

LAPORAN KERJA PRAKTEK

PERANCANGAN SISTEM KENDALI OTOMATIK *ALTITUDE*
HOLDER UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) MEDIUM
ALTITUDE LONG ENDURANCE (MALE) DENGAN
CONTROLLER PID
DI PT DIRGANTARA INDONESIA

Diajukan untuk memenuhi persyaratan kelulusan
Mata Kuliah Kerja Praktek



Oleh :
Banu Maheswara

I0717010

PROGRAM STUDI TEKNIK ELEKTRO
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS SEBELAS MARET SURAKARTA
2020

HALAMAN PENGESAHAN

PERANCANGAN SISTEM KENDALI OTOMATIK *ALTITUDE* *HOLDER UNMANNED AERIAL VEHICLE* (UAV) MEDIUM ALTITUDE LONG ENDURANCE (MALE) DENGAN CONTROLLER PID DI PT DIRGANTARA INDONESIA

Oleh :

Banu Maheswara

I0717010

Koordinator Kerja Praktek

Dosen Pembimbing

Jaka Sulistya Budi, S.T.

NIP. 196710191999031001

Hari Maghfiroh M.Eng.

NIP. 199104132018031001

Ketua Program Studi

Teknik Elektro

Feri Adriyanto, S.Si., M.Si., Ph.D.

NIP. 196801161999031001

HALAMAN PENGESAHAN INDUSTRI



Telah disetujui dan disahkan oleh

PT DIRGANTARA INDONESIA (IAe)

Bandung, Maret 2020

**PERANCANGAN SISTEM KENDALI OTOMATIK *ALTITUDE*
HOLDER UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) MEDIUM
ALTITUDE LONG ENDURANCE (MALE) DENGAN
CONTROLLER PID
DI PT DIRGANTARA INDONESIA**

Menyetujui :

PEMBIMBING

SUPERVISOR AERODINAMIKA

PT.DIRGANTARA INDONESIA

Erik Yudistira

NIK. 190088

Yitno Dwi Astoto

NIK. 920572

Mengetahui,

MANAJER DEPARTEMEN AERODINAMIKA

PT. DIRGANTARA INDONESIA

u3.

D.Junitu Tikupasang

NIK. 930895

Banu Maheswara

PERANCANGAN SISTEM KENDALI OTOMATIK *ALTITUDE HOLDER UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) MEDIUM ALTITUDE LONG ENDURANCE (MALE)* DENGAN *CONTROLLER PID*

ABSTRAK

Pesawat Udara Nir Awak dengan jenis Medium Altitude Long Endurance (PUNA MALE) adalah pesawat tanpa awak yang sedang dikembangkan oleh PTDI dan BPPT serta melibatkan pihak lainnya. Pesawat ini memungkinkan untuk dikendalikan secara otomatis maupun manual. Pesawat PUNA MALE ini dirancang untuk misi pengawasan (*surveillance*), Pengintaian (*reconnaissance*), dan pertempuran (*combat*). Sistem misi dikendalikan oleh pilot dan operator yang ada di *Ground Control Station* (GCS) melalui komunikasi jaringan data (*data link*) baik secara *Line-of-sight* (LOS) maupun *Beyond Line-of-Sight* (BLOS/SatCom). Pesawat ini memiliki bentuk V-tail dengan mesin *4-stroke engine* dan baling sebanyak 2 bilah. Laporan Kerja Praktek ini adalah tahap awal (*preliminary design*) untuk merancang sistem kendali ketinggian dengan metode *Proportional Integrall Derivative* (PID) yang disimulasikan pada software MATLAB / Simulink pada matra sumbu longitudinal dengan kecepatan pesawat dan juga ketinggian pada 1000 m dan 2000 m dengan kecepatan 100 knots dan 120 knots. Setelah dilakukan analisis pada semua kondisi menggunakan *Controller* PID, didapatkan hasil yang menunjukkan waktu mencapai *steady state* yang cukup lama.

Kata kunci : Penjaga ketinggian. *Controller* PID, Sistem misi, MATLAB

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicle with a type of Medium Altitude Long Endurance (PUNA MALE) is an unmanned aircraft that is being developed by PTDI and BPPT as well as using other company. This aircraft can be used automatically/manual. This PUNA MALE aircraft is designed for surveillance, reconnaissance and battle missions. The mission system is controlled by pilots and operators on the Ground Control Station (GCS) through data communication (data links) both through Line-of-sight (LOS) and Transcending Line-of-Sight (BLOS / SatCom). This aircraft has a V-tail shape with a 4-stroke engine and 2 blades propeller. This report is a preliminary work (initial design) to design control system with the Proportional Integral Derivative (PID) method which is simulated in MATLAB / Simulink software on the longitudinal axis, with altitude of aircraft of 1000 m and 2000 m, also velocity of aircraft of 100 knots and 200 knots. After analyzing all conditions using the PID controller, the results show that the time to reach the steady state is quite long.

Key words: Altitude Holder, Controller PID, Mission System, Matlab

KATA PENGANTAR

Puji syukur kehadirat Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat dan barokahnya sehingga penulis dapat menyelesaikan Laporan Kerja Praktek dengan judul “Perancangan Sistem Kendali Otomatik *Altitude Holder Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) Medium Altitude Long Endurance (MALE) Dengan *Controller* PID” dengan lancar dan tepat waktu. Laporan Kerja Praktek ini disusun untuk memenuhi salah satu syarat dalam memperoleh kelulusan Mata Kuliah Kerja Praktek pada Program Studi Teknik Elektro Universitas Sebelas Maret Surakarta.

Dalam penyusunan Laporan Kerja Praktek ini penulis telah mendapatkan banyak dukungan dan bantuan dari berbagai pihak. Penulis mengucapkan terima kasih kepada:

1. Bapak Feri Adriyanto, Ph.D., selaku Kepala Program Studi Teknik Elektro UNS.
2. Bapak Hari Maghfiroh, M.Eng., selaku dosen pembimbing yang telah memberikan pengarahan dan bimbingan kepada penulis.
3. Bapak D. Junitu Tikupasang selaku Manajer Departemen TC-2000 (Aerodynamics) yang memperkenalkan penulis melakukan Kerja Praktek di bidang TC-2200 (Stability and Control).
4. Bapak Erik Yudistira selaku pembimbing Kerja Praktek yang telah memberikan ilmu, pengarahan, dan bimbingan selama Kerja Praktik berlangsung.
5. Ibu Asih yang telah memberikan kesempatan dan pemahaman mengenai Kerja Praktek di PT Dirgantara Indonesia.
6. Mahasiswa dari ITS sebagai teman diskusi untuk membantu pengerjaan laporan kerja praktik ini.
7. Keluarga dan teman-teman yang telah mencurahkan semangat tiada henti.
8. Dan semua pihak yang membantu, yang tidak bisa disebut satu-persatu.

Penulis menyadari sepenuhnya bahwa Laporan Kerja Praktek ini masih jauh dari sempurna. Saran dan kritik yang bersifat membangun sangat penulis harapkan. Demikian Laporan Kerja Praktek ini penulis susun dengan harapan dapat bermanfaat bagi penulis dan pembaca.

Bandung, 5 Maret 2020

Penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
HALAMAN PENGESAHAN.....	ii
ABSTRAK	iv
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI.....	vi
DAFTAR GAMBAR	viii
DAFTAR TABEL	ix
DAFTAR NOTASI	x
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Tujuan	2
1.3 Manfaat	2
1.4 Waktu dan Tempat Pelaksanaan KP	2
BAB II PROFIL PERUSAHAAN	3
2.1 Sejarah Perusahaan.....	3
2.2 Visi dan Misi Perusahaan.....	6
2.3 Logo Perusahaan	7
2.4 Budaya Kerja.....	7
2.5 Struktur Organisasi PT. Dirgantara Indonesia	8
2.6 Produk dan Jasa PT.Dirgantara Indonesia	10
BAB III TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI	12
3.1 Flight Control.....	12
3.1.1 Primary Flight Control	12
3.1.2 Secondary Flight Control	14

3.1.3	Auxiliary Flight Control	15
3.2	Persamaan Gerak Longitudinal	17
3.3	Parameter Tanggapan Sebuah Sistem	20
3.4	PID Controller	22
3.5	Pemodelan Sensor dan Aktuator	23
BAB IV HASIL DAN PELAKSANAAN KERJA PRAKTEK		25
4.1	Data	25
4.2	Pemodelan Plant.....	26
4.3	Pemodelan Feedback.....	27
4.4	Pemodelan Diagram Kendali	28
4.5	Hasil PID <i>Controller</i>	31
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN.....		36
5.1	Kesimpulan	36
5.2	Saran.....	36
DAFTAR PUSTAKA		37
LAMPIRAN		38

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Logo Perusahaan PT. Dirgantara Indonesia	7
Gambar 2. 2 Struktur Organisasi PT. Dirgantara Indonesia	8
Gambar 2. 3 Struktur Organisasi Divisi Pusat Teknologi.....	10
Gambar 3. 1 Sumbu Putar pada Pesawat	12
Gambar 3. 2 Gerakan pesawat berbentuk ruddervator.....	13
Gambar 3. 3 Bentuk pesawat dari UAV MALE	14
Gambar 3. 4 Jenis jenis Tab	14
Gambar 3. 5 Flap dan Slat.....	16
Gambar 3. 6 Spoilers.....	16
Gambar 3. 7 Bentuk sebuah sinyal respon transien	20
Gambar 3. 8 Tolak ukur pengukuran respon transien	21
Gambar 4. 1 <i>Altitude Holder</i>	28
Gambar 4. 2 Altitude Estimator	29
Gambar 4. 3 Pitch Holder.....	29
Gambar 4. 4 Pitch Damper.....	30
Gambar 4. 5 MALE and <i>system and feedback</i>	30
Gambar 4. 6 PID titik perancangan 1	31
Gambar 4. 7 PID titik perancangan 2.....	32
Gambar 4. 8 PID titik perancangan 3.....	33
Gambar 4. 9 PID titik perancangan 4.....	34

DAFTAR TABEL

Tabel 3. 1 Persamaan Turunan Stabilitas Longitudinal Dimensional.....	18
Tabel 4. 1 Data Geometrik dan Koefisien Karakteristik Longitudinal NonDimensional UAV MALE	25
Tabel 4. 2 Titik Perancangan yang diamati.....	26
Tabel 4. 3 Perhitungan Tekanan Dinamis	26
Tabel 4. 4 Perhitungan rumus turunan stabilitas longitudinal.....	27
Tabel 4. 5 Data sensor	28
Tabel 4. 6 Nilai PID dan N titik perancangan 1	31
Tabel 4. 7 Nilai PID dan N titik perancangan 2	32
Tabel 4. 8 Nilai PID dan N titik perancangan 3	33
Tabel 4. 9 Nilai PID dan N titik perancangan 4	34

DAFTAR NOTASI

\bar{q}_1	Tekanan Dinamik
$CD_{\dot{\alpha}}$	Variasi koefisien <i>drag</i> pesawat dengan laju perubahan sudut serang
CD_{δ_e}	Variasi koefisien <i>drag</i> pesawat dengan sudut defleksi elevator
CD_q	Variasi koefisien <i>drag</i> pesawat dengan laju perubahan sudut <i>pitch</i>
CD_u	Variasi koefisien <i>drag</i> pesawat dengan kecepatan
CD_{α}	Variasi koefisien <i>drag</i> pesawat dengan sudut serang
CD_1	Variasi koefisien <i>drag</i> pesawat pada keadaan tunak
$CL_{\dot{\alpha}}$	Variasi koefisien <i>lift</i> pesawat dengan laju perubahan sudut serang
CL_{δ_e}	Variasi koefisien <i>lift</i> pesawat dengan sudut defleksi elevator
CL_q	Variasi koefisien <i>lift</i> pesawat dengan laju perubahan sudut <i>pitch</i>
CL_u	Variasi koefisien <i>lift</i> pesawat dengan kecepatan
CL_{α}	Variasi koefisien <i>lift</i> pesawat dengan sudut serang
CL_1	Variasi koefisien <i>lift</i> pesawat pada keadaan tunak
CT_{x_u}	Variasi koefisien <i>thrust</i> pesawat pada sumbu x dengan kecepatan
CT_{x_1}	Variasi koefisien <i>thrust</i> pesawat pada sumbu x pada keadaan tunak
CmT_u	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat akibat <i>thrust</i> dengan kecepatan
CmT_{α}	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat akibat <i>thrust</i> dengan sudut serang
CmT_1	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat akibat <i>thrust</i> dalam keadaan tunak
$Cm\dot{\alpha}$	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat dengan laju perubahan sudut serang
$Cm\delta_e$	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat dengan sudut defleksi elevator
Cm_q	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat dengan laju perubahan sudut <i>pitch</i>
Cm_u	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat dengan kecepatan
Cm_{α}	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat dengan sudut serang
Cm_1	Variasi koefisien momen <i>pitch</i> pesawat pada keadaan tunak
I_{yy}	Momen inersia pesawat
MT_u	Akselerasi sudut <i>pitch</i> per unit kecepatan akibat <i>thrust</i>
MT_{α}	Akselerasi sudut <i>pitch</i> per unit sudut serang akibat <i>thrust</i>
$M\dot{\alpha}$	Akselerasi sudut <i>pitch</i> per unit laju perubahan sudut serang
$M\delta_e$	Akselerasi sudut <i>pitch</i> per unit defleksi elevator
M_q	Akselerasi sudut <i>pitch</i> per unit laju perubahan sudut <i>pitch</i>
M_u	Akselerasi sudut <i>pitch</i> per unit kecepatan
M_{α}	Akselerasi sudut <i>pitch</i> per unit sudut serang
U_1	Kecepatan pesawat dalam keadaan tunak
XT_u	Akselerasi horizontal <i>pitch</i> per unit kecepatan akibat <i>thrust</i>
$X\delta_e$	Akselerasi horizontal <i>pitch</i> per unit defleksi elevator
X_u	Akselerasi horizontal <i>pitch</i> per unit kecepatan
X_{α}	Akselerasi horizontal <i>pitch</i> per unit sudut serang
$Z\dot{\alpha}$	Akselerasi vertikal <i>pitch</i> per unit laju perubahan sudut serang
$Z\delta_e$	Akselerasi vertikal <i>pitch</i> per unit defleksi elevator

Z_q	Akselerasi vertikal <i>pitch</i> per unit laju perubahan sudut <i>pitch</i>
Z_u	Akselerasi vertikal <i>pitch</i> per unit kecepatan
Z_α	Akselerasi vertikal <i>pitch</i> per unit sudut serang
\bar{c}	<i>Mean grometric chord</i>
$\dot{\alpha}$	Laju perubahan sudut serang
δ_e	Defleksi elevator
θ_1	Sudut <i>pitch</i> pesawat pada keadaan tunak
ω_n	Frekuensi natural tanpa redaman
S	Luas area
V	Elemen volume pesawat
q	Sudut
T	Satuan waktu
α	Sudut serang
ζ	Koefisien redaman
θ	Sudut <i>pitch</i>
ρ	Massa jenis

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Era globalisasi menuntun setiap negara untuk memiliki ilmu pengetahuan dan teknologi (IPTEK) yang maju. Tentunya ilmu pengetahuan dan teknologi yang maju dapat didapat dari sumber daya manusia yang berkualitas. Indonesia sebagai negara berkembang harus tetap bisa bersaing dalam pengembangan sumber daya manusia. Salah satunya dengan pendidikan yang berkualitas juga. Salah satu sarana yang dapat digunakan yaitu lembaga pendidikan tinggi. Universitas Sebelas Maret (UNS) merupakan salah satu pendidikan tinggi yang lulusannya diharapkan memiliki keahlian dan keterampilan yang dibutuhkan. Oleh karena itu, mata kuliah Kerja Praktek (KP) dibutuhkan karena pada matakuliah ini diharapkan mahasiswa mampu memiliki wawasan yang lebih terkait ilmu yang nantinya diterapkan di lapangan dan juga dapat mengaplikasikan ilmu yang sudah dipelajari selama perkuliahan. Salah satu bidang studi yang telah dipelajari selama perkuliahan yaitu Teknik Kendali dan Teknik Kendali Lanjut.

PT. Dirgantara Indonesia (Persero) merupakan salah satu industri strategis yang mampu memenuhi kebutuhan alat utama sistem persenjataan kedirgantaraan serta alat transportasi udara. PT Dirgantara Indonesia ini juga memproduksi berbagai jenis pesawat seperti udara, helikopter, serta menyediakan pelatihan dan jasa pemeliharaan pesawat. Salah satu pesawat yang sedang dikembangkan yaitu Pesawat Udara Nir Awak dengan jenis Medium Altitude Long Endurance (PUNA MALE). Pesawat ini merupakan pesawat tanpa awak berbentuk *V-tail* atau *ruddercopter*. Pesawat ini tentunya harus mengalami berbagai pengujian sebelum melakukan uji terbang. Karakteristik pesawat dari hasil perhitungan harus baik. Simulasi gerak dan pengendalian UAV harus dilakukan karena UAV harus mampu menstabilkan diri apabila terjadi gangguan. UAV harus dapat dibawa dan dijaga pada ketinggian tertentu sehingga menjalankan misi dengan baik. Oleh karena itu, dalam laporan kerja praktek ini dilaksanakan perancangan sistem kendali otomatis penjaga ketinggian dari UAV MALE dengan metode kendali PID. Perancangan

sistem ini mengacu pada data penerbangan yang disediakan PT. Dirgantara Indonesia. Divisi yang dapat menunjang laporan ini yaitu divisi *Stability and Control*.

1.2 Tujuan

1. Mampu melaksanakan suatu kegiatan industri sehingga memiliki wawasan dan pengetahuan untuk mempersiapkan diri berperan dalam dunia industri.
2. Sebagai sarana pembelajaran sosialisasi dalam lingkungan dunia kerja.
3. Memahami tentang cara perancangan sistem kendali otomatis penjaga ketinggian terbang UAV MALE dengan *Controller* PID.
4. Dapat melakukan simulasi pengendalian dengan MATLAB/Simulink.

1.3 Manfaat

1. Mengetahui langkah-langkah dari perancangan sistem kendali otomatis penjaga ketinggian terbang UAV MALE dengan *Controller* PID.
2. Sebagai salah satu tahap *preliminary design* dalam bidang *Stability and Control*.

1.4 Waktu dan Tempat Pelaksanaan KP

Kerja Praktek dilaksanakan pada tanggal 5 Februari 2020 hingga 5 Maret 2020 di PT. Dirgantara Indonesia, Bandung, Jawa Barat.

BAB II

PROFIL PERUSAHAAN

2.1 Sejarah Perusahaan

Memiliki industri pesawat terbang merupakan salah satu kebanggaan bagi bangsa Indonesia. Keberadaan PT Dirgantara Indonesia (PTDI) menjadi perhatian berbagai pihak, baik itu dalam maupun luar negeri. Ini disebabkan kiprahnya menjadi salah satu industri strategis yang mampu memenuhi kebutuhan alat utama sistem persenjataan kedirgantaraan serta alat transportasi udara. Bukan waktu yang singkat serta banyak catatan penting yang harus digaris bawahi selama 36 tahun (hampir empat dekade) untuk bahan pembelajaran bagi generasi yang akan datang. PTDI memiliki empat lokasi terpisah dengan luas 80 Ha, yaitu:

1. Manufacturing, Assembly Pesawat, Engineering Design, Bandung.
2. Perkantoran, Jakarta.
3. Tasikmalaya, dan
4. Batu Poron, Madura.

Zaman Kolonial (Pra Kemerdekaan). Indonesia mulai “bersentuhan” dengan teknologi pesawat terbang tercatat tahun 1904. Di era Pemerintahan Hindia Belanda tahun 1918, pembuatan pesawat mirip AVRO 504 buatan Kanada telah dirancang bangun di pabrik pesawat terbang Sukamiskin (sekarang Penjara Sukamiskin) Bandung di bawah pimpinan Ir. D. S. Gaastra. Pemerintahan Belanda menetapkan Kampung Andir sebagai lokasi lapangan terbang baru menggantikan lapangan terbang Sukamiskin pada tahun 1920, dan diresmikan pada 26 Oktober 1925. Perusahaan Penerbangan Kerajaan Hindia Belanda (KNILM) membuka rute Batavia (Jakarta) – Bandung pada 1 November 1930.

Kemudian seorang Belanda bernama Laurents Walraven, membuat 12 pesawat terbang yang meniru seri de Haviland DH9 tahun 1928. Penguasa Cina bernama Khouw Khe Hien, pemilik toko “Merbaboe”, menjadi orang pertama yang memesan pesawat bermesin ganda buatan Walraven tersebut untuk kepentingan usahanya pada Maret 1934. Walraven dan Pattist merancang pesawat terbang bersayap rendah yang dilengkapi dengan dua mesin Poby 90 masing-masing

berkekuatan 90 dayakuda. Pesawat tersebut kemudian dirakit oleh Achmad bin Talim dan rekan-rekannya dan diberi nama W2. Penerbangan perdana W2 oleh Letnan Terluin pada tanggal 4 Januari 1935. Pada tanggal 9 Desember 1935, pasangan Khouw – Terluin lepas landas dari Lapangan Terbang Andir Bandung menuju Eropa melewati Batavia.

Keberhasilan W2 terbang ke Eropa mendorong Khouw berpetualang ke daratan China pada April-Mei 1936 untuk mendirikan pabrik pesawat terbang Sukamiskin, Bandung. Namun rencana memproduksi W3 dengan empat penumpang yang merupakan generasi selanjutnya dari W2 tidak terwujud baik di Bandung maupun China. Khouw Khe Hien tewas saat mengikuti suatu uji coba terbang pesawat terbang pembom Glenn Martin yang jatuh di Halim Perdana Kusuma, Jakarta Timur pada Februari 1938. Sedangkan Laurents Walraven meninggal karena penyakit disentri saat berlayar menggunakan Kapal Laut Takoma Maru pada November 1942.

Zaman Perang Kemerdekaan. Tahun 1945, Awal Kebangkitan Kedirgantaraan Indonesia. Geliat utama yang terjadi di ranah kedirgantaraan pada masa perang kemerdekaan adalah merebut dan mempertahankan kemerdekaan. Sosok Komodor Udara Agustinus Adisutjipto dari AOERI (Angkatan Udara Republik Indonesia), merupakan salah satu tokoh kedirgantaraan yang memodifikasi dan menguji pesawat Cureng (Nishikoren) peninggalan Jepang, menjadi pesawat tempur serang darat. Penerbangan perdananya dilakukan Oktober 1945 di Tasikmalaya, dan tercatat sebagai penerbangan pertama pesawat berbendera merah putih oleh penerbang putra asli Indonesia.

Tahun 1946 – 1948, Lahirnya Para Pelopor Kedirgantaraan. Pada periode 1946 – 1948, pelopor kedirgantaraan yang telah merintis pembuatan pesawat terbang sejak tahun 1946 antara lain adalah Wiweko Supono, Nurtanio Pringgoadisurjo, dan Sumarsono. Mereka bekerja di Biro Perencana Kontruksi Pesawat di lingkungan Tentara Republik Indonesia Angkatan Udara (TRI AU) di Madiun, yang kemudian dipindahkan ke Andir, Bandung. Hasil rancang bangun biro tersebut antara lain pesawat layang jenis Zogling dan Nurtanio-Wiweko Glider (NWG). Kemudian pada tahun 1948 membuat Wiweko Experimental Light Plane (WEL X/RIX-1).

Zaman Pasca Perang Kemerdekaan. Tahun 1953 – 1966, Pembangunan Industri Dirgantara : Nurtanio Sang Pelopor. Semangat kedirgantaraan Bangsa Indonesia sudah semakin nyata mencuat pada tahun 1953, ditandai dengan didirikannya Seksi Percobaan untuk menangani pengembangan pesawat terbang. Tahun 1957, seksi ini diubah menjadi Sub Depot Penyelidikan yang dipimpin oleh Mayor Udara Nurtanio Pringgoadisurjo, kelahiran 3 Desember 1923 di Kandangan (Kalimantan Selatan), dan juga merangkap sebagai supervise Komando Depot Perawatan Teknik Udara (sekarang Koharmatau – Komando Pemeliharaan Materiil TNI AU). Kemudian pada tahun 1960, Sub Depot ini ditingkatkan statusnya menjadi Lembaga Persiapan Industri Penerbangan (LAPIP).

Tahun 1965 LAPIP berubah menjadi Komando Pelaksana Persiapan Industri Pesawat Terbang (KOPELAPIP). Saat itu Laksamana Madya Udara Omar Dhani menjabat sebagai Menteri Panglima Angkatan Udara (Meng-Pangau). KOPELAPIP merencanakan proyek Pemerintah Indonesia untuk membuat pesawat terbang komersial, bekerjasama dengan Fokker (pabrik pesawat terbang Belanda). Tahun 1966, KOPELAPIP bergabung dengan Perusahaan Negara Industri Pesawat Terbang Berdikari, menjadi Lembaga Industri Penerbangan Nurtanio (LIPNUR). Pesawat hasil produksi LIPNUR antara lain Si Kumbang, Belalang 85/90, Super Kunang, LT200 dan Gelatik/ PZL. Wilga Gelatik dibuat dengan lisensi dari Ceko-Polandia.

Nurtanio telah berhasil membuat sejumlah pesawat, antara lain Kunang. Kunang adalah pesawat olah raga dari kayu yang digerakkan mesin VW dan dibuat di garasi mobil, serta berhasil mengelilingi Pulau Jawa. Dengan pesawat ini, Nurtanio ingin meyakinkan bahwa bangsa Indonesia tidak hanya bisa menerbangkan pesawat, tetapi mampu pula membuat pesawat sendiri. Nurtanio di kemudian hari memperoleh gelar Doctor Honoris Causa dalam Aeronautical Engineering dari Far East Aero Technical Institute, Filipina. Nurtanio juga pernah menjadi Liaison Officer Lembaga Pembangunan Nasional, Ketua Penasehat Ilmiah Markas Besar TNI AU, anggota Dewan Teknologi & Riset Industri, serta Direktur Jenderal Lembaga Penerbangan & Angkasa Luar Nasional (LAPAN). Beliau gugur bersama Pangkorud II Kolonel Penerbang Supadio dalam uji terbang suatu pesawat yang bukan buatan Indonesia pada tanggal 22 Maret 1966.

Berikut adalah faktor yang mendasar yang menjadi pertimbangan Pemerintah Indonesia untuk mendirikan Industri Pesawat Terbang Nurtanio:

1. Sebagai sarana pemenuhan kebutuhan alat utama sistem persenjataan untuk pertahanan dan keamanan bagi bangsa Indonesia. Dengan memiliki sarana ini diharapkan setahap demi setahap bangsa Indonesia mampu menjadi mandiri sehingga tidak tergantung pada bangsa lain.
2. Sebagai sarana pemenuhan kebutuhan transportasi udara yang peranannya sangat penting untuk peningkatan pertumbuhan ekonomi nasional, karena pesawat terbang dapat menghubungkan semua titik wilayah NKRI yang terbentang dari Sabang sampai Merauke.
3. Sebagai sarana untuk penguasaan teknologi tinggi dan mutakhir, dengan penguasaan teknologi tersebut diharapkan akan menumbuhkan ratusan industri pendukung yang akan menyerap banyak tenaga kerja bangsa Indonesia (Utama, 2013).

2.2 Visi dan Misi Perusahaan

1. Visi

Menjadi Pemimpin Pasar Pesawat Turboprop Kelas Menengah Dan Ringan Serta Menjadi Acuan Dari Perusahaan Dirgantara Di Wilayah Asia Pasifik Dengan Mengoptimalkan Kompetensi Industri Dan Komersial Terbaik.

2. Misi

Misi dari PT. Dirgantara Indonesia adalah :

1. Sebagai pusat kompetensi dalam industri kedirgantaraan dan misi militer serta untuk aplikasi non-aerospace yang relevan.
2. Sebagai pemain kunci di industri global yang memiliki aliansi strategis dengan industri kedirgantaraan kelas dunia lainnya.
3. Memberikan produk dan jasa yang kompetitif dalam hal kualitas dan biaya.

2.3 Logo Perusahaan



Gambar 2. 1 Logo Perusahaan PT. Dirgantara Indonesia

Sumber : indonesian-aerospace.com

- a. Warna biru angkasa melambangkan langit tempat pesawat terbang.
- b. Sayap pesawat terbang sebanyak 3 buah, melambangkan fase PT. Dirgantara Indonesia yaitu : PT .Industri Pesawat Terbang Nurtanio, PT. Industri Pesawat Terbang Nusantara, dan PT. Dirgantara Indonesia.
- c. Pada ukuran pesawat terbang yang semakin membesar melambangkan keinginan PT. DI untuk menjadi perusahaan dirgantara yang semakin membesar di setiap fasenya.
- d. Lingkaran melambangkan bola dunia dimana PT. DI ingin menjadi perusahaan kelas dunia.

2.4 Budaya Kerja

Di tempat kerja ini terdapat budaya 5R yang terpampang di dinding kantor. Budaya kerja itu antara lain :

1. Ringkas

Memisahkan dan menyingkirkan barang yang tidak perlu dari tempat kerja.

2. Rapi

Mengatur dan menyusun tata letak peralatan dan perlengkapan kerja, agar selalu siap diperlukan.

3. Resik

Membersihkan tempat kerja dan senantiasa melaksanakan kebersihan.

4. Rawat

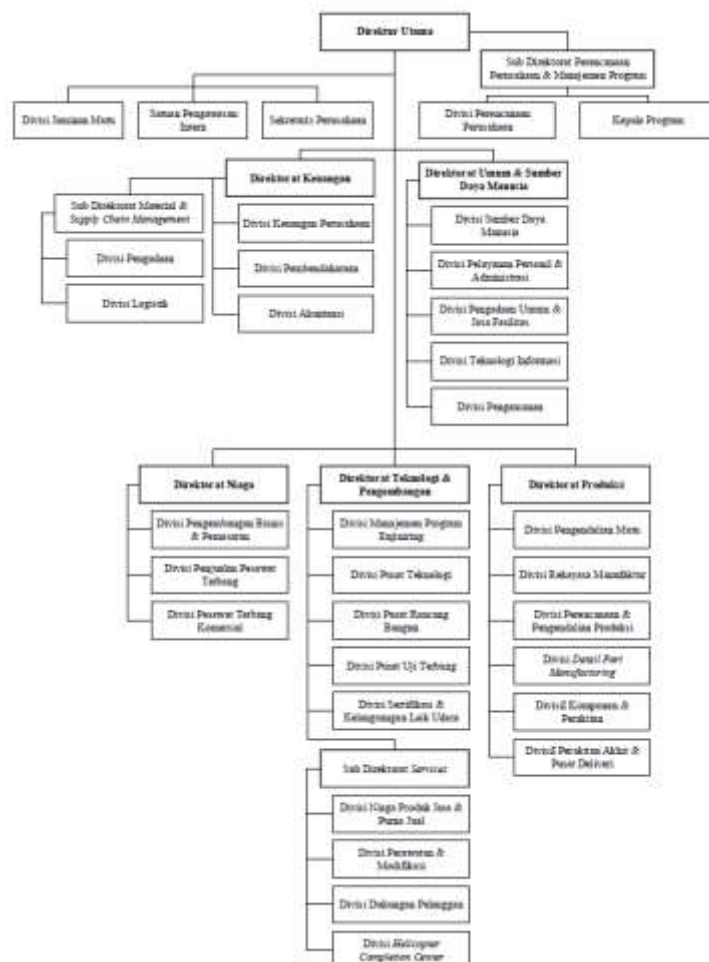
Mempertahankan Ringkas, Rapi, dan Resik.

5. Rajin

Menjadikan sebagai kebiasaan.

2.5 Struktur Organisasi PT. Dirgantara Indonesia

Struktur organisasi merupakan suatu mekanisme formal yang dapat menunjukkan kerangka dan wujud suatu organisasi dan pola hubungan antara fungsi atau antara bagian yang satu dengan bagian yang lain. Struktur organisasi yang ditunjukkan dalam bentuk bagan yang sifatnya statis yang terdiri dari kotak-kotak aktivitas atau kotak jabatan dan garis tata hubungan. Melalui penggambaran struktur organisasi, dapat ditunjukkan bahwa pencapaian sasaran perusahaan adalah dengan menentukan pekerjaan yang berbeda-beda mulai dari level yang terendah samapi level yang tertinggi. Tujuannya dalah memberikan kepastian dalam koordinasi dan pengawasan sehingga dapat mencegah terjadinya konflik. Berikut ini merupakan struktur organisasi secara keseluruhan di PT. Dirgantara Indonesia.



Gambar 2. 2 Struktur Organisasi PT. Dirgantara Indonesia

Sumber : Divisi PSDM, PT Dirgantara Indonesia (2019)

Secara Umum Departemen Aerodinamika memiliki peranan untuk mengevaluasi karakter aerodinamika yang harus dipenuhi bagi produk-produk yang akan diproduksi oleh PT. Dirgantara Indonesia. Data yang telah dipersiapkan tersebut kemudian diserahkan kepada departemen lain untuk diolah sehingga mendapatkan nilai-nilai yang dibutuhkan untuk proses peerancangan / pengembangan pada produk tersebut. Departemen ini dibagi menjadi empat bidang yang memiliki tugasnya masing-masing sebagai berikut ini :

1. Aerodinamika Konfigurasi & Analisis

Bidang ini bertugas untuk melakukan proses evaluasi karakter aerodinamika yang terkait pada pesawat terbang yang akan diproduksi oleh PT Dirgantara Indonesia. Dengan menggunakan *software* tertentu, bidang ini mampu memprediksi karakter aerodinamik yang dibutuhkan oleh pesawat terbang. Koefisien koefisien yang dihasilkan dari *software* akan dikirim ke bidang Dinamika Terbang dan Kendali & bidang Prestasi Terbang Pesawat.

2. Dinamika Terbang & Kendali

Bidang ini bertugas untuk melakukan proses identifikasi dari koefisien koefisien dinamika yang telah dihasilkan dari proses evaluasi karakter aerodinamika di bidang Aerodinamika Konfigurasi dan Analisis. Identifikasi koefisien pada dinamika terbang dan kendali menggunakan *software* lalu data hasil akan dikirim ke bidang Eksperimental Aero.

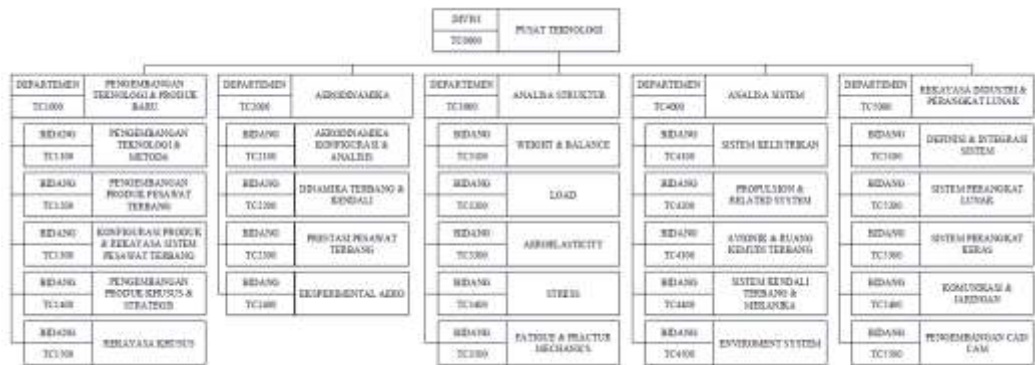
3. Prestasi Pesawat Terbang

Bidang ini bertugas untuk melakukan proses identifikasi dari koefisien koefisien dinamika yang telah dihasilkan dari proses evaluasi karakter aerodinamika di bidang Aerodinamika Konfigurasi dan Analisis. Identifikasi koefisien pada prestasi pesawat terbang (*flight performance*) menggunakan *software* lalu data hasil akan dikirim ke bidang Eksperimental Aero.

4. Eksperimental Aero

Bidang ini bertugas untuk melakukan proses validasi data koefisien koefisien dinamika yang telah dihasilkan dari proses identifikasi

koefisien di bidang Dinamika Terbang dan Kendali & bidang Prestasi Terbang Pesawat. Validasi koefisien pada menggunakan pengujian *wind tunnel*. Data hasil *wind tunnel* akan dikirim ulang untuk memperbaharui data di bidang Aerodinamika Konfigurasi dan Analisis.



Gambar 2. 3 Struktur Organisasi Divisi Pusat Teknologi

Sumber : Divisi PSDM, PT Dirgantara Indonesia (2019)

2.6 Produk dan Jasa PT.Dirgantara Indonesia

Bisnis utama PTDI adalah memproduksi pesawat, komponen, rancang bangun, pengembangan teknologi dan perawatan (Utama, 2013).

Untuk Produk Pesawat adalah:

- CN235-220 (diserahkan 59 unit, dalam proses produksi tiga unit).
- NC212-400 (diserahkan 10 unit).
- Helikopter BELL412EP (kontrak tujuh unit, opsi 23 unit).
- Helikopter NAS-332CI (diserahkan 20 unit).
- *Integrated Logistic Support* (ILS) dan Dukungan Pelanggan.

Untuk komponen *airframe* pesawat:

- Airbus A380/ A320/ A321/ A340/ A350.
- Boeing B-474/ B-777/ B-787.
- Eurocopter MK-2 EC225/ EC725.
- Airbus Military C212-400/ CN235/ C295.

Untuk perawatan: Pemeliharaan, *overhaul*, perbaikan, alterasi, dan MORA, yang meliputi semua produk PTDI:

- CN235, Bell412, BO105, NC212, NAS332.
- Pesawat Boeing B737-200/ 300/ 400/ 500, Airbus A320, Foker F100/ F27.
- *General Aviation – Aircraft Spares Distributor.*

Untuk merancang bangun meliputi *engineering*, sistem teknologi informasi, dan sistem senjata:

- Jasa sertifikasi untuk semua produk PTDI.
- Jasa allterasi disain untuk pesawat terbang melalui Direktorat AS.
- Kustomisasi disain Direktorat AI dan pengembangan pesawat baru
- Integrasi disain untuk roket FFAR dan SUT (*Surface Underwater Target*) torpedo.

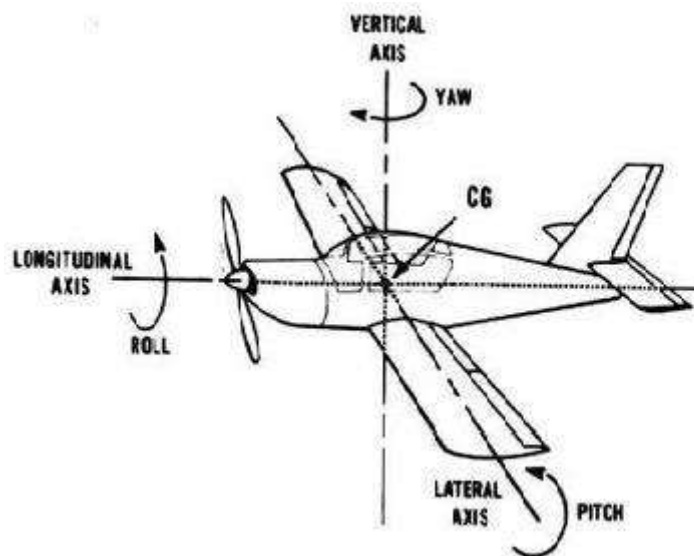
BAB III

TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

3.1 Flight Control

Flight Control adalah salah satu sistem dalam pesawat terbang untuk mengendalikan pesawat selama terbang. *Flight Control* sendiri terbagi menjadi 3 kelompok utama yaitu : *Primary Flight Control*, *Secondary Flight Control*, dan *Auxillary Flight Control*. Pada pesawat terbang juga dikenal tiga macam gerakan dasar berupa : gerakan naik turun (*pitching*), gerakan berguling (*rolling*), dan gerakan berputar (*yawing*). (Dhani, 2017). *Control Surface* pada pesawat *fixed wing* memiliki prinsip yang sama, baik *conventional fixed wing* maupun *v-tail fixed-wing*. UAV MALE merupakan pesawat nir awak yang memiliki konfigurasi *v-tail*. Terdapat tiga sumbu pengendalian pesawat oleh kendali permukaan: yaitu sumbu lateral, longitudinal, dan vertikal.

3.1.1 Primary Flight Control



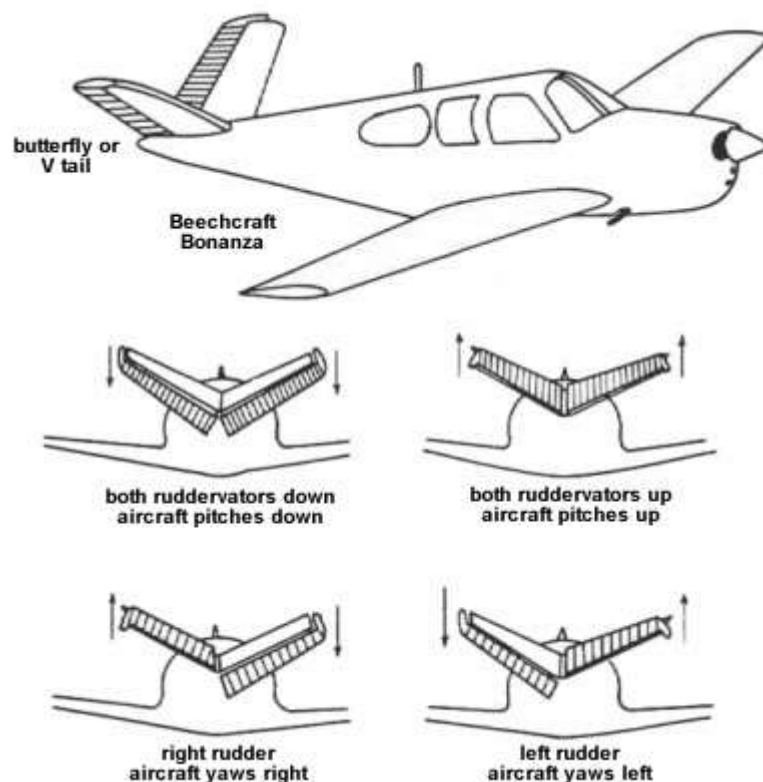
Gambar 3. 1 Sumbu Putar pada Pesawat

Sumbu : Wiratama (2016)

Primary surface terdiri dari *aileron*, *elevator* dan *rudder*. *Aileron* dipasang di bagian *trailing edge* sayap, berfungsi mengontrol gerakan miring (*banking*) belok (*turning*) dan berputar dengan tumpuan sumbu longitudinal (*rolling*).

Pergerakan antara *aileron* kanan dan kiri arahnya saling berlawanan. *Elevator* dipasang di *horizontal stabilizer*, berfungsi mengontrol gerakan *pitching* (*nose up and down*) dengan tumpuan sumbu lateral. *Rudder* dipasang di *vertical stabilizer*, berfungsi mengontrol arah kiri dan kanan (*hiding*) atau *yaw*, dengan tumpuan sumbu vertikal.

Pada UAV MALE ini menggunakan konfigurasi *fixed-winged v-tail*, terdapat gabungan antara *Rudder* dan *Elevator* dengan nama lain *Ruddervator*. Pada *Ruddervator* gerakan *pitching* yang dihasilkan tetap independen, namun gerakan *yawing* yang dihasilkan akan terkopel dengan gerakan *pitching*. Keuntungan *Control Surface* pada pesawat ini bisa berkurangnya bobot pesawat dan juga mampu mengurangi hambatan akibat gesekan udara dikarenakan luas permukaan yang juga lebih kecil daripada *Control Surface* konvensional. Kekurangan yang ada pada *Ruddervator* adalah membutuhkan sistem kendali yang lebih kompleks.



Gambar 3. 2 Gerakan pesawat berbentuk *ruddervator*

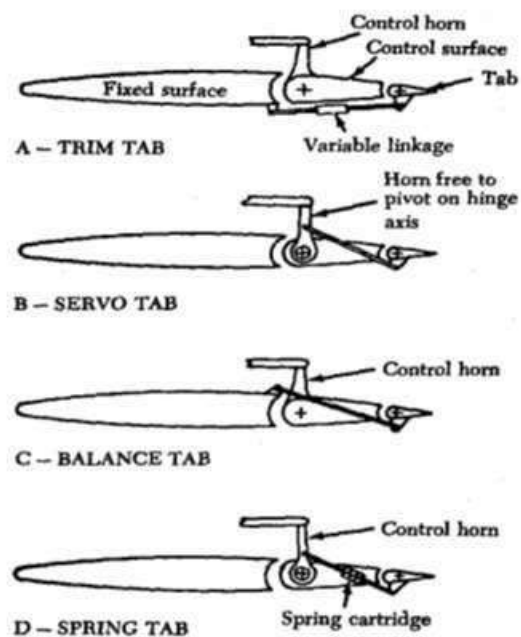
Sumber : pilotfriend



Gambar 3. 3 Bentuk pesawat dari UAV MALE

Sumber : Anggarahman (2019)

3.1.2 Secondary Flight Control



Gambar 3. 4 Jenis jenis Tab

Sumber : Zoombd24 (2015)

Trim tab berfungsi mengontrol keseimbangan sebuah pesawat udara sehingga dapat menjaga dan mempertahankan posisi terbang dalam kondisi

lurus dan mendatar (*straight and level*) tanpa tekanan pada *control column*, *control wheel/rudder* pedal. Sebagian besar *trim tab* dipasang pada pesawat udara dioperasikan secara mekanikal dari *cockpit* melalui sistem kabel. Akan tetapi ada juga yang dioperasikan menggunakan *electrical actuator*. *Trim tab* dipasang pada *elevator rudder* dan *aileron*.

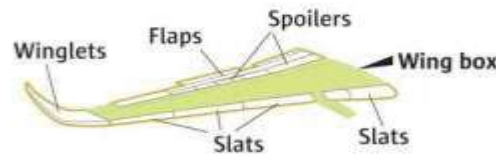
Servo tab sering disebut *flight tab* digunakan terutama untuk *main control surface* yang besar/lebar, yang bekerja membantu pergerakan *control surface* dan menahannya pada posisi yang diinginkan. Hanya *servo tab* yang bergerak merespon terhadap pergerakan *cockpit control*, dimana *horn* dari *servo tab* bersifat bebas terhadap pivot sumbu engsel *main control surface*. Tekanan aliran udara pada *servo tab* akan menggerakkan *primary control surface*, dengan demikian mengurangi tenaga yang dibutuhkan pilot untuk menggerakkan *primary control surface* tersebut.

Rangkaian pada *balance tab* dirancang sedemikian rupa sehingga saat *main control surface* bergerak, *tab* bergerak dalam arah yang berlawanan, sehingga gaya aerodinamika yang bekerja pada *tab* membantu pergerakan *main control surface*.

Spring tab bekerja seperti *hydraulic actuator* membantu pergerakan *primary control surface*. Konstruksinya terdiri dari susunan *spring* dan rangkaian mekanik lainnya. Dalam beberapa pesawat udara *spring tab* dipasang pada *trailing edge* masing-masing *aileron* dan digerakkan oleh gaya *spring push pull rod* yang dirangkaikan ke *aileron control linkage*.

3.1.3 Auxiliary Flight Control

Yang termasuk *auxiliary flight control surface* adalah: *flaps*, *spoilers*, *speed brakes*, *slats*, *leading edge flaps* dan *slats*. *Auxiliary group* tersebut dibagi 2 kelompok, yaitu kelompok penambah gaya angkat (*lift increasing group*) dan kelompok pengurang gaya angkat (*lift decreasing group*). Yang termasuk *lift increasing group* adalah: *flaps*, *trailing edge* dan *leading edge slats*, *slats*. Yang termasuk *lift decreasing group* adalah: *speed brakes*, *spoilers*.



Gambar 3. 5 *Flap* dan *Slat*

Flaps adalah sebuah permukaan yang berengsel pada tepi belakang sayap. Jika *flaps* diturunkan maka kemungkinan terjadi *stall* pesawat terbang akan menurun. *Flaps* juga dapat ditemukan di tepi depan sayap pada beberapa pesawat terbang terutama pesawat jet berkecepatan tinggi. *Flaps* ini disebut juga sebagai *Slats*. *Flaps* mengurangi kemungkinan *stall* dengan menambahkan *chamber* dan dengan demikian meningkatkan koefisien gaya angkat maksimum. Beberapa *Flaps* juga menambah luas permukaan sayap.

Slats adalah permukaan aerodinamik di tepi muka sayap pesawat sayap tetap, ketika digunakan, memungkinkan sayap untuk beroperasi pada sudut serangan tinggi. Sebuah koefisien angkat tinggi yang dihasilkan sebagai hasil dari *angle of attack* dan kecepatan, sehingga dengan mengerahkan bilah *slats* pesawat terbang dapat terbang pada kecepatan yang lebih lambat, atau lepas landas dan mendarat di jarak pendek. Mereka biasanya digunakan ketika mendarat atau melakukan manuver yang mengambil pesawat dekat dengan *stall*, tapi biasanya dalam penerbangan normal untuk meminimalkan hambatan.

Spoilers adalah jenis kontrol penerbangan permukaan digunakan pada pesawat untuk meningkatkan tarik atau meningkatkan sudut pendekatan selama pendaratan.



Gambar 3. 6 *Spoilers*

Sumber : Wiratama (2016)

3.2 Persamaan Gerak Longitudinal

Persamaan gerak pesawat diperoleh dari Hukum Newton II. Diasumsikan pesawat terdiri dari elemen massa, sehingga diperoleh gaya eksternal yang bekerja dari pengaruh gaya gravitasi terhadap massa. Elemen massa tersebut juga dapat diturunkan menjadi gaya aerodinamik dan gaya *thrust*. Pernyataan tersebut dapat dituliskan secara matematis sebagai berikut.

$$\frac{d}{dt} \int_0^V \rho dV = \int_0^V \rho \vec{g} dV + \int_0^s \vec{F} ds \quad (3.1)$$

(Linear Momentum) = (Applied Force)

$$\frac{d}{dt} \int_0^V \vec{r} \times \rho dV = \int_0^V \vec{r} \times \rho \vec{g} dV + \int_0^s \vec{r} \times \vec{F} ds \quad (3.2)$$

(Angular Momentum) = (Applied Moments)

Dari persamaan diatas ini, terdapat syarat dan/atau asumsi sebagai berikut :

- Geometri eksternal tetap
- Pesawat memiliki karakteristik rigid
- Masa pesawat tetap
- Distribusi massa pesawat tetap

Sehingga dari persamaan dasar hukum newton II diatas, didapatkan persamaan akhir untuk gaya dan momen aerodinamik longitudinal :

$$\begin{bmatrix} \frac{f_{Ax}}{\bar{q}_1 s} \\ \frac{f_{Az}}{\bar{q}_1 s} \\ \frac{m_A}{\bar{q}_1 s \bar{C}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(CD_u + 2CL_1) & (-CD_u + CL_1) & CD_{\dot{\alpha}} & CD_q & CD_{\delta_e} \\ -(CL_u + 2CL_1) & (-CL_u - CD_1) & -CL_{\dot{\alpha}} & -CL_q & CL_{\delta_e} \\ (Cm_{\dot{\alpha}} + 2Cm_1) & Cm_{\alpha} & Cm_{\dot{\alpha}} & Cm_q & Cm_{\delta_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{u}{U_1} \\ \frac{\alpha}{\dot{\alpha} \bar{c}} \\ \frac{2U_1}{q \bar{c}} \\ \frac{q \bar{c}}{2U_1} \\ \delta_e \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Dan persamaan akhir untuk gaya dan momen *thrust* longitudinal :

$$\begin{bmatrix} \frac{f_{Tx}}{\bar{q}_1 s} \\ \frac{f_{Tz}}{\bar{q}_1 s} \\ \frac{m_T}{\bar{q}_1 s \bar{C}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (CT_{x_u} + 2CT_{x_1}) & 0 \\ 0 & 0 \\ CmT_u + 2CmT_1 & 2CmT_{\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{u}{U_1} \\ \alpha \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Dimana :

$$\bar{q}_1 = \frac{1}{2} \rho U_1^2 \quad (3.5)$$

Tabel 3. 1 Persamaan Turunan Stabilitas Longitudinal Dimensional

$x_u = \frac{-\bar{q}_1 S (CD_u + 2CD_1)}{mU_1} \frac{ft / Sec^2}{ft / sec}$	$M_u = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} (Cmu + 2Cm_1)}{I_{yy}U_1} \frac{rad / Sec^2}{ft / sec}$
$X_{T_u} = \frac{-\bar{q}_1 S (CT_{x_u} + 2CT_{x_1})}{mU_1} \frac{ft / Sec^2}{ft / sec}$	$M_{T_u} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} (Cm_{T_u} + 2Cm_{T_1})}{I_{yy}U_1} \frac{rad / Sec^2}{ft / sec}$
$X_\alpha = \frac{-\bar{q}_1 S (CD_\alpha - CL_1)}{m} \frac{ft / Sec^2}{rad}$	$M_\alpha = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_\alpha}}{I_{yy}} \frac{rad / Sec^2}{rad}$
$X_{\delta_e} = \frac{-\bar{q}_1 S CD_{\delta_e}}{m} \frac{ft / Sec^2}{rad}$	$M_{T_\alpha} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_{T_\alpha}}}{I_{yy}} \frac{rad / Sec^2}{rad}$
$Z_u = \frac{-\bar{q}_1 S (CL_u + 2CL_1)}{mU_1} \frac{ft / Sec^2}{ft / sec}$	$M_{\dot{\alpha}} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c}^2 C_{m_{\dot{\alpha}}}}{2I_{yy}U_1} \frac{rad / Sec^2}{rad / sec}$
$Z_\alpha = \frac{-\bar{q}_1 S (CL_\alpha + CD_1)}{m} \frac{ft / Sec^2}{rad}$	$M_q = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c}^2 C_{m_q}}{2I_{yy}U_1} \frac{rad / Sec^2}{rad / sec}$
$Z_{\dot{\alpha}} = \frac{-\bar{q}_1 S \bar{c} CL_{\dot{\alpha}}}{2mU_1} \frac{ft / Sec^2}{rad / sec}$	$M_{\delta_e} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_{\delta_e}}}{I_{yy}} \frac{rad / Sec^2}{rad}$
$Z_q = \frac{-\bar{q}_1 S \bar{c} CL_q}{2mU_1} \frac{ft / Sec^2}{rad / sec}$	
$Z_{\delta_e} = \frac{-\bar{q}_1 S CL_{\delta_e}}{m} \frac{ft / Sec^2}{rad}$	

Sumber : Roskam(2001)

Dari persamaan turunan diatas, maka didapat persamaan sebagai berikut :

$$\dot{U} = -g_\theta \cos \theta_1 + x_U U + X_{T_u} U + X_\alpha \alpha + X_{\delta_e} \delta_e \quad (3.6)$$

$$U_1 \dot{\alpha} - U_1 \dot{\theta} = -g_\theta \sin \theta_1 + z_u U + z_\alpha \alpha + z_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + z_q \dot{\theta} + z_{\delta_e} \delta_e \quad (3.7)$$

$$\ddot{\theta} = M_U U + M_{T_u} U + M_\alpha \alpha + M_{T_U} \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q \dot{\theta} + M_{\delta_e} \delta_e \quad (3.8)$$

Dari persamaan diatas, persamaan state space dengan menjadikan persamaan kiri dalam turunan :

$$\dot{U} = (x_U + X_{T_u})U + X_\alpha \alpha - g_\theta \cos \theta_1 + X_{\delta_e} \delta_e \quad (3.9)$$

$$(U_1 - z_{\dot{\alpha}})\dot{\alpha} = z_u U + z_{\alpha} \alpha + (U_1 + z_q)\dot{\theta} - g_{\theta} \sin \theta_1 + z \delta_e \delta_e \quad (3.10)$$

$$\ddot{\theta} - M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} = (M_U + M_{Tu})U + (M_{\alpha} + M_{Tu})\alpha + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \quad (3.11)$$

Persamaan Matriksnya sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (U_1 - z_{\dot{\alpha}}) & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{\alpha}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (x_U + XT_u) & X_{\alpha} & 0 & -g \cos \theta_1 \\ z_u & z_{\alpha} & (U_1 + z_q) & -g \sin \theta_1 \\ (M_U + M_{Tu}) & (M_{\alpha} + M_{Tu}) & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X \delta_e \\ z \delta_e \\ M \delta_e \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \quad (3.12)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (U_1 - z_{\dot{\alpha}}) & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{\alpha}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} (x_U + XT_u) & X_{\alpha} & 0 & -g \cos \theta_1 \\ z_u & z_{\alpha} & (U_1 + z_q) & -g \sin \theta_1 \\ (M_U + M_{Tu}) & (M_{\alpha} + M_{Tu}) & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X \delta_e \\ z \delta_e \\ M \delta_e \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \right\} \quad (3.13)$$

Dengan

$$x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, \dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (U_1 - z_{\dot{\alpha}}) & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{\alpha}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^{-1} x \begin{bmatrix} (x_U + XT_u) & X_{\alpha} & 0 & -g \cos \theta_1 \\ z_u & z_{\alpha} & (U_1 + z_q) & -g \sin \theta_1 \\ (M_U + M_{Tu}) & (M_{\alpha} + M_{Tu}) & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$$B = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (U_1 - z_{\dot{\alpha}}) & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{\alpha}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^{-1} x \begin{bmatrix} X \delta_e \\ z \delta_e \\ M \delta_e \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e \quad (3.16)$$

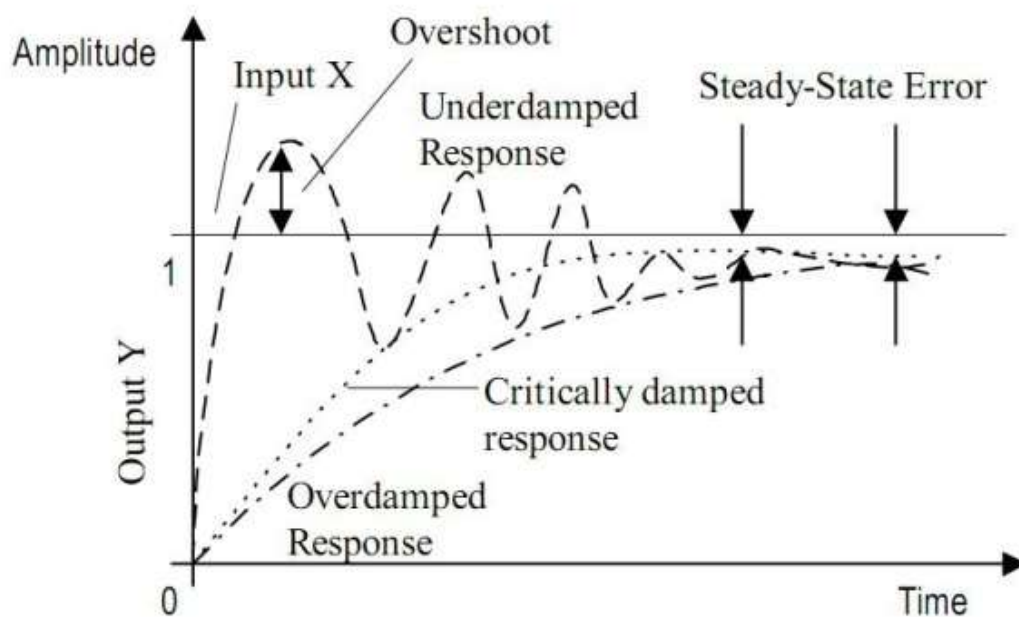
$$\dot{x} = AX + B \delta_e \quad (3.17)$$

Persamaan Matriks diatas diimplementasikan melalui Matlab Function Block pada Simulink

3.3 Parameter Tanggapan Sebuah Sistem

Tanggapan Sistem adalah perubahan perilaku *output* terhadap perubahan sinyal *input*. Respon ini digunakan sebagai dasar dari analisa karakteristik sistem selain menggunakan model/persamaan matematika. Ada 3 tipe input sinyal percobaan yang biasa digunakan untuk menganalisa sistem dari bentuk kurva respon sistem.

- *Impulse signal*, sinyal kejut sesaat
- *Step signal*, sinyal input tetap DC secara mendadak
- *Ramp signal*, sinyal yang berubah mendadak (berbentuk berupa sin/cos)

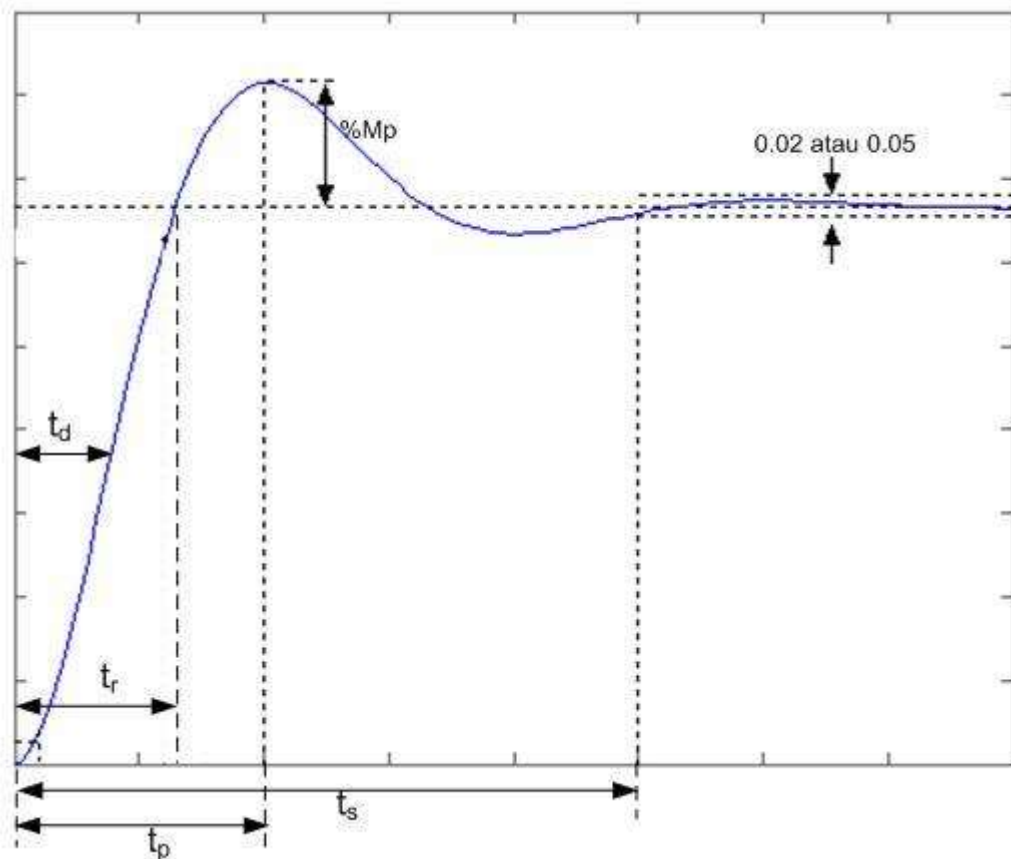


Gambar 3. 7 Bentuk sebuah sinyal respon transien

Sumber : bagaskawaran(2012)

Bentuk sinyal respon transien sendiri terbagi menjadi 3 :

- *Underdamped response*, output melesat naik untuk mencapai input kemudian turun dari nilai yang kemudian berhenti pada kisaran nilai input. Respon ini memiliki efek osilasi.
- *Critically damped response*, output tidak melewati nilai input tapi butuh waktu lama untuk mencapai target akhirnya.
- *Overdamped response*, respon yang dapat mencapai nilai input dengan cepat dan tidak melewati batas input.



Gambar 3. 8 Tolak ukur pengukuran respon transien

Sumber : Fahmizal

Tolak ukur yang digunakan untuk mengukur kualitas respon transien ini antara lain :

- *Delay time*(t_d)= Ukuran waktu yang menyatakan faktor keterlambatan respon output. Diukur mulai dari $t=0$ sampai dengan respon mencapai 50% dari respon *steady state*.
- *Peak time*(t_p)= Waktu puncak adalah waktu yang diperlukan respon mulai dari $t=0$ hingga mencapai puncak pertama/*overshoot*.
- *Rise time*(t_r) = Waktu naik adalah ukuran waktu yang di ukur mulai dari respon $t= 0$ sampai dengan respon memotong sumbu *steady state* yang pertama.
- *Overshoot*(M_p) = Nilai relatif yang menyatakan perbandingan antara nilai maksimum respon(*overshoot*) yang melampaui nilai *steady state* dibanding dengan nilai *steady state*.

- *Settling Time(t_s)* = Waktu tunak adalah ukuran waktu yang menyatakan respon telah masuk sebanyak 0.02 atau 0.05 dari respon *steady state*.
- *Gain Margin* = Semakin besar sebuah *gain margin* dari sebuah sistem maka kestabilan sistem akan semakin stabil. *Gain* dapat ditingkatkan atau dikurangkan tanpa membuat sistem tidak stabil. Biasanya dinyatakan dalam satuan dB.
- *Phase Margin* = Semakin besar nilai dari *phase margin* maka akan semakin stabil sebuah sistem. *Phase* dapat ditingkatkan atau dikurangkan tanpa membuat sistem tidak stabil. Biasanya dinyatakan dalam satuan *phase*.

Sebuah sistem dapat dinyatakan stabil ketika kedua *margin* positif atau *phase margin* lebih besar dari *gain margin*. Sebuah sistem dinyatakan *marginal stable system* ketika kedua *margin* sebesar 0 atau *phase margin* harus seimbang dengan *gain margin*. Sebuah sistem dinyatakan tidak stabil ketika kedua *margin* negatif ataupun *phase margin* kurang dari *gain margin*.

3.4 PID Controller

Lebih dari setengah pengontrol industri saat ini menggunakan pengontrol PID atau modifikasi PID. Karena pengontrol PID dapat disesuaikan dengan aturan penyetelan dalam literatur. Dengan aturan ini, penyetelan PID yang halus dapat dibuat. Metode penyetelan otomatis telah dilakukan & dikembangkan. Bentuk kontrol PID modifikasi, seperti kontrol I-PD dan kontrol PID multi-derajat-bebas, digunakan dalam industri. PID juga memiliki tiga macam ada yang berupa PID jenis ideal, paralel, dan seri. Untuk dilaporan ini menggunakan PID jenis paralel. Banyak metode praktis untuk pengalihan (dari operasi manual ke operasi otomatis) dan penjadwalan gain tersedia secara komersial. Kegunaan kontrol PID secara umum pada sebagian besar sistem kontrol. Secara khusus, ketika model matematika dari pabrik tidak diketahui dan metode desain analitis tidak dapat digunakan. Di bidang sistem kontrol proses, skema kontrol PID dasar dan modifikasi telah memberikan kontrol yang memuaskan, meskipun dalam banyak situasi yang diberikan mungkin tidak memberikan kontrol yang optimal (Ogata, 2010). PID Controller menggunakan tiga dasar kendali:

1. Proportional Controller

Nilai P berlaku sebagai penguat tanpa efek dinamik terhadap kerja controller. Penggunaan nilai P mampu memperbaiki nilai rise time dan settling time pada respons transien. Pengendali proporsional ini memiliki keluaran yang sebanding dengan besarnya nilai kesalahan antara besaran umpan balik dengan besaran keluaran yang diinginkan.

2. Integral Controller

Nilai I berlaku sebagai penghasil nilai steady error sama dengan nol. Hal ini berarti membuat nilai respon transien sangat mendekati dan bahkan sama dengan nilai yang diinginkan. Jika nilai kesalahan menjauhi nol, maka nilai I harus besar juga dan sebaliknya jika nilai error semakin mendekati nol maka nilai I menjadi kecil.

3. Derivative Controller

Ketika masukannya tidak mengalami perubahan, keluaran pengendalinya juga tidak mengalami perubahan. Sedangkan apabila sinyal masukan berubah mendadak dan besar, keluarannya menghasilkan sinyal impuls. Jika sinyal naik secara perlahan keluarannya justru akan berupa fungsi step yang besar. Karakteristik D sebagai pengendali kecepatan error.

3.5 Pemodelan Sensor dan Aktuator

Sistem pengindra atau *sensor system* merupakan peralatan yang digunakan untuk menerima sikap dan gerak pesawat udara (orientasi atau akselerasi). Sistem pengindra yang digunakan pada UAV MALE berorientasi pada kecepatan pembacaan data. Karena UAV merupakan pesawat yang kecil dan ringan dibanding pesawat jenis lainnya maka sistem pengindra ini haruslah memperhatikan berat dan volumenya. Dalam perancangan sistem kendali otomatis, sistem pengindra dapat dinyatakan dalam berbagai model matematik. Misalnya berupa konstanta yaitu bila dinamika sistem pengindra diasumsikan relatif sangat cepat dibandingkan blok lain dalam diagram matematik sistem kendali terbang. Dapat juga model orde 1 yaitu hanya berupa tundaan ataupun model orde 2. Semakin tinggi orde yang dipakai maka akan semakin dekat pula dinamika model yang

dipakai dengan dinamika sistem pengindera sebenarnya. Namun, disini lain akan semakin kompleks sistem yang hendak dianalisis.

Pada perancangan sistem kendali penjaga ketinggian, sistem sensor dinyatakan dalam persamaan matematik orde kedua, dengan koefisien model didapat dari spesifikasi data yang sudah ada dari sensor. Pemodelan sistem pengindera ini disesuaikan dengan nilai tundaan waktu, *bandwidth* dan gain yang diperoleh dari *datasheet*. Pemodelan sistem orde satu dan dua sebagai berikut.

- Untuk model orde 1

$$G_s(s) = \frac{1}{\tau_s s + 1} \quad (3.18)$$

dengan:

$G_s(s)$ = model matematik sistem pengindera domain laplace

τ_s = konstanta waktu dari dinamika sensor

- Untuk model orde 2

$$G_s(s) = \frac{\omega n^2}{s^2 + 2 \zeta \omega n s + \omega n^2} \quad (3.19)$$

dengan:

b = *bandwidth* sistem pengindera

g = *gain*

Metode yang digunakan untuk sistem kendali pesawat adalah dengan *Inertial Navigation System (INS)* dengan basis Sensor Inertial Measurement Unit (IMU). Dimana didalam IMU, terdapat *acceloremeter* dan *gyroscope*. Sistem navigasi tersebut digunakan untuk mengestimasi posisi, kecepatan, dan orientasi pesawat dengan bantuan sistem komputasi berupa *Field Programmable Gate Array (FPGA)*.

Gyroscope sensor berfungsi untuk mengukur perubahan orientasi pada sumbu lateral, longitudinal, dan vertikal, sehingga menghasilkan 3 *degree-of-freedom (DOF)* rotasi. Sedangkan *acceloremeter* berfungsi untuk mengukur percepatan pada sumbu lateral, longitudinal, dan vertikal, sehingga menghasilkan 3 DOF translasi. Kemudian *gyroscope* dan *acceloremeter* digabung kedalam satu sistem dengan 6 DOF, yang disebut IMU.

BAB IV

HASIL DAN PELAKSANAAN KERJA PRAKTEK

4.1 Data

Tabel 4. 1 Data Geometrik dan Koefisien Karakteristik Longitudinal
NonDimensional UAV MALE

	Nilai	Satuan
m	1015	kg
S	12.8	m^2
θ_1	0	deg
\bar{c}	0.848	m
I_{yy}	8661.3	kgm^2
C_{m1}	0.1334	$1/rad$
C_{mu}	-0.0492	$1/rad$
$C_{m\alpha}$	-0.04356	$1/rad$
$C_{m\dot{\alpha}}$	-0.1342	$1/rad$
C_{mq}	0	$1/rad$
C_{mT1}	0	$1/rad$
C_{mTu}	0.453	$1/rad$
$C_{mT\alpha}$	0	$1/rad$
CL_1	0.4353	$1/rad$
CL_u	0.0124	$1/rad$
CL_α	0.0967	$1/rad$
$CL_{\dot{\alpha}}$	0.0967	$1/rad$
CL_q	1.3057	$1/rad$
CD_1	0.0314	$1/rad$
CD_α	0.1009	$1/rad$
CD_u	0.00	$1/rad$
CT_{X1}	0.5641	$1/rad$
CT_{Xu}	-0.902	$1/rad$
CL_{δ_e}	0.273	$1/rad$
CD_{δ_e}	0	$1/rad$
$C_{m\delta_e}$	-0.0196	$1/rad$

Data diatas merupakan data geometrik dan koefisien karakteristik longitudinal non dimensional pesawat. Selain data diatas, diperlukan pula data kecepatan pesawat dan ketinggian pada keadaan tunak yang akan menentukan nilai tekanan dinamik dan kerapatan udara. Kondisi terbang yang diamati hanya pada tiga kecepatan dan tiga ketinggian terbang satu konfigurasi *center of gravity*. Adapun titik yang diamati adalah sebagai berikut :

Tabel 4. 2 Titik Perancangan yang diamati

	Kecepatan Terbang		Ketinggian Terbang	
1	100 knots	51.4 m/s	3280 ft	1000 m
2	100 knots	51.4 m/s	6561 ft	2000 m
3	120 knots	61.73 m/s	3280 ft	1000 m
4	120 knots	61.73 m/s	6561 ft	2000 m

Modus pengendalian perancangan adalah posisi dalam sumbu vertical dengan sistem pengendali ketinggian pesawat (*altitude hold*) dengan 2 buah *inner loop* berupa *pitch holder* dan *pitch damper*.

4.2 Pemodelan Plant

Dari 4 titik perancangan, diperoleh kerapatan udara dari website *International Standard Atmosphere* (ISA) dengan percepatan gravitasi sebesar 9.81 m/s^2 . Pada ketinggian 1000 m dan 2000 m, kerapatan udara yang diperoleh dari ISA adalah 1.11164 kg/m_3 dan 1.00649 kg/m_3 . Didapat tekanan dinamik pada empat titik pernacngan menggunakan rumus 3.5 :

Tabel 4. 3 Perhitungan Tekanan Dinamis

	ρ	U	\bar{q}_1
1	1.11	51.4	1466.2878
2	1.01	51.4	1334.1898
3	1.11	61.73	2114.8790
4	1.01	61.73	1924.3494

Perhitungan menggunakan rumus turunan stabilitas longitudinal :

Tabel 4. 4 Perhitungan rumus turunan stabilitas longitudinal

	TP1	TP2	TP3	TP4
x_u	-0,0226	-0,0206	-0,0271	-0,0247
X_{T_u}	0,0814	0,0740	0,0977	0,0889
X_α	6,1834	5,6264	8,9186	8,1151
X_{δ_e}	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
Z_u	-0,3177	-0,2890	-0,3815	-0,3471
Z_α	-2,3687	-2,1553	-3,4165	-3,1087
$Z\dot{\alpha}$	-0,0148	-0,0134	-0,0177	-0,0161
Z_q	-0,1992	-0,1812	-0,2392	-0,2176
Z_{δ_e}	-5,0481	-4,5933	-7,2810	-6,6251
M_u	0,0078	0,0071	0,0093	0,0085
M_{T_u}	0,0162	0,0147	0,0194	0,0177
M_α	-0,0800	-0,0728	-0,1155	-0,1050
M_{T_α}	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
$M\dot{\alpha}$	-0,0020	-0,0019	-0,0024	-0,0022
M_q	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
M_{δ_e}	-0,0360	-0,0328	-0,0519	-0,0473

4.3 Pemodelan Feedback

Sensor yang digunakan disistem pengendali ketinggian adalah sensor dengan model MIDG II. Dalam sensor terdapat 3 nilai yang bisa didapatkan, orientasi, kecepatan sudut, dan percepatan pesawat. Aktuator yang digunakan adalah sistem pengendali ketinggian dengan model MOOG 856-66 Rotary Servo Actuator, digunakan untuk mengendalikan defleksi *ruddervator*.

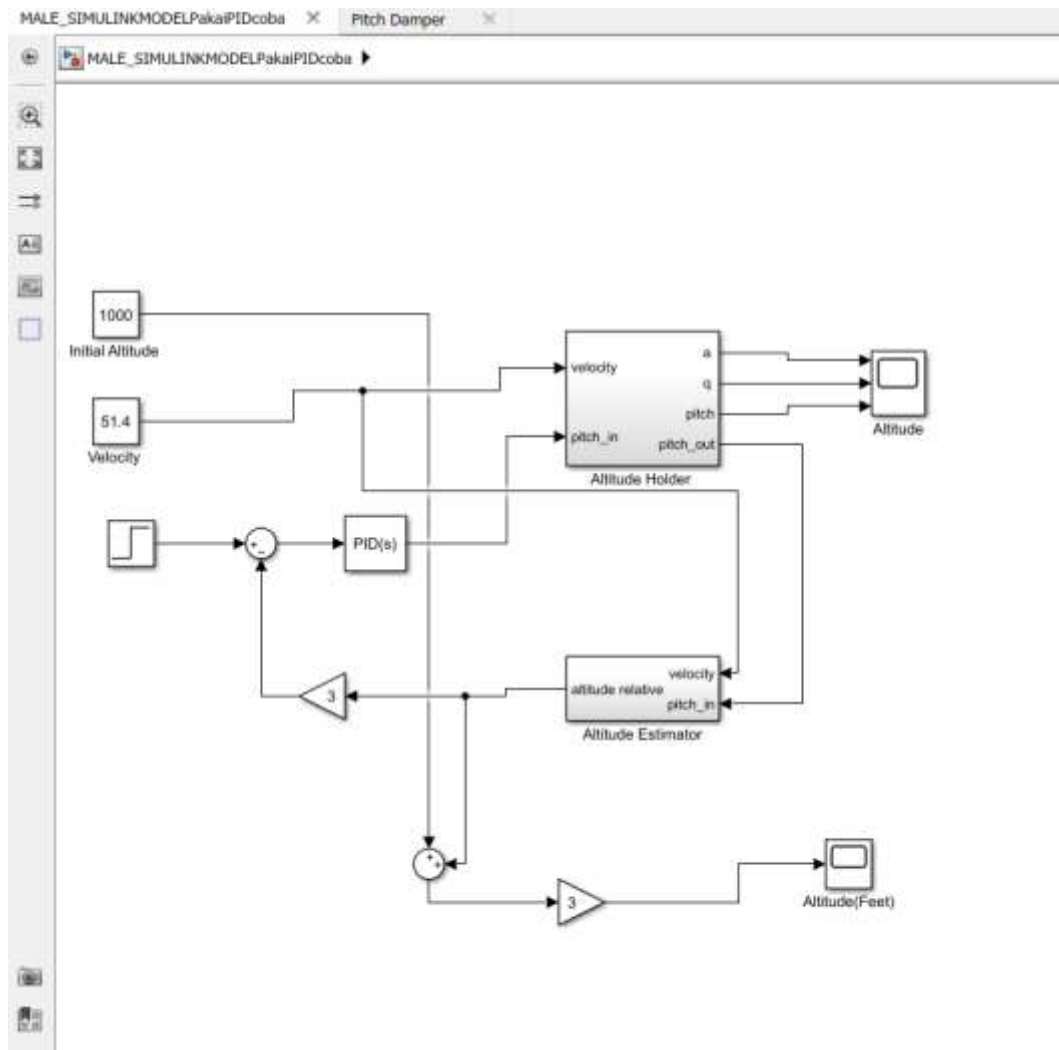
Dari datasheet diperoleh model matematik untuk ketiga sensor dan aktuator adalah :

Tabel 4. 5 Data sensor

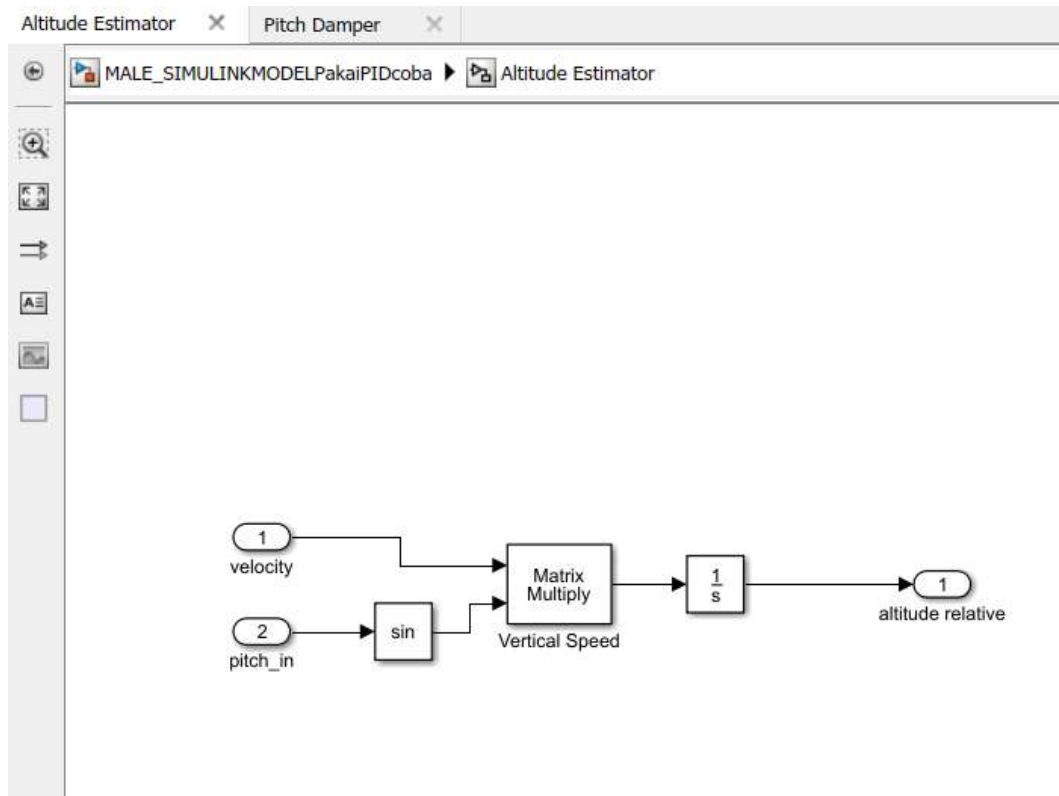
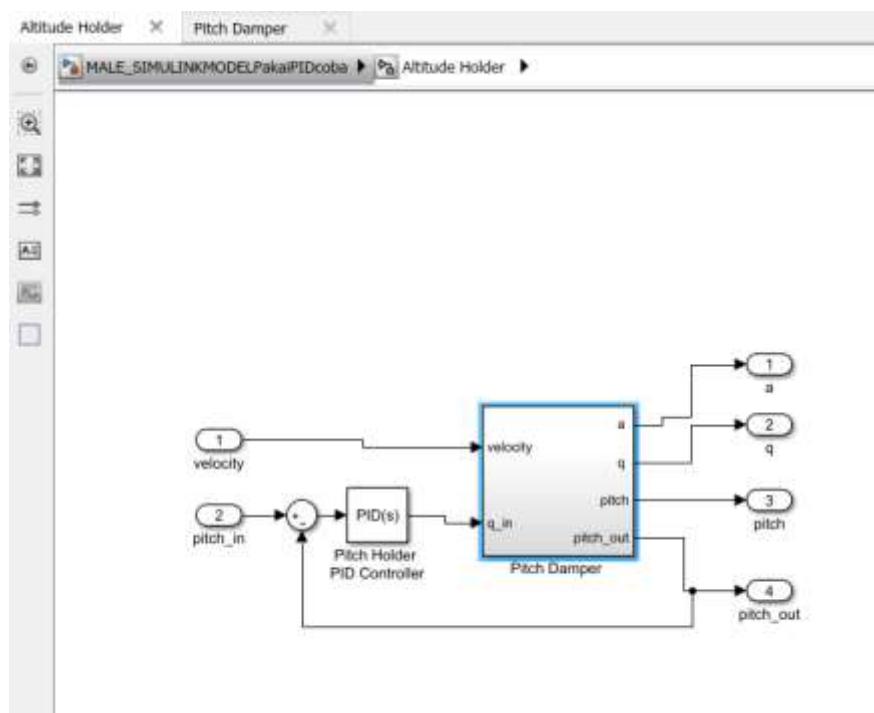
Bandwidth	Gain	ω_n	ζ	Fungsi Transfer
20	3	125.66	0.35	$G_s(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}$ $= \frac{15790}{s^2 + 88s + 15790}$

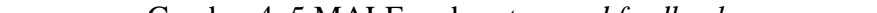
4.4 Pemodelan Diagram Kendali

Dengan data yang diperoleh, digambarkan *block diagram* pada simulink didesain dengan sub sistem : Male System and Feedback, Pitch Damper, Pitch Holder, Altitude Holder.



Gambar 4. 1 Altitude Holder

Gambar 4. 2 *Altitude Estimator*Gambar 4. 3 *Pitch Holder*

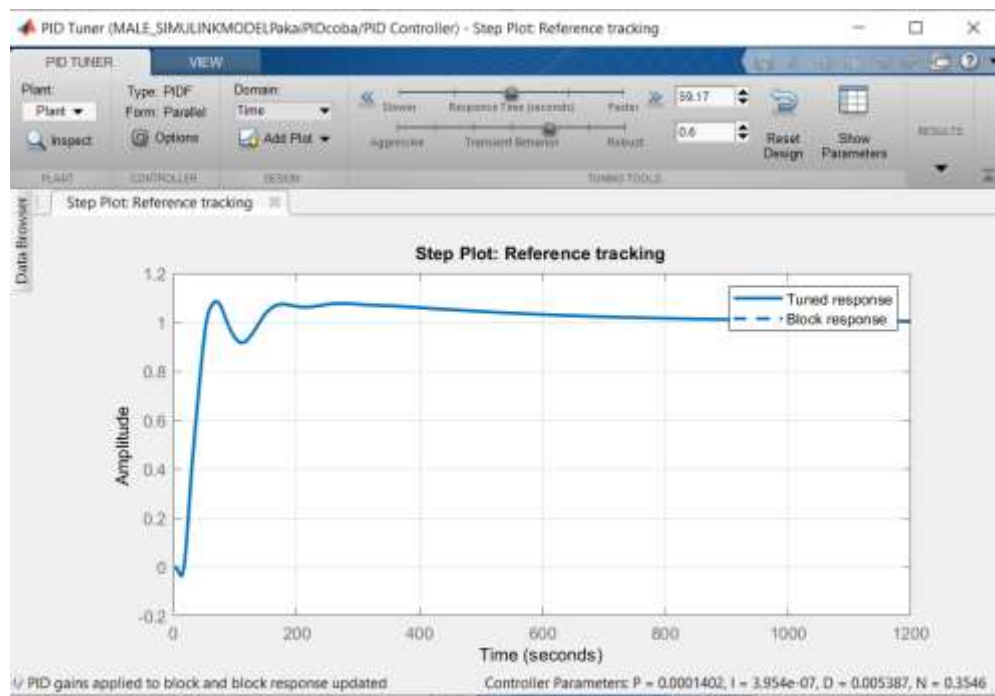


Gambar 4. 5 MALE and *system and feedback*

4.5 Hasil PID Controller

Dengan sistem yang telah dirancang dalam simulink, maka dilakukan tuning terhadap 3 buah loop dengan kontroler I pada pitch damper, kontroler PID pada pitch holder dan altitude holder. Fokus Tuning adalah pada kontroler pid di loop terluar. Berikut rumus dari kontroler PID dengan FOD (*First Order Derivative*) :

$$P + I \frac{1}{s} + D \frac{N}{1 + N \frac{1}{s}} \quad (4.1)$$



Gambar 4. 6 PID titik perancangan 1

Tabel 4. 6 Nilai PID dan N titik perancangan 1

Titik Perancangan 1 (1000 m & 51.4 m/s)				
Controller	P	I	D	N
Pitch Damper	-	0.0934	-	-
Pitch Holder	0.0036955	7.1288e-05	3.368	0.10206
Altitude Holder	0.00014021	3.9535e-07	0.005387	0.0354

Rise Time : 27.1 Seconds

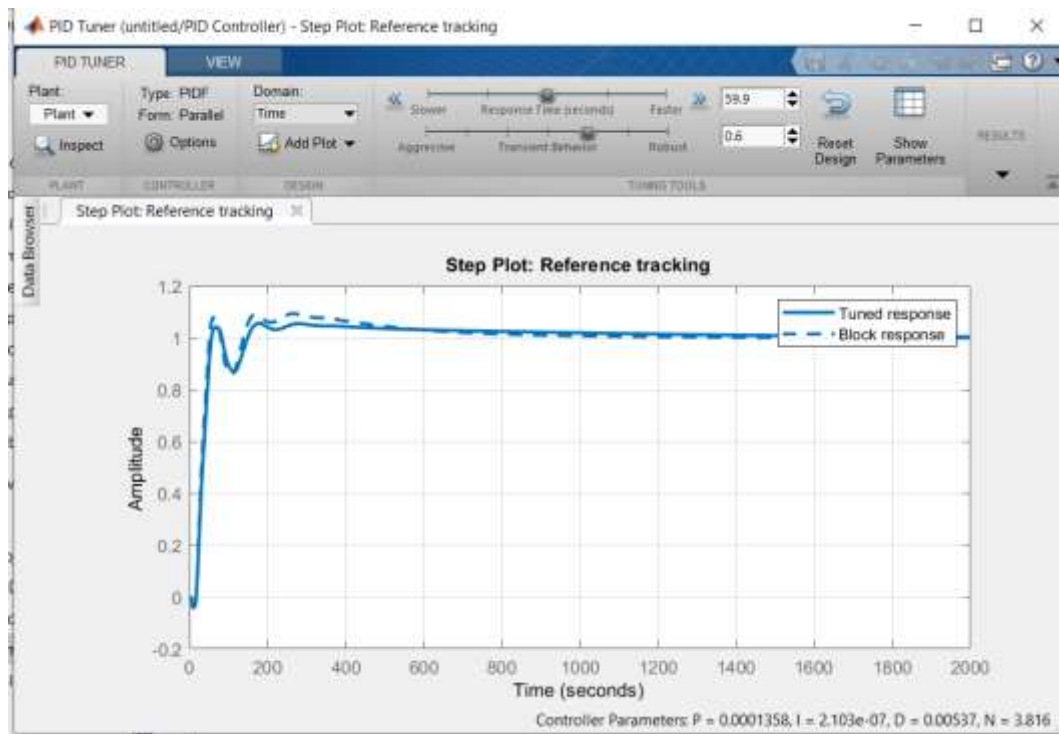
Settling Time : 719 Seconds

Overshoot : 8.43%

Peak : 1.08

Gain Margin : 7.85dB

Phase Margin : 64.5 deg



Gambar 4. 7 PID titik perancangan 2

Tabel 4. 7 Nilai PID dan N titik perancangan 2

Titik Perancangan 2 (2000 m & 51.4 m/s)				
<i>Controller</i>	<i>P</i>	<i>I</i>	<i>D</i>	<i>N</i>
<i>Pitch Damper</i>	-	0.17726	-	-
<i>Pitch Holder</i>	0.026745	8.2135e-05	1.88090	0.075478
<i>Altitude Holder</i>	0.0001358	2.1026e-07	0.005369	3.8156

Rise Time : 29.2 Seconds

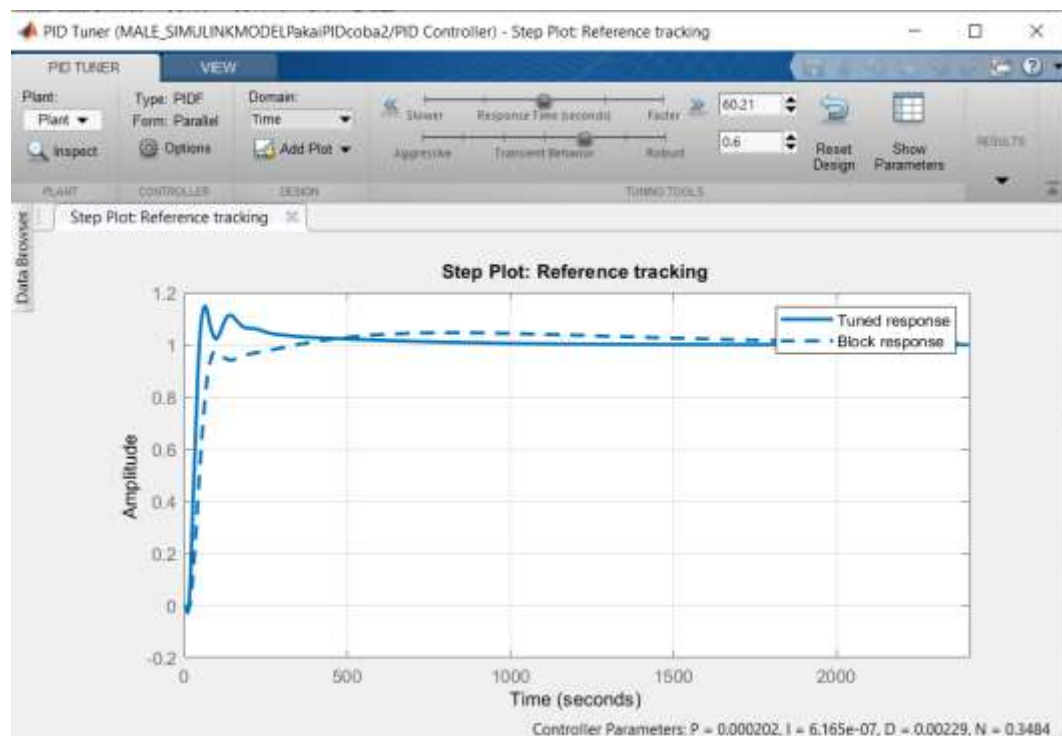
Settling Time : 924 Seconds

Overshoot : 5.61%

Peak : 1.06

Gain Margin : 8.37 dB

Phase Margin : 69 deg



Gambar 4. 8 PID titik perancangan 3

Tabel 4. 8 Nilai PID dan N titik perancangan 3

Titik Perancangan 3 (1000 m & 61.73 m/s)				
Controller	P	I	D	N
Pitch Damper	-	0.2106933	-	-
Pitch Holder	0.03860	0.0001791	1.9018404	0.12039
Altitude Holder	0.000202	6.165e-07	0.002290	0.3484

Rise Time : 23.5 Seconds

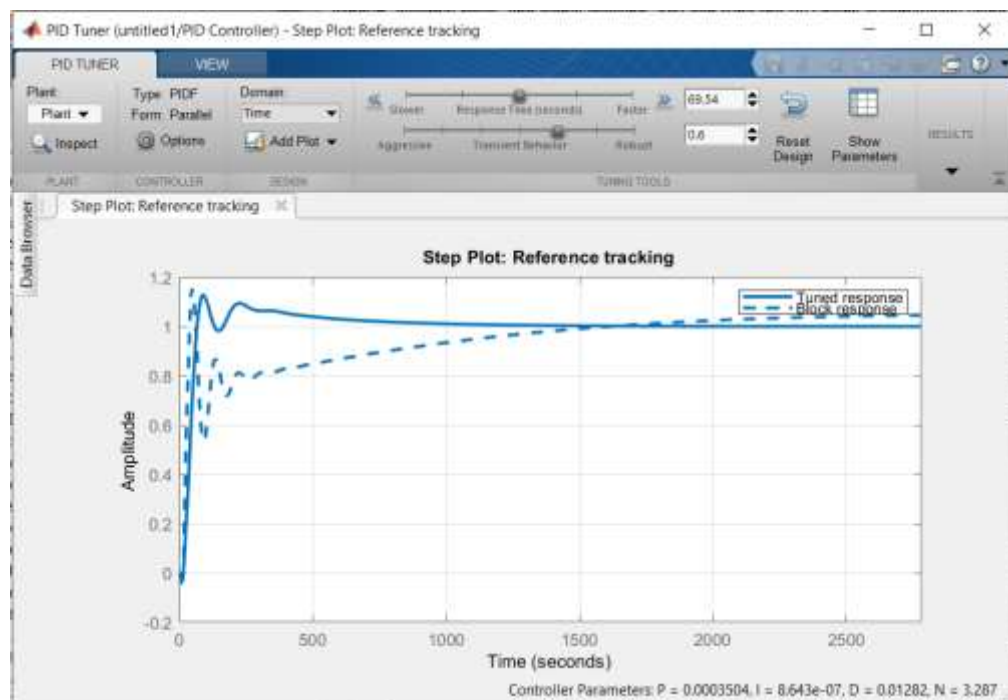
Settling Time : 530 Seconds

Overshoot : 15%

Peak : 1.15

Gain Margin : 7.26 dB

Phase Margin : 60 deg



Gambar 4. 9 PID titik perancangan 4

Tabel 4. 9 Nilai PID dan N titik perancangan 4

Titik Perancangan 4 (2000 m & 61.73 m/s)				
<i>Controller</i>	<i>P</i>	<i>I</i>	<i>D</i>	<i>N</i>
<i>Pitch Damper</i>	-	0.2106933	-	-
<i>Pitch Holder</i>	0.03860	0.0001791	1.9018404	0.12039
<i>Altitude Holder</i>	0.00035	8.6432e-07	0.012825	3.2869

Rise Time : 38.8 Seconds

Settling Time : 741 Seconds

Overshoot : 12.9%

Peak : 1.13

Gain Margin : 11.2 dB

Phase Margin : 60 deg

BAB V

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Hasil kesimpulan yang bisa didapat dari analisis yang telah dilakukan adalah :

1. Modus pengendalian perancangan adalah posisi dalam sumbu vertical dengan sistem pengendali ketinggian pesawat (*altitude hold*) dengan 2 buah *inner loop* berupa *pitch holder* dan *pitch damper*.
2. *Pitch Holder* berfungsi untuk menjaga ketinggian *pitch* dari pesawat dan *pitch damper* berfungsi untuk meredam perubahan sudut *pitch* pesawat.
3. Titik perancangan terbaik terjadi ketika titik perancangan 3 yaitu pada 1000 m dan dengan kecepatan 61.73 m/s. Waktu untuk mencapai *steady state* 530 detik.
4. Respon sistem dengan perancangan diatas masih belum optimal dan lambat karena kondisi dari *pitch damper* yang tidak dapat diatur.
5. Output dari scope altitude belum terlalu stabil karena ada tuning PID yang belum tepat dan blok diagram yang kurang tepat penempatannya.

5.2 Saran

Dari hasil simulasi di MATLAB/Simulink masih menunjukkan nilai *settling time* untuk mencapai *steady state* kurang optimal. Oleh karena itu saran yang dapat diberi :

1. Mengoptimasi sistem sensor dan aktuator bisa dilakukan agar sistem berjalan untuk mencapai nilai yang diinginkan.
2. Diperlukan studi literatur yang lebih mendalam agar dapat lebih memahami konsep kestabilan pada sumbu longitudinal pada pesawat serta memahami desain PID yang tepat.
3. Modifikasi dari pemodelan diagram kendali diperlukan untuk memperbaiki sistem dan menampilkan *scope altitude* yang lebih optimal.
4. Penggunaan metode kendali selain *PID controller* dapat dicoba agar dapat membandingkan metode kendali yang paling sesuai.

DAFTAR PUSTAKA

- Cook, M. V. (2007). *Second Edition Flight Dynamics Principles*. Oxford, USA: Elsevier Ltd. Retrieved from www.charontec.com
- Nasution, S. H., Budoyono, A., & Jenie, S. D. (2005). *Perancangan Sistem Kendali Otomatik Penjaga Ketinggian dan Lintasan Terbang Berbasis GPS Pesawat Udara Nirawak*. Retrieved from researchgate: https://www.researchgate.net/profile/Agus_Budiyono/publication/234119883_Design_of_GPS-based_Trajectory_Holding_System_for_an_Unmanned_Aerial_Vehicle/links/00b4952cea518b428f000000.pdf
- Ogata, K. (2010). *Modern Control Engineering 5th*. New Jersey, United States Of America: Pearson Education,inc.
- Roskam , J. (2001). *Airplane Flight Dynamic and Automatic Flight Controller Part I* (third ed.). Lawrence, U.S.A: Design, Analysis and Research Corporation.
- Utama, E. (2013). *Perjalanan Anak Bangsa Menguasai Teknologi Dirgantara*. Bandung: PT Dirgantara Indonesia.
- Wiratama, C. (2016). *Control Surface Pada Pesawat Terbang*. Retrieved Februari 20, 2020, from [aeroengineering: http://aeroengineering.co.id/2016/01/control-surface-pada-pesawat-terbang/](http://aeroengineering.co.id/2016/01/control-surface-pada-pesawat-terbang/)
- Zoombd24. (2017). *Flight Control Surface - Types, Function and Working Principle*. Retrieved Februari 25, 2020, from <http://www.zoombs24.com/flight-control-surfaces-types-functions-working-principle/>

LAMPIRAN



KEMENTERIAN RISET, TEKNOLOGI DAN PENDIDIKAN TINGGI
UNIVERSITAS SEBELAS MARET
FAKULTAS TEKNIK

PROGRAM STUDI TEKNIK ELEKTRO

Jl. Ir. Sutami 36 A Kentingan Surakarta
telp. 0271 647069 web: <http://elektro.ft.uns.ac.id>

Nomor : 102 /UN27.08.06.7/PP/2019

2 October 2019

Lampiran : Proposal KP

Hal : Permohonan Kerja Praktek

Yth. **HRD PT. DI
PT. DIRGANTARA INDONESIA**
Jalan Pajajaran No. 154 Bandung 40174
West Java - Indonesia

Dengan Hormat,

Dengan surat ini kami bermaksud mengajukan permohonan kepada Bapak/Ibu untuk menerima mahasiswa kami kerja praktek / magang pada perusahaan yang Bapak/Ibu pimpin. Adapun nama mahasiswa tersebut adalah sebagai berikut:

Nama : **BANU MAHESWARA**

NIM : **I0717010**

Untuk pelaksanaan kerja praktek tersebut di atas dimohonkan mulai tanggal **01-02-2020** sampai **29-02-2020** atau dalam waktu yang lain sesuai dengan kebijakan perusahaan Bapak/Ibu.

Untuk surat balasan mohon dialamatkan kepada:

Kepala Program Studi Teknik Elektro
Fakultas Teknik Universitas Sebelas Maret
Jl. Ir. Sutami 36A Surakarta 57126 Telp. 0271-647069

Atas perhatian dan kerjasamanya kami ucapkan terima kasih.

Mengetahui,
Kepala Program Studi

Feri Adriyanto, S.Si., M.Si., Ph.D.
NIP 196801161999031001

Koordinator Kerja Praktek

Jaka Sulistya Budi
NIP 196710191999031001



Bandung, 25 November 2019

Nomor : 2009/037.11a/HD3000/11/2019
Perihal : Praktik Kerja/TA/Magang

Kepada Yth.
Kepala Program Studi Teknik Elektro
Fakultas Teknik
Universitas Sebelas Maret
Di Tempat

Dengan hormat,

1. Menindaklanjuti referensi surat yang kami terima dari Universitas Sebelas Maret Nomor: 102/UN27.08.06.7/PI/2019 tanggal 02 Oktober 2019 perihal: Permohonan Kerja Praktek, dengan ini kami beritahukan bahwa nama/jurusan yang tersebut di bawah ini *diterima* melaksanakan Praktik Kerja/Magang di PT. Dirgantara Indonesia (Persero) dengan perincian sebagai berikut:

NO	NAMA	PENEMPATAN	PELAKSANAAN
1	Banu Maheswara	Departemen Aerodinamika – TC2000	08 Februari s.d 05 Maret 2020

Oleh karena itu, mahasiswa dimohon hadir sesuai dengan jadwal pelaksanaan Kerja Praktik / Penelitian pada hari **Selasa, Rabu atau Kamis** ke Gedung Diklat PT.DI dengan membawa : Foto 2 x 3 (2 buah), 3 x 4 (2 buah), fotocopy Kartu Tanda Mahasiswa (1 lembar) dan fotocopy Surat Balasan dari PT. Dirgantara Indonesia (Persero).

Kami sampaikan pula bahwa kami tidak memberikan fasilitas berupa : akomodasi, makan, transport, uang saku, asuransi kecelakaan dan lain-lain bagi mahasiswa / mahasiswi yang melaksanakan Penelitian/Praktik Kerja/Magang. Disamping itu demi menjaga kerapian dan keseragaman diwajibkan berpakaian rapi, sopan serta menggunakan jaket almamater dan Safety Shoes bagi yang pelaksanaannya di area produksi.

2. Demikian disampaikan, atas kerjasamanya kami ucapkan terima kasih.

KEPALA DEPARTEMEN
PEMBELAJARAN & PENGEMBANGAN
KOMPETENSI



PT DIRGANTARA INDONESIA (PERSERO)
INDONESIAN AEROSPACE (PRA)
MUHAMAD MULYANA, S.T.

Tembusan:

- Direktur Umum dan SDM
- Kepala Divisi SDM

PT DIRGANTARA INDONESIA (PERSERO)

Jl. Pejaejen 154 Bandung 40174, Indonesia POBOX 1562 RD, Phone (022) 6054224, 6054200



KEMENTERIAN RISET, TEKNOLOGI DAN PENDIDIKAN TINGGI
UNIVERSITAS SEBELAS MARET
FAKULTAS TEKNIK

PROGRAM STUDI TEKNIK ELEKTRO

Jl. Ir. Sutami 36 A Kentingan Surakarta
telp. 0271 647069 web: <http://elektro.ft.uns.ac.id>

LEMBAR TUGAS KERJA PRAKTEK

Nama Mahasiswa : **BANU MAHESWARA**
N I M : **I0717010**
Dosen Pembimbing : **Hari Maghfiroh, S.T., M.Eng.**
NIP : **199104132018031001**
Tempat Kerja Praktek (KP) : **PT. DIRGANTARA INDONESIA**
Alamat Tempat KP : **Jalan Pajajaran No. 154 Bandung
40174 West Java - Indonesia**
Tanggal Kerja Praktek (KP) : **s.d.**

Diskripsi Tugas Mahasiswa

- 1) Melakrakan arahan Pembimbing Lapangan
- 2) Aktif mencari tahu

Surakarta, 31 Desember 2019
Dosen Pembimbing Kerja Praktek

Hari Maghfiroh, S.T., M.Eng.
NIP. 199104132018031001



KEMENTERIAN PENDIDIKAN DAN KEBUDAYAAN
UNIVERSITAS SEBELAS MARET
FAKULTAS TEKNIK

Jalan Ir. Sutami 36A Ketingan Surakarta 57126

Telp. (0271)647069, Fax. (0271)662118

laman: <http://ft.uns.ac.id>

Nomor : 4088/UN27.08/K5/2019
Hal : Penugasan Kerja Praktek

31 December 2019

Yth. **HRD PT. DI**
PT. DIRGANTARA INDONESIA
Jalan Pajajaran No. 154
Bandung 40174 West Java -
Indonesia

Dengan Hormat,

Berdasarkan surat No. **2009/037.11a/HD3000/11/2019** tanggal
25-11-2019 mengenai jawaban permohonan kerja praktek, bersama ini
kami tugaskan mahasiswa Program Studi Teknik Elektro sebagai berikut
untuk melaksanakan kerja praktek / magang di perusahaan Bapak / Ibu:

Nama : **BANU MAHESWARA**
N I M : **10717010**

Terhitung,

mulai tanggal : **08-02-2020**
selesai tanggal : **05-03-2020**

Demikian surat penugasan ini untuk dilaksanakan sebagaimana mestinya.



Dr. Tech. Ir. Sholihin As`ad, M.T.
NIP. 196710011997021001

SURAT KETERANGAN

No : 251/037.11/HD3000/03/2020

Yang bertanda tangan dibawah ini menerangkan bahwa :

Nama Lengkap : BANU MAHESWARA

Tempat, Tgl Lahir : Jakarta Selatan, 14 Januari 2000

NIM / NPM / NIS : I0717010

Jurusan : Teknik Elektro

Sekolah / Lembaga : UNIVERSITAS SEBELAS MARET

telah selesai melaksanakan Kerja Praktik / Prakerin dengan topik **Perancangan Sistem Kendali Autopilot Altitude Holder UAV Male dengan Controller PID** dilingkungan / area Divisi Pusat Teknologi PT Dirgantara Indonesia (Persero) sejak tanggal 05 Februari 2020 sampai dengan 05 Maret 2020.

Selama melaksanakan kegiatan Kerja Praktik / Prakerin di PT Dirgantara Indonesia (Persero), yang bersangkutan mengikuti prosedur dan memiliki dedikasi yang baik.

Demikian surat keterangan ini dibuat, untuk dapat dipergunakan sebagaimana mestinya.

Bandung, 05 Maret 2020

**KEPALA DEPARTEMEN
PEMBELAJARAN & PENGEMBANGAN
KOMPETENSI**



DIRGANTARA INDONESIA
INDONESIAN AEROSPACE (PERSERO)
MUHAMAD MULYANA, S.T.

PENILAIAN PELAKSANAAN PRAKTIK KERJA/SURVEY/PENELITIAN

N A M A : BANU MAHESWARA
 NIP / NIS / NIM : I0717010
 UNIV./SEKOLAH : UNIVERSITAS SEBELAS MARET
 JURUSAN : TEKNIK ELEKTRO
 PELAKSANAAN : 5 FEBRUARI 2020 s.d 5 MARET 2020

NO.	UNSUR PENILAIAN	NILAI	KETERANGAN
I. MOTIVASI			
	1. Perhatian terhadap Instruksi	88	Memuaskan = 90 - 100
	2. Disiplin kerja	85	Baik = 80 - 89
	3. Prakarsa / Inisiatif	75	Cukup = 70 - 79
II. KEMAMPUAN KERJA			
	1. Kualitas pekerjaan / ketrampilan	72	Kurang = 60 - 69
	2. Efektifitas penggunaan waktu kerja	79	
III. KEPERIBADIAN			
	1. Kebersihan dan kesopanan	90	
	2. Kemampuan menyesuaikan diri dengan lingkungan	88	
	3. Tanggung jawab	90	
IV. KARYA TULIS			
	1. Sistematika penulisan	90	
	2. Materi penulisan	83	
V. ABSENSI		CATATAN :	
	Sakit : hari Ijin : hari Alpa : hari		

Bandung, 5 MARET 2020


Pembimbing

 DIRGANTARA INDONESIA
 INDONESIAN AEROSPACE (IAI)
ERIK YUDISTIRA
 190088



KEMENTERIAN PENDIDIKAN DAN KEBUDAYAAN
UNIVERSITAS SEBELAS MARET
FAKULTAS TEKNIK

PROGRAM STUDI TEKNIK ELEKTRO

Jl. Ir. Sutami 36 A Ketingan Surakarta
telp. 0271 647069 web: <http://elektro.ft.uns.ac.id>

LEMBAR PENILAIAN KERJA PRAKTEK

Nama : **BANU MAHESWARA**

NIM : **10717010**

A. Nilai Perusahaan (bobot 60%)

No	Kriteria	Nilai Angka	Nilai Huruf
Sikap Kerja :			
1.	Kerajinan dan Kedisiplinan	85	
2.	Kerjasama	80	
3.	Inisiatif	75	
Hasil Kerja :			
4.	Ketrampilan	72	
5.	Kerapian	79	
	Nilai Rata-rata		

B. Nilai Seminar KP/Dosen (bobot 40%)

1.	Tata tulis, Penyampaian Makalah, Penguasaan Materi, Kemampuan Menjawab Pertanyaan	85	
----	---	----	--

Nilai Akhir

Catatan :

- a. 85 s/d 100 : A
- b. 80 s/d 84 : A-
- c. 75 s/d 79 : B+

- d. 70 s/d 74 : B
- e. 65 s/d 69 : C+
- f. 60 s/d 64 : C

Dosen Pembimbing KP

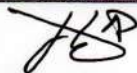
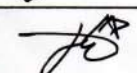
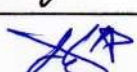




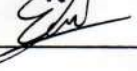
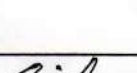
Pembimbing Lapangan,

Hari Maghfiroh, S.T., M.Eng.
NIP. 199104132018031001


Erik Yudistira

LEMBAR KONSULTASI KERJA PRAKTEK

Nama Mahasiswa : **BANU MAHESWARA**
 N I M : **I0717010**
 Dosen Pembimbing : **Hari Maghfiroh, S.T.,
 M.Eng./199104132018031001**
 Pembimbing Lapangan : **ERIK YUDISTIRA.**
 Tempat Kerja Praktek (KP) : **PT. DIRGANTARA INDONESIA**
 Alamat Tempat KP : **Jalan Pajajaran No. 154 Bandung
 40174 West Java - Indonesia**
 Tanggal Kerja Praktek (KP) : **s.d.**

No	Tanggal	Uraian Kegiatan	Paraf Pemb.
1	9/09/2019	Konsultasi tempat KP	
2.	1/10/2019	Konsultasi proposal KP + ACC	
3	21/12 19	Tugas KP	
4	6/02 20	Pembahasan TOPIK LAPORAN KP	
5	11/02 20	Pemberian data koefisien pesawat	
6	18/02 20	Pembuatan laporan	
7	27/02 20	Pembuatan blok Diagram matlab	
8	02/03 20	pengolahan data ke Simulink	
9.	12/03 20	Revisi LAPORAN KERJA PRAKTEK	

Catatan :

1. Lembar pantauan ditandatangani dosen pembimbing selama penyusunan proposal & laporan akhir
2. Lembar konsultasi ditanda tangani pembimbing lapangan dan distempel selama kegiatan di lapangan

**PRESENSI SEMINAR KERJA PRAKTEK
BANU MAHESWARA (I0717010)
SENIN 3 AGUSTUS 2020 11.00**

NO	NIM	NAMA
1	I0717025	M. Maulana Yusuf
2	I0718001	Abraham Babtistio
3	I0717001	Aditya Pratama
4	I0717002	Agung Budi Utomo
5	I0717004	Alvin Ichwannur Ridho
6	I0717010	Banu Maheswara
7	I0717011	Bayhaqi Irfani
8	I0717012	Berlianne Shanaza Andriany
9	I0718006	Catya Afif Kasudya
10	I0718010	Firmansyah Abada
11	I0718013	Hanandya Maya Shafira
12	I0717018	Hanifah Yulia
13		Hari Mgh
14	I0717021	Hisbullah Ahmad Fathoni
15	I0717023	Kevin Dwiyanto Saputra
16	I0717026	Mohammad Raihan Hafiz
17	I0718024	Muhammad Ibnu Sina Abbas Parlin
18	I0717028	Muhammad Ikyu Arqie Ramadhan
19	I0717035	Nanda Hafidz Rivanda
20	I0718032	Rois Hasan Muhammad
21	I0718035	Syaifullah Filard L
22		Syavira Chairunisa
23	I0718031	Rizal Mujaddid Irsyad
24	I0715027	Muhammad Wahid Hasyim

```

%kode matlab :
%function [a_d, q_d, pitch_d] = MALE(A, B, u, a,
q, pitch, de] dirun model
%untuk blok input dan output blok diagram
disimulink

%x= [u; a; q; pitch]; longitudinal velocity, angle
of attack, pitch dot,
%sudut elevator

%titik perancangan 1 : 100 knots dan 3280ft
%U1=51.4;
%rho_air=1.11;

%titik perancangan 2 : 100 knots dan 6561ft
%U2=51.4
%rho_air2=1.01;

%titik perancangan 3 : 120 knots dan 3280ft
%U3=61.73
%rho_air3=1.11;

%titik perancangan 4 : 120 knots dan 6561ft
U4=61.73;
rho_air4=1.01;

%nilai gravity
g=9.81;
%dynamic pressure
q1_b=0.5*rho_air4*(U4^2);

%konstanta pesawat UAV MALE
m=1015;
S=12.8;
pitch1=0;
c_b=0.848;
Iyy=8661.3;
Cm1=0.1334;
Cmu=-0.0492;
Cma=-0.04356;
Cma_d=-0.1342;
Cmq=0;
CmT1=0;
CmTu=0.453;
CmTa=0;
CL1=0.4353;

```

```

CLu=0.0124;
CLa=0.0967;
CLa_d=0.0967;
CLq=1.3057;
CD1=0.0314;
CDa=0.1009;
CDu=0;
CTX1=0.5641;
CTXu=-0.902;
CLde=0.273;
CDde=0;
Cmde=-0.0196;

%persamaan turunan stabilitas longitudinal
%X
Xu=-q1_b*S*(CDu+2*CD1)/(m*U4);
XTu=q1_b*S*(CTXu+2*CTX1)/(m*U4);
Xa=-q1_b*S*(CDa-CL1)/m;
Xde=-q1_b*S*CDde/m;
%Z
Zu=-q1_b*S*(CLu+2*CL1)/(m*U4);
Za=-q1_b*S*(CLa+CD1)/m;
Za_d=-q1_b*S*c_b*CLa_d/(2*m*U4);
Zq=-q1_b*S*c_b*CLq/(2*m*U4);
Zde=-q1_b*S*CLde/m;
%M
Mu=q1_b*S*c_b*(Cmu+2*Cm1)/(Iyy*U4);
MTu=q1_b*S*c_b*(CmTu+2*CmT1)/(Iyy*U4);
Ma=q1_b*S*c_b*Cma/Iyy;
MTa=q1_b*S*c_b*CmTa/Iyy;
Ma_d=q1_b*S*c_b^2*Cma_d/(2*Iyy*U4);
Mq=q1_b*S*c_b^2*Cmq/(2*Iyy*U4);
Mde=q1_b*S*c_b*Cmde/Iyy;




































An=[(Xu+XTu) Xa 0 -g*cos(pitch1);
Zu Za (U4+Zq) -g*sin(pitch1);
(Mu+MTu) (Ma+MTa) Mq 0;
0 0 1 0];

Bn=[Xde;Zde;Mde;0];

In=[1 0 0 0;
0 (U4-Za_d) 0 0;
0 -Ma_d 1 0;
0 0 0 1];

```

```
%Menggunakan rumus  $A \cdot X + B \cdot de$  persamaan state space  
didasar teori  
A=inv(In)*An;  
B=inv(In)*Bn;  
%X_d=inv(In)*An;  
a_d=X_d(2);  
q_d=X_d(3);  
pitch_d=X_d(4);  
%konstan A dan B dimasukkan ke blok diagram MALE  
SYSTEM & FEEDBACK  
%NB:perlu literatur yang lebih mendalam dan blok  
diagram yang lebih  
%menggambarkan altitude yang menuju steady state
```

Workspace			
Name ▲	Value		
 A	4x4 double		^
 An	4x4 double		
 B	[0;-0.1073;-0.047...		
 Bn	[0;-6.6251;-0.047...		
 c_b	0.8480		
 CD1	0.0314		
 CDa	0.1009		
 CDde	0		
 CDu	0		
 CL1	0.4353		
 CLa	0.0967		
 CLa_d	0.0967		
 CLde	0.2730		
 CLq	1.3057		
 CLu	0.0124		
 Cm1	0.1334		
 Cma	-0.0436		
 Cma_d	-0.1342		
 Cmde	-0.0196		
 Cm q	0		
 CmT1	0		
 CmTa	0		
 CmTu	0.4530		
 Cmu	-0.0492		
 CTX1	0.5641		
 CTXu	-0.9020		
 g	9.8100		
 In	4x4 double		
 lyy	8.6613e+03		
 m	1015		
 Ma	-0.1050		
 Ma_d	-0.0022		
 Mde	-0.0473		
 Mq	0		
 MTa	0		▼