



**PENGARUH SUDUT DEFLEKSI *GEAR TAB ELEVATOR* TERHADAP
STICK FORCE PILOT PADA PESAWAT N-219
(Studi kasus di PT.Dirgantara Indonesia)**

SKRIPSI

Oleh

**Dicki Hendri Pribadi
NIM 151910101036**

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



**PENGARUH SUDUT DEFLEKSI *GEAR TAB ELEVATOR* TERHADAP
STICK FORCE PILOT PADA PESAWAT N-219**

(Studi kasus di 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

Dicki Hendri Pribadi
NIM 151910101036

**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 ini dengan baik.
2. Bapak dan Ibu tercinta yang telah memberikan kasih sayang dan dukungan tiada henti.
3. Kakak dan adik yang selalu memberikan semangat dan motivasi.
4. Dosen pembimbing Bapak Dr.Robertoes Koekoeh Koentjoro W.,S.T, M.Eng dan Bapak Dr.Gaguk Jatisukanto S.T,M.T. yang sangat membantu dalam pembuatan skripsi ini.
5. Dosen penguji Bapak Boy Arief Fachri S.T.,M.T.,Ph.D dan Bapak Santoso Mulyadi S.T., M.T. yang telah berkenan menguji dan mengoreksi skripsi ini.
6. Guru SDN I Ngadiluwih, SMPN I Ngadiluwih, SMAN 4 Kediri, dan Dosen Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember yang telah membimbing dan memberikan ilmu yang bermanfaat.
7. P.T Dirgantara Indonesia, yang telah memberi banyak ilmu dan kesempatan untuk melakukan penelitian.
8. Teman-teman Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember yang telah memberikan semangat dan motivasi.
9. Teman-teman Aeromodelling Club, Kagendra Racing Plane dan Ngejawantah Quad Copter yang telah memberikan semangat dan motivasi.
10. Almamater Fakultas Teknik Universitas Jember.

MOTTO

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

(Qs.Al-Ankabut : 6)

“Waktu bagaikan pedang. Jika engkau tidak memanfaatkannya dengan baik (untuk menebas), maka ia akan memanfaatkanmu (ditebas).”

(HR.Muslim)

“Allah bersama orang-orang yang sabar”

(Al-Anfal : 66)

“Barang siapa yang menempuh jalan untuk mencari suatu ilmu. Niscaya Allah memudahkannya jalan menuju surga.”

(HR.Turmudzi)

PERNYATAAN

Saya yang bertanda tangan dibawah ini :

Nama : Dicki Hendri Pribadi

NIM : 151910101036

Menyatakan dengan sungguh-sungguh bahwa karya ilmiah yang berjudul “Pengaruh Sudut Defleksi *Gear Tab Elevator* terhadap *Stick Force Pilot* pada Pesawat N-219” adalah benar-benar hasil karya sendiri, kecuali kutipan yang sudah saya sebutkan sumbernya, belum pernah diajukan pada institusi manapun, dan bukan karya jiplakan. Saya bertanggung jawab atas keabsahan dan kebenaran isinya sesuai dengan sikap ilmiah yang harus dijunjung tinggi.

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

Jember, 14 Februari 2019

yang menyatakan,

Dicki Hendri Pribadi

NIM 151910101036

SKRIPSI

**PENGARUH SUDUT DEFLEKSI *GEAR TAB ELEVATOR* TERHADAP
STICK FORCE PILOT PADA PESAWAT N-219**

Oleh

Dicki Hendri Pribadi

NIM 151910101036

Pembimbing

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

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

PENGESAHAN

Skripsi berjudul “Pengaruh Sudut Defleksi *Gear Tab Elevator* terhadap *Stick Force Pilot* pada Pesawat N-219” Karya Dicki Hendri Pribadi telah diuji dan disahkan pada :

Hari, tanggal : Kamis, 14 Februari 2019

Tempat : Ruang Ujian II, Fakultas Teknik

Pembimbing

Pembimbing I

Pembimbing II

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

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

Penguji

Penguji I

Penguji II

Boy Arief Fachri S.T., M.T., Ph.D
NIP. 197409011999031002

Santoso Mulyadi S.T., M.T
NIP 197002281997021001

Mengesahkan

Dekan,

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

RINGKASAN

PENGARUH SUDUT DEFLEKSI *GEAR TAB ELEVATOR* TERHADAP *STICK FORCE PILOT* PADA PESAWAT N-219

Dicki Hendri Pribadi, 151910101036; 68 halaman; Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknik Universitas Jember.

Indonesia memiliki letak geografis berupa negara kepulauan yang telah diakui oleh dunia internasional sesuai konvensi hukum laut PBB yang kemudian diratifikasi oleh Indonesia kedalam Undang-Undang No.17 Tahun 1985 (UUD No.17, 1985). Jumlah pulau di Indonesia saat ini menurut Badan Pusat Statistik (BPS, 2016) sebanyak 17.504 pulau, hal ini menjadikan Indonesia sebagai negara kepulauan terbesar di dunia. Kondisi geografis Indonesia memungkinkan untuk memiliki pesawat terbang perintis.

Pesawat terbang N-219 produksi PT. Dirgantara Indonesia merupakan pesawat terbang perintis yang telah dikembangkan di Indonesia. Pesawat terbang harus memenuhi kriteria kelaikan terbang untuk menjamin keselamatan dalam penerbangan. Salah satu kriteria kelaikan terbang adalah nilai *stick force pilot* (FE), yaitu gaya yang diterima seorang pilot untuk mengendalikan *control surface* pada sebuah pesawat. Regulasi yang digunakan sebagai batas acuan nilai *stick force pilot* adalah *Civil Aviation Safety Regulation* (CASR) bagian 23.

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah pemodelan persamaan gerak *control surface balance tab* (δtab) terhadap *elevator* (δE). Penelitian ini berusaha untuk mencari pemodelan persamaan gerak optimum untuk mencapai nilai *stick force pilot* yang memenuhi regulasi CASR23.

Hasil penelitian menunjukkan nilai *stick force pilot* (FE) optimum pada pemodelan persamaan III ($\delta E = -\delta tab$). Pada kondisi terbang kritis defleksi *balance tab* terhadap *elevator* belum cukup untuk memenuhi kriteria desain, defleksi *trim tab* ($\delta trim = 0^\circ - 5^\circ$) dapat menurunkan nilai *stick force pilot* hingga memenuhi regulasi CASR23 (FE = ≤ 75 lbs). Pada kondisi SLS semua pemodelan persamaan memenuhi kriteria desain dengan nilai *stick force* maksimum 51 lbs.

SUMMARY

The Effect of Elevator Gear Tab Deflection Angle To Stick Force Pilot on N-219 Aircraft ; Dicki Hendri Pribadi, 151910101036; 68 pages; Jurusan Teknik Mesin Universitas Jember.

Indonesia geographically is an archipelagic state that has been recognized by international community according to the PBB law of the sea then was ratified by Indonesia into UUD No.17 of 1985. The number of island in Indonesia currently according to BPS is 17.504 island, that makes Indonesia become the largest archipelagic country in the world and make potentially to have pioneer of aircraft.

N-219 Aircraft produced by PT.Dirgantara Indonesia is a pioneer of aircraft that has been developed in Indoensia. Aircraft must meet the flight feasibility criteria to ensure flight safety. One of criteria is the value of a stick force pilot (FE), the force that the pilot receives to control the control surface of an aircraft. Regulation value of the stick force pilot reference is Civil Aviation Safety Regulation (CASR) part 23.

The method used in this study is modelling the equations of the motion of the control surface balance tab (δ_{tab}) with the elevator (δE). This study seeks to find the best equation to meet the CASR23 regulation where the value of the stick force (FE) is ≤ 75 lbs.

The result showed the optimum stick force pilot (FE) value in this modelling is equation III ($\delta E = -\delta_{tab}$). In critical flight conditions the deflection of the balance tab is not enough to meet the design criteria, trim tab deflection ($\delta_{trim} = 0^{\circ} - 5^{\circ}$) is used to reduce stick force pilot value and meets CASR23 regulation. In SLS condition all equation modelling meets the design criteria, where the maximum value stick force pilot (FE) is 51 lbs.

PRAKATA

Puji syukur kehadirat Allah SWT, atas segala rahmat dan karunia-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan skripsi yang berjudul “Pengaruh Sudut Defleksi *Gear Tab Elevator* terhadap *Stick Force Pilot* pada Pesawat N-219”. 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 terimakasih kepada :

1. Ibu Entin Hidayah M, U.M., selaku Dekan Fakultas Teknik Universitas Jember
2. Bapak Hari Arbiantara S.T.,M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember
3. Bapak Hary Sutjahjono, S.T., M.T, selaku Ketua Program Studi S1 Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember
4. Bapak Dr.R.Koekoeh Koentjoro W., S.T.,M.Eng dan Dr.Gaguk Jatisukamto S.T. ,M.T., selaku Dosen Pembimbing
5. Bapak D. Junitu Tikupasang selaku Manager Aerodinamika di PT. Dirgantara Indonesia
6. Bapak Yitno Dwi Astoto selaku pembimbing lapangan di P.T Dirgantara Indonesia
7. Ayah, Ibu dan keluarga yang telah memberikan dukungan dan motivasi
8. Teman-teman Teknik Mesin angkatan 2015 (M17) yang telah memberikan semangat dan motivasi
9. Civitas akademika Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Jember.

Jember, 14 Februari 2019

Penulis

DAFTAR ISI

JUDUL	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	xiii
DAFTAR TABEL	xv
DAFTAR LAMPIRAN	xvi
BAB I. 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	4
BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Aerodinamika Dasar	5
2.1.1 Gaya pada Pesawat Terbang	5
2.1.2 Teori Dasar pada Pesawat Terbang	6
2.2 Sistem Kendali Terbang (<i>Flight Control</i>)	7
2.2.1 <i>Control Surface</i> Primer	8

2.2.2 <i>Control Surface</i> Sekunder	11
2.3 Stabilitas Longitudinal	14
2.4 Perhitungan <i>Hinge Moment</i> dan <i>Stick Force Pilot</i>	14
2.4.1 Definisi <i>Hinge Moment</i> Aerodinamika	14
2.4.2 Persamaan <i>Hinge Moment</i> Aerodinamika	15
2.4.3 Pengaruh Kombinasi <i>Hinge Moment</i> Aerodinamika	15
2.4.4 <i>Stick Force Pilot</i>	16
BAB 3. METODE PENELITIAN	17
3.1 Metode Penelitian	18
3.2 Alat dan Bahan Penelitian	17
3.3 Prosedur Penelitian	17
3.4 Pelaksanaan Penelitian	18
3.4.1 Variabel Penelitian	18
3.4.2 Pengambilan Data	19
3.4.3 Proses Perhitungan	19
3.5 Diagram Alir Penelitian	20
BAB 4. PEMBAHASAN	22
4.1 Data Hasil Penelitian	22
4.1.1 Data Hasil Uji <i>Wind Tunnel Test</i> (WTT)	22
4.1.2 Pemodelan Rasio Pergerakan Defleksi <i>Elevator</i> (δE) terhadap defleksi <i>Balance Tab</i> (δtab)	24
4.1.3 Perhitungan <i>Stick Force Pilot</i>	27
4.2 Analisis Hasil Penelitian	36
4.2.1 Analisis Pada Kondisi Terbang Kritis	36
4.2.2 Analisis pada Kondisi <i>Static Longitudinal Stability</i> (SLS)	41
BAB 5. PENUTUP	43
5.1 Kesimpulan	43
5.2 Saran	43
DAFTAR PUSTAKA	44
LAMPIRAN	46

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Gaya pada Pesawat Terbang	5
Gambar 2.2 Prinsip Bernoulli	7
Gambar 2.3 Gerak Berlawanan <i>Aileron</i>	8
Gambar 2.4 Pergerakan <i>Pitching</i> pada <i>Elevator</i>	9
Gambar 2.5 Pergerakan <i>Yaw</i> pada <i>Rudder</i>	10
Gambar 2.6 Control Surface pada Pesawat Terbang	11
Gambar 2.7 <i>Flaps</i>	12
Gambar 2.8 <i>Slot</i>	12
Gambar 2.9 <i>Spoilers</i>	13
Gambar 2.10 Defleksi Balance Tab	13
Gambar 2.11 <i>Longitudinal Stability</i>	14
Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian	21
Gambar 4.1 <i>Airfoil MS1-0313 Mod</i>	22
Gambar 4.2 <i>Wind Tunnel Test</i>	22
Gambar 4.3 Koefisien <i>Hinge Moment Elevator</i> ($C_{H_{\delta E}}$)	23
Gambar 4.4 Koefisien <i>Hinge Balance Tab</i> ($C_{H_{\delta tab}}$) & <i>Trim Tab</i> ($C_{H_{\delta trim}}$).....	24
Gambar 4.5 Pemodelan Persamaan I	25
Gambar 4.6 Pemodelan Persamaan II	26
Gambar 4.7 Pemodelan Persamaan III	26
Gambar 4.8 Konfigurasi <i>Horizontal Tail</i> pada Pesawat N-219	27
Gambar 4.8 Grafik Hasil Perhitungan Fase <i>Takeoff Rotation</i>	37
Gambar 4.9 Grafik Hasil Perhitungan Fase <i>Maneuver Limit at VMO</i>	37
Gambar 4.10 Grafik Hasil Perhitungan Fase <i>Maneuver Limit at</i> <i>Diving Speed (VD)</i>	38
Gambar 4.11 Grafik Hasil perhitungan Fase <i>Go around at 1.3 Vs</i>	38
Gambar 4.12 Grafik Hasil Perhitungan Fase <i>Go Around at Stick Shaker</i>	39
Gambar 4.13 Grafik Hasil Perhitungan Fase <i>Landing Approach</i>	40

Gambar 4.14 Grafik Hasil Perhitungan Fase <i>Maneuver at VA</i>	40
Gambar 4.15 Skema <i>Nose Up</i> Saat <i>Stick Force</i> Ditarik	41
Gambar 4.16 Grafik <i>Static Longitudinal Stability (SLS)</i>	42
Gambar 4.17 Grafik <i>Stick Force</i> Kondisi SLS	42



DAFTAR TABEL

Tabel 4.1 Geometri Ekor Horizontal Pesawat N-219	23
Tabel 4.2 Nilai <i>Stick Force</i> Pemodelan I	30
Tabel 4.3 Nilai <i>Stick Force</i> Pemodelan II	31
Tabel 4.4 Nilai <i>Stick Force</i> Pemodelan III	32
Tabel 4.5 Data input kondisi <i>Static Longitudinal Stability (SLS)</i>	33
Tabel 4.6 Hasil Perhitungan <i>Stick Force Pilot</i> Kondisi SLS	35

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran 1. Geometri Ekor Horizontal Peswat N-219	46
Lampiran 2. Hasil uji WTT Koefisien Hinge <i>Moment Elevator</i> ($C_{H\delta E}$)	47
Lampiran 3. Hasil Uji WTT Koefisien <i>Hinge Moment Balance Tab</i> ($C_{H\delta tab}$) & <i>Trim Tab</i> ($C_{H\delta trim}$)	48
Lampiran 4. Pemodelan Persamaan Gerak	49
Lampiran 5. <i>Stick Force Pilot</i> Kondisi Terbang Kritis	50

BAB 1. PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pesawat terbang merupakan salah satu moda transportasi yang berkembang dengan pesat. Indonesia memiliki letak geografis berupa negara kepulauan yang telah diakui oleh dunia internasional sesuai konvensi hukum laut PBB yang kemudian diratifikasi oleh Indonesia kedalam Undang-Undang No.17 Tahun 1985 (UUD No.17, 1985). Jumlah pulau di Indonesia saat ini menurut Badan Pusat Statistik (BPS, 2016) sebanyak 17.504 pulau, hal ini menjadikan Indonesia sebagai negara kepulauan terbesar di dunia. Kondisi geografis Indonesia memungkinkan untuk memiliki pesawat terbang perintis. Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia Nomor PM 9 Tahun 2016 (PM No.9) tentang kriteria dan penyelenggaraan kegiatan angkutan udara perintis menyebutkan bahwa untuk menghubungkan dan memperkuat wilayah terpencil serta mendorong pertumbuhan dan pengembangan wilayah untuk stabilitas, keamanan, dan pertahanan negara diperlukan angkutan udara perintis. Pesawat terbang perintis memungkinkan dapat menjangkau antar pulau secara efisien. Harapannya dengan adanya pesawat terbang perintis di Indonesia dapat meningkatkan mobilitas antar pulau sehingga pulau di Indonesia dapat mudah dijangkau dan dimanfaatkan dengan baik.

Pesawat terbang N-219 produksi PT. Dirgantara Indonesia merupakan pesawat terbang perintis yang telah dikembangkan di Indonesia. Pesawat terbang jenis *twin turboprop* ini memiliki spesifikasi kapasitas penumpang 19 orang, kapasitas kargo maksimum (*payload*) 2.313 Kg, dapat lepas landas dan mendarat dengan landasan pacu terbatas, *short take off and landing* (STOL) untuk medan beraspal dan tidak beraspal. Jarak *takeoff* 435 m, jarak *landing* 509 m, dan wilayah operasi pada ketinggian maksimum (*Ceiling Altitude*) 24.000 ft. (PT.Dirgantara Indonesia, 2014).

Kontrol dan stabilitas yang baik merupakan salah satu komponen penting pada pesawat terbang perintis, terdiri dari gerakan dasar *control surface* yang meliputi *aileron*, *rudder*, dan *elevator*. *Control surface* merupakan bagian penggerak pada pesawat terbang sehingga pesawat terbang dapat melakukan gerak kemudi *pitch*, *roll*, dan *yaw*. Gerakan *control surface* dihubungkan dengan *stick force* pada bagian cockpit pesawat terbang yang dioperasikan oleh seorang pilot. (Raymer, 1992).

Kegagalan dalam mendesain *control surface* tidak hanya berdampak negatif terhadap kontrol kestabilan pesawat terbang, tetapi juga dapat mempengaruhi kemampuan pilot untuk mengendalikan pesawat terbang pada kondisi tertentu. Pada pesawat terbang dengan sistem penghubung *control surface* berupa mekanik, momen yang ditimbulkan untuk menggerakkan *control surface* secara langsung dapat dirasakan oleh seorang pilot melalui *stick force* kemudi. (Christoper, 2016).

Makarov, (2014) meneliti tentang pergerakan *aileron hinge moment* sayap HLD (*High Lift Device*) pada pesawat UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). Metode yang digunakan adalah metode simulasi secara 2D menggunakan software ANSYS CFX dan ANSYS ICEM CFD untuk mendapatkan nilai *hinge moment* terendah pada aliran fluida subsonik dengan variasi sudut serang (*Angle of Attack*) dan geometri *nose airfoil*. Hasil simulasi menunjukkan saat bedefleksi (δ) antara $+20^\circ$ dan -20° variasi geometri dengan *nose balance* memiliki nilai *hinge moment* terendah $C_{Ha} = 0.1$, pada kondisi sudut serang hingga $\alpha \approx 12^\circ$ ketika berdefleksi dibawah 10° tidak menghasilkan sparasi aliran fluida didekat *trailing edge airfoil*, nilai koefisien tekanan pada permukaan atas *control surface* lebih rendah sehingga memproduksi *lift* lebih besar.

Hinge moment digunakan untuk menentukan efektifitas pergerakan *control surface* pada pesawat terbang. Ketika pesawat terbang mengudara, udara yang melewati *control surface* akan menghasilkan gaya dan moment disekitar *hinge line control surface*. Momen yang dihasilkan harus dapat dikuasai oleh seorang pilot didalam cockpit melalui pergerakan *stick force* kemudi untuk mendefleksikan *control surface* pada keadaan tertentu sehingga pesawat terbang

dapat dengan mudah untuk dikendalikan. Gaya yang diperlukan pilot untuk menggerakkan *control surface* harus memenuhi peraturan pemerintah tentang keselamatan penerbangan sipil, *Civil Aviation Safety Regulation (CASR)* bagian 23/CASR23 (Roskam, 1987).

PT.Dirgantara Indonesia, (2009) meneliti tentang *stick force pilot* pesawat N-219. Metode yang digunakan adalah optimasi geometri *horn balance* dan pemodelan rasio pergerakan *balance tab elevator*. Hasil penelitian menunjukkan penggunaan *shielded horn* dan *balance tab* dapat mengurangi nilai *stick force pilot*, rasio defleksi *balance tab* terhadap *elevator* adalah 0,5. Nilai *stick force* belum dapat memenuhi regulasi CASR23 pada kondisi terbang kritis.

1.2 Rumusan Masalah

Dari latar belakang permasalahan diatas, perumusan masalah dalam penelitian ini adalah bagaimana pengaruh sudut defleksi *gear tab* terhadap gerak *elevator* untuk memperoleh nilai pembebanan minimum *stick force pilot* (F_E) pada pesawat terbang N-219 yang memenuhi regulasi CASR23.

1.3 Batasan Masalah

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

- a. Tidak menghitung *gearing ratio*.
- b. Tidak membahas perhitungan *aileron hinge moment (lateral stability)*.
- c. Tidak membahas perhitungan *rudder hinge moment (directional stability)*.
- d. Tidak membahas mekanisme *stick force* pesawat N-219.

1.4 Tujuan

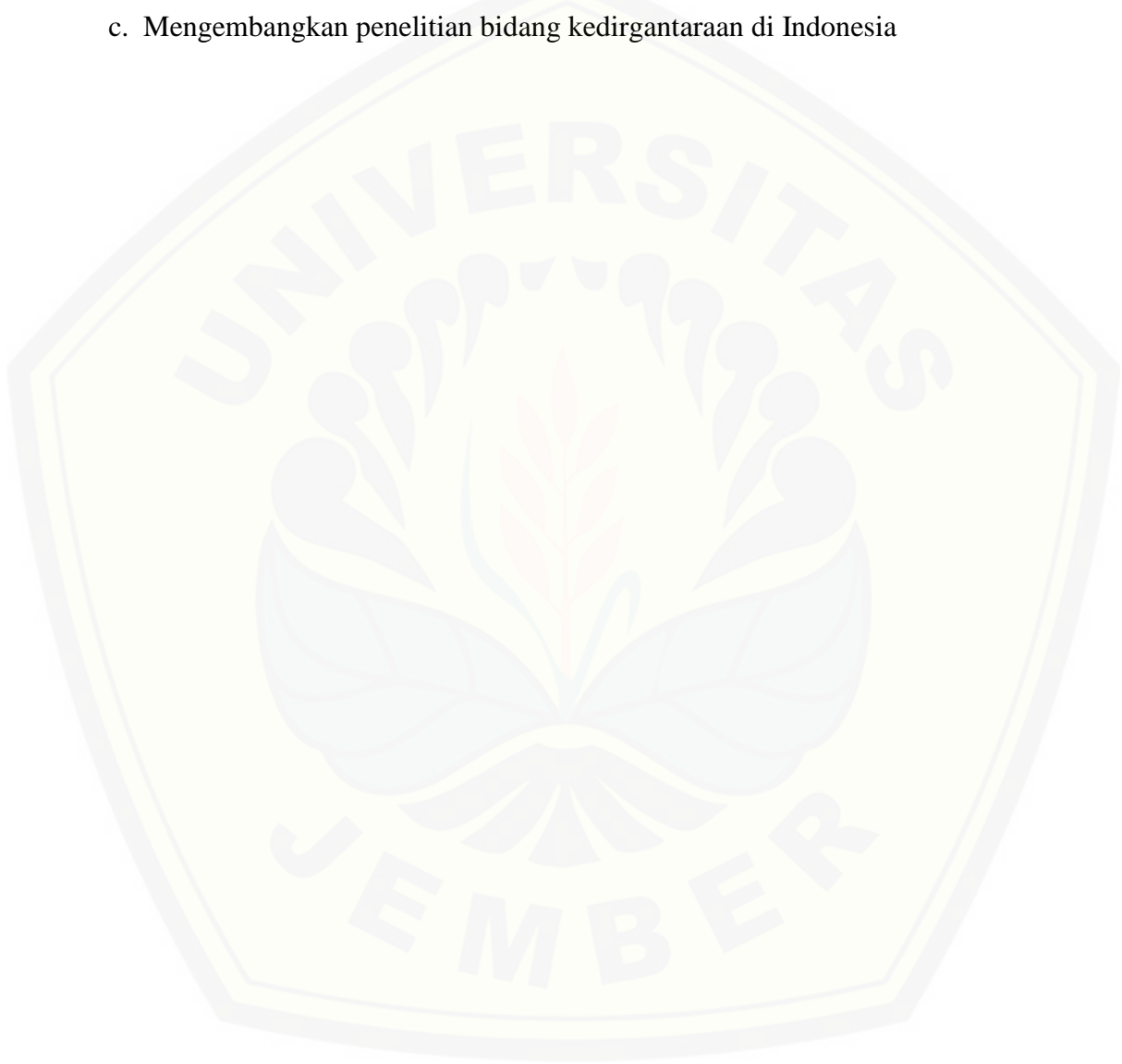
Tujuan dalam penelitian ini sebagai berikut :

- a. Menentukan pengaruh *elevator gear tab* terhadap *stick force* pada *elevator* pesawat N-219.
- b. Menurunkan nilai *stick force pilot* pesawat N-219 sehingga memenuhi *airworthiness requirements CASR23*.

1.5 Manfaat

Manfaat dalam penelitian ini sebagai berikut :

- a. Memberikan solusi jawaban permasalahan *hinge moment* pesawat N-219.
- b. Mendapatkan kesesuaian gaya pembebanan *stick force* pilot pada *control surface* yang memenuhi regulasi *airworthiness requirements CASR23*.
- c. Mengembangkan penelitian bidang kedirgantaraan di Indonesia

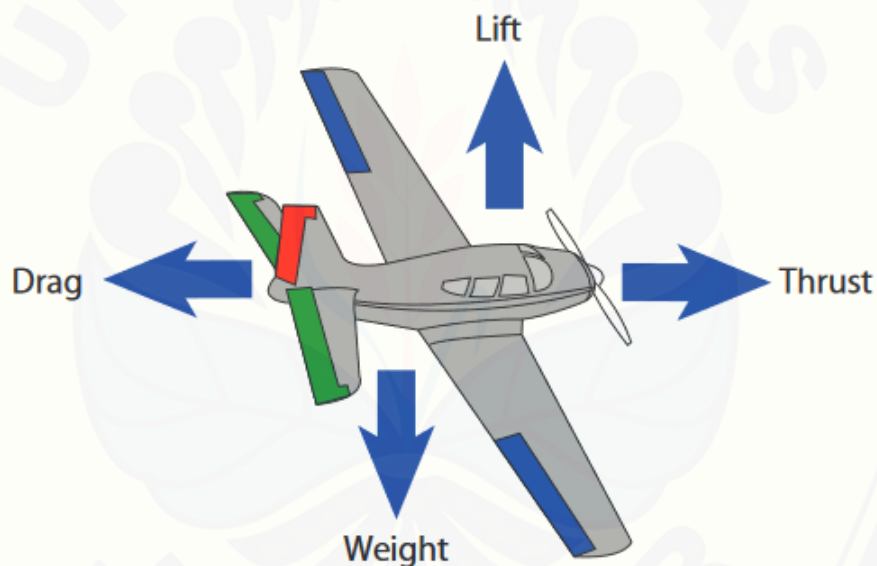


BAB 2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Aerodinamika Dasar

2.1.1 Gaya pada Pesawat Terbang

Pesawat terbang dipengaruhi oleh empat gaya yang bekerja secara berlawanan. Gaya yang bekerja meliputi gaya dorong, gaya hambat, gaya angkat, dan gaya berat. Keempat gaya yang bekerja diarahkan untuk bergerak sesuai perintah pilot melalui kontrol kendali yang digunakan (NASA, 2016). Gaya yang bekerja pada pesawat terbang dapat dilihat pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Gaya pada Pesawat Terbang (NASA, 2016)

a. Gaya Dorong (*Thrust*)

Gaya dorong dihasilkan oleh sistem propulsi atau mesin pada pesawat terbang. Arah gaya dorong yang dihasilkan akan menentukan dimana pesawat akan bergerak. Gaya dorong bekerja searah sumbu longitudinal. Skema gaya dorong dapat dilihat pada Gambar 2.1 (NASA, 2016).

b. Gaya Hambat (*Drag*)

Gaya hambat merupakan nilai hambatan dari pesawat terhadap udara. Gaya hambat bekerja berlawanan dengan arah gaya dorong. Arah gaya hambat dapat dilihat pada Gambar 2.1 (NASA, 2016).

c. Gaya Angkat (*Lift*)

Gaya angkat dihasilkan dari pergerakan udara yang melewati penampang sayap pada pesawat terbang. Arah gaya angkat selalu tegak lurus dengan arah terbang, besar gaya angkat dipengaruhi oleh beberapa faktor termasuk bentuk airfoil, ukuran, dan kecepatan dari pesawat terbang. Skema gaya angkat dapat dilihat pada Gambar 2.1 (NASA, 2016).

d. Gaya Berat (*Weight*)

Gaya berat merupakan gaya yang bekerja menuju kearah pusat bumi karena gravitasi. Besar gaya berat merupakan akumulasi dari keseluruhan berat pesawat dan muatan yang ada. Pusat gaya berat berada pada pusat massa (*center of gravity*). Skema gaya berat dapat dilihat pada Gambar 2.1 (NASA, 2016).

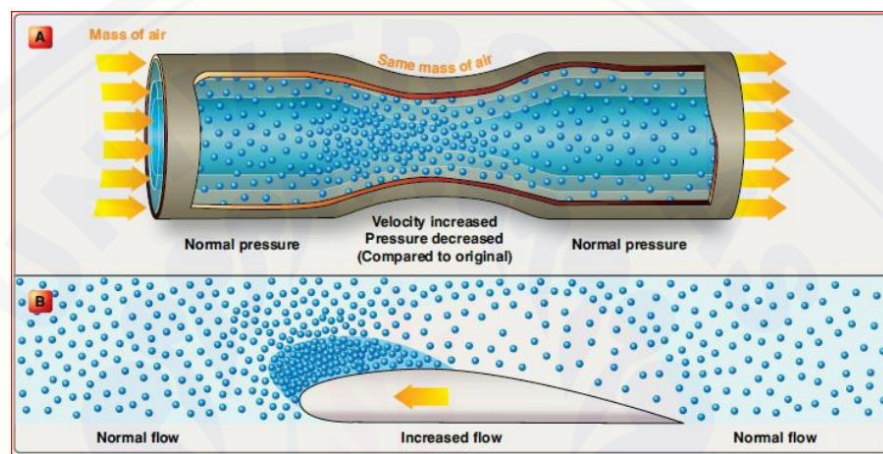
2.1.2 Teori Dasar pada Pesawat Terbang

a. Hukum Gerak Newton

Hukum Newton menjelaskan hubungan dari percepatan sebuah benda dengan massanya dan gaya-gaya yang bekerja padanya. Hukum gerak Newton I dan Newton III merupakan teori dasar pada pesawat terbang untuk menjelaskan fenomena saat pesawat terbang mengudara. Hukum I Newton menjelaskan bahwa sebuah benda tetap pada keadaan awalnya yang diam atau bergerak dengan kecepatan tetap kecuali ia dipengaruhi oleh gaya eksternal. Hukum III Newton menjelaskan bahwa setiap gaya mekanik selalu muncul berpasangan sebagai akibat saling tindak antara dua benda. Bila benda A dikenai gaya oleh gaya B, maka benda B akan dikenai gaya oleh benda A. Pasangan gaya ini dikenal sebagai pasangan aksi-reaksi (Mikrajuddin, 2016).

b. Perbedaan Tekanan pada Prinsip Bernoulli

Prinsip Bernoulli menjelaskan fenomena gaya angkat yang timbul pada sayap pesawat terbang saat fluida bergerak melewati penampang sayap. Bernoulli menjelaskan saat kecepatan fluida bergerak (cair atau gas) meningkat, tekanan yang ada akan menurun. Skema prinsip Bernoulli dapat dilihat pada Gambar 2.2 (FAA, 2012).



Gambar 2.2 Prinsip Bernoulli (FAA, 2012)

2.2 Sistem Kendali Terbang (*Flight Control*)

Sistem *flight control* terdiri dari bagian primer dan sekunder. *Aileron*, *elevator (stabilator)*, dan *rudder* merupakan sistem kendali utama yang digunakan untuk mengendalikan pesawat dengan aman selama penerbangan. *Flaps*, *slot*, *spoilers*, *trim*, dan *tab* merupakan sistem kendali sekunder yang berfungsi untuk meningkatkan kinerja karakteristik dari pesawat terbang dan meringankan beban kendali pilot (FAA, 2016).

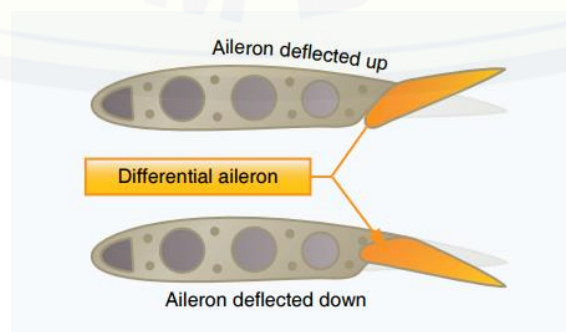
Sistem kendali pada pesawat terbang didesain untuk mampu merespon kontrol input berupa aliran fluida saat terbang dengan baik. Pada kecepatan udara rendah *control surface* terasa ringan, dan pesawat merespon input tersebut secara lambat. Pada kecepatan udara yang lebih tinggi *control surface* akan terasa berat dan respon pesawat semakin cepat (FAA, 2016).

2.2.1 Control Surface Primer

Gerakan *control surface aileron, elevator, dan rudder* baik salah satu atau kombinasi ketiganya akan mengubah aliran udara dan distribusi tekanan di sekitar permukaan *airfoil*. Perubahan aliran dan tekanan di permukaan *airfoil* akan mempengaruhi gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*) yang dihasilkan oleh geometri *airfoil* sehingga pesawat terbang dapat dikendalikan di tiga sumbu rotasi. Pergerakan *pitch, yaw, dan rol*. Desain *control surface* memiliki batasan pergerakan untuk tiap sumbu rotasi yang berfungsi untuk mencegah terjadinya defleksi berlebih *control surface* yang mengakibatkan pesawat terbang terlalu cepat berubah orientasi saat pilot menggerakkan *stick force* maupun *pedals* (*Overcontrolling & Overstressing*) saat kondisi normal atau *manuver* (FAA, 2016).

a. Aileron

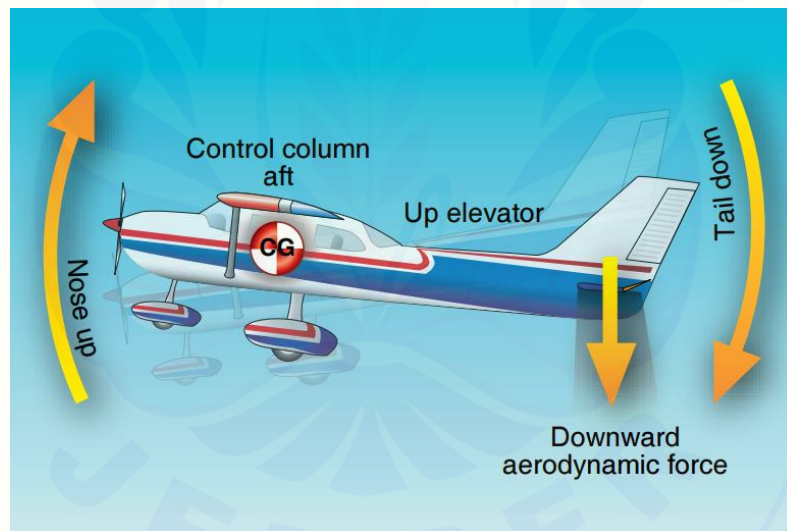
Aileron merupakan sistem kendali pergerakan *roll* pada sumbu rotasi longitudinal untuk stabilitas lateral. *Aileron* terpasang pada dua sisi sayap pesawat terbang di *trailing edge*, bergerak berlawanan sisi kanan dan kiri satu sama lain. Gerakan berlawanan *aileron* dapat dilihat pada Gambar 2.3. Pada sistem *flight control* mekanik *aileron* terhubung ke *stick force* pilot melalui *cables, bellcrank, pulley, dan rod* untuk dikendalikan. Defleksi ke atas dari *aileron* kanan akan menurunkan *chamber* yang mengakibatkan penurunan sayap sebelah kanan, demikian sebaliknya defleksi ke bawah *aileron* kiri akan meningkatkan *chamber* yang mengakibatkan naiknya sayap sebelah kiri sehingga pesawat akan berguling (*roll*) ke kanan (FAA, 2016).



Gambar 2.3 Gerak Berlawanan Aileron (FAA, 2016)

b. *Elevator*

Elevator merupakan sistem kendali pergerakan *pitch* pada sumbu rotasi lateral untuk stabilitas longitudinal. *Elevator* terpasang pada ekor horizontal pesawat terbang. Gerakan *elevator* ke atas akan menurunkan *chamber* ekor horizontal pesawat terbang sehingga menciptakan gaya aerodinamis ke bawah (*downward aerodynamic force*) yang mengakibatkan ekor (*tail fuselage*) pesawat bergerak kebawah dan bagian depan pesawat (*nose fuselage*) terangkat, pergerakan ini disebut *pitching*. Gerakan defleksi *elevator* yang mengakibatkan *pitching* dapat dilihat pada Gambar 2.4. Pusat pergerakan *pitch* terletak pada pusat gravitasi C.G (Center of Gravity). Besar momen *pitch* ditentukan oleh letak jarak antara C.G dan pergerakan aerodinamis permukaan ekor horizontal pesawat terbang. *Elevator* digerakkan oleh *stick force* pilot (FAA, 2016).

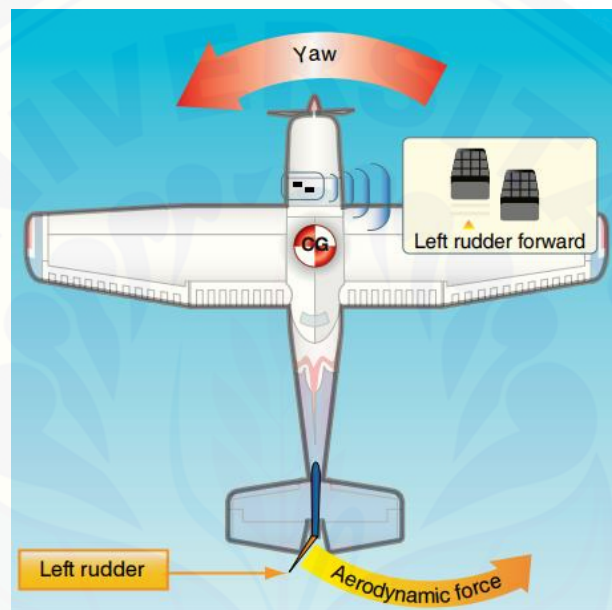


Gambar 2.4 Pergerakan *Pitching* pada *Elevator* (FAA, 2016)

c. *Rudder*

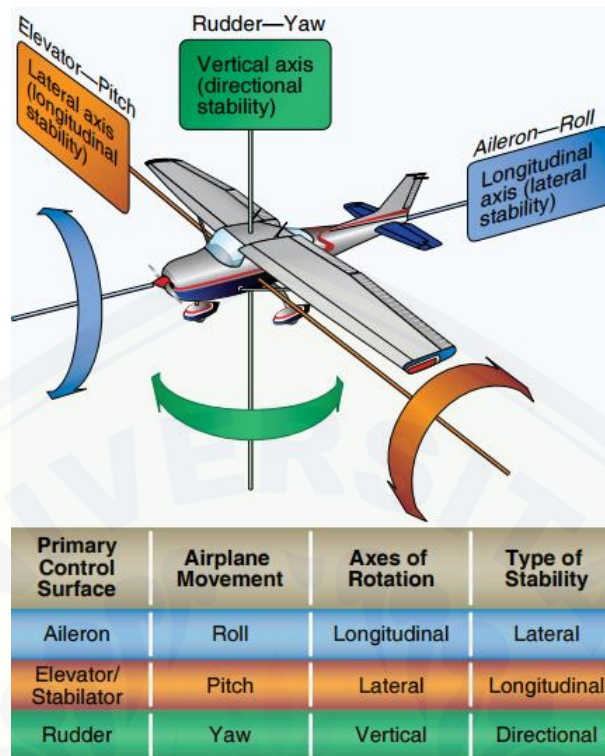
Rudder merupakan sistem kendali pergerakan *yaw* pada sumbu rotasi vertikal untuk stabilitas *directional*. *Rudder* terpasang pada ekor vertikal pesawat terbang. Gerakan *rudder* dikendalikan dengan *pedals* didalam *cockpit* pesawat terbang. *Pedal* kiri digunakan untuk menggerakkan defleksi *rudder* kearah kiri, dan *pedal* kanan digunakan untuk menggerakkan defleksi *rudder* kearah kanan.

Saat *pedal* kiri di tekan, posisi *rudder* pada ekor vertikal bergerak kekiri yang mengakibatkan terjadinya gaya angkat kesamping (*sideward*) sehingga ekor pesawat (*tail fuselage*) bergerak kekanan dan bagian depan pesawat (*nose fuselage*) bergerak ke kiri, demikian juga sebaliknya saat pedal kanan ditekan mengakibatkan gerak depan pesawat (*nose fuselage*) ke kanan. Gerakan kemudi kekanan dan kekiri (*yawing*) dapat dilihat pada Gambar 2.5 (FAA, 2016).



Gambar 2.5 Pergerakan *Yaw* pada *Rudder* (FAA, 2016)

Desain *control surface* yang tepat memungkinkan pesawat terbang stabil dan dapat dengan mudah dikendalikan baik saat kondisi normal maupun *manuver*. Input dari *control surface* akan mengakibatkan pergerakan di tiga sumbu rotasi. Jenis *control surface*, pergerakan, rotasi, dan stabilitas dari tiap *control surface* dapat dilihat pada Gambar 2.6 (FAA, 2016).



Gambar 2.6 *Control Surface* pada Pesawat Terbang (FAA, 2016)

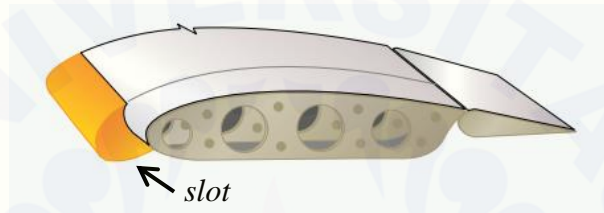
2.2.2 *Control Surface* Sekunder

a. *Flaps* dan *Slot*

Flaps dan *Slot* merupakan *high lift device (HLD)* yang digunakan untuk membantu pesawat saat kondisi lepas landas (*takeoff*) dan mendarat (*landing*). Pada kondisi *takeoff*, *flaps* bergerak kebawah berfungsi untuk meningkatkan gaya angkat (*lift*) sehingga dapat mengurangi panjang *runway* yang dibutuhkan, pada kondisi landing dengan kondisi angin bergerak dari ekor (*tail fuselage*) menuju depan pesawat (*nose fuselage*) pesawat terbang (*tailwind*) pesawat harus mampu menurunkan kecepatannya untuk tetap dapat terkontrol pada panjang *runway* sehingga defleksi *flaps* bergerak keatas untuk menurunkan gaya angkat (*lift*). Letak dan defleksi *flaps* pada geometri sayap pesawat terbang dapat dilihat pada Gambar 2.7. *Slot* memiliki fungsi yang sama dengan *flaps* hanya saja letak *slot* berada pada *leading edge* sayap, sedangkan *flaps* terletak pada *trailing edge* sayap pesawat terbang. Letak *slot* pada sayap pesawat terbang dapat dilihat pada Gambar 2.8 (FAA, 2016).



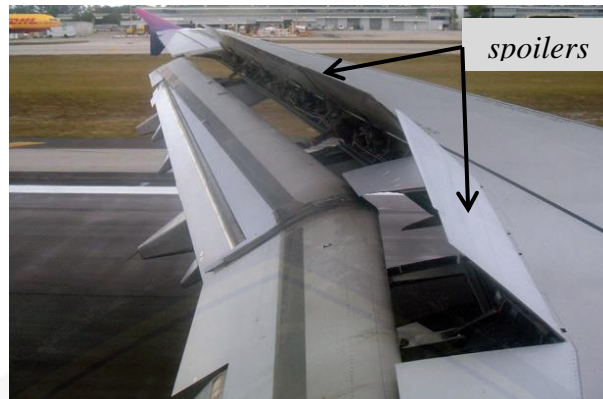
Gambar 2.7 Flaps (FAA, 2016)



Gambar 2.8 Slot (FAA, 2016)

b. *Spoilers*

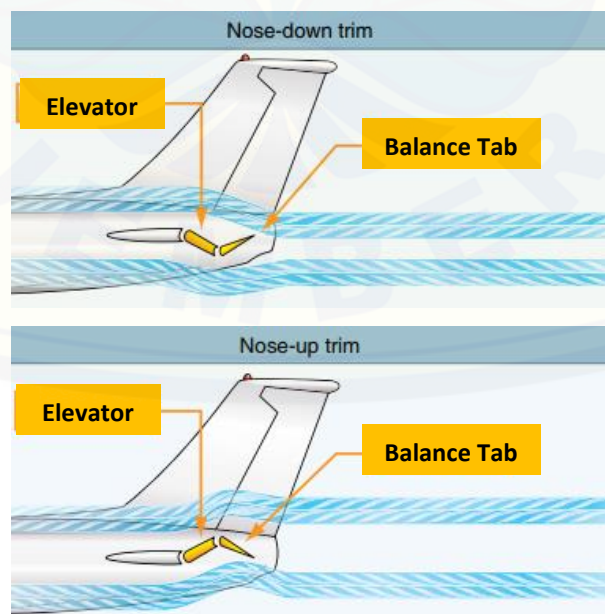
Spoilers merupakan perangkat yang digunakan untuk merusak aliran udara pada geometri *airfoil*. Pergerakan *spoilers* akan menurunkan gaya angkat (*lift*) dan meningkatkan gaya hambat (*drag*) pada pesawat terbang. *Spoilers* digunakan pada kondisi dimana pesawat pesawat terbang ingin menurunkan laju saat landing atau efektifitas pengereman dan untuk mengontrol kendali saat pesawat melakukan gerakan *roll* ketika dibutuhkan. Ketika berbelok kekanan misalnya, *spoilers* pada sayap kanan digerakkan untuk menurunkan gaya angkat (*lift*) dan meningkatkan gaya hambat (*drag*) mengakibatkan sayap kanan akan turun kebawah sehingga pesawat bergerak kekanan (*banks*). Gerak *spoilers* pada geometri sayap pesawat terbang dapat dilihat pada Gambar 2.9 (FAA, 2016).



Gambar 2.9 Spoilers (FAA, 2016)

c. *Gear Tab* Sistem

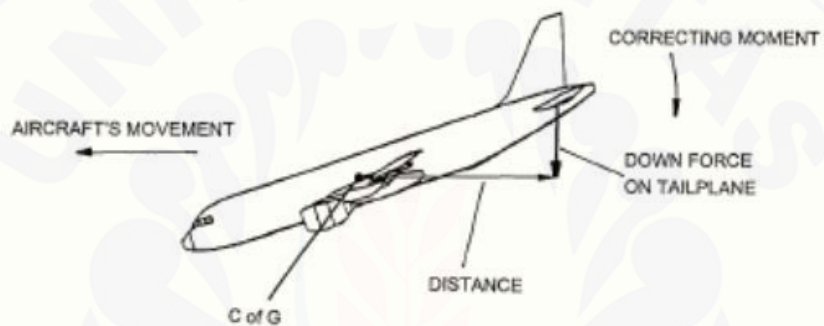
Mekanisme *gear tab* digunakan untuk meringankan kinerja beban pilot saat menggerakkan *control surface*. *Gear tab* terletak pada tiap *trailing edge control surface*. Umumnya jenis *gear tab* antara lain : *trim tabs*, *balance tabs*, *anti servo tabs*, *ground and adjustable tabs*. *Balance tabs* merupakan perangkat paling umum yang terpasang pada pesawat terbang. Gerakan *balance tabs* berlawanan dengan defleksi *control surface*. Ilustrasi pergerakan *balance tab elevator* dapat dilihat pada Gambar 2.8 (FAA, 2016).



Gambar 2.10 Defleksi *Balance Tab* (FAA, 2016)

2.3 Stabilitas Longitudinal

Gerakan defleksi *control surface elevator* menyebabkan pesawat untuk bergerak *pitching* seperti yang terlihat pada Gambar 2.4. Stabilitas longitudinal memungkinkan pesawat terbang memiliki kemampuan yang baik untuk bergerak pada sumbu rotasi melintang pada badan pesawat (*fuselage*), pergerakan rotasi terletak pada pusat massa pesawat C.G (*center of gravity*). Stabilitas longitudinal pesawat terbang dipengaruhi oleh konfigurasi ekor belakang yang digunakan. Skema stabilitas longitudinal dapat dilihat pada Gambar 2.11 (Anderson, 2004).



Gambar 2.11 Longitudinal Stability (Anderson, 2004)

2.4 Persamaan Dasar Hinge Moment dan Stick Force Pilot

2.4.1 Definisi Hinge Moment Aerodinamika

Hinge Moment merupakan momen yang bekerja pada *hinge line control surface* saat digerakkan oleh pilot sebagai konsekuensi dari pergerakan defleksi *control surface* dan sudut serang (*angle of attack*). *Hinge moment* digunakan sebagai bentuk gaya yang dibutuhkan untuk menggerakkan *control surface* pada kondisi tertentu (Roskam, 1987).

2.4.2 Persamaan *Hinge Moment* Aerodinamika

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

$$H_{ME} = C_{HE} \cdot q \cdot S_E \cdot \bar{c}_E \dots\dots\dots(2.1)$$

Dimana :

H_{ME} = *Hinge Moment* pada *elevator* (Nm)

C_{HE} = Koefisien *hinge moment* pada *elevator*

q = *Dynamic Pressure* $\left(\frac{1}{2}\rho V^2\right)$ (Kg/m.s²)

S_E = Luas *elevator* di belakang garis engsel (m²)

\bar{c}_E = Rata-rata *chord* pada *elevator* (m)

2.4.3 Pengaruh Kombinasi *Hinge Moment* aerodinamika

Total koefisien *Hinge Moment* aerodinamika untuk defleksi *elevator* dapat ditunjukkan dengan persamaan berikut (Roskam, 1987) :

$$C_{HE} = C_{H_0} + C_{H_\alpha} \cdot \alpha + C_{H_{\delta_E}} \cdot \delta_E + C_{H_{\delta_{tab_E}}} \cdot \delta_{tab_E} + C_{H_{\delta_{trim}}} \cdot \delta_{trim} \dots\dots(2.2)$$

Dimana :

C_{H_0} = Koefisien *hinge moment* pada airfoil saat berdefleksi

C_{H_α} = Koefisien *hinge moment* akibat sudut serang

α = Sudut serang pada *elevator* (deg)

$C_{H_{\delta_E}}$ = Koefisien *hinge moment* akibat defleksi *elevator*

δ_E = Defleksi *elevator* (deg)

$C_{H_{\delta_{tab_E}}}$ = Koefisien *hinge moment* akibat defleksi *balance tab*

δ_{tab_E} = Defleksi *tab elevator* (deg)

$C_{H_{\delta_{trim}}}$ = Koefisien *hinge moment* akibat defleksi *trim tab*

δ_{trim} = Defleksi *trim tab elevator* (deg)

2.4.4 *Stick Force Pilot*

Nilai *Stick Force* pilot pada *control surface elevator* dapat ditentukan berdasarkan persamaan berikut (Roskam, 1987) :

$$F_E = G_R \times H_{ME} \dots\dots\dots(2.3)$$

Dimana :

F_E = *Stick Force* Pilot pada *elevator* (lbs)

G_R = *Gearing Ratio*

H_{ME} = *Hinge Moment* pada *Elevator* (Nm)

Pesawat N-219 memiliki sistem kontrol kendali berupa sistem mekanik. *Gearing ratio* merupakan nilai dari mekanisme *pulley*, *pushrods*, dan *cabels* yang terpasang pada sistem kontrol kendali pergerakan *control surface* pesawat N-219. Hasil perhitungan *stick force pilot* kemudian dikonversi dari Nm kedalam satuan berat Pound (lbs). Nilai *gearing ratio* $G_R = 2,56$ didapatkan dari hasil pengujian *wind tunnel* (PT. Dirgantara Indonesia, 2018).

BAB 3. METODE PENELITIAN

3.1 Metode Penelitian

Penelitian dilakukan dengan metode pemodelan pergerakan *balance tab* terhadap pergerakan *elevator*. Penelitian dilakukan untuk memperoleh nilai pembebanan minimum *stick force pilot* (F_E) pada ekor horizontal pesawat terbang N-219 yang memenuhi regulasi CASR23. Data input diperoleh dari hasil pengujian *wind tunnel test* (WTT) oleh PT.DI. Penelitian dilaksanakan di PT. Dirgantara Indonesia yang dimulai pada tanggal 16 Oktober 2018.

3.2 Alat dan Bahan Penelitian

- a. Laptop dengan spesifikasi sebagai berikut :
Processor : Intel Core i5
CPU : 2.6 GHz
Memory : 4 GB RAM
- b. Terowongan Angin (*Wind Tunnel*).

3.3 Prosedur Penelitian

Prosedur penelitian berikut digunakan untuk mencapai tujuan dari penelitian ini dimulai dari :

- a. Studi Literatur
Studi literatur dilakukan untuk memperoleh referensi pendukung yang berkaitan dengan pokok bahasan penelitian. Sumber referensi diperoleh baik melalui buku, jurnal ilmiah, dan dokumen PT. Dirgantara Indonesia. Materi yang dipelajari antara lain meliputi : dasar aerodinamika dan sistem kendali kontrol pesawat terbang.
- b. Pemodelan Pergerakan
Penelitian dilakukan dengan tahapan sebagai berikut : membuat rasio defleksi *balance tab* terhadap *elevator*, mengolah data hasil pengujian *wind tunnel test* (WTT), menghitung *hinge moment* dan *stick force pilot*.

c. Analisis Hasil Perhitungan

Hasil dari pemodelan diselesaikan dengan perhitungan matematis untuk memperoleh nilai pembebanan minimum *stick force* pilot (F_E). Hasil nilai *stick force* dihasilkan untuk memenuhi regulasi CASR23 ($F_E = \leq 75$ lbs). Kesesuaian gaya pembebanan pilot harus memenuhi pada kriteria kondisi penerbangan kritis dan kondisi *static longitudinal stability*.

d. Kesimpulan

Kesimpulan diperoleh berdasarkan tujuan penelitian yang telah ditentukan sebelumnya.

3.4 Pelaksanaan Penelitian

3.4.1 Variabel Penelitian

a. Variabel Terikat

- 1) Jenis *airfoil* MS1-0313 Mod
- 2) Geraring Ratio, $G_R = 2.56$
- 3) Nilai karakteristik pesawat N-219 didapat dari uji *wind tunnel test* (WTT).

b. Variabel Bebas

- Pemodelan I

$$\delta_{tab} = 0, \delta E = \pm 5^\circ \quad (\delta E = \text{defleksi elevator})$$

$$\delta_{tab} = -\delta E + 5^\circ, \delta E = > 5^\circ \quad (\delta_{tab} = \text{defleksi balance tab})$$

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

- Pemodelan II

$$\delta_{tab} = -0.8 \delta E, \delta E = -20^\circ \leq \delta E \leq 30^\circ$$

- Pemodelan III

$$\delta_{tab} = -\delta E, \delta E = -20^\circ \leq \delta E \leq 30^\circ$$

3.4.2 Pengambilan Data

a. Data Primer

Data primer merupakan data yang diperoleh dari PT. Dirgantara Indonesia, meliputi data geometri, hasil pengujian *wind tunnel test* (WTT) dan konfigurasi pesawat N-219.

b. Data Sekunder

Data sekunder merupakan data yang diperoleh dari studi literatur baik berupa buku dan jurnal.

3.4.3 Proses Perhitungan

a. Memodelkan rasio pergerakan *balance tab* terhadap *elevator*

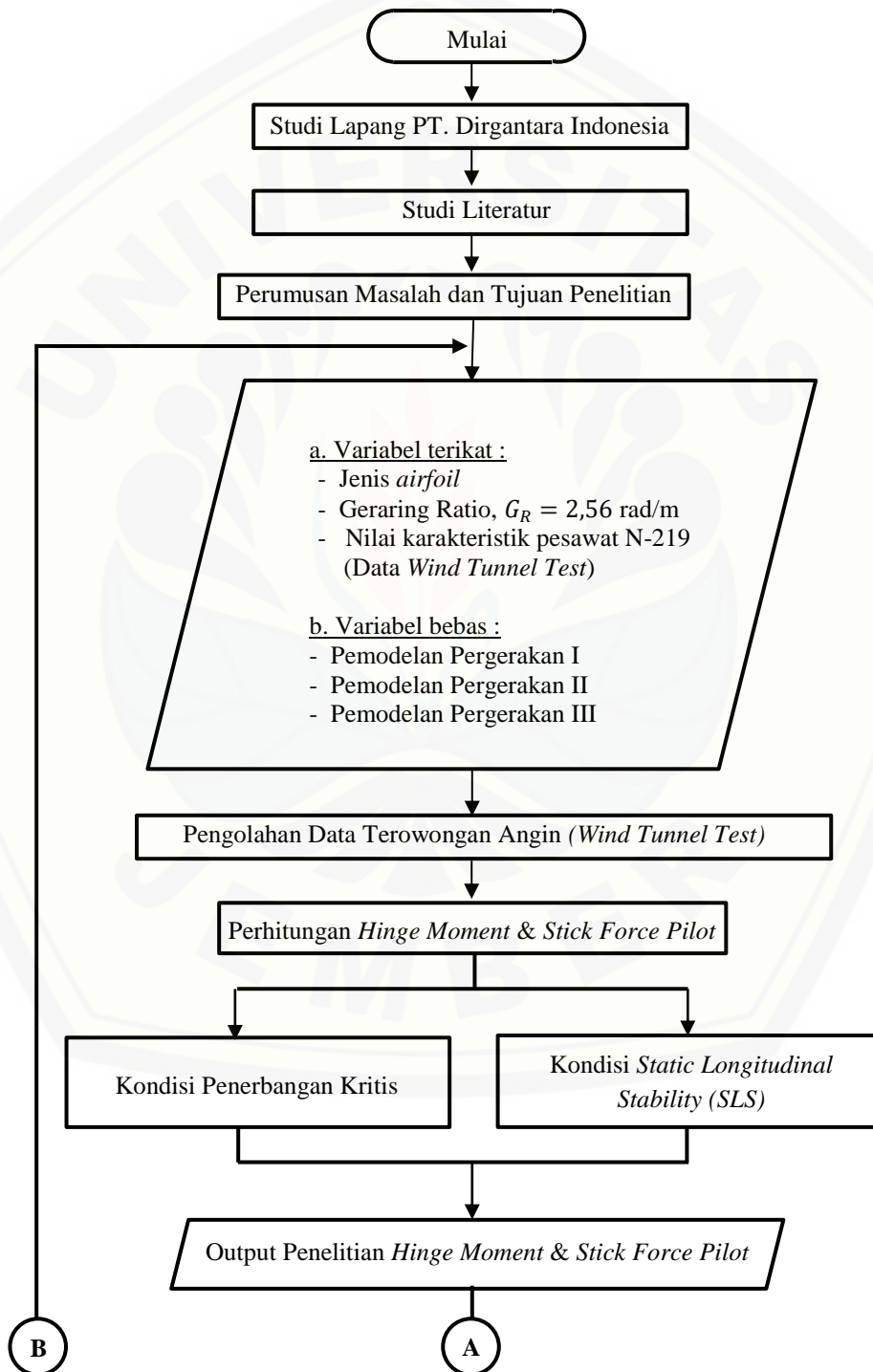
b. Menghitung nilai koefisien *hinge moment elevator*

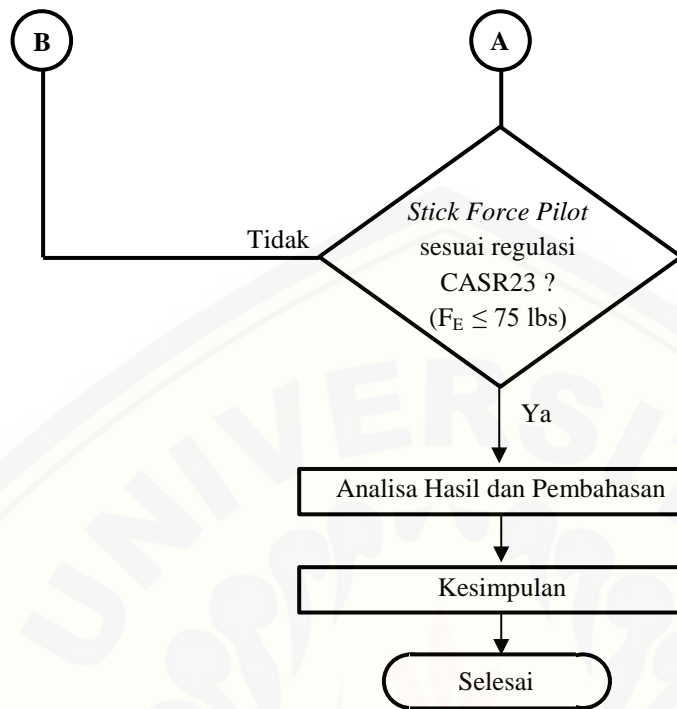
c. Menghitung *stick force pilot* pada kondisi :

- 1). *Takeoff Rotation*
- 2). *Maneuver Limit at Operating Limit Speed (VMO)*
- 3). *Maneuver Limit at Diving Speed (VD)*
- 4). *Go Around at 1.3 Stall Speed (Vs)*
- 5). *Go Around at Stick Shaker*
- 6). *Landing Approach*
- 7). *Maneuver at maneuvering limit (VA)*
- 8). *Static Longitudinal Stability (SLS)*

3.5 Diagram Alir Penelitian

Dari pokok permasalahan yang telah dikaji, alur penyelesaian untuk memperoleh nilai yang diinginkan dapat dilihat pada diagram alir Gambar 3.1 berikut :





Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian

BAB 5. PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan analisis data dan pembahasan hasil penelitian maka dapat disimpulkan sebagai berikut :

- a. Nilai *stick force* pilot pada pesawat N-219 dapat diturunkan dengan pergerakan otomatis dari *balance tab*, pada kondisi terbang kritis perlu digunakan *trim tab* dengan defleksi maksimal ($\delta_{trim_{max}} = 5^\circ$), untuk memperoleh nilai *stick force* pilot yang memenuhi regulasi CASR23. Pada kondisi SLS nilai *stick force* pilot untuk semua pemodelan memenuhi kriteria desain. CASR23 ($FE \leq 75$ lbs).
- b. Pemodelan persamaan III ($\delta_{tab} = -\delta E$) merupakan persamaan yang dapat memenuhi regulasi CASR23 ($FE \leq 75$ lbs). Nilai *stick force* pilot dan kontrol *trim tab* untuk kondisi terbang kritis menggunakan pemodelan persamaan III dapat disimpulkan sebagai berikut :
 - 1). *Takeoff Rotation* : FE = 57 lbs, Trim = 5.
 - 2). *Maneuver Limit at Operating Limit Speed (VMO)* : FE = 16 lbs, Trim = 0.
 - 3). *Maneuver Limit at Diving Speed (VD)* : FE = -35 lbs, Trim = 0.
 - 4). *Go Around at 1.3 Stall Speed (Vs)* : FE = 68 lbs, Trim = 0.
 - 5). *Go Around at Stick Shaker* : FE = 59 lbs, Trim = 0.
 - 6). *Landing Approach* : FE = 68 lbs, Trim = 0.
 - 7). *Maneuver at maneuvering limit (VA)* : FE = 69 lbs, Trim = 5.

5.2 Saran

Saran yang dapat diberikan untuk penelitian selanjutnya adalah :

1. Perlu penelitian lebih lanjut untuk menurunkan nilai *stick force pilot* dengan penambahan segi mekanisme dan *gearing ratio*.
2. Perlu adanya penelitian lebih lanjut untuk pemilihan kondisi SLS.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, 2004. *Fundamental of Aerodynamics 5th Edition*. Maryland : University of Maryland.
- Anonim.2011.Military (<https://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/intro-controls.htm>, diakses pada tanggal 11 Januari 2019).
- BPS, 2016. Jumlah Pulau di Indonesia Tahun 2016, Jakarta : Badan Pusat Statistik. (<https://databoks.katadata.co.id/>, diakses pada tanggal 29 Oktober 2018).
- Christoper, 2016. “*Control Surface Hinge Moment Prediction Using Computational Fluid Dynamics*”. Thesis. Department of Aerospace Engineering and Mechanics. University of Alabama.
- Federal Aviation Administration (FAA), 2016. *Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge*. U.S. Department of Transportation.
- Makarov, P., 2014. “*Numerical Investigation of an Aileron Hinge Moments and Effectiveness on a High Lift Wing Airfoil*”. St. Petersburg : International Council of the Aeronautical Sciences Paper.
- Mikrajuddin, 2016. Fisika Dasar 1. Bandung : Institut Teknologi Bandung.
- National Aeronautics and Space Administration (NASA), 2016. Principles of Flight. (<https://www.nasa.gov/>, diakses pada tanggal 26 Oktober 2018).
- Peraturan Menteri Perhubungan Republik Indonesia No.9, 2016. Kriteria dan Penyelenggaraan Angkutan Udara Perintis. Jakarta: Sekretariat Negara.
- P.T. Dirgantara Indonesia, 2009. *Airfoil MS1-0313 Mod*. Bandung: Departemen Aerodinamika.
- P.T. Dirgantara Indonesia, 2009. *Hinge Moment and Aerodynamic Balancing of N-219-B-07 Aircraft*. Bandung: Departemen Aerodinamika.
- P.T. Dirgantara Indonesia, 2009. Geometri Ekor Horizontal Pesawat N-219 Bandung: Departemen Aerodinamika.
- P.T. Dirgantara Indonesia, 2014. N-219 Dokumen. Bandung: Departemen Aerodinamika.
- P.T. Dirgantara Indonesia, 2018. Wind Tunnel Test Dokumen. Bandung: Departemen Aerodinamika.

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

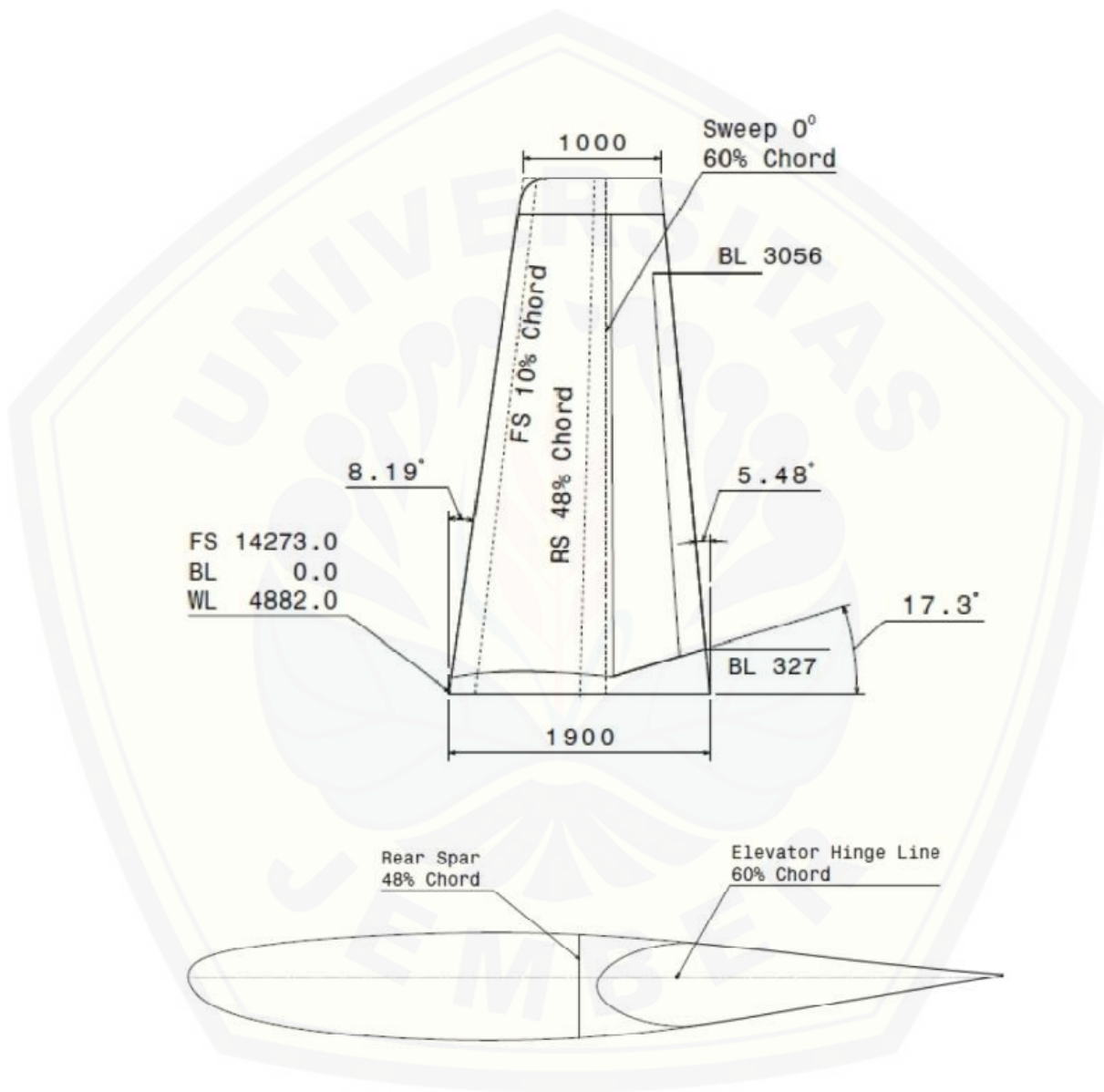
Roskam, J., 1987. *Airplane Design. 4th Edition*. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.

Undang-Undang Dasar RI No. 17, 1985. Pengesahan Konvensi Perserikatan Bangsa-Bangsa tentang Hukum Laut. Jakarta : Sekretariat Negara.



LAMPIRAN

Lampiran 1. Geometri Ekor Pesawat N-219



Lampiran 2. Hasil uji WTT Koefisien Hinge *Moment Elevator* ($Ch\delta E$).

Alpha	δE										
	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20
-14	0.1765	0.1765	0.1765	0.1403	0.1203	0.0683	0.0410	-0.0074	-0.0295	-0.0628	-0.0963
-13	0.1765	0.1765	0.1765	0.1403	0.1203	0.0683	0.0410	-0.0074	-0.0295	-0.0628	-0.0963
-12	0.1765	0.1765	0.1765	0.1403	0.1203	0.0683	0.0410	-0.0074	-0.0295	-0.0628	-0.0963
-11	0.1765	0.1765	0.1765	0.1403	0.1203	0.0683	0.0410	-0.0074	-0.0295	-0.0628	-0.0963
-10	0.1765	0.1765	0.1765	0.1403	0.1203	0.0683	0.0410	-0.0074	-0.0295	-0.0628	-0.0963
-9	0.1767	0.1767	0.1767	0.1390	0.1154	0.0649	0.0372	-0.0096	-0.0306	-0.0649	-0.1000
-8	0.1752	0.1752	0.1752	0.1364	0.1123	0.0617	0.0334	-0.0108	-0.0312	-0.0665	-0.1044
-7	0.1745	0.1745	0.1745	0.1335	0.1097	0.0581	0.0307	-0.0117	-0.0324	-0.0692	-0.1084
-6	0.1736	0.1736	0.1736	0.1300	0.1068	0.0551	0.0274	-0.0121	-0.0327	-0.0741	-0.1119
-5	0.1712	0.1712	0.1712	0.1260	0.1040	0.0514	0.0238	-0.0132	-0.0340	-0.0788	-0.1164
-4	0.1669	0.1669	0.1669	0.1227	0.1010	0.0478	0.0198	-0.0143	-0.0352	-0.0832	-0.1202
-3	0.1641	0.1641	0.1641	0.1202	0.0981	0.0443	0.0166	-0.0155	-0.0365	-0.0883	-0.1246
-2	0.1596	0.1596	0.1596	0.1168	0.0950	0.0407	0.0143	-0.0161	-0.0389	-0.0933	-0.1277
-1	0.1602	0.1602	0.1602	0.1147	0.0917	0.0374	0.0123	-0.0170	-0.0423	-0.0965	-0.1278
0	0.1581	0.1581	0.1581	0.1124	0.0893	0.0344	0.0112	-0.0177	-0.0444	-0.1001	-0.1277
1	0.1545	0.1545	0.1545	0.1093	0.0863	0.0309	0.0103	-0.0198	-0.0485	-0.1027	-0.1277
2	0.1510	0.1510	0.1510	0.1062	0.0832	0.0274	0.0093	-0.0220	-0.0526	-0.1053	-0.1277
3	0.1464	0.1464	0.1464	0.1034	0.0804	0.0236	0.0086	-0.0244	-0.0566	-0.1070	-0.1277
4	0.1418	0.1418	0.1418	0.1005	0.0775	0.0198	0.0078	-0.0269	-0.0605	-0.1086	-0.1277
5	0.1381	0.1381	0.1381	0.0970	0.0741	0.0175	0.0070	-0.0313	-0.0636	-0.1099	-0.1277
6	0.1345	0.1345	0.1345	0.0934	0.0707	0.0152	0.0062	-0.0357	-0.0667	-0.1111	-0.1277
7	0.1302	0.1302	0.1302	0.0896	0.0673	0.0148	0.0049	-0.0405	-0.0695	-0.1119	-0.1277
8	0.1260	0.1260	0.1260	0.0857	0.0640	0.0144	0.0036	-0.0453	-0.0722	-0.1126	-0.1277
9	0.1218	0.1218	0.1218	0.0827	0.0596	0.0141	-0.0003	-0.0486	-0.0883	-0.1297	-0.1386
10	0.1177	0.1177	0.1177	0.0796	0.0551	0.0138	-0.0043	-0.0519	-0.1043	-0.1468	-0.1582
11	0.1130	0.1130	0.1130	0.0759	0.0501	0.0132	-0.0107	-0.1020	-0.1313	-0.1599	-0.1658
12	0.1086	0.1086	0.1086	0.0709	0.0460	-0.0405	-0.0765	-0.1180	-0.1348	-0.1641	-0.1710
13	0.1050	0.1050	0.1050	-0.0035	-0.0211	-0.0722	-0.0912	-0.1206	-0.1376	-0.1658	-0.1700
14	-0.0174	-0.0174	-0.0174	-0.0251	-0.0333	-0.0855	-0.0967	-0.1208	-0.1407	-0.1644	-0.1706

Lampiran 3

Hasil Uji WTT Koefisien *Hinge Moment Balance Tab* (δ_{tab}) & *Trim Tab* (δ_{trim})

ALPHA	$\delta_{tab}, \delta_{trim}$						
	-15	-10	-5	0	5	10	15
-14	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-13	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-12	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-11	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-10	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-9	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-8	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-7	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-6	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-5	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-4	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-3	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-2	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
-1	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
0	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
1	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
2	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
3	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
4	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
5	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
6	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
7	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
8	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
9	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
10	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
11	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
12	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
13	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051
14	0.1185	0.0829	0.0428	0.0000	-0.0262	-0.0660	-0.1051

Lampiran 4. Pemodelan Persamaan Gerak Balance Tab

PEMODELAN I		PEMODELAN II		PEMODELAN III	
δ_{tab}	δE	δ_{tab}	δE	δ_{tab}	δE
-25	30	-24	30	-30	30
-24	29	-23.2	29	-29	29
-23	28	-22.4	28	-28	28
-22	27	-21.6	27	-27	27
-21	26	-20.8	26	-26	26
-20	25	-20	25	-25	25
-19	24	-19.2	24	-24	24
-18	23	-18.4	23	-23	23
-17	22	-17.6	22	-22	22
-16	21	-16.8	21	-21	21
-15	20	-16	20	-20	20
-14	19	-15.2	19	-19	19
-13	18	-14.4	18	-18	18
-12	17	-13.6	17	-17	17
-11	16	-12.8	16	-16	16
-10	15	-12	15	-15	15
-9	14	-11.2	14	-14	14
-8	13	-10.4	13	-13	13
-7	12	-9.6	12	-12	12
-6	11	-8.8	11	-11	11
-5	10	-8	10	-10	10
-4	9	-7.2	9	-9	9
-3	8	-6.4	8	-8	8
-2	7	-5.6	7	-7	7
-1	6	-4.8	6	-6	6
0	5	-4	5	-5	5
0	4	-3.2	4	-4	4
0	3	-2.4	3	-3	3
0	2	-1.6	2	-2	2
0	1	-0.8	1	-1	1
0	0	0	0	0	0
0	-1	0.8	-1	1	-1
0	-2	1.6	-2	2	-2
0	-3	2.4	-3	3	-3
0	-4	3.2	-4	4	-4
0	-5	4	-5	5	-5
1	-6	4.8	-6	6	-6
2	-7	5.6	-7	7	-7
3	-8	6.4	-8	8	-8
4	-9	7.2	-9	9	-9
5	-10	8	-10	10	-10
6	-11	8.8	-11	11	-11
7	-12	9.6	-12	12	-12
8	-13	10.4	-13	13	-13
9	-14	11.2	-14	14	-14
10	-15	12	-15	15	-15
11	-16	12.8	-16	16	-16
12	-17	13.6	-17	17	-17
13	-18	14.4	-18	18	-18
14	-19	15.2	-19	19	-19
15	-20	16	-20	20	-20

Lampiran 5. *Stick Force Pilot* Kondisi Terbang Kritis

TAKEOFF ROTATION	I	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0279	0.0279	0.0558	56.2393	32.3938
		10	0.0279	0.0718	0.0997	100.4418	57.8545
		5	0.0279	0.1143	0.1422	143.2002	82.4833
		0	0.0279	0.1436	0.1715	172.7438	99.5004
	II	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0191	0.0279	0.0471	47.3988	27.3017
		10	0.0191	0.0718	0.0910	91.6013	52.7624
		5	0.0191	0.1143	0.1334	134.3597	77.3912
		0	0.0191	0.1436	0.1628	163.9033	94.4083
	III	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	-0.0160	0.0279	0.0120	12.0368	6.9332
		10	-0.0160	0.0718	0.0558	56.2393	32.3938
		5	-0.0160	0.1143	0.0983	98.9977	57.0227
		0	-0.0160	0.1436	0.1276	179.9156	103.6314
	Maneuver Limit at VMO	I	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME
15			0.0097	-0.1041	-0.0944	-767.7494	-442.2236
10			0.0097	-0.0594	-0.0496	-403.9525	-232.6766
5			0.0097	-0.0178	-0.0081	-65.6628	-37.8218
0			0.0097	0.0097	0.0194	158.0927	91.0614
II		TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0068	-0.1179	-0.1111	-903.9075	-520.6507
		10	0.0068	-0.0732	-0.0664	-540.1106	-311.1037
		5	0.0068	-0.0317	-0.0248	-201.8209	-116.2489
		0	0.0068	-0.0042	0.0027	21.9345	12.6343
III		TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0087	-0.1189	-0.1102	-896.7498	-516.5279
		10	0.0087	-0.0742	-0.0655	-532.9529	-306.9809
		5	0.0087	-0.0326	-0.0239	-194.6632	-112.1260
		0	0.0087	-0.0051	0.0036	29.0922	16.7571

Maneuver Limit at VD	I	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	-0.0072	-0.1205	-0.1277	-1450.7366	-835.6243
		10	-0.0072	-0.0772	-0.0844	-959.6467	-552.7565
		5	-0.0072	-0.0360	-0.0432	-491.3413	-283.0126
		0	-0.0072	-0.0072	-0.0144	-163.6071	-94.2377
	II	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0038	-0.1249	-0.1211	-985.0418	-567.3841
		10	0.0038	-0.0817	-0.0779	-633.4331	-364.8574
		5	0.0038	-0.0405	-0.0366	-298.1375	-171.7272
		0	0.0038	-0.0116	-0.0078	-63.4876	-36.5688
	III	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0069	-0.1257	-0.1188	-1349.6102	-777.3755
		10	0.0069	-0.0825	-0.0755	-858.5203	-494.5077
5		0.0069	-0.0413	-0.0343	-390.2150	-224.7638	
0		0.0069	-0.0124	-0.0055	-62.4808	-35.9889	

Go - Around 1.3 Vs	I	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0671	-0.0243	0.0427	42.9036	24.7125
		10	0.0671	0.0231	0.0902	90.5559	52.1602
		5	0.0671	0.0671	0.1341	134.7226	77.6002
		0	0.0671	0.0950	0.1621	162.7977	93.7715
	II	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0407	-0.0243	0.0163	132.8697	76.5329
		10	0.0407	0.0231	0.0638	518.8541	298.8600
		5	0.0407	0.0671	0.1077	876.6058	504.9249
		0	0.0407	0.0950	0.1357	1104.0144	635.9123
	III	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0231	-0.0243	-0.0013	-1.2631	-0.7275
		10	0.0231	0.0231	0.0462	46.3892	26.7202
5		0.0231	0.0671	0.0902	90.5559	52.1602	
0		0.0231	0.0950	0.1181	118.6310	68.3314	

Go - Around at Stick Shaker	I	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0402	0.0402	0.0805	54.7278	31.5232
		10	0.0402	0.0877	0.1279	86.9859	50.1038
		5	0.0402	0.1317	0.1719	116.8844	67.3254
		0	0.0402	0.1596	0.1998	135.8898	78.2725
	II	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0308	0.0402	0.0710	577.6485	332.7255
		10	0.0308	0.0877	0.1184	963.6330	555.0526
		5	0.0308	0.1317	0.1624	1321.3846	761.1175
		0	0.0308	0.1596	0.1904	1548.7933	892.1049
	III	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	-0.0072	0.0402	0.0330	22.4697	12.9425
		10	-0.0072	0.0877	0.0805	54.7278	31.5232
5		-0.0072	0.1317	0.1245	84.6263	48.7448	
0		-0.0072	0.1596	0.1524	103.6317	59.6918	

Landing Approach	I	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0671	-0.0243	0.0427	42.9036	24.7125
		10	0.0671	0.0231	0.0902	90.5559	52.1602
		5	0.0671	0.0671	0.1341	134.7226	77.6002
		0	0.0671	0.0950	0.1621	162.7977	93.7715
	II	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0407	-0.0243	0.0163	132.8697	76.5329
		10	0.0407	0.0231	0.0638	518.8541	298.8600
		5	0.0407	0.0671	0.1077	876.6058	504.9249
		0	0.0407	0.0950	0.1357	1104.0144	635.9123
	III	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0231	-0.0243	-0.0013	-1.2631	-0.7275
		10	0.0231	0.0231	0.0462	46.3892	26.7202
		5	0.0231	0.0671	0.0902	90.5559	52.1602
		0	0.0231	0.0950	0.1181	118.6310	68.3314

Maneuver at VA	I	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0473	-0.0640	-0.0168	-47.5998	-27.4175
		10	0.0473	-0.0164	0.0309	87.6530	50.4881
		5	0.0473	0.0277	0.0750	213.0364	122.7089
		0	0.0473	0.0557	0.1030	292.4869	168.4725
	II	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0259	-0.0640	-0.0381	-309.9620	-178.5381
		10	0.0259	-0.0164	0.0095	77.3893	44.5763
		5	0.0259	0.0277	0.0536	436.4753	251.4098
		0	0.0259	0.0557	0.0816	664.0142	382.4722
	III	TRIM	CHErh	CHElh	CHE	HME	FE (lbs)
		15	0.0145	-0.0640	-0.0496	-140.8302	-81.1182
		10	0.0145	-0.0164	-0.0020	-5.5774	-3.2126
		5	0.0145	0.0277	0.0422	119.8060	69.0082
		0	0.0145	0.0557	0.0701	199.2565	114.7718