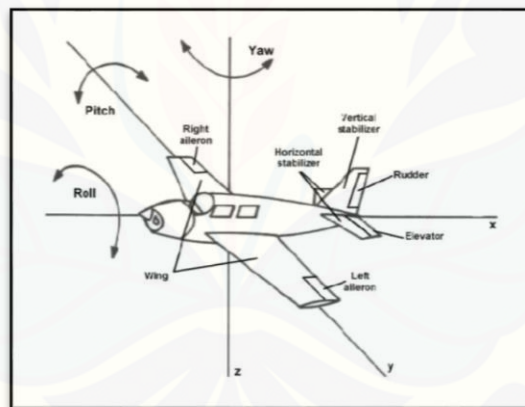
Hipotesis yang dapat diambil dari penelitian ini adalah mereduksi *pedal force pilot* bidang kemudi direksional, memperhitungkan *hinge moment rudder* dengan pemodelan persamaan defleksi *balance tab* terhadap defleksi *rudder tab* pada Pesawat N219, sehingga diharapkan pemodelan persamaan yang menghasilkan nilai *hinge moment* rendah dan *pedal force pilot* rendah menjadi pilihan perusahaan untuk menurunkan nilai *pedal force pilot* pesawat N219.



BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Stabilitas dan Kendali Pesawat Terbang

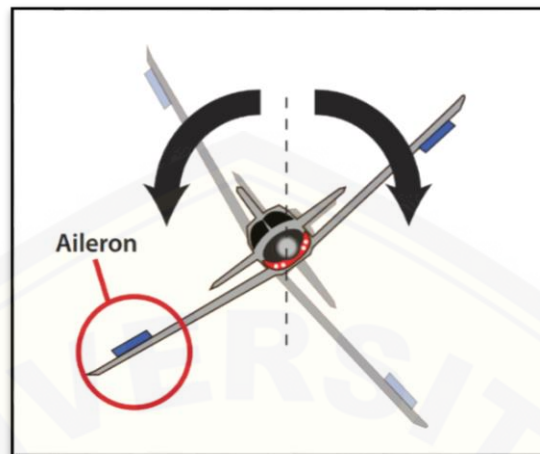
Mekanisme kendali pada pesawat terbang sangat kompleks, meliputi prinsip-prinsip seperti kendali empat sumbu. Kendali kontrol penerbangan utama pada pesawat sayap tetap meliputi: *aileron*, *elevator*, dan *rudder*. *Aileron* melekat pada *trailing edge* dari kedua sayap untuk menggerakkan pesawat di sumbu lateral. *Elevator* terpasang di *trailing edge* dari *horizontal stabilizer* digunakan untuk mengatur mengubah *pitch* pesawat, yang merupakan sikap tentang sumbu longitudinal. *Rudder* terletak pada *trailing edge* dari ekor vertical pesawat, *rudder* merubah arah orientasi pesawat pada sumbu *vertical* (*yaw*) (FAA, 2015).



Gambar 2.1 Arah Kendali Pesawat Terbang (Raymer, 1992)

2.1.1 Aileron

Aileron pada pesawat terletak di bagian setiap belakang sisi sayap. *Aileron* bekerja berlawanan satu sama lain, jadi ketika satu dinaikkan, yang lain diturunkan berfungsi untuk meningkatkan daya angkat pada satu sayap, sekaligus mengurangi daya angkat di sisi lainnya. Pesawat dapat melakukan gerakan rolling sumbu kendali lateral dengan menggulingkan pesawat ke samping akibat perbedaan daya angkat pada kedua sisi sayap (NASA, 2016).

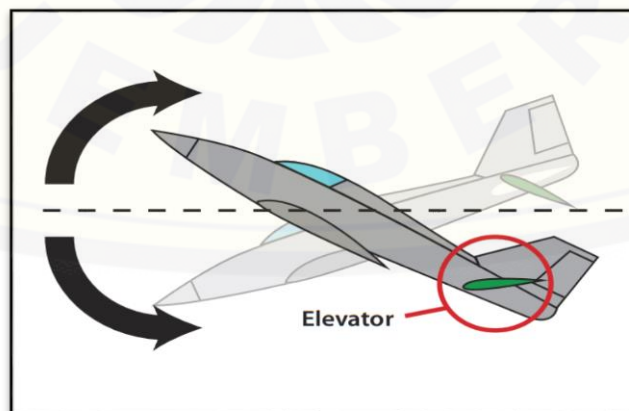


Gambar 2.2 Arah Kendali Lateral (NASA, 2016).

2.1.2 Elevator

Menurut Howe (2000), *Elevator* sesuai dengan namanya, memberikan sudut “elevasi” pada pesawat dengan nilai positif ataupun negatif. *Elevator* terletak di ekor horizontal pesawat dan memiliki dua fungsi, yaitu ;

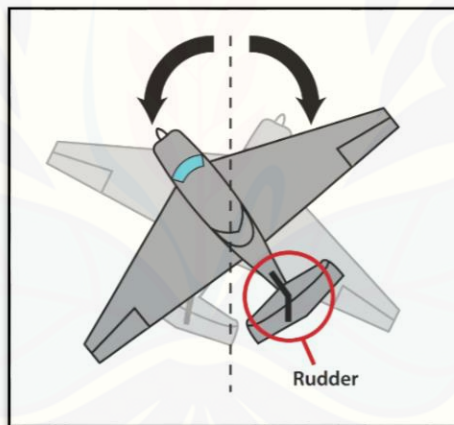
- Memberikan stabilitas dengan menghasilkan *downforce* pada pesawat. Pesawat secara tradisional, beratnya *nose* dan kekuatan ke bawah ini diperlukan untuk pesawat mendapat keseimbangan (*Balance*).
- Mengarahkan *nose* pesawat terbang baik ke atas atau ke bawah, yang dikenal sebagai *pitch*, untuk membuat pesawat naik dan turun.



Gambar 2.3 Arah Kendali Longitudinal (NASA, 2016).

2.1.3 Rudder

Rudder merupakan salah satu kendali kontrol pada pesawat yang terletak di bagian ekor vertical pesawat. Bekerja menyerupai dengan kemudi di atas kapal laut, dimana mengarahkan hidung pesawat ke arah kiri dan kanan. Tujuan utama *Rudder* sebagai *device* untuk melawan hambatan yang disebabkan oleh *aileron*. Jenis kestabilan pada control kendali *rudder* adalah menyetabilkan pesawat dalam arah direksional. Pilot dapat mengendalikan pesawatnya *yaw* ke kiri maka pilot akan menginjak *rudder* pedal sebelah kiri pada *cockpit*, secara mekanik akan diartikan *rudder* mendapat perintah untuk berdefleksi ke arah kiri, seperti jika ingin mengarahkan pesawat *yaw* ke kanan maka pilot akan menginjak *rudder* pedal sebelah kanan pada *cockpit*, secara mekanik akan diartikan *rudder* mendapat perintah untuk berdefleksi ke arah kanan (Malcolm, 2002),

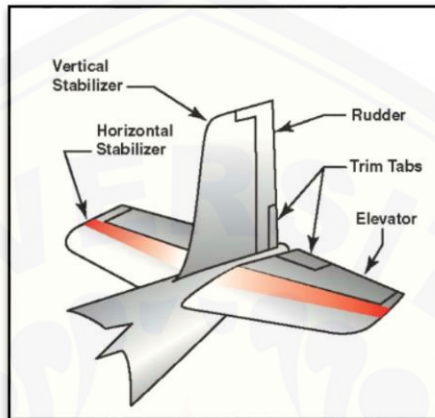


Gambar 2.4 Arah Kendali Direksional (NASA, 2016).

2.2 Ekor Vertikal Pesawat

Ekor vertikal pesawat berperan penting dalam kestabilan pesawat terbang, dimana ekor vertikal memiliki beberapa bagian kontrol kendali sekunder seperti ; *balance tab*, *trim tab*, *anti-servo tab* yang memiliki banyak fungsi bagi pilot dalam menerbangkan pesawat. Kontrol kendali sekunder jenis *balance tab* bergerak otomatis menyesuaikan defleksi dari *control surface*, pada ekor vertikal berdefleksi ke kanan, maka *balance tab* akan secara otomatis akan terdefleksi ke kiri (berlawanan) begitupun sebaliknya.

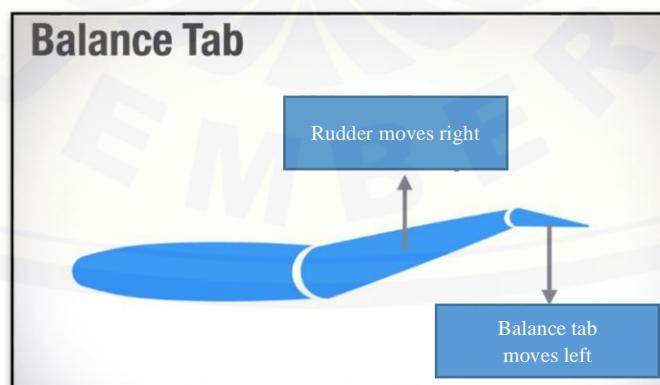
Trim tab berbeda dengan *balance tab*, dimana saat rudder berdefleksi *trim tab* tidak ikut terdefleksi kecuali jika di perintah oleh pilot, *trim tab* dapat berdefleksi ke arah yang diinginkan oleh pilot sekalipun sama arah dengan defleksi *control surface*.



Gambar 2.5 Stabilizer Pesawat Terbang

2.2.1 Balance Tab

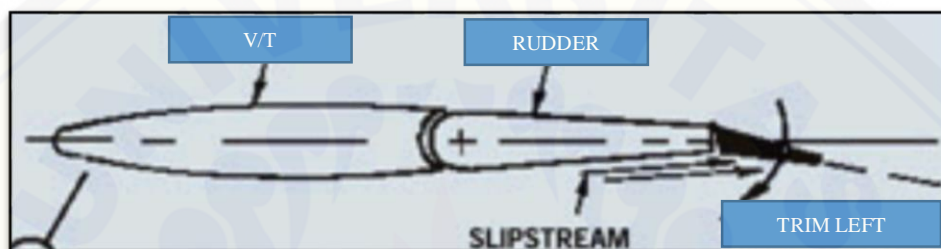
Teknologi tambahan pada *airfoil* yang membantu menyeimbangkan pesawat, baik sepenuhnya atau sebagian, beban aerodinamis pada *control surface*, sehingga mengurangi beban *stick* yang dialami oleh pilot. *Balance tab* digerakkan secara otomatis dan bergerak ke arah yang berlawanan ke permukaan kontrol di mana mereka dipasang. Tab keseimbangan membantu pergerakan kontrol, dan gerakannya tergantung pada arah *control surface* (Roskam, 1987).



Gambar 2.6 Arah Gerak Balance Tab

2.2.2 Trim Tab

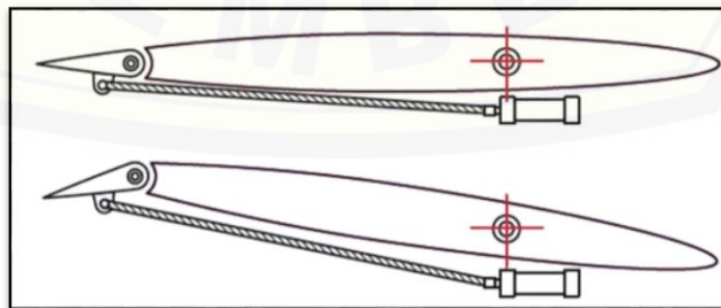
Trim tab berukuran lebih kecil dari *balance tab* yang terhubung ke *trailing edge control surface* yang lebih besar pada ekor vertikal pesawat. *Trim tab* berfungsi untuk mengatasi gaya aerodinamis dan menstabilkan pesawat dalam sikap tertentu yang dikehendaki pilot tanpa perlu menerapkan gaya kendali secara terus-menerus. Hal ini dapat dilakukan dengan menyesuaikan sudut tab relatif terhadap permukaan yang lebih besar (Roskam, 1987).



Gambar 2.7 Trim Tab

2.2.3 Servo Tab

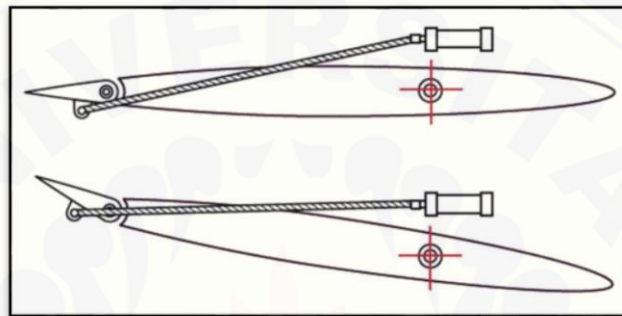
Servo tab merupakan perangkat berengsel kecil yang terpasang pada permukaan kendali pesawat untuk membantu pergerakan permukaan kendali. Servo tab bergerak dalam arah yang berlawanan dengan permukaan kendali. Tab ini memiliki keunggulan leverage yang terletak memanjang dari garis engsel permukaan sehingga dapat membelokkan permukaan kendali dalam arah yang berlawanan. Hal ini memiliki pengaruh mengurangi kekuatan kendali yang diperlukan oleh pilot untuk memindahkan kendali (Tulapurkara, 2014).



Gambar 2.8 Servo Tab

2.2.4 Anti-Servo Tab

Fungsi dari anti-servo/anti-balance tab yaitu berkebalikan dari balance dan servo tab yaitu mengurangi sensitivitas permukaan kendali sehingga memudahkan pilot pada kondisi tertentu. Tab ini memiliki keunggulan leverage yang terletak menyilang dari garis engsel permukaan sehingga dapat membelokkan permukaan kendali dalam arah yang sama (Tulapurkara, 2014).



Gambar 2.9 Anti-Servo Tab

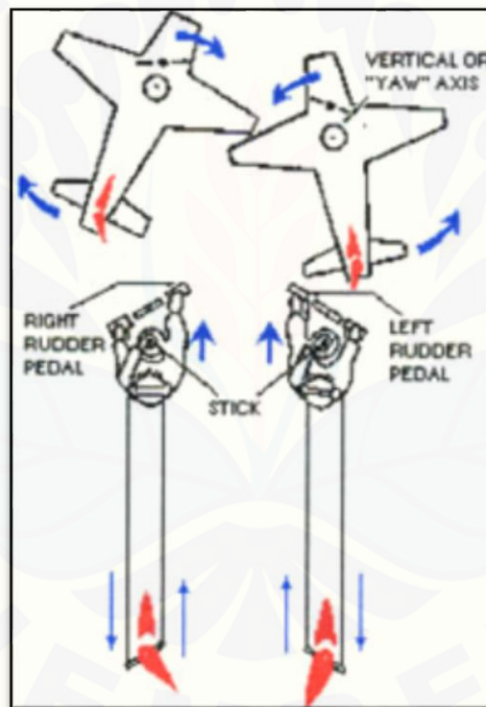
2.3 Sistem Kendali Pesawat Terbang

Permukaan kendali primer yaitu elevator, aileron, dan rudder untuk kendali *pitch*, *roll*, dan *yaw*. Permukaan kendali sekunder yaitu servo tab, balance tab, trim tab, anti-servo tab. Permukaan kendali aereodinamik ini menghasilkan gaya dan momen akibat dari aliran udara pada permukaannya jenis lainnya dari permukaan kendali non aerodinamik memungkinkan, seperti *thrust vectoring* atau *weight shifting*, yang digunakan pada hang glider. Permukaan kendali terhubung dengan kendali pilot seperti *center stick*, *rudder pedals* melalui mekanikal, hydro-mechanical, atau penghubung elektrik. Sistem kendali terbang menerjemahkan input perintah dari pilot atau komputer menuju permukaan kendali. Hal ini memungkinkan terjadi pada penghubung mekanik (langsung), hydro-mechanical, komputer, atau peralatan lain. Dalam sistem kendali terdapat jenis *reversible* dan *irreversible*.

2.3.1 Sistem Kendali Pesawat Terbang *Reversible*

Sistem kendali *reversible*, kendali dari pilot pada *Cockpit* terhubung langsung menuju *control surface* melalui penghubung mekanik yang terdiri dari *pushrods*,

pulley, kabel, dan rantai. Gaya aerodinamik dan momen yang bekerja pada *control surface* merupakan *feedback* terhadap kendali perintah pilot dari *cockpit* (*center stick*, *control wheel*, *rudder pedals*, dan lain-lain). Kendali pilot dari *cockpit* menyebabkan permukaan kendali bergerak dan begitu pula sebaliknya, maka sistem ini disebut sistem kendali *reversible*. Pilot harus menyediakan seluruh tenaga input untuk menggerakkan permukaan kendali aerodinamik. Sistem kendali terbang *reversible* relatif sederhana dan digunakan pada pesawat kecil dengan kecepatan rendah, dimana beban udara pada permukaan kendali tidak menimbulkan gaya kendali pilot yang terlalu berat.

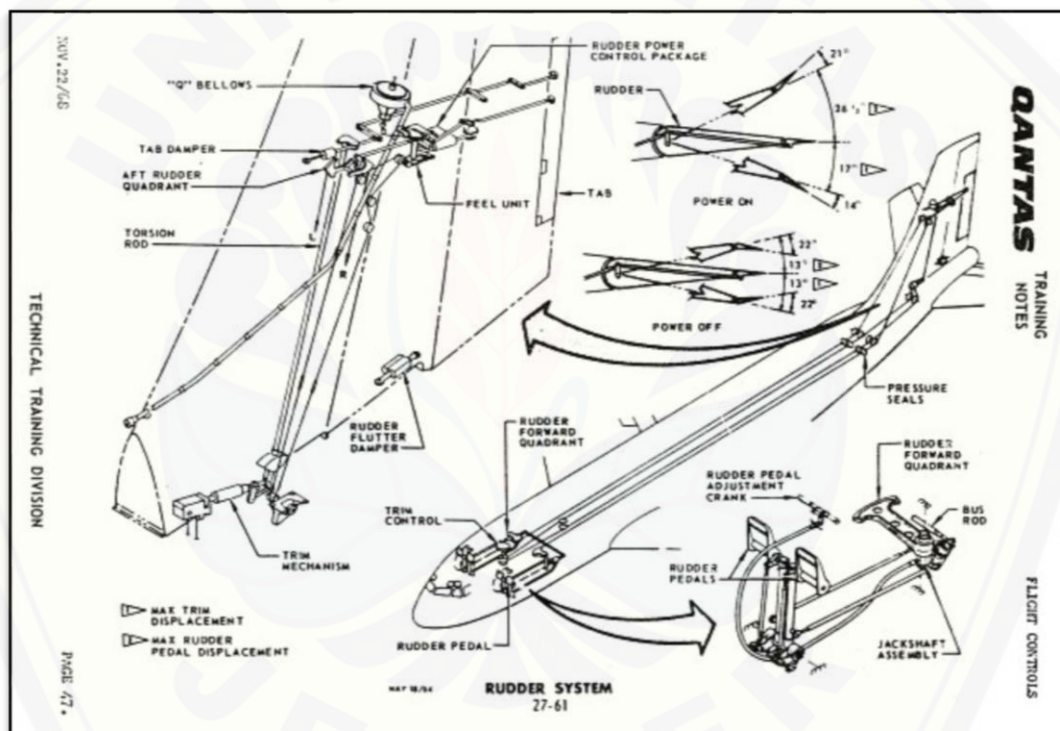


Gambar 2.10 Sistem Kendali Reversible pada Rudder

2.3.2 Sistem Kendali Pesawat Terbang *Irreversible*

Sistem kendali *irreversible*, kendali perintah pilot pada *cockpit* terhubung dengan sistem elektronik menuju controller, seperti komputer yang menerjemahkan *input* dari pilot menjadi perintah posisi dari *control surface*. Sistem kendali terbang dengan controller komputer, dimana kendali pilot dihubungkan oleh kabel elektrik

menuju komputer kendali terbang yang bisa juga disebut dengan sistem “*fly-by-wire*”. Penggerak pada sistem kendali terbang *irreversible* bukan lagi berasal dari pilot, melainkan permukaan kendali digerakkan menggunakan hidraulik atau *electromechanical actuator*. Tidak ada *feedback* gaya aerodinamika dan momen pada permukaan kendali pada ke controller pilot. Jika permukaan kendali digerakkan dengan tangan pada permukaannya, kendali pilot tidak akan ikut bergerak. Karena tidak ada *feedback* dari permukaan ke controller maka diperlukan adanya sistem *artificial feel* yang menyediakan gaya kendali untuk pilot (Stephen Corda. 1958).



Gambar 2.11 Sistem Kendali *Irreversible* pada Rudder Airbus 330 (Qantas, 2008)

2.4 Hinge Moment Aerodinamika

2.4.1 Definisi *Hinge Moment* Aerodinamika

Hinge moment (momen engsel) aerodinamika merupakan sebuah momen yang timbul di sekitar *control surface* sebagai konsekuensi dari defleksi permukaan dan sudut serang. *Hinge moment* (momen engsel) adalah nama lain untuk gaya yang

dibutuhkan untuk menggerakkan *control surface*. Pesawat berukuran kecil (Perintis), pesawat relatif lambat, nilai momen engsel tidak terlalu besar, pilot dapat mengontrol dengan mudah. *Control surface* yang semakin besar dan kecepatannya semakin tinggi, akan membuat momen engsel tumbuh dengan cepat. Momen engsel juga dapat meningkat dengan perpanjangan *chord* dari *control surface*.

Persamaan umum *Hinge moment* aerodinamika dapat ditunjukkan sebagai berikut (Roskam, 1987) :

$$H_{M_R} = C_h \cdot q \cdot S_R \cdot \bar{c}_R \dots\dots\dots(2.1)$$

Dimana ;

H_{M_R} = Momen engsel pada *rudder* (Nm)

C_h = Koefisien momen engsel pada *rudder*

q = Tekanan dinamik $\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)$

S_R = Luas *rudder* di belakang garis engsel (m²)

\bar{c}_R = Rata-rata chord pada *rudder* (m)

2.4.2 Kombinasi *Hinge Moment* Aerodinamika

Total koefisien *Hinge Moment* (momen engsel) aerodinamika untuk defleksi rudder dapat ditunjukkan dengan persamaan berikut (Roskam, 1987) ;

$$C_{h1} = C_{h_0} + C_{h_\beta} \cdot \beta + C_{h_{\delta_R}} \cdot \delta_R \dots\dots\dots(2.2)$$

$$C_{h2} = C_{h_{\delta_{tab_R}}} \cdot \delta_{tab_R} \dots\dots\dots(2.3)$$

$$C_{h3} = C_{h_{\delta_{trim_R}}} \cdot \delta_{trim_R} \dots\dots\dots(2.4)$$

$$C_{htotal} = C_{h1} + C_{h2} + C_{h3} \dots\dots\dots(2.5)$$

$$C_{htotal} = C_{h_0} + C_{h_\beta} \cdot \beta + C_{h_{\delta_R}} \cdot \delta_R + C_{h_{\delta_{tab_R}}} \cdot \delta_{tab_R} + C_{h_{\delta_{trim_R}}} \cdot \delta_{trim_R} \dots\dots\dots(2.6)$$

Dimana ;

C_{h_0} = Koefisien momen engsel pada airfoil simetris saat defleksi adalah nol

C_{h_β} = Koefisien momen engsel akibat sudut serang ekor

β = Sudut serang pada ekor vertikal (*deg*)

$C_{h_{\delta_R}}$ = Koefisien momen engsel akibat defleksi *rudder*

δ_R = Defleksi *rudder* (*deg*)

$C_{h_{\delta_{tab_R}}}$ = Koefisien momen engsel akibat defleksi *tab rudder*

δ_{tab_R} = Defleksi *tab rudder* (*deg*)

2.5 Stick Force Pilot

Stick force berhubungan langsung dengan *hinge moment* (momen engsel). Pada sistem kendali *reversible*, momen engsel dihubungkan ke pilot melalui kabel, *pulleys*, dan *pushrods*. Pada sistem kendali *irreversible*, gaya ditransmisikan ke sistem *hydraulic boost*. Pilot diberi *artificial feel* sehingga ia dapat menggunakannya untuk membantu mengendalikan pesawat.

Stick force dapat dihitung dengan persamaan berikut (Roskam, 1987) ;

$$F_R = G_R \cdot H_{M_R} \dots\dots\dots(2.3)$$

Dimana ;

F_R = *Stick force pilot* (lbs)

G_R = *Gearing ratio* (4,029 rad/m) (Dokumen PT. Dirgantara Indonesia, 2018)

H_{M_R} = Momen engsel pada *rudder* (Nm)

Gearing ratio digunakan untuk mengkonversi momen ke gaya dan termasuk geometri dari mekanisme kendali, *pulley*, *pushrods*, dan kabel. *Stick force* berhubungan langsung dengan momen engsel. Jika momen engsel bernilai nol maka *sick force* juga

bernilai nol. Jika tidak ada *stick force*, maka (sistem reversible) tidak akan ada momen yang bekerja melawan momen engsel sehingga *rudder* akan melayang.



BAB 3. METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Metode Penelitian

Penelitian skripsi tentang pengaruh defleksi *rudder balance tab* (δ_{Rtab}) terhadap *pedal force pilot* pesawat N219 ini berdasarkan standar CASR 23.143. Analisis data menggunakan pemodelan matematis gerakan *rudder balance tab*. Data input diperoleh berdasarkan hasil uji *Wind Tunnel Test* (WTT) pada beberapa *variable*. Penelitian dilakukan di PT. Dirgantara Indonesia (Persero).

3.2 Alat dan Bahan Penelitian

- a. Laptop dengan spesifikasi sebagai berikut ;
Processor : Inter® Core™ i7-6700HQ CPU @2,60GHz (8CPUs)
RAM : 8192 MB (8GB)
VGA : 4068 MB (4GB)
- b. *Wind Tunnel Test* (WTT)

3.3 Prosedur Penelitian

Prosedur penelitian berikut digunakan untuk mengetahui pengaruh defleksi *rudder balance tab* dengan metode linier bertingkat terhadap *pedal force pilot* pesawat, yaitu dimulai dari ;

- a. Studi Literatur
Studi literatur dilakukan untuk memperoleh referensi pendukung yang sesuai dengan topik penelitian seperti pengumpulan sumber dari buku diktat dasar aerodinamika, jurnal ilmiah, hasil penelitian sebelumnya. Materi yang dipelajari meliputi: aerodinamika dasar, sistem kendali kontrol pesawat, matematika dasar.
- b. Pemodelan Matematis
Gerakan *rudder balance tab* yang diinginkan selebihnya diketahui tren dan bagaimana sistem bekerja, kemudian dari fenomena pada gerakan *rudder balance*

tab diketahui grafik yang di plot dalam *software* pengolah data sehingga mendapatkan persamaan matematis yang diinginkan nilai koefisien diperoleh dari uji *wind tunnel test* (WTT).

c. Analisa Hasil Penelitian

Hasil nilai *pedal force pilot* dihasilkan dibawah dari standar regulasi CASR 23.143 <150 lbs, dimana *pedal force pilot* memenuhi kriteria desain pada saat kondisi:

- 1) VMC (*Velocity Minimum Control*)
- 2) VMCL (*Velocity Minimum Control Landing*)
- 3) SHSS (*Steady Heading Side Slip*)

d. Kesimpulan

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

3.4 Pelaksanaan Penelitian

3.4.1 Variabel Penelitian

Penelitian pengaruh defleksi *rudder balance tab* dengan metode linier bertingkat terhadap *pedal force pilot* pesawat meliputi variabel bebas dan variabel terikat.

a. Variabel Terikat

- 1) Jenis *airfoil* yang digunakan adalah Joukowski T/C 12%.
- 2) Nilai Karakteristik pesawat N219 didapat dari hasil *Wind Tunnel Test* (WTT)
- 3) Nilai *Gearing ratio* adalah 4,029 rad/m

b. Variabel Bebas

Variasi *ratio* gerakan defleksi *balance tab* terhadap defleksi *rudder tab* dapat dilihat pada Gambar 4.5 dengan pemodelan persamaan sebagai berikut :

1) Pemodelan persamaan I

$$\delta_{tab} = 0, \delta_R = \pm 5^\circ$$

$$\delta_{tab} = -\delta_R + 5^\circ, \delta_R = > 5^\circ$$

$$\delta_{tab} = -\delta_R - 5^\circ, \delta_R = < -5^\circ$$

2) Pemodelan persamaan II

$$\delta_{tab} = -\delta_R$$

3) Pemodelan persamaan III

$$\delta_{tab} = -0,87\delta_R, \delta_R = \pm 4^\circ$$

$$\delta_{tab} = -0,8\delta_R, \delta_R = \geq 5^\circ \text{ dan } -5^\circ \leq$$

3.4.2 Pengambilan Data

Penelitian ini menggunakan dua jenis pengumpulan data, yaitu ;

a. Data Primer

Data primer merupakan data yang diperoleh dari PT. Dirgantara Inonesia yang membahas geometri dan konfigurasi pesawat N219, data *wind tunnel test* (WTT) dari karakteristik pesawat N219

b. Data Sekunder

Data sekunder merupakan data yang diperoleh dari studi literature dari jurnal, buku diktat. Diktat yang digunakan pada penelitian ini adalah *aerodynamics II part 2* jan roskam 1987.

3.4.3 Proses Perhitungan

Proses perhitungan dimulai setelah memodel matematis grafik pergerakan *rudder balance tab* yang ingin dicapai, kemudian di cari nilai koefisien *rudder balance tab* hingga memperoleh nilai *pedal force pilot*, dengan proses diantaranya;

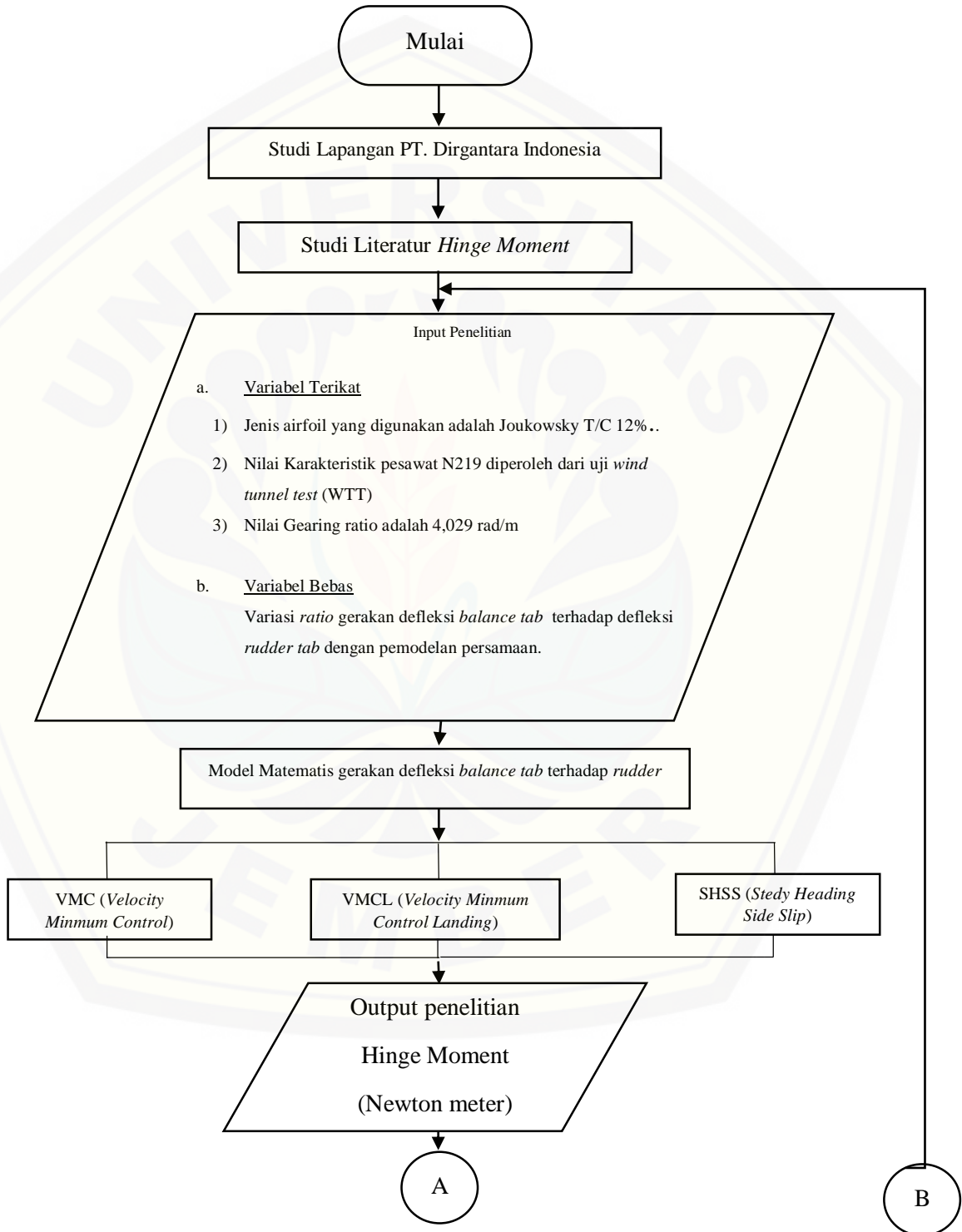
a. Nilai koefisien *rudder balance tab* ($C_{H_{R\delta_{tab}}}$)

b. Nilai *Hinge Moment* pada kondisi;

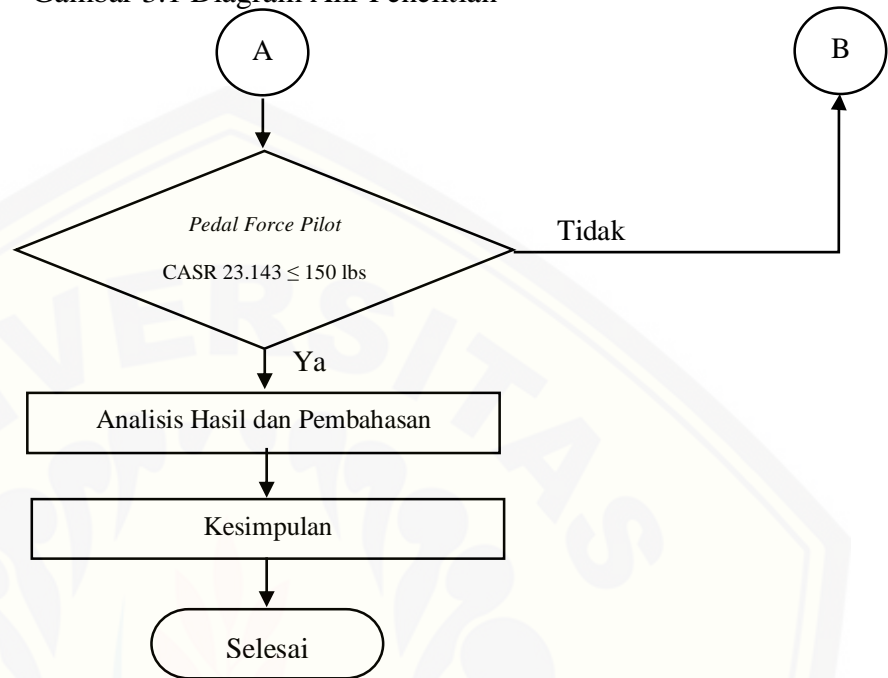
- 1) VMC (*Velocity Minimum Control*) kondisi One Engine Inoperative saat take off.
- 2) VMCL (*Velocity Minimum Control Landing*) kondisi One Engine Inoperative saat menejlang landing.
- 3) SHSS (*Steady Heading Side-Slip*) kondisi beban sudut *side slip* pesawat terbang.

c. Nilai *pedal Force Pilot* (F_R)

3.5 Diagram Alir Penelitian



Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian



Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian (lanjutan)

BAB 5. PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan analisis data dan pembahasan hasil penelilitian maka dapat ditarik kesimpulan:

1. *Pedal force pilot* kondisi VMC

Pedal force pilot dari hasil analisis dihasilkan nilai kondisi VMC sebagai berikut:

Tabel 5.1. *Pedal force pilot* VMC

	Kondisi	<i>Force pilot</i> (lbs)
VMC	Persamaan I	113,9
	Persamaan II	80,25
	Persamaan III	107,2

Nilai *pedal force pilot* terbesar yaitu 113,9 lbs pada pemodelan persamaan I, sedangkan Nilai *pedal force pilot* paling baik yaitu **80,25 lbs** untuk pemodelan persamaan II.

2. *Pedal force pilot* kondisi VMCL

Pedal force pilot dari hasil analisis dihasilkan nilai kondisi VMCL sebagai berikut:

Tabel 5.2. *Pedal force pilot* VMCL

	Kondisi	<i>Force pilot</i> (lbs)
VMCL	Persamaan I	224,47
	Persamaan II	158,115
	Persamaan III	211,2

Nilai *pedal force pilot* pada kondisi VMCL tidak memenuhi CASR 23.143 di semua persamaan, karena nilai kecepatan pesawat yang terlalu tinggi, dapat diatasi oleh trim yang dapat di *setting* sesuai keinginan. Nilai *pedal force pilot*

terendah pada persamaan II yaitu 158,115 lbs, namun pemodelan persamaan III yaitu **211,2 lbs** dipilih sebagai pilihan dari hasil perhitungan VMCL dengan catatan pilot harus men-*setting* trim 3° menjelang *landing*.

3. *Pedal force pilot* kondisi SHSS

Pedal force pilot dari hasil analisis dihasilkan nilai kondisi SHSS sebagai berikut:

Tabel 5.3. *Pedal force pilot* SHSS

	Kondisi	<i>Force pilot max</i> (lbs)
SHSS 75	Persamaan I	44,7
	Persamaan II	86,4
	Persamaan III	52,5
SHSS 80	Persamaan I	57,8
	Persamaan II	105,2
	Persamaan III	67,36
SHSS 90	Persamaan I	73,4
	Persamaan II	133,4
	Persamaan III	85,7
SHSS 100	Persamaan I	76,2
	Persamaan II	149,4
	Persamaan III	89,1

Nilai *pedal force pilot* untuk kondisi SHSS persamaan II merupakan nilai *force pilot* yang paling baik, pada SHSS 100 nilai maksimum untuk pemodelan persamaan III sebesar **89,1 lbs** < 150 lbs (CASR23.143).

5.2 Saran

Saran yang dapat disampaikan pada penelitian berikutnya adalah:

1. Perlu adanya data *pedal force pilot* test flight.
2. Perlu meninjau segi lain dalam menurunkan *force pilot* dari segi perubahan gearing ratio, mekanisme gerak kemudi pilot menuju *control surface*.
3. Perlu dikaji mengenai sistem *control* untuk pengendalian mekanisme gerakan *rudder* untuk penelitian selanjutnya.

DAFTAR PUSTAKA

Badan Perencanaan Pembangunan Nasional. 1991. *Hasil Pembangunan dalam Pembangunan Jangka Panjang*. Jakarta.

BPS, 2016. *Luas Daerah Dan Jumlah Pulau Menurut Provinsi*, Jakarta : Badan Pusat Statistik.

Corda, Stephen. 1958. *Introduction to Aerospace Engineering with a Flight Test Perspective*. United Kingdom : John Wiley & Sons, Inc.

Departemen Perhubungan (Dephub). 2017. *Data realisasi penerbangan terhadap target frekuensi dan penumpang diangkut tahun anggaran 2017*. Jakarta.

FAA. 2016. *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*. U.S. Department of Transportation.

Howe, Denis. 2000. *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. Professional Engineering Publishing Limited London and Bury St Edmunds, UK

Kementerian Kelautan dan Perikanan Republik Indonesia. 2017. *Maritim Indonesia*. Kementrian Kelautan dan Perikanan, Jakarta.

Malcolm, J and Eugene L, E 2002. *Airplane Stability and Control second edition*. Massachusetts Institute of Technology. Cambridge press. Inc

National Aeronautical and Space Administration (NASA). 2016. *principles of flight axes and control*. Kennedy Space Center. USA

(<https://www.nasa.gov/>, diakses tanggal 16 Oktober 2018)

Raymer, D.P., 1992. *Aircraft Design A Conceptual Approach. 2nd Edition*. California: American Institute and Aeronautics and Astronautics, Inc.

Republik Indonesia. 2016. Peraturan Menteri Perhubungan No 9 tahun 2016 *tentang Kriteria dan Penyelenggaraan Kegiatan Angkutan Udara Perintis*, kemenhub. Jakarta.

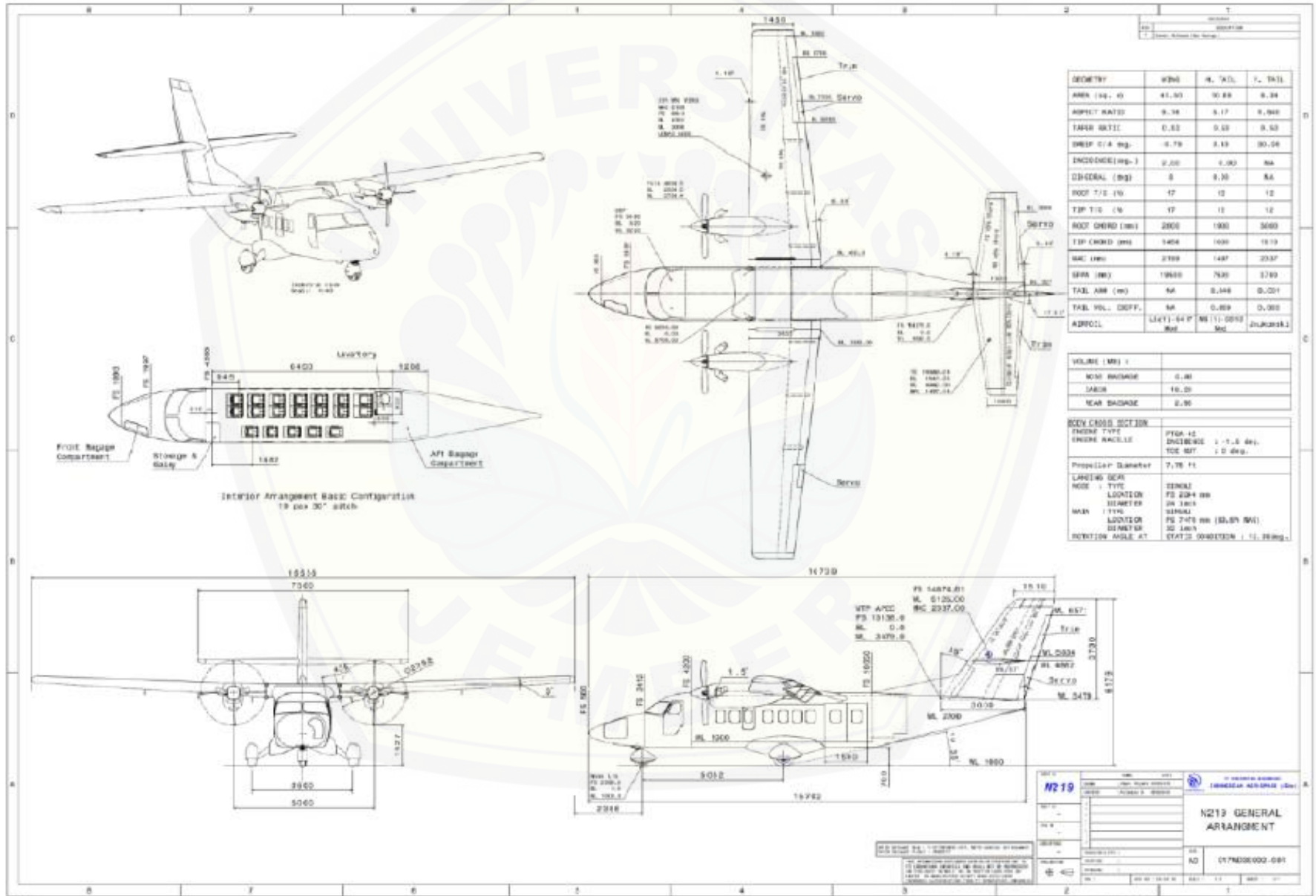
Republik Indonesia. 2017. Peraturan Menteri Perhubungan No 79 tahun 2017 *tentang kriteria dan penyelenggaraan kegiatan angkutan udara perintis dan subsidi angkutan udara kargo*, Kemenhub. Jakarta

Roskam, J., 1986. *Airplane Design. 4th penyunt.* Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.

Tulapuraka, E .2014. *flight dynamics.* Indian Institute of Technology Madras : IIT Madrass, Inc

LAMPIRAN

Lampiran A-1 Konfigurasi Pesawat N219



Lampiran A-2 Data Koefisien WTT

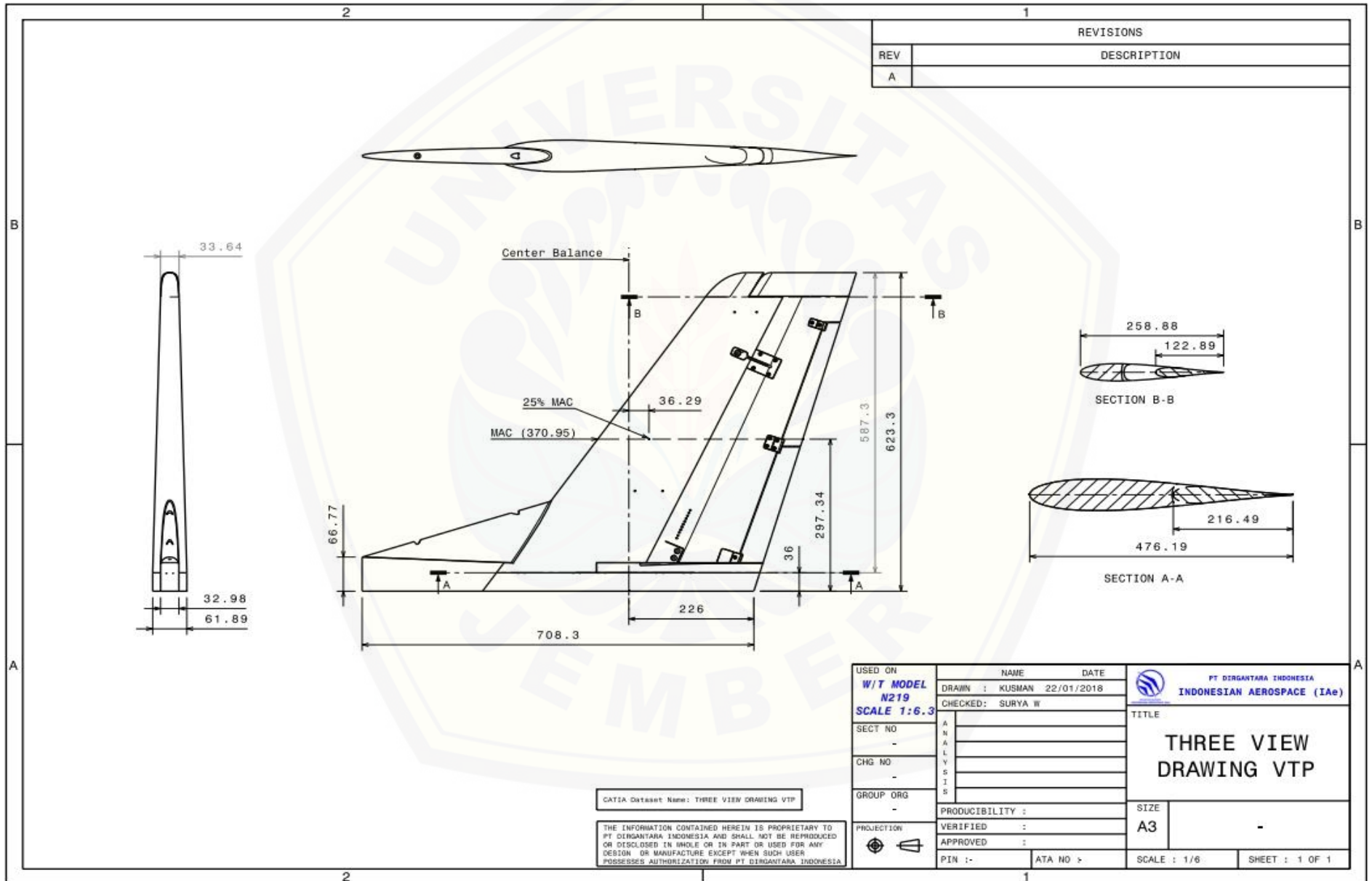
a. Koefisien Hinge Moment Rudder (C_{HR})

BETA	dR										
	-23	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	23
-17,00000	0,06147	0,03661	0,01521	-0,01956	-0,04809	-0,08206	-0,11603	-0,14456	-0,17933	-0,20073	-0,22559
-16,00000	0,06867	0,04381	0,02241	-0,01236	-0,04089	-0,07486	-0,10883	-0,13736	-0,17213	-0,19353	-0,21839
-15,00000	0,07756	0,05270	0,03130	-0,00347	-0,03200	-0,06597	-0,09994	-0,12847	-0,16324	-0,18464	-0,20950
-14,00000	0,08331	0,05845	0,03705	0,00228	-0,02625	-0,06022	-0,09419	-0,12272	-0,15749	-0,17889	-0,20375
-13,00000	0,08918	0,06432	0,04292	0,00815	-0,02038	-0,05435	-0,08832	-0,11685	-0,15162	-0,17302	-0,19788
-12,00000	0,09484	0,06998	0,04858	0,01381	-0,01472	-0,04869	-0,08266	-0,11119	-0,14596	-0,16736	-0,19222
-11,00000	0,10077	0,07591	0,05451	0,01974	-0,00879	-0,04276	-0,07673	-0,10526	-0,14003	-0,16143	-0,18629
-10,00000	0,10631	0,08145	0,06005	0,02528	-0,00325	-0,03722	-0,07119	-0,09972	-0,13449	-0,15589	-0,18075
-9,00000	0,11093	0,08607	0,06467	0,02990	0,00137	-0,03260	-0,06657	-0,09510	-0,12987	-0,15127	-0,17613
-8,00000	0,11556	0,09070	0,06930	0,03453	0,00600	-0,02797	-0,06194	-0,09047	-0,12524	-0,14664	-0,17150
-7,00000	0,11967	0,09481	0,07341	0,03864	0,01011	-0,02386	-0,05783	-0,08636	-0,12113	-0,14253	-0,16739
-6,00000	0,12379	0,09893	0,07753	0,04276	0,01423	-0,01974	-0,05371	-0,08224	-0,11701	-0,13841	-0,16327
-5,00000	0,12756	0,10270	0,08130	0,04653	0,01800	-0,01597	-0,04994	-0,07847	-0,11324	-0,13464	-0,15950
-4,00000	0,13134	0,10648	0,08508	0,05031	0,02178	-0,01219	-0,04616	-0,07469	-0,10946	-0,13086	-0,15572
-3,00000	0,13461	0,10975	0,08835	0,05358	0,02505	-0,00892	-0,04289	-0,07142	-0,10619	-0,12759	-0,15245
-2,00000	0,13788	0,11302	0,09162	0,05685	0,02832	-0,00565	-0,03962	-0,06815	-0,10292	-0,12432	-0,14918
-1,00000	0,14070	0,11584	0,09444	0,05967	0,03114	-0,00283	-0,03680	-0,06533	-0,10010	-0,12150	-0,14636
0,00000	0,14353	0,11867	0,09727	0,06250	0,03397	0,00000	-0,03397	-0,06250	-0,09727	-0,11867	-0,14353
1,00000	0,14636	0,12150	0,10010	0,06533	0,03680	0,00283	-0,03114	-0,05967	-0,09444	-0,11584	-0,14070
2,00000	0,14918	0,12432	0,10292	0,06815	0,03962	0,00565	-0,02832	-0,05685	-0,09162	-0,11302	-0,13788
3,00000	0,15245	0,12759	0,10619	0,07142	0,04289	0,00892	-0,02505	-0,05358	-0,08835	-0,10975	-0,13461
4,00000	0,15572	0,13086	0,10946	0,07469	0,04616	0,01219	-0,02178	-0,05031	-0,08508	-0,10648	-0,13134
5,00000	0,15950	0,13464	0,11324	0,07847	0,04994	0,01597	-0,01800	-0,04653	-0,08130	-0,10270	-0,12756
6,00000	0,16327	0,13841	0,11701	0,08224	0,05371	0,01974	-0,01423	-0,04276	-0,07753	-0,09893	-0,12379
7,00000	0,16739	0,14253	0,12113	0,08636	0,05783	0,02386	-0,01011	-0,03864	-0,07341	-0,09481	-0,11967
8,00000	0,17150	0,14664	0,12524	0,09047	0,06194	0,02797	-0,00600	-0,03453	-0,06930	-0,09070	-0,11556
9,00000	0,17613	0,15127	0,12987	0,09510	0,06657	0,03260	-0,00137	-0,02990	-0,06467	-0,08607	-0,11093
10,00000	0,18075	0,15589	0,13449	0,09972	0,07119	0,03722	0,00325	-0,02528	-0,06005	-0,08145	-0,10631
11,00000	0,18629	0,16143	0,14003	0,10526	0,07673	0,04276	0,00879	-0,01974	-0,05451	-0,07591	-0,10077
12,00000	0,19222	0,16736	0,14596	0,11119	0,08266	0,04869	0,01472	-0,01381	-0,04858	-0,06998	-0,09484
13,00000	0,19788	0,17302	0,15162	0,11685	0,08832	0,05435	0,02038	-0,00815	-0,04292	-0,06432	-0,08918
14,00000	0,20375	0,17889	0,15749	0,12272	0,09419	0,06022	0,02625	-0,00228	-0,03705	-0,05845	-0,08331
15,00000	0,20950	0,18464	0,16324	0,12847	0,09994	0,06597	0,03200	0,00347	-0,03130	-0,05270	-0,07756
16,00000	0,21839	0,19353	0,17213	0,13736	0,10883	0,07486	0,04089	0,01236	-0,02241	-0,04381	-0,06867
17,00000	0,22559	0,20073	0,17933	0,14456	0,11603	0,08206	0,04809	0,01956	-0,01521	-0,03661	-0,06147

c. Koefisien *Hinge Moment Trim Tab* ($C_{H\delta_{trim}}$)

BETA	dtrimTab						
	-15	-10	-5	0	5	10	15
-20,0000	0,08103	0,05862	0,02954	0,00000	-0,02568	-0,05043	-0,07527
-19,0000	0,08225	0,05922	0,02954	0,00000	-0,02687	-0,05043	-0,07466
-18,0000	0,08197	0,05751	0,03068	0,00000	-0,02604	-0,05137	-0,07539
-17,0000	0,08265	0,05828	0,03099	0,00000	-0,02760	-0,05351	-0,07803
-16,0000	0,08458	0,05969	0,03154	0,00000	-0,02849	-0,05508	-0,07977
-15,0000	0,08449	0,05964	0,03147	0,00000	-0,02953	-0,05716	-0,08218
-14,0000	0,08518	0,06015	0,03200	0,00000	-0,03014	-0,05833	-0,08443
-13,0000	0,08525	0,06034	0,03152	0,00000	-0,03084	-0,05954	-0,08561
-12,0000	0,08629	0,06058	0,03195	0,00000	-0,03141	-0,06063	-0,08685
-11,0000	0,08553	0,06023	0,03124	0,00000	-0,03242	-0,06153	-0,08803
-10,0000	0,08531	0,05973	0,03126	0,00000	-0,03285	-0,06249	-0,08938
-9,00000	0,08545	0,05990	0,03121	0,00000	-0,03306	-0,06290	-0,08993
-8,00000	0,08559	0,06007	0,03117	0,00000	-0,03327	-0,06332	-0,09048
-7,00000	0,08488	0,05931	0,03060	0,00000	-0,03355	-0,06367	-0,09076
-6,00000	0,08417	0,05855	0,03003	0,00000	-0,03382	-0,06401	-0,09104
-5,00000	0,08377	0,05813	0,02966	0,00000	-0,03375	-0,06388	-0,09063
-4,00000	0,08337	0,05770	0,02929	0,00000	-0,03369	-0,06374	-0,09023
-3,00000	0,08508	0,05839	0,02934	0,00000	-0,03403	-0,06423	-0,09092
-2,00000	0,08679	0,05909	0,02939	0,00000	-0,03438	-0,06472	-0,09161
-1,00000	0,08645	0,05941	0,02965	0,00000	-0,03425	-0,06480	-0,09174
0,00000	0,08579	0,05948	0,02943	0,00000	-0,03498	-0,06553	-0,09256
1,00000	0,08555	0,05958	0,02961	0,00000	-0,03468	-0,06539	-0,09264
2,00000	0,08532	0,05968	0,02979	0,00000	-0,03438	-0,06526	-0,09272
3,00000	0,08576	0,05992	0,02988	0,00000	-0,03416	-0,06420	-0,09203
4,00000	0,08619	0,06016	0,02997	0,00000	-0,03394	-0,06313	-0,09133
5,00000	0,08650	0,06048	0,03024	0,00000	-0,03467	-0,06392	-0,09181
6,00000	0,08680	0,06079	0,03050	0,00000	-0,03539	-0,06470	-0,09230
7,00000	0,08690	0,06082	0,03046	0,00000	-0,03554	-0,06480	-0,09215
8,00000	0,08700	0,06085	0,03043	0,00000	-0,03569	-0,06491	-0,09200
9,00000	0,08642	0,06048	0,03032	0,00000	-0,03545	-0,06431	-0,09130
10,00000	0,08584	0,06011	0,03021	0,00000	-0,03521	-0,06370	-0,09059
11,00000	0,08455	0,05934	0,02938	0,00000	-0,03593	-0,06423	-0,09053
12,00000	0,08337	0,05783	0,02856	0,00000	-0,03646	-0,06494	-0,09072
13,00000	0,08157	0,05663	0,02735	0,00000	-0,03691	-0,06467	-0,09071
14,00000	0,07941	0,05456	0,02625	0,00000	-0,03713	-0,06450	-0,08959
15,00000	0,07758	0,05301	0,02508	0,00000	-0,03720	-0,06399	-0,08902
16,00000	0,07463	0,05055	0,02364	0,00000	-0,03735	-0,06401	-0,08945
17,00000	0,07264	0,04874	0,02296	0,00000	-0,03659	-0,06263	-0,08728
18,00000	0,07031	0,04717	0,02183	0,00000	-0,03616	-0,06118	-0,08536
19,00000	0,06717	0,04542	0,02088	0,00000	-0,03575	-0,05944	-0,08275
20,00000	0,06617	0,04464	0,02037	0,00000	-0,03387	-0,05960	-0,08359

Lampiran A-3 Three view Model Rudder on WTT



Lampiran A-4 Vertical Tail Planform

Table 6.1.1 N219 Vertical Tail Planform

Surface Data	V/T
Wetted Area (m ²)	16.687
Equiv. Area, (m ²)	8.344
Aspect Ratio, AR, Equiv.	1.640
Span, (m) B, Equiv.	3.700
B/2 : Equiv	1.850
L.E. Sweep, (Deg)	35.000
T.E. Sweep, (Deg)	16.570
Taper Ratio, Equiv.	0.504
C _{Root} , Equiv., (m)	3.000
C _{Tip} , Equiv., (m)	1.511
MAC, (m)	2.337
X, L.E. MAC, FS	14.290
Y, L.E. MAC, BL	0.000
Z, L.E. MAC, WL	5.125
MAC/4, FS	14.875
Tail Arm	8.031
Tail Volume	0.083
X, L.E. C _{Tip} , Actual, FS	14.433
Y, L.E. C _{Tip} , Actual, BL	0.000
Z, L.E. C _{Tip} , Actual, WL	7.178
Airfoil Section Root / Tip	Joukowski
t/c Root / t/c Tip (%)	13.00
Twist Δ C _{Tip} - C _{EXP Root} (Deg)	0.000
Dihedral/Cant(L.E.), (Deg)	0
Apex(X, Y, Z) (m)	
X, FS	13.138
Y, BL	0.000
Z, WL	3.479

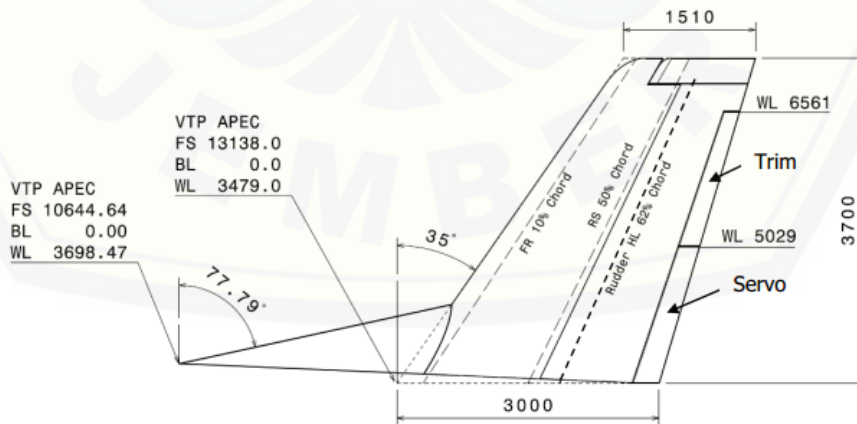


Figure 6.1.1 Vertical Tail Geometrical Definition

Lampiran A-5 Pedal Force Pilot SHSS Persamaan I

BETA	Force Pilot (lbs)			
	75	80	90	100
17	44,74924	57,80541	73,40631	76,27244
16	38,79857	44,89839	56,9477	67,37874
15	27,41175	31,79674	40,27354	47,12079
14	15,96077	18,62209	23,4762	26,75019
13	6,846832	9,172161	11,10878	6,386028
12	3,009386	4,411147	4,833253	-0,80952
11	-1,86918	-1,43571	-2,81655	-9,68091
10	-6,40085	-6,78918	-9,71696	-17,4861
9	-9,37564	-10,3713	-14,2505	-22,5575
8	-17,8075	-20,2353	-25,7405	-31,9447
7	-26,9893	-30,6907	-38,9623	-48,0015
6	-36,2407	-41,2168	-52,2626	-64,1543
5	-55,3488	-62,8158	-81,1095	-105,282
4	-49,2995	-55,9028	-72,1882	-94,0651
3	-39,8462	-45,147	-58,0967	-75,5154
2	-29,8943	-34,013	-43,5265	-55,9966
1	-18,3426	-20,6807	-26,4133	-33,6688
0	0	0	0	0
-1	18,34258	20,68065	26,41332	33,66879
-2	29,89426	34,01303	43,52648	55,99664
-3	39,84625	45,14704	58,0967	75,51545
-4	49,29954	55,90279	72,18819	94,06508
-5	55,3488	62,81579	81,10953	105,2817
-6	36,24075	40,99813	52,26264	64,15432
-7	26,9893	30,34343	38,96226	48,00154
-8	17,80754	19,75359	25,74052	31,94466
-9	9,375639	9,86477	14,25052	22,55745
-10	6,400849	6,601938	9,716959	17,48611
-11	1,869177	1,594892	2,81655	9,680908
-12	-3,00939	-3,88518	-4,83325	0,809521
-13	-6,84683	-8,24204	-11,1088	-6,38603
-14	-15,9608	-18,4296	-23,4762	-26,7502
-15	-27,4117	-33,3815	-40,2735	-47,1208
-16	-38,7986	-48,2993	-56,9477	-67,3787
-17	-44,7492	-63,1262	-73,4063	-76,2724

Lampiran A-6 Pedal Force Pilot SHSS Persamaan II

BETA	Force Pilot (lbs)			
	75	80	90	100
17	86,41647	105,2134	133,4071	149,4395
16	80,46579	92,30643	116,9485	140,5458
15	69,07897	79,20478	100,2743	120,2878
14	57,628	66,03013	83,477	99,91724
13	48,51601	56,58321	71,1131	79,55334
12	44,68459	51,82882	64,84582	72,36811
11	39,81145	45,98797	57,20349	63,50608
10	35,28487	40,64019	50,3102	55,7099
9	32,31478	37,06334	45,78325	50,6469
8	28,02274	32,07556	39,62406	44,17228
7	24,48893	27,9909	34,53538	38,46061
6	20,5933	23,55854	29,0876	32,31105
5	17,44156	19,90859	24,5491	27,36903
4	13,56702	15,47512	19,29059	22,18659
3	9,152696	10,4526	13,03233	14,93244
2	4,840836	5,507795	6,872435	7,780713
1	1,732456	2,010012	2,494737	2,742282
0	0	0	0	0
-1	-1,73246	-2,01001	-2,49474	-2,74228
-2	-4,84084	-5,5078	-6,87243	-7,78071
-3	-9,1527	-10,4526	-13,0323	-14,9324
-4	-13,567	-15,4751	-19,2906	-22,1866
-5	-17,4416	-19,9086	-24,5491	-27,369
-6	-20,5933	-23,5585	-29,0876	-32,3111
-7	-24,4889	-27,9909	-34,5354	-38,4606
-8	-28,0227	-32,0756	-39,6241	-44,1723
-9	-32,3148	-37,0633	-45,7833	-50,6469
-10	-35,2849	-40,6402	-50,3102	-55,7099
-11	-39,8115	-45,988	-57,2035	-63,5061
-12	-44,6846	-51,8288	-64,8458	-72,3681
-13	-48,516	-56,5832	-71,1131	-79,5533
-14	-57,628	-66,0301	-83,477	-99,9172
-15	-69,079	-79,2048	-100,274	-120,288
-16	-80,4658	-92,3064	-116,949	-140,546
-17	-86,4165	-105,213	-133,407	-149,439

Lampiran A-7 Pedal Force Pilot SHSS Persamaan III

BETA	Force Pilot (lbs)			
	75	80	90	100
17	52,24934	67,36287	85,69448	89,12058
16	49,14871	57,26241	72,69191	84,9681
15	40,19525	46,8156	59,30579	68,77824
14	31,12764	36,23892	45,7005	52,38792
13	24,18235	29,1624	36,31264	35,74091
12	22,40095	26,66463	32,85339	32,06769
11	19,37691	22,87043	27,7538	26,39575
10	16,57961	19,45235	23,27885	21,66661
9	15,20578	17,65386	21,00263	19,43582
8	12,76358	14,77095	17,43475	15,88393
7	11,16426	12,86834	15,13173	13,71562
6	9,103067	10,52316	12,37357	10,9923
5	6,038552	6,909158	8,353295	8,636273
4	5,39437	6,195991	7,398351	7,222638
3	2,782834	3,224643	3,785555	3,174213
2	0,325273	0,370088	0,320576	-0,51034
1	0,126453	0,194759	0,182092	-0,1706
0	0	0	0	0
-1	-0,12645	-0,19476	-0,18209	0,170603
-2	-0,32527	-0,37009	-0,32058	0,510343
-3	-2,78283	-3,22464	-3,78556	-3,17421
-4	-5,39437	-6,19599	-7,39835	-7,22264
-5	-6,03855	-6,90916	-8,3533	-8,63627
-6	-9,10307	-10,5232	-12,3736	-10,9923
-7	-11,1643	-12,8683	-15,1317	-13,7156
-8	-12,7636	-14,771	-17,4347	-15,8839
-9	-15,2058	-17,6539	-21,0026	-19,4358
-10	-16,5796	-19,4524	-23,2788	-21,6666
-11	-19,3769	-22,8704	-27,7538	-26,3958
-12	-22,401	-26,6646	-32,8534	-32,0677
-13	-24,1824	-29,1624	-36,3126	-35,7409
-14	-31,1276	-36,2389	-45,7005	-52,3879
-15	-40,1953	-46,8156	-59,3058	-68,7782
-16	-49,1487	-57,2624	-72,6919	-84,9681
-17	-52,2493	-67,3629	-85,6945	-89,1206

Lampiran A-8 Pedal Force Pilot VMC & VMCL

	V	Beta	DR	DTAB	GEAR TRIM/TAB	KOEFSIEN			CHR	HMR	FR
						CHDR.DR	CHDTAB.DTAB	CHDTRIM.DTRIM			
VMC Persamaan I	35	0	-20	15	0	0,11867	-0,06106	0,00000	0,05761	126,5986	113,9387
VMC Persamaan II	35	0	-20	20	0	0,11867	-0,07809	0,00000	0,04058	89,17499	80,25749
VMC Persamaan III	35	0	-20	16	0	0,11867	-0,06447	0,00000	0,05420	119,1139	107,2025
VMCL Persamaan I	49,126	0	-20	15	0	0,11867	-0,06106	0,00000	0,05761	249,411	224,4699
VMCL Persamaan II	49,126	0	-20	20	0	0,11867	-0,07809	0,00000	0,04058	175,683	158,1147
VMCL Persamaan III	49,126	0	-20	16	0	0,11867	-0,06447	0,00000	0,05420	234,6654	211,1989