



DISERTASI MT 143305

KAJIAN PERILAKU PESAWAT WISE L8 DAN VERIFIKASI SISTEM KENDALI TERBANG ADAPTIF

SAYUTI SYAMSUAR
NRP. 4110 301 001

DOSEN PEMBIMBING

Promotor : Prof.Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

Co-Promotor 1 : Dr.Ir. Erwandi, M.Eng.

Co-Promotor 2 : Subchan, M.Sc., Ph.D.

PROGRAM DOKTOR
PROGRAM PASCASARJANA TEKNIK KELAUTAN
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2018



DISERTASI MT 143305

KAJIAN PERILAKU PESAWAT WISE L8 DAN VERIFIKASI SISTEM KENDALI TERBANG ADAPTIF

SAYUTI SYAMSUAR
NRP. 4110 301 001

DOSEN PEMBIMBING

Promotor : Prof.Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.
Co-Promotor 1 : Dr.Ir. Erwandi, M.Eng.
Co-Promotor 2 : Subchan, M.Sc., Ph.D.

**PROGRAM DOKTOR
PROGRAM PASCASARJANA TEKNIK KELAUTAN
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2018**

halaman ini sengaja dikosongkan

LEMBAR PENGESAHAN DISERTASI

KAJIAN PERILAKU PESAWAT WISE L8 DAN VERIFIKASI SISTEM KENDALI TERBANG ADAPTIF

Disertasi ini disusun untuk memenuhi salah satu syarat memperoleh gelar
DOKTOR (Dr.)

di
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:
Sayuti Syamsuar
NRP 4110 301 001

Tanggal Ujian Sidang Tertutup: 16 Maret 2018
Periode Wisuda: ... September 2018

Disetujui oleh Tim Penguji Disertasi:

1. **Prof.Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.** (Promotor)
NIP. 19581226.198403.1.002
2. **Dr.Ir. Erwandi, M.Eng.** (Ko-Promotor 1)
NIP. 19660416.199103.1.003
3. **Subchan, M.Sc., Ph.D.** (Ko-Promotor 2)
NIP. 19710513.199702.1.001
4. **Prof.Dr.Ir. Sekartedjo, M.Sc.** (Penguji Internal)
NIP. 19500402.197901.1.001
5. **Dr.Ir. A. A. Masroeri, M.Eng.** (Penguji Internal)
NIP. 19580807.198403.1.004
6. **Dr.Ir. I. Ketut Suastika, M.Sc.** (Penguji Internal)
NIP. 19691231.200604.1.178
7. **Dr.Drs. Fariduzzaman, M.Sc., MT.** (Penguji Eksternal)
NIP. 19610517.198703.1.002

Pt. Dekan, Fakultas Teknologi Kelautan, ITS



Prof.Ir. Arif Djunaidy, M.Sc., Ph.D.
NIP. 19581005.198603.1.003

halaman ini sengaja dikosongkan

KAJIAN PERILAKU PESAWAT WISE L8 DAN VERIFIKASI SISTEM KENDALI TERBANG ADAPTIF

Nama Mahasiswa : Sayuti Syamsuar; NRP Mahasiswa : 4110 301 001

Promotor: Prof.Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

Ko. Promotor-1 : Dr.Ir. Erwandi, M.Eng.

Ko Promotor-2 : Subchan, M.Sc., Ph.D.

ABSTRAK

Disertasi ini menyampaikan pembahasan tentang kajian perilaku pesawat WISE L8 dan verifikasi sistem kendali terbang adaptif yang diusulkan untuk diterapkan di kemudian hari. Dalam aspek perilaku secara khusus akan disampaikan intensitas gaya-gaya angkat-hambat hidrodinamika dan aerodinamika, gaya propulsi, gaya berat saat bergerak pada fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara di *surface effect*. Masalah kriteria terbang, diselesaikan melalui komputasional dinamika fluida CFD terhadap gambar 3-D CATIA, sehingga diperoleh distribusi tekanan P di sekitar permukaan sayap, badan dan permukaan air di *surface effect*. Pada bagian ini, juga dilakukan analisis *downwash* dan *vortex* yang terjadi di sekitar permukaan sayap dan permukaan air, di mana terlihat aliran udara dengan masing-masing intensitas yang bergerak mengitari sayap menuju ujung luar sayap dan *winglet*. Hal inilah yang menimbulkan bantalan udara dinamika antara permukaan air atau tanah dengan permukaan bawah sayap. Perhitungan komputasional dinamika fluida CFD terhadap gambar 3-D CATIA pesawat WISE L8 menggunakan input data inersia massa menghasilkan daya propulsi $EHP = 299.73$ HP, kecepatan $V_{CRUISE} \approx 80.0$ knots dan ketinggian terbang di *surface effect* $h = 2.50$ m menghasilkan gaya angkat aerodinamika $L_{aero} = 33.524$ kN dan gaya hambat aerodinamika $D_{aero} = 5.357$ kN dengan berat pesawat WISE L8 $W = 32,000$ N sesuai dengan *D R & O*.

Perhitungan pergerakan pesawat WISE L8 fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara menghasilkan gaya propulsi dinamik T_d , gaya gaya hidrodinamika, gaya gaya aerodinamika, kurva kecepatan versus waktu dan jarak *take off* oleh program Matlab. Pada bagian lain, dilakukan perhitungan pertumbuhan gaya gaya hidrodinamika, aerodinamika dan propulsi berdasarkan luas permukaan basah dan sarat saat *hydro planing* menurut metoda Savitsky melalui komputasional dinamika fluida CFD dengan model turbulensi $k-\varepsilon$ serta perhitungan dengan program Matlab. Pengontrolan ketinggian terbang

surface effect menggunakan defleksi *elevator* dan defleksi *throttle* mulai saat *hydro planing* sampai dengan pesawat WISE L8 mengudara sesuai dengan persyaratan *take off* masih memanfaatkan tenaga Pilot diperlihatkan oleh kurva diskontiniu.

Pemodelan matematik sistem kendali terbang adaptif pesawat WISE L8 dalam gerak matra longitudinal dengan matriks *controller observable* berukuran (4 x 4) pada kondisi terbang mendarat stasioner di efek permukaan. Analisis kestabilan dinamik matra longitudinal dengan sistem lingkaran terbuka dan tertutup pada pesawat WISE L8 menggunakan program root locus dan kontroler Tune PID dengan *gain scheduling* di Matlab. Variasi penguatan K_P , K_D dan K_I sebagai *gain scheduling* yang memberikan interaksi dari permukaan atur defleksi *elevator* δ_e dan defleksi *throttle* δ_{th} ke beberapa respons output (u , w , q dan θ) oleh *servo* pada sistem kendali terbang adaptif. Kemudian dilakukan verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks* dengan sistem SISO pada sistem lingkaran tertutup, di mana input adalah defleksi *elevator* δ_e , atau defleksi *throttle* δ_{th} dengan respons output sudut *pitch* θ atau *pitch rate* q sebagai sistem kontrol otomatis *Pitch Attitude Hold* dengan memberikan *error* minimum antara input dan respons output pada keadaan *steady*.

Kata Kunci: rasio (T_s/W), efek permukaan, *hydro planing*, *Lippisch*, *gain scheduling*, stasioner, jaringan saraf

THE STUDY OF WISE L8 CRAFT BEHAVIOR AND ADAPTIVE FLIGHT CONTROL SYSTEM VERIFICATION

Name of Student: Sayuti Syamsuar; Student Identity Number: 4110 301 001

Promotor: Prof.Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

Co. Promotor-1 : Dr.Ir. Erwandi, M.Eng.

Co Promotor-2 : Subchan, M.Sc., Ph.D.

ABSTRACT

This dissertation discusses about the of WISE L8 craft behavior and adaptive control system verification that has been introduced and will be applicated in the future. On the behavior as, special aspect of the WISE L8 craft are being introduce the intensities of hydrodynamics and aerodynamics forces, thrust, weight during high speed water run, hydro planing and airborne phase in the surface effect. The flight criteria base on the computational fluid dynamic (CFD) analysis on the (three view drawing) 3D CATIA configuration to obtain the pressure distribution around the water and wing surface. Also, the investigations on downwash and vortex around the wing and water surface have been carried out the dynamic cushion. The CFD analysis on the model of WISE L8 with the mass inertia as input produces information on power engine $EHP = 299.73$ HP, cruise speed (V_{cruise}) = 80.0 knots, and surface effect altitude (h) = 2.50 m from the water surface to obtain the aerodynamic forces $L_{aero} = 33.524$ kN and aerodynamic drag $D_{aero} = 5.357$ kN with WISE L8 W maximum take off weight = 32,000 N in accordance with D R & O.

The calculation of the WISE L8 movement from high speed water run, hydro planing and airborne and takeoff distance starting from high-speed water run, hydroplaning and airborne has been calculated by Matlab. On the other hand, the hydrodynamic force, as well as aerodynamic force and thrust, are calculated considering the wetted surface area and draft during hydroplaning based on the Savitsky method using CFD and Matlab program. Note that the turbulence is approached using the k- ϵ model. The altitude during hydroplaning and airborne phase is controlled by deflecting elevator δ_e and throttle deflection δ_{th} . Some of the results are gave discontinue curve because the trayectory has been handled by the Pilot.

The mathematical model of adaptive flight control system of WISE L8 in the longitudinal plane uses observable matrix (4 x 4) at stationary cruise in surface effect. The analysis of the dynamic longitudinal stability of open and close loop for WISE L8 craft by using root locus method and PID controller with gain scheduling on the Matlab. The strengthening variation of K_P , K_D , K_I as gain scheduling that governs the deflection of control surface (δ_e and δ_{th}) to response outputs (u , w , q , and θ) by the servo in the adaptive flight control system. And then, the verification of the control system uses the neural network method with the SISO close loop system with elevator deflection δ_e is input with pitch angle θ output response as Pitch Attitude Hold automatic control that gave minimum error between input and output steady state response.

Keywords: (Ts/W) ratio, surface effect, hydro planing, Lippisch, stationery, gain scheduling, and neural network.

KATA PENGANTAR

Puji syukur Penulis panjatkan kehadirat Allah SWT atas terselesaikannya disertasi yang berjudul Perilaku Pesawat WISE L8 dan Verifikasi Sistem Kendali Terbang Adaptif. Disertasi ini diselesaikan sebagai persyaratan akademik Program Doktor pada Program Studi Pascasarjana, Departemen Teknik Kelautan (DTK), Fakultas Teknologi Kelautan (FTK), Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS), di Surabaya. Isi utama dari disertasi ini adalah merupakan hasil penelitian yang telah dilakukan di lingkungan DTK-ITS, Balai Teknologi Hidrodinamika (BTH)-BPPT, Surabaya dan Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika dan Aeroakustika (BBTA3)-BPPT, Serpong.

Penelitian yang dilakukan adalah merupakan bagian kelanjutan dari program besar kajian *Wing In Surface Effect* (WISE) konfigurasi *Lippich* kapasitas 8 orang (L8) sebagaimana diselenggarakan oleh Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi (PTIST) melalui dukungan DIPA BPPT pada TA 2000-2010. Penelitian ini dikonsentrasikan untuk mendukung rancangan sistem kendali terbang adaptif pesawat WISE L8, di mana perancangan kontrol adaptif *Pitch Attitude Hold* memberikan hasil yang cukup memuaskan. Besar harapan, Peneliti selanjutnya dapat meneruskan ide ide yang terdapat pada penelitian ini, sehingga teknologi *surface effect* ini dapat berkembang terus di Tanah Air. Khusus dalam hal teknologi material komposit yang digunakan pada struktur pesawat WISE L8 yang lebih ringan dan kuat serta lebih baik lagi.

Penulis menyadari bahwa materi yang telah dituangkan dalam disertasi ini masih belum dapat dikatakan sempurna. Oleh karena itu Penulis sangat mengharapkan kritik, saran dan masukan dari berbagai pihak untuk penyempurnaannya. Selanjutnya diharapkan disertasi ini dapat menjadi sumbangan karya ilmiah yang akan bermanfaat bagi pengembangan pesawat WISE selanjutnya di Indonesia.

Pada kesempatan yang baik ini, Penulis menghaturkan terimakasih yang sebesar-besarnya atas kesempatan, dorongan, semangat belajar dan do'a yang telah diberikan oleh Almarhum Ayahnda Syamsuar bin Usman semasa hidupnya (wafat 27 November 2012 dalam usia 85 tahun) dan Almarhumah Ibunda Latifah Hanum binti Musa Rasyad (wafat 30 Agustus 2015 dalam usia 89 tahun). Ucapan terimakasih juga disampaikan kepada mertua kami, Bapak Hermides dan Ibu Roslin. Pada khususnya terima kasih disampaikan kepada isteri tercinta Rosdemeliya.

Rasa hormat yang setinggi-tingginya dan ucapan terimakasih yang sebesar-besarnya penulis sampaikan kepada:

1. Prof.Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D. sebagai Promotor
2. Dr.Ir. Erwandi, M.Eng. sebagai Ko-Promotor 1
3. Subchan, M.Sc., Ph.D. sebagai Ko-Promotor 2
4. Prof.Dr.Ir. Sekartedjo, M.Sc. sebagai Penguji Internal
5. Dr.Ir. A. A. Masroeri, M.Eng. sebagai Penguji Internal
6. Dr.Ir. I. Ketut Suastika, M.Sc. sebagai Penguji Internal
7. Dr.Drs. Fariduzzaman, M.Sc., MT. sebagai Penguji Eksternal

Ucapan terimakasih dan rasa hormat juga disampaikan kepada:

1. Dr.Ir. Unggul Priyanto, M.Sc. selaku Kepala Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi, Jakarta
2. Dr.Ir. Wahyu Widodo Pandoe, M.Sc. selaku Deputi Kepala BPPT Bidang Teknologi Industri Rancang Bangun dan Rekayasa -BPPT di Jakarta
3. Dr.Ir. Rizqon Fajar, M.Sc., selaku Direktur Pusat Teknologi Sistem dan Prasarana Transportasi (PTSPT-BPPT); dan Dr.Dipl.-Ing. Mulyadi Sinung Harjono, MT. sebagai Ka.Bag. Program dan Anggaran; dan teman teman kerja lainnya di PTSPT-TIRBR, Puspiptek, Serpong
4. Dr.Ir. Adhi Dharma Permana, M.Sc. selaku Direktur; dan Dr.Ir. Samudro, M.Eng. staf di Pusat Teknologi Industri Pertahanan dan Keamanan (PTIPK-BPPT) di Puspiptek, Serpong
5. Dr.Ir. Barman Tambunan sebagai Direktur Pusat Teknologi Industri Permesinan (PTIP-BPPT) di Puspiptek, Serpong
6. Dr. Taufiq Arief Setyanto, ST., M.Eng. selaku Direktur PTRIM; Ir. Abdul Kadir, M.Eng., sebagai Kepala Bagian Program dan Anggaran di Pusat Teknologi Rekayasa Industri Maritim; Prof.Dr.Ir. Buana Ma'aruf, M.Sc., di Pusat Teknologi Rekayasa Industri Maritim (PTRIM) di Puspiptek, Serpong dan di Surabaya
7. Ir. Muryadin, M.Sc., selaku Ka. UPT Balai Teknologi Hidrodinamika (BTH-BPPT, Surabaya); Dr.Ir. Endang Widjiati M.Eng., dan Dr. Setyo Leksono di BTH, Surabaya
8. Dr. Fadilah Hasim, B.Eng., M.Sc., sebagai Ka. UPT Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika dan Aeroakustika (BBTA3), Puspiptek, Serpong

9. Prof.Ir. Arif Djunaidy, M.Sc., Ph.D. sebagai Plt. Dekan Fakultas Teknologi Kelautan; Dr. Eng. Rudi Waluyo Prastianto, ST., MT sebagai Kepala Departemen Teknik Kelautan; Dr.Ir. Wahyudi, M.Eng. sebagai Kepala Program Studi Pascasarjana Teknik Kelautan; serta mas Miftakh dan mas Catur sebagai staf di Program Studi Pascasarjana Teknik Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.

Surabaya, 16 Maret 2018

Penulis

halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR ISI

| | Halaman: | |
|-----------------------------|---|----|
| Halaman Judul | i | |
| Lembar Pengesahan Disertasi | iii | |
| Abstrak | v | |
| <i>Abstract</i> | vii | |
| Kata Pengantar | ix | |
| Daftar Isi | xiii | |
| Daftar Tabel | xix | |
| Daftar Gambar | xxi | |
| Daftar Singkatan | xxxiii | |
| Daftar Istilah | xxxvii | |
| | | |
| Bab 1 | Pendahuluan | 1 |
| 1.1 | Latar Belakang | 1 |
| 1.2 | Pandangan Umum | 4 |
| 1.3 | Perumusan Masalah | 8 |
| 1.4 | Tujuan dan Manfaat | 10 |
| 1.4.1 | Tujuan | 10 |
| 1.4.2 | Manfaat | 10 |
| 1.5 | Hipotesa | 11 |
| 1.6 | Batasan Masalah | 13 |
| 1.7 | Metodologi | 14 |
| 1.8 | Kajian Pustaka Dan Dasar Teori | 17 |
| 1.9 | Kesimpulan | 18 |
| 1.10 | Originalitas Dan Kontribusi | 19 |
| | | |
| Bab 2 | Kajian Pustaka Dan Dasar Teori | 21 |
| 2.1 | Dasar Teori Fase <i>Hydro Planing</i> Dan Mengudara | 21 |
| 2.2 | Posisi <i>Step</i> Pada Konfigurasi <i>Lippisch</i> | 23 |
| 2.3 | Dasar Teori <i>Hydro Planing</i> | 24 |
| 2.4 | Komputasional Dinamika Fluida | 25 |
| 2.4.1 | Persamaan Navier Stokes | 26 |

| | | |
|---------|--|----|
| 2.4.2 | Sistem <i>Rigid Body</i> | 27 |
| 2.4.3 | Metoda <i>Savitsky</i> | 28 |
| 2.5 | Persamaan Gerak Beberapa Wahana Terbang | 29 |
| 2.6 | Distribusi Gaya Dan Momen Pada Pesawat WISE | 30 |
| 2.6.1 | Persamaan Gerak Dari Gaya Dan Momen Aerodinamika | 31 |
| 2.6.2 | Fungsi Transfer Matriks Gaya Aerodinamika | 35 |
| 2.6.3 | Persamaan Parameter Non Dimensional Turunan Aerodinamika | 37 |
| 2.7 | Persamaan Stabilitas Aerodinamika Dan Hidrodinamika Matra Longitudinal | 40 |
| 2.7.1 | Notasi dan Konvensi Dari Gaya Hidrodinamika | 41 |
| 2.7.2 | Kerangka Tata Acuan Koordinat Sumbu Navigasi | 43 |
| 2.7.3 | Kerangka Tata Acuan Koordinat Sumbu Benda | 43 |
| 2.7.4 | Kerangka Tata Acuan Koordinat Sumbu Hidrodinamika | 44 |
| 2.8 | Persamaan Gaya Dan Momen Menurut Collu | 44 |
| 2.8.1 | Sistem Tata Acuan Koordinat Sumbu Benda Pada Hybrid Vehicle | 44 |
| 2.8.2 | Gaya Dan Momen Pada Konfigurasi Hybrid Vehicle | 45 |
| 2.8.3 | Persamaan Gerak Matra Longitudinal Pada Konfigurasi Hybrid Vehicle | 46 |
| 2.8.4 | Persamaan Gerak Matra Longitudinal Yang Dilinierisasikan | 49 |
| 2.8.5 | Persamaan Standar Dari Cauchy | 50 |
| 2.8.6 | Gaya-gaya dan Momen-momen Setelah Ada Gangguan | 51 |
| 2.8.7 | Parameter Non-Dimensional Turunan Aerodinamika-Hidrodinamika | 52 |
| 2.9 | Hukum Persamaan Pada Kontrol PID | 53 |
| 2.9.1 | Kontroler Tune PID | 53 |
| 2.9.2 | Kontrol Adaptif <i>Gain Scheduling</i> , LQG Dan STR | 55 |
| 2.9.3 | Program <i>Neural Networks</i> | 58 |
| 2.9.3.1 | Identifikasi <i>Plant</i> | 60 |
| 2.9.3.2 | Identifikasi Sistem <i>Invers</i> | 62 |
| 2.9.3.3 | <i>Fine Tuning</i> | 62 |

| | | |
|---------|--|-----|
| 2.10 | <i>Critical Review</i> | 63 |
| Bab 3 | Metoda Penelitian | 75 |
| 3.1 | Analisis Hidrodinamika Dan Aerodinamika | 75 |
| 3.3 | Kontrol Adaptif | 77 |
| 3.3 | Verifikasi Data | 80 |
| Bab 4 | Pemodelan Dan Analisis Perilaku Pesawat WISE L8 | 83 |
| 4.1 | Pemodelan Pesawat WISE L8 | 84 |
| 4.1.1 | <i>Pre-Processor</i> | 86 |
| 4.1.2 | <i>Meshing</i> | 87 |
| 4.1.2.1 | <i>Convergence</i> | 88 |
| 4.1.2.2 | <i>Grid Independence</i> | 89 |
| 4.1.3 | <i>Post-Processor</i> | 92 |
| 4.2 | Komputasional Dinamika Fluida Pesawat WISE L8 | 92 |
| 4.2.1 | Ketinggian Terbang $h = 2.5$ m Di Atas Permukaan Air | 93 |
| 4.2.2 | Ketinggian Terbang $h = 3.0$ m Di Atas Permukaan Air | 98 |
| 4.2.3 | Gaya Angkat Total Dan Hambat Hidrodinamika Serta Gaya Angkat Dan Gaya Hambat Aerodinamika Pada Sudut <i>Trim</i> $\tau(t) = 0$ | 101 |
| 4.2.4 | Kondisi <i>Hydro Planing</i> Dan Sudut <i>Trim</i> $\tau(t)$ Pesawat WISE L8 Menurut Metoda Savitsky | 106 |
| 4.2.5 | Perhitungan Gaya Angkat Aerodinamika Dan Distribusi Tekanan Di <i>Surface Effect</i> | 109 |
| 4.3 | Perhitungan Daya Propulsi Pesawat WISE L8 | 113 |
| 4.4 | Pergerakan Pesawat WISE L8 Hasil Program Matlab | 114 |
| 4.4.1 | Gaya Gaya Hasil Komputasional Matlab | 115 |
| 4.4.2 | Perhitungan Jarak, Ketinggian Dan Kecepatan Dihitung Oleh Matlab | 118 |
| Bab 5 | Perancangan Dan Verifikasi Sistem Kendali terbang adaptif | 125 |

| | | |
|-------|---|-----|
| 5.1 | Analisis Respons <i>Step</i> Pada Sistem Lingkak Terbuka Dan Tertutup | 126 |
| 5.1.1 | Respons Kecepatan Wahana Terbang u Dengan Input Step Defleksi <i>Elevator</i> δ_e | 128 |
| 5.1.2 | Respons Kecepatan Wahana Terbang Arah Normal, w Dengan Input Step Defleksi <i>Elevator</i> δ_e | 133 |
| 5.1.3 | Respons <i>Pitch Rate</i> q Dengan Input Step Defleksi <i>Elevator</i> δ_e | 137 |
| 5.1.4 | Respons Sudut <i>Pitch</i> θ Dengan Input Step Defleksi <i>Elevator</i> δ_e | 142 |
| 5.1.5 | Respons Kecepatan Wahana Terbang u Dengan Input Step Defleksi <i>Throttle</i> δ_{th} | 147 |
| 5.1.6 | Respons Kecepatan Wahana Terbang Arah Normal w Dengan Input Step Defleksi <i>Throttle</i> δ_{th} | 151 |
| 5.1.7 | Respons <i>Pitch Rate</i> q Wahana Terbang Dengan Input Step Defleksi <i>Throttle</i> δ_{th} | 156 |
| 5.1.8 | Respons Sudut <i>Pitch</i> θ Wahana Terbang Dengan Input Step Defleksi <i>Throttle</i> δ_{th} | 160 |
| 5.2 | Analisis Program <i>Neural Networks</i> | 165 |
| 5.2.1 | Analisis <i>Plant</i> Antara Input Defleksi <i>Elevator</i> , δ_e Dan Respons Output Sudut <i>Pitch</i> θ | 166 |
| 5.2.2 | Analisis <i>Plant</i> Antara Data Input Defleksi <i>Throttle</i> δ_{th} Dan Respons Output Sudut <i>Pitch</i> θ | 168 |
| 5.2.3 | Analisis <i>Invers</i> Antara Data Input Defleksi <i>Elevator</i> δ_e Dan Respons Output Sudut <i>Pitch</i> θ | 170 |
| 5.2.4 | Analisis <i>Fine Tuning</i> Antara Data Input Defleksi <i>Elevator</i> δ_e Dan Respons Output Sudut <i>Pitch</i> θ | 172 |
| 5.2.5 | Analisis <i>Fine Tuning</i> Antara Data Input Defleksi <i>Elevator</i> δ_e Dan Respons Output Sudut <i>Pitch</i> θ | 174 |
| 5.2.6 | Analisis <i>Fine Tuning</i> Antara Data Input Defleksi <i>throttle</i> δ_{th} Dan Respons Output Sudut <i>Pitch</i> θ | 174 |
| Bab 6 | Kesimpulan Dan Saran | 175 |

| | | |
|--------|--|-----|
| 6.1 | Kesimpulan | 177 |
| 6.2 | Saran | 179 |
| | Daftar Pustaka | 181 |
| | | 2 |
| | Lampiran 1 | 193 |
| L1.1 | Penimbangan Untuk Mengetahui Letak Titik Pusat Gravitasi CG | 193 |
| L1.2 | Penimbangan Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang | 195 |
| L1.3 | Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 1 Orang | 198 |
| L1.4 | Uji Statik Gaya Propulsi Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang Dan Pesawat WISE L8 Berkapasitas 1 Orang | 200 |
| L1.4.1 | Uji Statik Gaya Propulsi Pada Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang | 200 |
| L1.4.2 | Uji Statik Gaya Propulsi Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 1 Orang | 202 |
| L1.5 | <i>RC Model</i> | 204 |
| L1.5.1 | <i>RC Model</i> Dari Pesawat WISE L8 Versi 1 | 204 |
| L1.5.2 | <i>RC Model</i> Dari Pesawat WISE L8 Versi 2 | 205 |
| L1.6 | Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang Saat <i>Hydro Planing</i> | 207 |
| L1.6.1 | Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang di Permukaan Air | 208 |
| | | 2 |
| | Lampiran 2 | 213 |
| L2.1 | Tutorial dari sub Bab 2.3 | 213 |
| L2.2 | Pembuatan <i>expressions in CEL</i> | 213 |
| | | 2 |
| | Lampiran 3 | 221 |
| L3.1 | Tutorial dari sub Bab 2.3 | 221 |
| | | 2 |

| | | |
|--------|---|-----|
| | Lampiran 4 | 239 |
| L4.1 | Persamaan Umum Dinamika | 239 |
| L4.2 | Persamaan Umum Kinematika | 239 |
| L4.3 | Gaya Dan Momen Propulsi | 240 |
| L4.4 | Gaya Gravitasi | 240 |
| L4.5 | Perhitungan Gaya Dan Momen Aerodinamika | 241 |
| L4.6 | Perhitungan Gaya Dan Momen Hidrodinamika | 242 |
| L4.7 | Perhitungan Gaya Propulsi Dinamik | 242 |
| L4.8 | Program <i>listing</i> | 242 |
| | | 2 |
| | Lampiran 5 | 251 |
| L5.1 | Program Utama Matlab Menggunakan Kontroler Tune PID Dan Root Locus | 251 |
| | | 2 |
| | Lampiran 6 | 257 |
| L6.1 | Program <i>listing</i> Program <i>Neural networks</i> | 257 |
| L6.1.1 | Program <i>listing</i> pada <i>Fine Tuning Plant</i> | 257 |
| L6.1.2 | Program <i>listing</i> pada Identifikasi <i>Plant</i> | 267 |
| L6.1.3 | Program <i>listing</i> pada <i>Fine tuning</i> | 277 |
| | Lampiran 7 | 289 |
| L7.1 | Gaya Gaya Aerodinamika Konfigurasi <i>Lippisch</i> Secara Komputasional | 289 |
| L7.2 | Uji Model 3-D dari Aerodinamika Sayap Airfoil <i>Clark Y</i> Di Terowongan Angin | 291 |
| L7.3 | Data hidrodinamika Pesawat WISE Konfigurasi <i>Lippisch</i> | 296 |

DAFTAR TABEL

| | | Halaman |
|------------|---|---------|
| Tabel 2.1 | Karakteristik Dinamika Beberapa Konfigurasi Wahana Terbang Konvensional | 30 |
| Tabel 2.2 | Notasi Pada Sistem Perkapalan | 42 |
| Tabel 4.1 | Data Pesawat WISE L8 | 83 |
| Tabel 4.2 | <i>Meshing</i> Pesawat WISE L8 | 87 |
| Tabel 4.3 | <i>3 Grid Independence</i> Pada Program CFD | 91 |
| Tabel 4.4 | Data Perhitungan Koefisien Aerodinamika, C_L dan C_D Pada Sudut Serang, $\alpha = 0^\circ$ Pesawat WISE L8 Dengan Program CFD. | 101 |
| Tabel 4.5 | Hasil Perhitungan Gaya Angkat, L_{hidro} Dan Gaya Hambat Hidrodinamika D_{hidro} Dari Lambung Dengan Sudut <i>Trim</i> $\tau(t) = 0^\circ$ Pada Pesawat WISE L8 Dengan Sarat Tertentu Saat <i>Hydro Planing</i> | 102 |
| Tabel 4.6 | Gaya Angkat Total, Gaya Hambat Hidrodinamika Dan Sudut <i>Trim</i> $\tau(t)$ | 106 |
| Tabel 4.7 | Massa Dan Momen Inersia Pesawat WISE L8 | 110 |
| Tabel 4.8 | Gaya Angkat Dan Gaya Hambat Aerodinamika Hasil Komputasi CFD Pesawat WISE L8 Saat <i>Cruising</i> | 110 |
| Tabel 4.9 | Gaya Angkat Dan Gaya Hambat Aerodinamika Hasil Komputasi CFD Pesawat WISE L8 Saat <i>Cruising</i> | 113 |
| Tabel 4.10 | Perhitungan Daya Propulsi, <i>EHP</i> Pesawat WISE L8 Dengan Program CFD | 114 |
| Tabel 5.1 | Matriks Pembobotan Input- <i>Hidden Layer</i> Sistem <i>Plant</i> Antara Defleksi <i>Elevator</i> δ_e Dan Sudut <i>Pitch</i> θ . | 167 |
| Tabel 5.2 | Matriks Pembobotan <i>Hidden</i> Dan Output <i>Layer</i> Sistem <i>Plant</i> Antara Defleksi <i>Elevator</i> δ_e Dan Sudut <i>Pitch</i> θ | 168 |
| Tabel 5.3 | Matriks Pembobotan Input- <i>Hidden Layer</i> Sistem <i>Invers</i> Antara Defleksi <i>Elevator</i> δ_e Dan Sudut <i>Pitch</i> θ . | 169 |
| Tabel 5.4 | Matriks Pembobotan <i>Hidden Layer</i> -Output Sistem <i>Invers</i> Antara Defleksi <i>Elevator</i> δ_e Dan Sudut <i>Pitch</i> θ . | 169 |

| | | |
|------------|--|-----|
| Tabel L1.1 | Hasil Penimbangan Pertama Dari Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang | 197 |
| Tabel L1.2 | Hasil Penimbangan Kedua Dari Prototipe Pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang | 198 |

DAFTAR GAMBAR

| | | Halaman |
|-------------|---|---------|
| Gambar 1.1 | Pesawat <i>Flight Ship</i> FS8 konfigurasi <i>Lippisch</i> | 2 |
| Gambar 1.2 | Ilustrasi pesawat yang terbang (a). Di udara bebas dan (b). Khusus dekat dengan <i>surface effect</i> . | 5 |
| Gambar 1.3 | Posisi <i>winglet</i> , sayap utama dan <i>HTP</i> dari prototipe pesawat WISE L8 Berkapasitas 1 Orang | 6 |
| Gambar 2.1 | Distribusi gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} , daya propulsi versus kecepatan V dari Hovercraft saat <i>take off</i> di permukaan air | 24 |
| Gambar 2.2 | Posisi titik pusat gravitasi CG membentuk sudut $\chi = (2 - 10)^0$ terhadap posisi <i>step</i> dan sudut <i>dead rise</i> β pada lambung Seaplane | 25 |
| Gambar 2.3 | Sistem tata acuan koordinat sumbu aerodinamika X_{aero} Y_{aero} Z_{aero} dan tata acuan koordinat sumbu benda X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} pada pesawat WISE L8 | 29 |
| Gambar 2.4 | Gaya dan momen pada pesawat WISE L8 saat <i>hydro planing</i> | 31 |
| Gambar 2.5 | Sketsa letak titik tangkap gaya dan momen pada Pesawat WISE L8 konfigurasi <i>Lippisch</i> | 32 |
| Gambar 2.6 | Kurva sudut serang, α sayap utama dan koefisien gaya hambat aerodinamika, C_D versus koefisien gaya angkat aerodinamika, C_L dari sayap utama | 32 |
| Gambar 2.7 | Definisi geometrik untuk perhitungan gaya dan momen hidrodinamika pada pesawat WISE L8 | 33 |
| Gambar 2.8 | 8 Sistem konvensi tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} pada pesawat | 41 |
| Gambar 2.9 | Kurva stabilitas pesawat gerak matra longitudinal kondisi stabil | 41 |
| Gambar 2.10 | Notasi dan konvensi tanda pada gerak kapal | 42 |
| Gambar 2.11 | Sistem tata acuan koordinat sumbu benda X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} pada Hybrid Vehicle | 45 |
| Gambar 2.12 | Pengaruh gerak kestabilan pesawat WISE | 52 |

| | | |
|-------------|--|----|
| Gambar 2.13 | Kontrol PID tipe A | 53 |
| Gambar 2.14 | Penggabungan kontroler Tune PID dan Kalman Filter pada Flight Control System | 54 |
| Gambar 2.15 | <i>Gain scheduling</i> dan proses kontrol adaptif | 55 |
| Gambar 2.16 | Beberapa langkah pembuatan sistem kendali terbang melalui Kontroler LQG di pesawat | 56 |
| Gambar 2.17 | Blok diagram pada STR | 57 |
| Gambar 2.18 | Blok diagram sistem kendali otomatis dengan teknik <i>Pitch Attitude Hold</i> dan <i>Altitude Hold</i> | 57 |
| Gambar 2.19 | Peralatan instrumentasi sebagai penunjang perancangan kontrol adaptif | 58 |
| Gambar 2.20 | Jaringan Saraf Manusia | 59 |
| Gambar 2.21 | Struktur sederhana ANN | 60 |
| Gambar 2.22 | Ilustrasi <i>artificial neural networks</i> dengan metoda <i>back propagation</i> | 60 |
| Gambar 2.23 | Ilustrasi sistem <i>plant</i> | 61 |
| Gambar 2.24 | Sistem identifikasi <i>Plant</i> | 61 |
| Gambar 2.25 | Bagan sistem <i>invers</i> | 62 |
| Gambar 2.26 | Sistem identifikasi <i>invers</i> | 62 |
| Gambar 2.27 | Bagan sistem <i>plant</i> | 62 |
| Gambar 2.28 | Sistem <i>Fine Tuning</i> | 63 |
| Gambar 3.1 | Diagram alir dan metodologi yang digunakan pada disertasi | 75 |
| Gambar 3.2 | Diagram alir pertumbuhan gaya gaya saat <i>high speed water run, hydro planing</i> dan mengudara pada Pesawat WISE L8. | 75 |
| Gambar 3.3 | Diagram alir pembuatan piranti lunak sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID pada program Matlab | 76 |
| Gambar 3.4 | Diagram alir pembuatan piranti lunak menggunakan metoda <i>neural networks</i> | 77 |
| Gambar 4.1 | Gambar dimensi pesawat WISE L8 | 84 |
| Gambar 4.2 | <i>Surface model</i> pesawat WISE L8 | 86 |

| | | |
|-------------|---|----|
| Gambar 4.3 | Fluida di dalam domain fluida | 87 |
| Gambar 4.4 | Proses <i>meshing</i> pesawat WISE L8 | 88 |
| Gambar 4.5 | <i>Meshing</i> Pesawat WISE L8 dan <i>wall</i> | 88 |
| Gambar 4.6 | Konvergensi proses iterasi pada CFD | 89 |
| Gambar 4.7 | Pengaturan arah fluida | 90 |
| Gambar 4.8 | <i>Initial computational domain</i> pada CFD | 90 |
| Gambar 4.9 | <i>Meshing</i> lambung pada CFD | 90 |
| Gambar 4.10 | <i>Grid Independence</i> pada CFD | 91 |
| Gambar 4.11 | Distribusi tekanan P yang terjadi pada permukaan air untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots | 93 |
| Gambar 4.12 | Aliran fluida di sekitar badan pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots | 94 |
| Gambar 4.13 | Aliran fluida pada sayap dan <i>foil</i> pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots | 94 |
| Gambar 4.14 | <i>Downwash</i> dan <i>vortex</i> pada kecepatan $V = 80.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m | 95 |
| Gambar 4.15 | Distribusi tekanan P pada bagian atas sayap pada kecepatan $V = 80$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m | 96 |
| Gambar 4.16 | Distribusi tekanan P pada bagian bawah sayap pada kecepatan $V = 80$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m | 96 |
| Gambar 4.17 | Distribusi tekanan P dilihat dari pandangan atas dari dua jenis wahana terbang yang berbeda. | 97 |
| Gambar 4.18 | <i>Downwash</i> dan <i>vortex</i> pada kecepatan $V = 90.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m | 98 |
| Gambar 4.19 | Distribusi tekanan P pada bagian bawah sayap pada kecepatan $V = 90.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m | 98 |
| Gambar 4.20 | Distribusi tekanan P yang terjadi pada permukaan air untuk ketinggian terbang $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots. | 99 |

| | | |
|-------------|--|-----|
| Gambar 4.21 | Aliran fluida di sekitar badan pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots | 99 |
| Gambar 4.22 | Aliran fluida di sekitar sayap dan <i>foil</i> pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots | 100 |
| Gambar 4.23 | Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika versus kecepatan V (knots) dari pesawat WISE L8 saat <i>hydro planing</i> dengan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 0^\circ$ | 103 |
| Gambar 4.24 | Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika versus Froude Number (Fr) dari pesawat WISE L8 saat <i>hydro planing</i> dengan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 0^\circ$ | 104 |
| Gambar 4.25 | Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika versus Sarat, T (m) dari pesawat WISE L8 saat <i>hydro planing</i> dengan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 0^\circ$ | 104 |
| Gambar 4.26 | Kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} , gaya angkat total hidrodinamika L_{total} , gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} versus kecepatan V (knots) pada pesawat WISE L8 pada kondisi <i>hydro planing</i> dengan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 0^\circ$ | 105 |
| Gambar 4.27 | Gaya gaya angkat total dan gaya hambat hidrodinamika menurut metoda Savitsky dengan beberapa sudut <i>trim</i> $\tau(t)$ | 106 |
| Gambar 4.28 | Distribusi tekanan P pada $V = 28.0$ knots dan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 1.09^\circ$ pandangan atas. | 107 |
| Gambar 4.29 | Distribusi tekanan P pada $V = 28.0$ knots dan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 1.09^\circ$ pandangan bawah. | 107 |
| Gambar 4.30 | Distribusi tekanan P pada $V = 30.0$ knots dan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 1.29^\circ$ pandangan atas. | 108 |
| Gambar 4.31 | Distribusi tekanan P pada $V = 30.0$ knots dan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 1.29^\circ$ pandangan bawah. | 108 |

| | | |
|-------------|---|-----|
| Gambar 4.32 | Distribusi tekanan P pada $V = 32.0$ knots dan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 1.32^\circ$ pandangan atas. | 109 |
| Gambar 4.33 | Distribusi tekanan P pada $V = 32.0$ knots dan sudut <i>trim</i> $\tau(t) = 1.32^\circ$ pandangan bawah. | 109 |
| Gambar 4.34 | Tekanan fluida di sekitar pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m | 111 |
| Gambar 4.35 | <i>Iso surface pressure</i> dari posisi pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m | 111 |
| Gambar 4.36 | Kontur distribusi tekanan P pada permukaan air oleh pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m. | 112 |
| Gambar 4.37 | Distribusi tekanan P pada permukaan air oleh pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m. | 112 |
| Gambar 4.38 | Kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus waktu t pada pesawat WISE L8 pada kondisi <i>hydro planing</i> | 115 |
| Gambar 4.39 | Kurva gaya angkat total hidrodinamika versus waktu t pada pergerakan pesawat WISE L8 fase <i>take off</i> | 115 |
| Gambar 4.40 | Kurva gaya angkat aerodinamika versus waktu t sebagai pergerakan pesawat WISE L8 fase <i>take off</i> | 116 |
| Gambar 4.41 | Kurva gaya hambat aerodinamika versus waktu t sebagai pergerakan pesawat WISE L8 fase <i>take off</i> | 117 |
| Gambar 4.42 | Kurva gaya propulsi dinamik T_d versus waktu t sebagai pergerakan pesawat WISE L8 fase <i>take off</i> | 118 |
| Gambar 4.43 | Kurva pergerakan jarak <i>take off</i> , X versus waktu t pada pesawat WISE L8 | 119 |
| Gambar 4.44 | Kurva ketinggian h versus waktu t pesawat WISE L8. | 119 |
| Gambar 4.45 | Kurva kecepatan V versus waktu t fase <i>take off</i> pesawat WISE L8 | 120 |
| Gambar 4.46 | Kurva sudut serang α versus waktu t | 121 |
| Gambar 4.47 | Kurva <i>pitch rate</i> q versus waktu t | 122 |
| Gambar 4.48 | Kurva ketinggian terbang h versus jarak X | 122 |
| Gambar 4.49 | Kurva distribusi gaya gaya versus kecepatan V (knots) | 123 |

| | | |
|-------------|---|-----|
| Gambar 5.1 | Respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 130 |
| Gambar 5.2 | Diagram root locus dari respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 131 |
| Gambar 5.3 | Program simulasi dari respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 132 |
| Gambar 5.4 | Respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 133 |
| Gambar 5.5 | Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 135 |
| Gambar 5.6 | Diagram root locus dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 136 |
| Gambar 5.7 | Program simulasi dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 136 |
| Gambar 5.8 | Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 137 |
| Gambar 5.9 | Respons output, $pitch\ rate$ q terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 139 |
| Gambar 5.10 | Diagram root locus dari respons output $pitch\ rate$ q terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 140 |

| | | |
|-------------|--|-----|
| Gambar 5.11 | Program simulasi dari respons output <i>pitch rate</i> q terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>elevator</i> δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 140 |
| Gambar 5.12 | Respons output <i>pitch rate</i> q terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>elevator</i> δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 141 |
| Gambar 5.13 | Respons output, sudut <i>pitch</i> θ terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>elevator</i> δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 144 |
| Gambar 5.14 | Diagram root locus dari respons output sudut <i>pitch</i> θ terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>elevator</i> δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 145 |
| Gambar 5.15 | Program simulasi dari respons output sudut <i>pitch</i> θ terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>elevator</i> δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 145 |
| Gambar 5.16 | Respons output sudut <i>pitch</i> θ terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>elevator</i> δ_e pada sistem lingkaran tertutup | 146 |
| Gambar 5.17 | Respons output kecepatan wahana terbang u , terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>throttle</i> δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 149 |
| Gambar 5.18 | Diagram root locus dari respons output kecepatan wahana terbang u terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>throttle</i> δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 149 |
| Gambar 5.19 | Program simulasi dari respons output kecepatan wahana terbang u terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>throttle</i> δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 150 |
| Gambar 5.20 | Respons output kecepatan wahana terbang u terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>throttle</i> δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 151 |
| Gambar 5.21 | Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w , terhadap input <i>step</i> , defleksi <i>throttle</i> δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 153 |

| | | |
|-------------|--|-----|
| Gambar 5.22 | Diagram root locus dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 154 |
| Gambar 5.23 | Program simulasi dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 154 |
| Gambar 5.24 | Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 155 |
| Gambar 5.25 | Respons output $pitch$ rate q terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 158 |
| Gambar 5.26 | Diagram root locus dari respons output $pitch$ rate q terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 158 |
| Gambar 5.27 | Program simulasi dari respons output $pitch$ rate q terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 159 |
| Gambar 5.28 | Respons output $pitch$ rate q terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 160 |
| Gambar 5.29 | Respons output sudut $pitch$ θ , terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 162 |
| Gambar 5.30 | Diagram root locus dari respons output sudut $pitch$ θ terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID | 163 |
| Gambar 5.31 | Program simulasi dari respons output sudut $pitch$ θ terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 163 |
| Gambar 5.32 | Respons output sudut $pitch$ θ terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup | 164 |

| | | |
|--------------|--|-----|
| Gambar 5.33 | Perbandingan Output dan Target <i>Plant</i> antara defleksi <i>elevator</i> δ_e dan sudut <i>pitch</i> θ | 166 |
| Gambar 5.34 | Perubahan <i>error</i> identifikasi <i>plant</i> pada <i>epoch</i> tertentu antara defleksi <i>elevator</i> δ_e dan sudut <i>pitch</i> θ . | 167 |
| Gambar 5.35 | Perbandingan Output dan target <i>Plant</i> antara sudut <i>pitch</i> θ dan defleksi <i>throttle</i> δ_{th} | 168 |
| Gambar 5.36 | Perbandingan Output dan Target sistem <i>invers</i> antara defleksi <i>elevator</i> δ_e dan sudut <i>pitch</i> θ | 170 |
| Gambar 5.37 | Perubahan <i>error</i> identifikasi sistem <i>invers</i> pada <i>epoch</i> tertentu antara defleksi <i>elevator</i> δ_e dan sudut <i>pitch</i> θ . | 171 |
| Gambar 5.38 | 38 Perbandingan Output dan Target sistem <i>invers</i> antara defleksi <i>throttle</i> δ_{th} dan sudut <i>pitch</i> θ | 172 |
| Gambar 5.39 | Perbandingan <i>Set Point</i> (defleksi <i>elevator</i> δ_e) dan Output (sudut <i>pitch</i> θ) | 174 |
| Gambar 5.40 | Perbandingan <i>Set Point</i> (defleksi <i>throttle</i> δ_{th}) dan Output (sudut <i>pitch</i> θ) | 175 |
| Gambar L1.1 | Posisi horizontal saat penimbangan | 191 |
| Gambar L1.2 | Posisi <i>tilting</i> saat penimbangan | 192 |
| Gambar L1.3 | Proses penimbangan pada prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang dengan masing-masing posisi <i>load cell</i> . | 194 |
| Gambar L1.4 | Penimbangan pada prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang dengan alat perekam data | 195 |
| Gambar L1.5 | <i>Lay out</i> prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 1 orang | 197 |
| Gambar L1.6 | Prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 1 orang | 197 |
| Gambar L1.7 | Uji statik gaya propulsi T_s dari prototipe pesawat WISE L8 Berkapasitas 2 Orang pada <i>cradle</i> | 198 |
| Gambar L1.8 | Uji statik gaya propulsi T_s pada prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang yang terletak di atas <i>cradle</i> | 199 |
| Gambar L1.9 | Uji statik gaya propulsi T_s dari daya propulsi <i>EHP</i> sebesar 115.0 HP di BT2MP, Serpong | 200 |
| Gambar L1.10 | Uji statik gaya propulsi T_s dari daya propulsi <i>EHP</i> \approx 115.0 HP di BT2MP, Serpong | 201 |

| | | |
|------------------|---|-----|
| Gambar L1.11 (a) | Hasil uji statik gaya propulsi T_s sebagai fungsi dari sudut <i>pitch propeller</i> θ_p , dari daya propulsi $EHP \approx 115.0$ HP di BT2MP, Serpong | 201 |
| Gambar L1.11 (b) | Hasil uji statik gaya propulsi T_s sebagai fungsi dari putaran <i>propeller</i> (rpm) dari daya propulsi $EHP \approx 115.0$ HP di BT2MP, Serpong. | 202 |
| Gambar L1.12 | <i>RC model</i> dari pesawat WISE L8 saat <i>high speed water run</i> di mana mulai terjadi <i>porpoising</i> | 203 |
| Gambar L1.13 | <i>RC model</i> dari pesawat WISE L8 saat terbang stasioner di <i>surface effect</i> | 203 |
| Gambar L1.14 | Kurva ketinggian terbang h versus waktu t dari <i>RC model</i> dari pesawat WISE L8 | 204 |
| Gambar L1.15 | Kurva kecepatan V versus waktu t dari <i>RC model</i> dari pesawat WISE L8 | 204 |
| Gambar L1.16 | Kurva arah wahana terbang ψ versus waktu t dari <i>RC model</i> dari pesawat WISE L8 | 205 |
| Gambar L1.17 | Prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang saat <i>hydro planing</i> ; kecepatan $V = 32.0$ knots | 206 |
| Gambar L1.18 | Titik penjejakan lintasan prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang direkam oleh <i>GPS</i> saat <i>low speed taxiing, high speed taxiing</i> dan <i>turning circle</i> | 206 |
| Gambar L1.19 | Kecepatan versus <i>track point</i> prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang direkam oleh <i>GPS</i> saat <i>low speed taxiing, high speed taxiing</i> dan <i>turning circle</i> | 207 |
| Gambar L1.20 | Jarak versus waktu t prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang direkam oleh <i>GPS</i> saat <i>low speed taxiing, high speed taxiing</i> dan <i>turning circle</i> | 208 |
| Gambar L1.21 | <i>Surge</i> versus <i>track point</i> prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang direkam oleh <i>GPS</i> saat <i>low speed taxiing, high speed taxiing</i> dan <i>turning circle</i> | 208 |
| Gambar L1.22 | Putaran <i>propeller</i> versus <i>track point</i> prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas 2 orang direkam oleh <i>GPS</i> saat <i>low speed taxiing, high speed taxiing</i> dan <i>turning circle</i> | 209 |

halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR SINGKATAN

| | |
|--------------------|---|
| 3-D | 3 Dimensi |
| 2-D | 2 Dimensi |
| AAMV | <i>Aerodynamically Alleviated Marine Vehicle</i> |
| ANN | <i>Artificial Neural Networks</i> |
| ANSYS | <i>Engineering simulation software</i> |
| AOA | <i>Angle of Attack</i> |
| APBN | Anggaran Pendapatan Dan Belanja Negara |
| A.P | <i>autopilot</i> |
| BPPH | Balai Penelitian Dan Pengembangan Hidrodinamika |
| BPPT | Badan Pengkajian Dan Penerapan Teknologi |
| BTH | Balai Teknologi Hidrodinamika |
| BT2MP | Balai Teknologi Termodinamika Motor Dan Propulsi |
| BBTA3 | Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika Dan Aeroakustika, |
| CATIA | Computer Aided Three Dimensional Interactive Application |
| CFD | Computational Fluid Dynamics |
| <i>chord</i> | Jarak dari <i>leading edge</i> ke <i>trailing edge</i> pada sayap pesawat |
| DATCOM | The USAF Stability and Control Digital Datcom |
| DI | Dirgantara Indonesia |
| DIPA | Daftar Isian Program Anggaran |
| <i>D R & O</i> | <i>Design Requirement & Objective</i> |
| EKF | Extended Kalman Filter |
| EHP | <i>Effective Horsepower</i> |
| FSI | <i>Fluid Solid Interaction</i> |
| FTMD | Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara |
| <i>Fr</i> | Froude Number |
| GPS | <i>Global Positioning System</i> |
| HD | <i>High Dynamic</i> |
| H _{GB} | <i>High Ground Board</i> |
| HP | Horse Power |
| HTP | <i>Horizontal Tail Plane</i> |
| HV | Hybrid Vehicle |

| | |
|-----------------------|---|
| ICAO | International Civil Aviation Organization |
| ILST | Indonesia Low Speed Tunnel |
| IMO | International Maritime Organization |
| IMU | Inertial Measurement Unit |
| IRIG TIME | <i>Time histories (t)</i> |
| ITB | Institut Teknologi Bandung |
| ITS | Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya |
| KUDU | <i>Ram wing Planing craft</i> |
| LAPAN | Lembaga Antariksa dan Penerbangan Nasional |
| <i>L_{CG}</i> | Garis tempat kedudukan sebagai pergerakan titik pusat gravitasi CG pada <i>planing hull</i> menurut metoda Savitsky |
| LTI | Linear Time Invariant |
| LQG | Linear Quadratic Gaussian |
| MAC | Mean Aerodynamic Chord |
| Matlab | Software Mathematic Laboratory |
| Maxsurf | The Maxsurf range is an integrated suite of software for the Design, Analysis & Construction of all types of marine vessels and offshore structures |
| MEPPO | Teknologi Mesin Perkakas, Produksi dan Otomasi |
| MIMO | Multiple Input Multiple Output |
| MSSE | <i>Mean Sum Square Error</i> |
| MTOW | <i>Maximum Takeoff Weight</i> = berat maksimum wahana terbang |
| NA | Nir Awak |
| NLST | Nusantara Low Speed Tunnel |
| PLF | <i>Power Level Flight</i> |
| NN | <i>Neural Networks</i> |
| PID | <i>Proportional Integral Differential</i> |
| PT. DI | PT. Dirgantara Indonesia |
| PTIP | Pusat Teknologi Industri Permesinan |
| PTIPK | Pusat Teknologi Industri Pertahanan Dan Keamanan |
| PTIST | Pusat Teknologi Industri Dan Sistem Transportasi |
| PTSPT | Pusat Teknologi Sistem Dan Prasarana Transportasi |
| Puspiptek | Pusat Pengembangan Ilmu Pengetahuan Dan Teknologi |

| | |
|-------------|--|
| RC | Remote Control |
| RAOs | <i>Response Amplitude Operators</i> |
| RULM | <i>Rectilinear Uniform Level Motion</i> |
| SHP | <i>Shaft Horsepower</i> |
| SISO | Single Input Single Output |
| <i>Span</i> | Rentangan/ lebar sayap |
| SPPO | <i>Short Period Pitch Oscillation</i> |
| TIRBR | Teknologi Industri Rancang Bangun Dan Rekayasa |
| UAV | <i>Unmanned Aerial Vehicle</i> |
| UK | United of Kingdom |
| USA | United State of America |
| WISE | Pesawat WISE |
| WSA | <i>Wetted Surface Area</i> |

halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR ISTILAH

| | |
|-----------------------------|---|
| <i>airborne</i> | wahana terbang mengudara ke udara bebas |
| <i>air dynamic cushion</i> | bantalan udara dinamik yang terjadi di bawah permukaan sayap |
| <i>airfoil</i> | bentuk penampang sayap yang memberikan perbedaan tekanan aliran udara permukaan atas dan bawah |
| <i>aircraft</i> | pesawat |
| <i>chord</i> | panjang airfoil |
| <i>craft</i> | kapal cepat |
| <i>control</i> | kendali |
| <i>climb</i> | terbang menanjak |
| <i>cruise</i> | terbang mendatar |
| <i>descent</i> | terbang menurun |
| <i>downwash</i> | aliran udara ke belakang sayap utama menerpa sayap belakang |
| <i>drag polar</i> | karakteristik aerodinamika dari airfoil sayap |
| <i>elevator</i> | permukaan atur pada sayap datar belakang |
| <i>error</i> | kesalahan |
| <i>feedback</i> | umpan balik pada sistem kendali |
| <i>ground board</i> | pelat penyangga model pada seksi uji di terowongan angin, sehingga dapat digunakan sebagai pengganti lantai dasar |
| <i>ground effect</i> | efek permukaan tanah |
| <i>gain scheduling</i> | penguatan yang dijadwalkan secara otomatis oleh komputer |
| <i>height stability</i> | kestabilan pada ketinggian |
| <i>high speed taxiing</i> | pergerakan cepat wahana terbang di landasan pacu |
| <i>hull</i> | lambung wahana terbang |
| <i>hydro planing</i> | fase pergerakan wahana terbang pada kecepatan tinggi di permukaan air |
| <i>high speed water run</i> | fase pergerakan wahana terbang mulai dari kecepatan rendah sampai dengan kecepatan menengah di permukaan air |
| <i>induced drag</i> | gaya hambat aerodinamika yang disebabkan oleh bentuk permukaan sayap atau badan wahana terbang yang tidak rata |
| <i>lateral</i> | gerak ke samping oleh wahana terbang |

| | |
|--------------------------|--|
| <i>lift off</i> | wahana terbang mengalami proses gerak mengangkat meninggalkan landasan pacu atau keluar dari permukaan air |
| <i>Lippisch</i> | nama orang penemu jenis airfoil dan bentuk sayap efek permukaan |
| <i>longitudinal</i> | gerak ke depan oleh wahana terbang |
| <i>low speed taxiing</i> | pergerakan lamban dari wahana terbang di landasan pacu |
| <i>nose pitch up</i> | kecenderungan gerak hidung wahana terbang ke atas |
| <i>nose pitch down</i> | kecenderungan gerak hidung wahana terbang ke bawah |
| <i>pitch stability</i> | kestabilan sudut <i>pitch</i> |
| <i>pontoon</i> | pelampung pada ujung luar sayap |
| <i>porpoising</i> | kondisi wahana terbang yang mengarah instabilitas gerak naik turun di permukaan air pada kecepatan tinggi |
| <i>ramp</i> | bentuk input garis lurus dengan sudut |
| <i>ratio</i> | perbandingan |
| <i>rectangular</i> | bentuk sayap empat persegi panjang |
| <i>Ring Laser Gyro</i> | sejenis alat ukur navigasi berbasis optik |
| <i>root locus</i> | metoda perhitungan dalam menentukan akar karakteristik suatu persamaan |
| <i>set point</i> | titik atau posisi yang diinginkan oleh Pilot pada peralatan instrumen wahana terbang |
| <i>state space</i> | ruang keadaan |
| <i>step</i> | bentuk input seperti tangga |
| <i>surface effect</i> | efek permukaan saat wahana terbang rendah di atas permukaan air/ tanah |
| <i>take off</i> | lepas landas |
| <i>throttle</i> | bukaan sistem pembakaran dari mesin wahana terbang |
| <i>thrust</i> | gaya propulsi |
| <i>towing tank</i> | kolam uji model kapal bidang hidrodinamika |
| <i>trim</i> | pesawat melakukan penyesuaian kecepatan dengan adanya perubahan <i>thrust</i> |
| <i>turning cycle</i> | gerak memutar wahana terbang di permukaan air |
| <i>vortex</i> | ulakan/ siklus udara yang keluar dari ujung luar sayap membentuk pusaran ke belakang wahana terbang |

| | |
|----------------------------|---|
| <i>water spray</i> | percikan air yang terjadi pada model uji di kolam hidrodinamika |
| <i>wetted surface area</i> | luas permukaan basah dari benda yang mengapung di permukaan air |
| <i>wind tunnel</i> | terowongan angin uji model aerodinamika wahana terbang |
| <i>wing span</i> | lebar sayap |
| <i>wing tip</i> | ujung luar sayap |

halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 LATAR BELAKANG

Banyak perkembangan pesawat *surface effect* di manca negara, dan sudah berhasil dikembangkan menjadi prototipe. Kemajuan tersebut perlu diantisipasi oleh para peneliti Indonesia untuk mengejar ketertinggalan yang cukup jauh dari negara lain. Salah satunya, adalah disertasi ini. Beberapa pertanyaan yang perlu dijawab dalam disertasi ini dan hal hal yang membedakannya dengan penelitian pesawat *surface effect* yang lain, serta beberapa pertanyaan yaitu menyangkut tentang topik, istilah dan definisi.

Wing in Surface Effect craft adalah pesawat WISE yang didefinisikan sebagai suatu wahana terbang yang dioperasikan dengan moda bergerak di atas permukaan laut (atau darat) pada ketinggian tertentu dengan memanfaatkan adanya fenomena bantalan udara. Bantalan udara dinamika ditimbulkan akibat adanya aliran udara yang mendesak ke atas di bawah permukaan sayap akibat adanya aliran *vortex* dan *downwash* yang mengenai permukaan air atau tanah, sehingga menghasilkan tambahan tekanan atau gaya aerodinamika dan hidrostatis. Bantalan udara dinamika ini mengakibatkan terjadinya efisiensi mesin yang lebih besar dari biasanya, sehingga dapat menghemat penggunaan bahan bakar. Pesawat WISE dipahami sebagai wahana terbang yang mampu menambah perbandingan antara gaya angkat aerodinamika per gaya hambat aerodinamika, akibat adanya sistem gaya angkat secara keseluruhan pada ketinggian yang relatif pendek di atas permukaan air. Definisi lain, menyebutkan terjadinya fenomena aerodinamika, aeroelastis dan aeroakustik antara permukaan sayap dengan permukaan air. Lebih ekstrim lagi, dikatakan bahwa *extreme ground effect* menyiratkan sebuah ketinggian terbang yang relatif lebih dekat sebesar 10 % dari lebar sayap utama atau lebih kecil sebagai daerah operasional di atas permukaan air, sesuai dengan literatur Kirill (2006).

Pesawat *Flight Ship* FS8 buatan Australia seperti terlihat pada Gambar 1.1. Pada pesawat FS8 ini terjadi perubahan gerak kecil arah longitudinal dan lateral saat terbang di ketinggian *surface effect*, di mana Pilot memerlukan waktu ekstra untuk mengendalikan permukaan atur (*elevator*, *rudder* dan *aileron*) serta *throttle* agar pesawat selalu terbang mendarat pada ketinggian operasional. Berdasarkan kondisi inilah, muncul ide perancangan sistem kendali terbang adaptif matra longitudinal *Pitch Attitude Hold* untuk menggantikan peran Pilot.



Gambar 1.1 Pesawat *Flight Ship* FS8 konfigurasi *Lippisch*
(<https://sites.google.com/site/hoverwingwcraft>).

Pada disertasi ini wahana terbang disebut pesawat WISE, di mana istilah ini ditinjau dari sudut pandang bidang penerbangan, lihat Jenie dan Wiriadidjaja (2006). Pesawat WISE mampu beroperasi pada saat terbang mendarat dengan kecepatan lebih dari 100 knots. Sehingga, menjadi hal penting dalam pengembangan sarana transportasi di Tanah Air, di mana Indonesia mempunyai ribuan pulau dengan gelombang laut yang tidak terlalu tinggi. Demikian juga, untuk keperluan alat angkut versi militer dapat dikembangkan, sehingga dapat mengangkut personel dan peralatan militer ke daerah-daerah teluk terpencil.

Kesulitan-kesulitan yang dialami oleh pesawat WISE saat *take off* dan *landing* diakibatkan oleh tidak tepatnya posisi titik pusat gravitasi CG, kelebihan berat dan faktor eksternal seperti besarnya gelombang laut. Sehingga, pesawat WISE sering mengalami efek *porpoising* sebelum *take off* dan mengalami pergerakan naik-turun di atas permukaan air akibat tidak terbentuknya bantalan udara dinamis dan sehingga tidak dapat meluncur dengan sempurna. Perancangan sistem kendali terbang adaptif pada disertasi ini dikhususkan untuk ketinggian terbang *surface effect*, di mana gejala perubahan kecil gerak *pitch* diminimalisir sedemikian rupa menggunakan kontrol adaptif *Pitch Attitude Hold*.

Fenomena *surface effect* diharapkan lebih banyak terjadi pada sayap dengan konfigurasi *Lippisch*, di mana terdapat *downwash* dan *vortex* pada sayap utama ke sayap datar bagian belakang dan *wing tip* sebagai pemicu terjadinya penambahan gaya angkat aerodinamis. Secara eksperimental, perilaku pesawat WISE L8 konfigurasi *Lippisch* telah memenuhi kriteria terbang mendarat stasioner (*steady state*) dan persyaratan *take off*

dengan daya propulsi *EHP* tertentu dan (T/W) ratio ≈ 0.4 pada fase *take off* dengan *setting* putaran *propeller* lebih rendah. Hal ini telah dibuktikan dengan berhasilnya penerbangan *RC model* pesawat WISE L8 yang terbang mendarat di atas permukaan air beberapa saat di atas danau Jati Luhur. Program uji terbang ini melalui pengujian di program DIPA tahun (2000-2010) dari unit PTIST (TIRBR-BPPT).

Tahap tahap pekerjaan dalam disertasi ini, adalah melakukan analisis perilaku pesawat WISE L8 saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara menggunakan komputasional dinamika fluida CFD terhadap gambar 3-D program CATIA sebagai tahap awal. Wahana terbang pesawat WISE L8 lebih stabil statik dibandingkan wahana terbang dengan konfigurasi *rectangular* jika terbang rendah mendarat stasioner di *surface effect*. Pertumbuhan gaya-gaya aerodinamika, gaya-gaya hidrodinamika dan gaya propulsi fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara menggunakan program CFD dan sebagai fungsi waktu t dianalisis dengan program Matlab. Perilaku pesawat WISE L8 saat *lift off* dikontrol secara manual oleh Pilot yaitu dengan mengurangi daya propulsi *EHP* atau dengan mengatur defleksi *throttle* δ_{th} , sehingga wahana terbang tidak mengalami *nose pitch up*. Fase *high speed water run* diamati sejak kecepatan nol, gerak perlahan wahana terbang sampai dengan kecepatan medium dan tinggi. Apabila fase *hydro planing* pada kecepatan tinggi diamati, di mana *porpoising* sering terjadi pada daerah ini. Keseimbangan gaya dan momen terpenuhi pada fase mengudara di mana wahana terbang mulai meninggalkan permukaan air sampai dengan mengudara dan terbang mendarat pada kondisi terbang stasioner. Gaya angkat aerodinamika sama dengan gaya berat pesawat WISE L8. Perancangan sistem kendali terbang adaptif matra longitudinal untuk menggantikan peran Pilot, apabila pesawat WISE L8 mengudara sesuai dengan kriteria terbang pada kecepatan dan ketinggian terbang mendarat stasioner.

Pada tahap perancangan dan verifikasi ini, sistem kendali terbang adaptif fase mengudara kondisi stasioner menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (4×4) yang dianalisis menggunakan program Matlab. Perilaku pesawat WISE L8 diketahui melalui bentuk distribusi tekanan P di sekitar sayap dan badan serta di atas permukaan air ketika wahana terbang mendarat stasioner dengan pengaturan daya propulsi *EHP* saat *lift off* sampai mengudara berdasarkan keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen yang terjadi pada masing masing fase. Rancangan sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda root locus, kontroler Tune PID dengan teknik *gain scheduling* pada sistem SISO. Verifikasi dari sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks* berdasarkan data

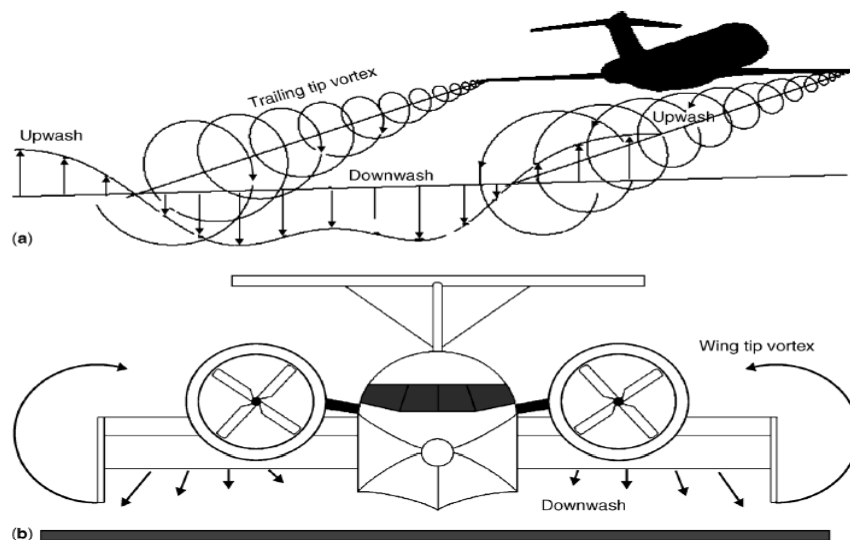
masukannya dari analisis metoda kontroler Tune PID pada sistem lingkaran tertutup dan analisis kestabilan dengan metoda root locus pada sistem lingkaran terbuka di program Matlab.

1.2 PANDANGAN UMUM

Fenomena *surface effect* diperlihatkan oleh aliran udara yang bergerak sepanjang lebar dan tebal sayap utama. Pada *wing tip* terlihat komplikasi aliran udara, di mana tekanan udara tinggi berasal dari permukaan bawah sayap utama yang bertemu dengan aliran udara dari permukaan atas sayap utama bertekanan rendah. Pada udara bebas, maka *wing tip* mempunyai ruang gerak yang lebih leluasa dibandingkan di *surface effect*. *Aspect Ratio (AR)* dari wahana terbang dengan fenomena *surface effect* diindikasikan mempunyai geometri sayap *delta inverse* dengan rentangan sayap yang lebih pendek sebagai konfigurasi *Lippisch* dengan memanfaatkan bantalan udara dinamik di bawah sayap yang terjadi akibat adanya *downwash* dan *vortex* yang berakhir pada *wing tip*. Ketika sebuah wahana terbang, terbang beberapa kaki dari permukaan tanah/ air, maka terjadi suatu perbedaan bentuk aliran udara di bawah sekitar sayap utama wahana terbang. Komponen vertikal dari aliran udara di sekeliling sayap utama tertahan oleh permukaan tanah atau air. Hal ini mengubah arah semburan udara dari sayap utama ke atas dan ke bawah, sehingga terjadi *vortex* dari *wing tip*. Fenomena *surface effect* mengubah aliran udara di sekitar sayap utama wahana terbang yang terbang rendah, di mana perubahan itu terjadi karena adanya perubahan pola aliran udara di permukaan tanah atau air. Karakteristik aerodinamika permukaan sayap belakang dan sayap utama wahana terbang diubah oleh *surface effect*, karena adanya efek *downwash* pada jarak yang dekat antara sayap utama ke permukaan air atau tanah. Ketika sayap utama mengalami *surface effect*, maka koefisien gaya angkat aerodinamika C_L bertambah besar dengan konsekuensi terjadi penurunan *upwash*, *downwash* dan *vortex* di *wing tip*. *Induced drag* dari hasil kerja sayap utama juga untuk mempertahankan wahana terbang agar selalu terangkat dengan cara yang sederhana dengan cara mengalihkan aliran udara ke bawah permukaan sayap. Tekanan udara berkurang pada bagian atas airfoil, sebagai esensi dari gaya angkat aerodinamika L_{aero} yang berkontribusi menekan massa udara ke bawah sayap utama. Semakin banyak terjadi *downwash*, maka semakin kuat sayap utama menekan massa udara ke bawah.

Pada Gambar 1.2 (a) terlihat ilustrasi skematik dari *vortex* pada *wing tip* dan membentuk *downwash* serta *upwash* yang terjadi pada sayap utama ke belakang wahana terbang yang membesar dan akhirnya menyentuh permukaan tanah. Pada Gambar 1.2 (b) terlihat *wing tip vortex* dan *downwash* pada wahana terbang yang terbang dekat dengan

surface effect. Pada harga sudut serang α sayap utama yang besar, maka *induced drag* menjadi besar. Hal itu berhubungan dengan kecepatan V yang rendah. *Induced drag* mendominasi kecepatan rendah, sedangkan pengurangan *vortex* di ujung sayap mengubah distribusi gaya angkat aerodinamika L_{aero} pada sayap utama, sehingga mengurangi sudut serang α sayap utama. Sayap utama membutuhkan sudut serang α yang kecil di *surface effect* untuk menghasilkan koefisien gaya angkat aerodinamika C_L yang besar. Jika sudut serang α sayap utama terus dipertahankan dengan bertambahnya kecepatan wahana terbang, maka koefisien gaya angkat aerodinamika C_L bertambah besar. Keadaan ini akan mengubah efisiensi daya propulsi EHP pada kecepatan V rendah, di mana *induced drag* mendominasi kecepatan rendah pada kondisi terbang mendarat stasioner di *surface effect*, menurut Nugroho (2009).



Gambar 1.2 Ilustrasi pesawat yang terbang (a). di udara bebas dan (b). khusus dekat dengan *surface effect*. (Cui dan Zhang, 2010)

Untuk menambah stabilitas wahana terbang, maka digunakan suatu teknologi baru yang disebut *winglet*. *Winglet* adalah bidang datar vertikal atau mendekati vertikal pada *wing tip*, berbentuk lekukan tajam dan membentuk sudut tertentu terhadap aliran udara induksi dan memberikan sedikit gaya angkat aerodinamika tambahan ΔL_{aero} ke depan. *Winglet* juga berfungsi menahan aliran udara dari bagian bawah ke bagian atas permukaan sayap untuk mengurangi *tip vortex*, di mana keadaan ini selalu dihindarkan dalam suatu rancang-bangun pesawat WISE. Pada bagian *winglet* terdapat *aileron* yang berfungsi sebagai stabilisasi matra lateral-direksional.

Kajian fenomena *surface effect* dimulai dengan analisis menggunakan komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA dari konfigurasi pesawat WISE L8. Berikutnya, analisis sistem kendali terbang dilakukan adalah untuk melihat kestabilan dinamik matra longitudinal pesawat WISE L8 di *surface effect*. Penggunaan metoda root locus pada sistem lingkaran terbuka dan metoda kontroler Tune PID pada sistem lingkaran tertutup dan terbuka untuk melihat keterkaitan kedua metoda ini yang saling melengkapi analisis kestabilan dengan menggunakan program Matlab. Karakteristik aerodinamika dan hidrodinamika serta daya propulsi *EHP* fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara dihitung dengan menggunakan prinsip keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen selama pergerakan melalui program Matlab.

Perhatikan prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang yang terbuat dari material komposit dan kayu, seperti terlihat pada Gambar 1.3, di mana terlihat permukaan atur *elevator* terletak pada *trailing edge HTP*. Sedangkan, *winglet* sebagai stabilitas matra lateral terlihat pada bagian ujung luar sayap utama. Pesawat ini dikerjakan oleh industri swasta di Pondok Cabe, Jakarta dan siap didanai untuk program uji terbang.



Gambar 1.3 Posisi *winglet*, sayap utama dan *HTP* dari prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang.

Secara umum, bahasan disertasi ini terdiri dari 6 bab, di mana pada Bab 1 adalah Pendahuluan berisi Latar Belakang, Perumusan Masalah, Tujuan, Hipotesa, Metodologi, Kajian Pustaka dan Kesimpulan & Saran. Pada Bab 2 dibahas Kajian Pustaka dan Dasar Teori, di mana pada Kajian Pustaka dibahas tentang studi perbandingan dari hasil kajian

mengenai teknologi *surface effect*, seperti metoda analisis program DATCOM menggunakan aliran fluida kecepatan rendah sekitar airfoil *Clark Y* dan sayap konfigurasi *Lippisch*, hasil uji terowongan angin, hasil uji *towing tank* dan analisis program Maxsurf serta perbandingan pada beberapa literatur.

Pada Bab 2 Kajian Pustaka dan Dasar Teori dibahas tentang syarat terjadinya fenomena *surface effect* secara aerodinamika, pendefinisian pesawat WISE tipe A, B, C; teori dari persamaan Navier-Stokes untuk komputasional dinamika fluida CFD, keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen, dan analisis stabilitas matra longitudinal menggunakan metoda root locus, kontroler Tune PID (*Proportional, Integral & Derivative*) dan metoda *neural networks*. Pemodelan matematika berbentuk matriks ruang keadaan berukuran (5 x 5) pada fase *hydro planing* sesuai Collu *et al.*, (2007) tanpa *added mass* pada Hybrid Vehicle. Beberapa diagram sistem kendali terbang dan kontrol adaptif dengan *gain scheduling*. Serta, pemodelan matematika yang diturunkan berdasarkan keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen, lihat Jenie dan Wiriadidjaja (2006).

Pada Bab 3 dibahas Metoda Penelitian dan blok diagram tentang penggunaan analisis komputasional dinamika fluida, CFD dan program Matlab pada pesawat WISE L8. Pola pertumbuhan gaya-gaya fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara menghasilkan kurva distribusi gaya-gaya aerodinamika, hidrodinamika dan propulsi versus waktu t dan jarak X versus waktu t . Parameter kestabilan kontrol sudut *pitch* θ menggunakan data koefisien aerodinamika dan hidrodinamika sesuai dengan algoritma dihitung menggunakan program Matlab, lihat Jenie dan Wiriadidjaja (2006).

Pada Bab 4 dibahas tentang kriteria terbang sebagai persyaratan dapat dirancangnya kontrol adaptif dan persyaratan *take off* sebagai analisis perilaku pesawat WISE L8 menggunakan program CFD dan Matlab. Hal hal tersebut diuraikan sebagai:

- Pertumbuhan gaya-gaya hidrodinamika, aerodinamika dan propulsi berdasarkan persamaan keseimbangan gaya dan momen, lihat Jenie dan Wiriadidjaja (2006). Pertumbuhan gaya-gaya ini dilihat saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara adalah akibat pergerakan wahana terbang oleh adanya daya propulsi *EHP* sebagai fungsi kecepatan V dan kemudian menghasilkan ketinggian terbang h sebagai fungsi waktu t , kecepatan V sebagai fungsi waktu t dan jarak *take off* sebagai fungsi waktu t (detik) yang dihitung menggunakan program Matlab.
- Analisis komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA pesawat WISE L8 pada fase terbang mendarat stasioner di beberapa

kecepatan dan ketinggian terbang dan fase *hydro planing*. Berat total dan gaya angkat aerodinamika $L_{aero} = 33,523$ N dari hasil perhitungan hampir sama dengan data gaya angkat $L_{aero} = 32,000$ N aerodinamika di *DR & O*. Kejadian *downwash* dan *vortex* diperlihatkan pada kecepatan $V = 80.0$ knots fase terbang mendarat stasioner pada ketinggian terbang $h = 2.5$ m dari hasil perhitungan CFD sehingga terlihat pengaruh distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah sayap sebagai indikasi terjadinya stabilitas statik matra longitudinal konfigurasi *Lippisch* di *surface effect*.

Pada Bab 5 dibahas Perancangan dan Verifikasi Sistem Kendali terbang adaptif dari pesawat WISE L8 menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID dengan teknik *gain scheduling* sebagai rancangan awal menggunakan program Matlab. Metoda *neural networks* digunakan sebagai verifikasi rancangan sistem kendali terbang adaptif. Setelah kondisi *lift off* tercapai, maka kontrol adaptif berfungsi untuk mempertahankan sikap dan perilaku wahana terbang agar selalu terpelihara dalam keseimbangan dengan kecepatan dan ketinggian terbang jelajah stasioner di *surface effect*, disampaikan pada sub. Bab 5.1. Verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan program *neural networks* sebagai sistem SISO linier pada kondisi terbang stasioner di *surface effect* diuraikan pada sub. Bab 5.2. Parameter sistem SISO linier adalah terhadap parameter input defleksi *elevator* δ_e atau sudut *throttle* δ_{th} dengan respons output sudut *pitch* θ sesuai dengan hasil komputasional metoda root locus yaitu dengan memilih akar karakteristik persamaan *loci* yang berada di sebelah kiri sumbu imajiner, lihat Ogata (1978 dan 1994).

Pada Bab 6 disampaikan Kesimpulan dan Saran terhadap hasil analisis perilaku dan kestabilan dinamik pesawat WISE L8. Seperti, diperolehnya beberapa hasil analisis komputasional dinamika fluida CFD dan Matlab saat pesawat WISE bergerak di permukaan air dan mengudara. Saran, seperti perubahan bentuk lambung dan pemilihan airfoil jenis lain menjadi bahan pertimbangan untuk memperbaiki karakteristik hidrodinamika dan aerodinamika saat *hydro planing* dan mengudara. Demikian pula, penggunaan peralatan sistem sensor dan instrumentasi serta telemetri pada *RC model* pesawat WISE, agar pengembangan sistem kontrol adaptif bersifat *real time, t*.

1.3 PERUMUSAN MASALAH

Beberapa data dari eksperimen dan analisis literatur kegiatan program DIPA (2000-2010) dari unit PTIST (TIRBR-BPPT) digunakan sebagai data sekunder pada disertasi ini.

Pembahasan utama pada disertasi ini adalah masalah perilaku pesawat WISE L8 saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara sebagai kriteria terbang di *surface effect* dan persyaratan *take off*. Analisis kestabilan dan verifikasi dari rancangan sistem kendali terbang adaptif di ketinggian terbang *surface effect* dibahas pada bagian akhir. Adapun masalah yang diselesaikan melalui disertasi ini, adalah:

- Bagaimana menghitung dan menganalisa perilaku pesawat WISE menggunakan komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA dari pesawat WISE L8, sehingga diketahui distribusi tekanan P , *vortex* dan *down wash* sebagai visualisasi kualitas aliran udara di sekitar sayap, badan dan permukaan air?
- Bagaimana menghitung dan menganalisa secara komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA dari pesawat WISE L8 untuk menghitung koefisien gaya angkat aerodinamika C_L dan koefisien gaya hambat aerodinamika C_D pada fase terbang mendarat stasioner?
- Bagaimana menghitung dan menganalisa secara komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA dari pesawat WISE L8 untuk mengetahui besarnya gaya hambat D_{hidro} dan gaya angkat total hidrodinamika L_{total} dengan cara yang sama?
- Bagaimana menghitung dan menganalisa kestabilan pesawat WISE L8 menggunakan metoda root locus untuk lingkaran terbuka dan metoda kontroler Tune PID untuk lingkaran tertutup menggunakan *gain scheduling*, sehingga terlihat bahwa sistem bersifat adaptif?
- Bagaimana melakukan verifikasi sistem kendali terbang adaptif pada fase mengudara dengan menggunakan metoda *neural networks*?

Data simulasi sistem SISO dari parameter defleksi *elevator* δ_e sebagai input *ramp* dan parameter sudut *pitch* θ sebagai respons output. Analisis juga menggunakan input *step* pada defleksi *throttle* δ_{th} dengan respons output sudut *pitch* θ . Metoda ini dikategorikan sebagai kontrol otomatis dengan teknik *Pitch Attitude Hold* yaitu salah satu teknik pengendalian terhadap perilaku wahana terbang melalui pengendalian sudut *pitch* θ . Teknik *back propagation* pada *neural networks* merupakan algoritma pembelajaran untuk memperkecil tingkat *error* dengan penyesuaian bobot berdasarkan perbedaan output dan target yang diinginkan. Proses pembelajaran, seperti pengambilan input, indentifikasi *error* dan penyesuaian bobot.

1.4 TUJUAN DAN MANFAAT

Pada bagian ini disampaikan tentang tujuan dan manfaat dari disertasi ini, di mana hasilnya nanti akan memberikan manfaat bagi kemajuan teknologi *surface effect* di Tanah Air. Beberapa hipotesa yang disampaikan merupakan pemisalan awal analisis yang dilakukan agar memberikan hasil yang sesuai dengan keadaan sesungguhnya.

1.4.1 Tujuan

Secara khusus, tujuan dari disertasi ini adalah untuk melakukan kajian perilaku pesawat WISE L8 fase *high speed water run, hydro planing* dan mengudara sampai tercapai kondisi terbang mendarat stasioner di *surface effect* berdasarkan analisis distribusi tekanan dan keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen menggunakan komputasional dinamika fluida CFD dan program Matlab. Kemudian, analisis kestabilan dalam perancangan sistem kendali terbang adaptif dan verifikasi apakah sistem kendali terbang adaptif sudah bekerja dengan baik saat terbang stasioner matra longitudinal di *surface effect* menggunakan program Matlab.

Perancangan sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda kontroler Tune PID dengan teknik *gain scheduling* dan root locus sesuai dengan kriteria terbang di *surface effect* dan persyaratan *take off*. Respons output sudut *pitch* θ dijaga agar selalu konstan secara otomatis melalui input *step* dari defleksi *elevator* δ_e , sehingga ketinggian terbang h dapat dipertahankan secara otomatis. Akibat terjadinya penambahan atau pengurangan gaya angkat aerodinamika ΔL_{aero} pada sayap utama ketika pesawat WISE L8 yang terbang stasioner pada ketinggian terbang *surface effect*, di mana sistem kendali terbang adaptif menggunakan input defleksi *elevator* δ_e dan atau defleksi *throttle* δ_{th} agar ketinggian terbang dan kecepatan tertentu selalu terpelihara di *surface effect*.

1.4.2 Manfaat

Manfaat pertama, adalah disertasi ini dapat menjadi masukan bagi pengembangan rancang bangun pesawat WISE di Tanah Air. Manfaat kedua, adalah sistem kendali terbang adaptif *surface effect* ini dapat direalisasikan ke dalam bentuk piranti keras pada prototipe pesawat WISE L8, agar kerja Pilot dalam menerbangkan dan mengendalikan wahana terbang menjadi berkurang.

Pengembangan sistem kendali terbang adaptif terhadap konfigurasi pesawat WISE L8 matra longitudinal menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) sistem SISO yang bekerja secara *backward propagation* pada metoda *neural networks* melalui program

Matlab. Tahap verifikasi diperlukan sebelum sistem kendali terbang adaptif diaplikasikan ke piranti keras, seperti ke peralatan elektronika, komputer dan *Arduino* sebagai *micro controller* di mana sistem SISO secara satu persatu merupakan perwakilan dari model sistem MIMO pesawat secara keseluruhan dan cukup *reliable*.

1.5 HIPOTESA

Beberapa hipotesa yang disampaikan pada disertasi ini, merupakan jawaban yang diperoleh berdasarkan Kajian Pustaka dan Teoretikal, di mana Hipotesa tersebut menyangkut kriteria terbang untuk kontrol adaptif dan persyaratan *take off* dari pesawat WISE L8. Beberapa hipotesa yang ingin dibuktikan pada disertasi ini adalah:

- Apabila pesawat WISE L8 menggunakan sistem kendali terbang adaptif atau *autopilot*, maka perilaku wahana terbang yang diamati haruslah sesuai dengan kriteria terbang yang diinginkan dan bergerak dinamik pada gerak *pitch* dan *height* pada fase *hydro planing* dan mengudara. Sistem kendali terbang adaptif pesawat WISE L8 tidak bisa dirancang, apabila wahana terbang itu sendiri belum berhasil melakukan manuver terbang secara lengkap, yaitu mulai dari fase *take off* sampai dengan mengudara dan mendarat di permukaan air. Apabila, persyaratan tersebut secara eksperimen sudah dipenuhi, maka dapatlah dirancang sistem kendali terbang adaptif, dengan menggunakan metoda kontroler Tune PID dengan dan tanpa umpan balik dan metoda root locus tanpa umpan balik pada sistem SISO. Tahap verifikasi dilakukan dengan metoda *neural networks* setelah memilih parameter input dan respons output yang dominan mempengaruhi kestabilan pesawat WISE L8.
- Persoalan fenomena *surface effect* dianalisis menggunakan komputasional dinamika fluida, CFD terhadap gambar 3-D program CATIA menghasilkan visualisasi terbang statik dari pesawat WISE L8 pada ketinggian terbang optimum fase terbang mendarat, misal pada ketinggian terbang $h = 2.5$ m dan kecepatan $V = 80.0$ knots. Pada perhitungan CFD ini diperoleh gaya angkat L_{aero} dan gaya hambat D_{aero} aerodinamika dari sayap pesawat WISE L8 yang sudah cukup besar untuk menahan berat wahana terbang W agar dapat terbang mendarat di ketinggian *surface effect*. Perhitungan gaya hambat D_{hidro} dan gaya angkat L_{hidro} hidrodinamika fase *hydro planing* dengan beberapa sarat T dan kecepatan V

tertentu sesuai dengan metoda Savitsky menggunakan komputasional dinamika fluida CFD.

- Perhitungan daya *EHP* pada CFD dengan memasukkan *mass inertia* ke dalam program tersebut saat terbang mendarat di ketinggian *surface effect* $h \approx 2.42$ m dan kecepatan $V = 80.0$ knots dan (T/W) ratio ≈ 0.4 dengan daya propulsi *EHP* ≈ 299.73 HP (daya propulsi *EHP* ≈ 350.0 HP versi *D R & O*). Perhitungan gaya hambat hidrodinamika fase *take off* menggunakan persamaan, $D = C_D \cdot 0.5 \rho V^2 \cdot WSA$, di mana *WSA* adalah *Wetted Surface Area*.
- Pertumbuhan gaya-gaya hidrodinamika, gaya-gaya aerodinamika dan gaya propulsi sebagai fungsi dari waktu t mulai dari fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara sampai dengan ketinggian *surface effect* dianalisis sesuai dengan persamaan keseimbangan gaya dan momen yang diselesaikan dengan program Matlab.
- Asumsi bahwa (T/W) ratio > 0.4 dengan cara membuat wahana terbang lebih ringan dan mempunyai kekuatan struktur yang lebih kuat dengan permukaan luas wahana terbang konfigurasi *Lippisch* yang sama. Aplikasi program simulasi sistem kendali terbang dan kontrol adaptif pada pesawat WISE L8 menggunakan persamaan matematika menggunakan parameter non dimensional turunan aerodinamika sebagai matriks ruang keadaan $[A]$, $[B]$, $[C]$ dan $[D]$ berukuran (4×4) . Parameter ini merupakan fungsi dari luas sayap *Lippisch*, gaya-gaya yang dihasilkan oleh airfoil *Clark-Y* dihitung oleh program DATCOM di mana data berat *MTOW* wahana terbang konfigurasi 8 orang sesuai dengan *D R & O* dan memenuhi kriteria kestabilan gerak matra longitudinal fase terbang mendarat stasioner.

Perancangan dan verifikasi sistem kendali terbang adaptif dilakukan setelah diketahui kriteria terbang dan persyaratan *take off* dari pesawat WISE L8. Hal hal tersebut dijawab dalam disertasi ini, yaitu:

- Pesawat WISE L8 terlihat stabil dinamik melalui analisis metoda root locus dan metoda kontroler Tune PID menggunakan teknik *gain scheduling* menghitung penguatan K_P , K_D dan K_I pada program simulasi di Matlab. Sudut HTP $\delta_{HTP} \approx +35^\circ$ dibuat konstan. Penggunaan metoda root locus untuk lingkaran terbuka dan metoda kontroler Tune PID untuk lingkaran tertutup pada simulasi di Matlab untuk

mengetahui respons output seperti kecepatan wahana terbang arah depan u , kecepatan wahana terbang arah normal w , sudut *pitch* θ , dan *pitch rate* q dengan input *step* diberikan pada defleksi *elevator* δ_e atau defleksi *throttle* δ_{th} . Variasi penguatan K_P , K_D dan K_I melalui *gain scheduling* untuk mengetahui respons output sudut *pitch* θ sehingga wahana terbang terbang stasioner terkendali dinamik di ketinggian *surface effect*.

- Verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks* secara numerik pada persamaan linier sistem SISO dengan menggunakan parameter input defleksi *elevator* δ_e atau defleksi *throttle* δ_{th} dengan respons output, sudut *pitch* θ pada pesawat WISE L8, di mana diberikan input *ramp* pada defleksi *elevator* δ_e atau input *step* pada defleksi *throttle* δ_{th} . Pada bagian ini, diperkirakan penggunaan input defleksi *elevator* δ_e lebih baik dibandingkan input defleksi *throttle* δ_{th} . Perubahan defleksi *elevator* δ_e menyebabkan perubahan gaya angkat aerodinamika ΔL_{aero} sedikit lebih kecil. Perubahan defleksi *elevator* δ_e pada fase *hydro planing* melalui pengontrolan *pitch rate* q saat terjadi perubahan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} yang besar ke gaya hambat aerodinamika D_{aero} yang kecil menuju terbang mendarat stasioner.

1.6 BATASAN MASALAH

Pembuktian fenomena *surface effect* fase mengudara dari pesawat WISE L8 pada gerak matra longitudinal sebagai model wahana terbang untuk mengetahui terbentuknya bantalan udara dinamik diantara bawah sayap dengan permukaan air dan terjadinya *downwash* dan *vortex* pada *wing tip* di udara melalui komputasional dinamika fluida CFD yang dibahas pada batas kecepatan cukup tinggi dengan gabungan media udara dan air. Fenomena fase *take off* dibahas mulai dari fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara sampai ketinggian terbang *surface effect*. Perilaku pesawat WISE L8 pada ketinggian terbang h dan kecepatan V optimum di *surface effect* dihitung menggunakan komputasional dinamika fluida CFD menghasilkan kriteria terbang. Pertumbuhan gaya-gaya hidrodinamika, aerodinamika dan propulsi fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara di ketinggian *surface effect* dianalisis dengan program CFD dan Matlab. Hasil distribusi gaya-gaya hidrodinamika dan aerodinamika dengan metoda Savitsky serta adanya perubahan sudut *trim* $\tau(t)$ yang dibahas pada program CFD dibandingkan dengan hasil program Matlab. Sehingga, diketahui kriteria terbang dan persyaratan *take off* dari pesawat WISE L8.

Analisis komputasional dinamika fluida CFD adalah mengenai perilaku dan pergerakan wahana terbang mulai dari kecepatan rendah di permukaan air sampai dengan *lift off* dan terbang mendarat stasioner di udara. Pada saat *lift off* dibutuhkan pengontrolan tersendiri oleh Pilot terhadap daya propulsi *EHP* agar wahana terbang terbang terkendali, sehingga mencapai kondisi terbang mendarat stasioner di *surface effect*. Hal ini dipresentasikan oleh program Matlab. Pada umumnya, Pilot dalam menerbangkan pesawat WISE sampai *lift off* dan mengudara stasioner di *surface effect* dengan mengurangi daya propulsi *EHP*. Sistem kendali terbang adaptif di *surface effect* dibahas sesuai dengan blok diagram pada teknik *Pitch Attitude Hold* dengan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4), lihat Muhammad (2003).

Perilaku wahana terbang yang diamati dalam bentuk perubahan sudut *pitch* θ yang kecil dan selalu dijaga konstan secara otomatis memenuhi kestabilan dinamik gerak *pitch* matra longitudinal dihitung dengan menggunakan program Matlab. Analisis sistem kendali terbang matra longitudinal di *surface effect* menggunakan program root locus dan kontroler Tune PID pada sistem SISO dengan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4). Data hasil simulasi digunakan oleh program *neural networks* sebagai verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan program Matlab.

1.7 METODOLOGI

Pembuktian fenomena *surface effect* pada pesawat WISE L8 sebagai model wahana terbang adalah untuk mengetahui terbentuknya bantalan udara dinamik di bawah sayap utama, sehingga terjadi *downwash* dan *vortex* pada *wing tip* yang berukuran kecil dapat dihitung menggunakan komputasional dinamika fluida CFD pada gambar 3-D program CATIA. Hasil komputasional dari sayap konfigurasi *Lippisch* tersebut memperlihatkan adanya fenomena *surface effect* sebagai aliran udara di bawah dan atas sayap serta di bagian luar sayap, dan kemudian perhitungan menghasilkan *induced drag* sebagai distribusi tekanan P di sekitar sayap utama dan aliran udara pada permukaan air. Model turbulensi $k-\varepsilon$ digunakan dengan jumlah *meshing* yang memadai pada kecepatan fluida yang cukup tinggi. Pada umumnya pembahasan tentang metoda Savitsky membahas gerak kapal dengan bentuk *planing hull*, sesuai dengan Yades (2008).

Pertumbuhan gaya angkat total L_{total} dan hambat D_{hidro} hidrodinamika dengan perubahan sudut *trim* $\tau(t)$ pada fase *high speed water run* dan *hydro planing* serta perhitungan gaya angkat L_{aero} dan gaya hambat D_{aero} aerodinamika fase mengudara menggunakan CFD. Pergerakan wahana terbang fase *high speed water run*, *hydro planing*

dan mengudara dihitung menggunakan program Matlab di permukaan air berdasarkan data koefisien gaya angkat C_L , gaya hambat C_D dan momen C_M aerodinamika perhitungan program DATCOM, lihat Muhammad (2003). Perhitungan koefisien gaya total hidrodinamika $C_{i\beta}$ saat *hydro planing* di permukaan air, lihat Jenie dan Wiriadidjaja (2006). Perilaku pesawat WISE L8 pada ketinggian terbang h dan kecepatan V di *surface effect* dihitung dengan menggunakan komputasional dinamika fluida CFD dengan data *mass* dan *moment inertia* terhadap gambar 3-D program CATIA menghasilkan daya propulsi *EHP*. Hasil perhitungan komputasional dinamika fluida CFD dan program Matlab dibandingkan, dan terdapat perbedaan pada hasil gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} .

Pergerakan pesawat WISE L8 yang dihitung dengan persamaan keseimbangan gaya dan momen menghasilkan gerak *nose pitch up*, sehingga daya propulsi *EHP* perlu dikontrol dan terlihat melalui perubahan *pitch rate* q . Wahana terbang akan mengalami perubahan gerak seperti *nose pitch up* beberapa saat dan kemudian terbang mendarat dikemudikan oleh Pilot, sehingga terbang stasioner di *surface effect*. Pada kondisi tersebut, dilakukan analisis sistem kendali terbang adaptif matra longitudinal di ketinggian terbang *surface effect* menggunakan program root locus sebagai sistem SISO sistem lingkaran terbuka dan kontroler Tune PID sebagai sistem lingkaran tertutup untuk melihat respons output pasangan parameter sistem menggunakan kontrol input defleksi *elevator* δ_e atau defleksi *throttle* δ_{th} .

Verifikasi dilakukan melalui metoda *neural networks* terhadap parameter yang telah dipilih sebelumnya sesuai dengan kriteria kestabilan menggunakan program Matlab, di mana hal ini dikenal dengan nama kontrol otomatis teknik *Pitch Attitude Hold*, lihat Muhammad (2003). Hal ini didasarkan atas pertimbangan bahwa terdapat peralatan sensor piranti keras, seperti pada *Ring Laser Gyro* yang dapat mengukur langsung perubahan sudut *pitch* θ dengan ketelitian tinggi pada pesawat WISE L8.

Secara umum, disertasi ini membahas tentang perilaku pesawat WISE L8 saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara terbang mendarat stasioner di *surface effect*. Pembahasan tentang kestabilan pesawat WISE L8 yaitu dengan perancangan kontrol adaptif yang dapat dioperasikan pada ketinggian terbang *surface effect* sesuai dengan bagan pada Bab 3, sebagai berikut:

- Pemodelan matematik dan analisis secara komputasional dinamika fluida CFD menggunakan data 3-D program CATIA pada komputasional dinamika fluida CFD untuk mengetahui perilaku sesuai dengan daya propulsi *EHP* wahana terbang saat mengudara terbang mendarat di *surface effect* yang menghasilkan distribusi tekanan P di permukaan sayap, sekitar badan dan di permukaan air.

- Perhitungan melalui komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA dan pemodelan matematika pesawat WISE L8 yang dianalisis melalui program Matlab menghasilkan gaya angkat aerodinamika L_{aero} , gaya hambat aerodinamika D_{aero} , gaya angkat total hidrodinamika L_{total} , gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya propulsi dinamik T_d pada masing masing titik tangkap gaya-gaya aerodinamika, hidrodinamika, berat dan propulsi pada fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara. Maka, diketahui ketinggian terbang h , kecepatan V dan jarak *take off*. Pada saat wahana terbang *lift off*, dilakukan pengontrolan terhadap daya propulsi *EHP* sehingga wahana terbang tidak mengalami *nose pitch up*.
- Analisis distribusi tekanan P di permukaan sayap dan sekitar badan wahana terbang memperkuat teori kestabilan statik menggunakan metoda Irodov dan Staufenbiel, di mana wahana terbang dengan konfigurasi *Lippisch* lebih stabil statik dibandingkan dengan sayap *rectangular* jika terbang mendatar di efek permukaan.
- Pada fase transisi dari pesawat WISE L8 *lift off* dari permukaan air sampai mengudara, Pilot melakukan pengontrolan wahana terbang agar mencapai ketinggian terbang *surface effect* yaitu dengan menggerakkan defleksi *elevator* δ_e dan defleksi *throttle* δ_{th} . Pemodelan matematika dari kurva koefisien *pitching moment* C_M versus defleksi *elevator* δ_e diperlukan untuk mengimbangi gerak osilasi. Kurva terbang menanjak dan terbang menurun menjadi diskontiniu, karena masih dipengaruhi oleh teknik Pilot dalam menerbangkan pesawat.
- Pemodelan matematika dan analisis kestabilan menggunakan metoda root locus pada lingkaran terbuka, dan kontroler Tune PID pada lingkaran tertutup dengan teknik *gain scheduling* merupakan rancangan awal sistem kontrol adaptif pesawat WISE L8 di kecepatan dan ketinggian terbang *h surface effect* dengan kondisi terbang mendatar stasioner.
- Verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks* pada sistem SISO dengan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) pada input defleksi *elevator* δ_e dan *defleksi throttle* δ_{th} mengamati respons output sudut *pitch* θ pada program Matlab dengan tidak memasukkan gangguan luar pada daerah kondisi terbang mendatar stasioner. Pada metoda *neural networks*, terlihat bahwa

pengontrolan sudut *pitch* θ lebih baik dengan menggunakan defleksi *elevator* δ_e dari pada defleksi *throttle* δ_{th} .

1.8 KAJIAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

Beberapa bagian dari Kajian Pustaka dan Dasar Teori dari perilaku pesawat WISE pada bersumber dari beberapa literatur. Pemahaman perilaku wahana terbang *surface effect* melalui komputasional dinamika fluida CFD dan program Matlab. Serta analisis numerik untuk kestabilan dinamik pada kecepatan dan ketinggian terbang *surface effect* menggunakan program Matlab. Perancangan sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID. Verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks*. Pada sub Bab 2.9 *Critical Review* tentang perbedaaan penelitian orang lain terhadap disertasi ini.

Pada kajian awal digunakan wahana *RC model* dari pesawat WISE L8 dan prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang, di mana metoda pengukuran gaya propulsi statik T_s menghasilkan persamaan empiris (T_s/W) *ratio* ≈ 0.4 untuk fase *take off*. Penempatan posisi *step* pada pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang dengan mempelajari literatur pada Lampiran 1. Demikian pula, kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus Froude Number Fr dari hasil komputasi Maxsurf dan hasil uji *towing tank* model 3-D pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* yang ditampilkan pada satu kurva, terlihat pada Lampiran 7.

Analisis komputasional dinamika fluida CFD dan Matlab digunakan pada fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara. Penelitian Freeman (2014) dan Kannan (2012), mengatakan bahwa analisis atau perbandingan secara teori dan praktek dilakukan hanya terhadap satu jenis konfigurasi wahana terbang dan tidak membandingkan terhadap wahana terbang lain dengan konfigurasi sayap yang berbeda. Selanjutnya, diketahui model turbulensi $k-\epsilon$ (*k-epsilon*) yang mempunyai kekurangtelitian dalam perhitungan numerik di mana terjadi fluktuasi yang tidak diinginkan dalam perhitungan, seperti distribusi tekanan. Sehingga, mempengaruhi ketelitian besarnya gaya angkat dan gaya hambat aerodinamika pada airfoil tersebut. Fluktuasi yang terjadi di klaim akibat kurang tepatnya/ kurang memadainya dalam penentuan jumlah *meshing*, sehingga penggunaan model turbulensi $k-\epsilon$ akan mempengaruhi hasil perhitungan dan akan menjadi lebih baik jika jumlah *meshing* diperbesar, lihat Adhynugraha (2017). Pertumbuhan gaya-gaya dan momen-momen saat *hydro planing* dan mengudara dibahas dengan komputasional dinamika fluida CFD melalui program Matlab.

Pada bagian akhir, perancangan sistem kendali terbang secara konvensional seperti metoda *root locus* dan kontroler Tune PID, lihat Sajnekar *et al.*, (2013). Verifikasi menggunakan *neural networks* di mana ketiga metoda ini (*root locus*, kontroler Tune PID dan *neural networks*) saling saling berkaitan dalam menyelesaikan permasalahan sistem kendali terbang adaptif di disertasi ini. Pemilihan data dari pasangan parameter input dan respons output sistem SISO didasarkan pada bentuk respons output yang terjadi dan ketersediaan peralatan sensor dan instrumentasi di pasaran. Beberapa saran disampaikan pada bagian akhir, di mana hal yang penting diperlukan penggunaan sistem sensor berbasis *micro controller* seperti *arduino*. Permasalahan material komposit tidak dibahas di sini.

1.9 KESIMPULAN

Hasil komputasional pada konfigurasi 3-D program CATIA pesawat WISE L8 fase *hydro planing* dengan komputasional dinamika fluida CFD pada *Maximum Take off Weight* $MTOW = 32,000$ N dan kondisi terbang fase terbang mendarat stasioner dengan ketinggian terbang $h = 2.42$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots menghasilkan gaya angkat aerodinamika L_{aero} sayap sebesar 33,523 N. Aliran udara disekitar *foil* dan distribusi tekanan P yang luas dan merata pada bagian depan sayap *reverse delta* dan HTP pada konfigurasi *Lippisch* membentuk *downwash* dan *vortex* pada *surface effect*.

Variasi sudut *trim* $\tau(t)$ dibuat bervariasi sesuai dengan metoda Savitsky dibahas berdasarkan kemampuan analisis komputasional dinamika fluida CFD berbasis persamaan Navier Stokes dalam bentuk aliran udara seperti *downwash*, *vortex* dan distribusi tekanan P di sekitar sayap atas dan bawah serta di permukaan air. Sehingga, terlihat dengan jelas bentuk bantalan udara dinamik di bawah permukaan sayap utama. Analisis komputasional dinamika fluida dengan program CFD menggunakan model turbulensi $k-\epsilon$ dalam jumlah *meshing* yang cukup banyak, ketika menghitung distribusi tekanan P pada ketinggian terbang h , kecepatan V dan gaya propulsi dinamik T_d sehingga terlihat *downwash* dan *vortex* sehingga terpenuhinya kriteria terbang dan perilaku pesawat WISE L8. Pada formula Savitsky menyebutkan bahwa titik-titik distribusi tekanan hidrodinamika (tekanan hidrostatik) pada LCG sebagai fungsi kondisi sudut *trim* $\tau(t)$ sesuai dengan berat wahana terbang W sepanjang pergerakan titik pusat gravitasi CG sepanjang LCG.

Penggunaan input kontrol defleksi *elevator* δ_e diperlukan untuk mengurangi gaya propulsi dinamik T_d saat *lift off*. Penggunaan defleksi *elevator* δ_e ini agar kontrol input diperlukan berfungsi untuk mengubah gaya angkat aerodinamika L_{aero} sehingga dapat mengontrol perilaku wahana terbang matra longitudinal agar selalu tetap terbang stasioner

di ketinggian *surface effect*. Analisis stabilitas untuk kontrol adaptif menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID serta teknik *gain scheduling* pada sistem lingkaran tertutup pesawat WISE L8 terhadap persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) pada gerak matra longitudinal di udara menggunakan program Matlab. Perbaikan respons output sudut *pitch* θ ke keadaan *steady state* di ketinggian terbang *surface effect* menggunakan sistem SISO memanfaatkan defleksi *elevator* δ_e dan defleksi *throttle* δ_{th} sebagai input.

Verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan program *neural networks* sebagai sistem SISO linier dengan parameter input defleksi *elevator* δ_e dengan parameter output, sudut *pitch* θ pada kecepatan $V = 80.0$ knots atau $V = 90.0$ knots dan ketinggian terbang *surface effect* $h = 2.5$ m menghasilkan gaya angkat aerodinamika L_{aero} yang sama besar dengan $MTOW = 32,000$ N untuk mengangkat pesawat WISE L8. Pengendalian dengan perubahan kontrol input defleksi *elevator* δ_e terhadap respons output sudut *pitch* q yang diperlukan agar wahana terbang dapat *take off* dan terbang mendarat pada kondisi terbang stabil terkendali stasioner di *surface effect*.

1.10 ORIGINALITAS DAN KONTRIBUSI

State of the Art dari disertasi ini, bahwa sampai saat ini distribusi tekanan yang terjadi akibat adanya *downwash* dan *vortex* di *surface effect* pada beberapa ketinggian terbang h dan kecepatan V untuk keperluan kontrol adaptif yang belum pernah dilaporkan dalam penelitian sebelumnya. Dalam hal ini, penggunaan komputasional dinamika fluida CFD dan program Matlab tentang pembahasan perilaku wahana terbang saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara melalui pertumbuhan gaya-gaya hidrodinamika, aerodinamika, gaya berat dan gaya propulsi. Teknik yang digunakan pada CFD adalah model turbulensi $k-\epsilon$ dan pengembangan *Fluid Solid Interaction* (FSI) dengan *Rigid Body Motion* (RBM).

Penggunaan program Matlab yang lain adalah perancangan sistem kendali terbang adaptif dari pesawat WISE L8 lingkaran tertutup saat terbang di *surface effect*. Kedua metoda ini, komputasional dinamika fluida CFD dan Matlab saling membantu dan memberikan hasil perhitungan gaya-gaya hidrodinamika dan aerodinamika yang hampir sama besar setiap saat. Perbedaan terjadi pada gaya hambat D_{hidro} hidrodinamika berdasarkan keseimbangan gaya, maka perhitungan komputasional dinamika fluida CFD hasilnya lebih besar dari pada hasil perhitungan program Matlab. Pada perhitungan distribusi gaya-gaya dan momen-momen pada program Matlab, campur tangan Pilot masih diperlukan dalam fase transisi yaitu saat wahana terbang *lift off* dari permukaan air sampai kondisi terbang

mendarat stasioner di *surface effect*. Hal ini seperti terlihat pada kurva fungsi waktu t yang diskontiniu yang diperlihatkan pada sub Bab 4.4.2. Sehingga, pemodelan matematika yang cukup rumit belum dapat dilakukan untuk mengikuti pola lintasan diskontiniu yang telah dikerjakan pada Bab 4 disertai ini.

Analisis kestabilan pesawat WISE L8 menggunakan metoda root locus, kontroler Tune PID dan metoda *neural networks* sebagai sistem SISO saling berhubungan. Pada saat *lift off* sampai dengan kondisi terbang mendarat stasioner terpenuhi, masih diperlukan pengaturan defleksi *elevator* δ_e dan defleksi *throttle* δ_{th} oleh Pilot, sehingga menghasilkan perubahan *pitch rate* q yang diinginkan. Pada pesawat WISE L8, besarnya kecepatan $V = 80.0$ knots pada ketinggian terbang stasioner $h = 2.5$ m dengan gaya angkat aerodinamika yang sama besar terhadap gaya berat wahana terbang W merupakan kondisi terbang terkendali dan tidak mengalami *nose pitch up* menuju terbang mendarat stasioner di *surface effect*.

Verifikasi sistem kendali terbang adaptif ditujukan untuk memeriksa kestabilan sistem sebelumnya yang dianalisis menggunakan metoda root locus sebagai sistem lingkaran terbuka dan kontroler Tune PID sebagai sistem lingkaran tertutup dengan teknik *gain scheduling* (penguatan K_P , K_D dan K_I) dari persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) matriks longitudinal. Sistem SISO ini digunakan untuk analisis metoda *neural networks* pada program Matlab, di mana terlihat kontrol input yang lebih baik, jika menggunakan defleksi *elevator* δ_e dengan respons output sudut *pitch* θ atau *pitch rate* q yang lebih stabil. Pemilihan pasangan parameter output-input yang telah sesuai dengan hasil simulasi *gain scheduling* yang cukup stabil dan memperhatikan ketersediaan peralatan piranti keras, seperti yang ada pada *Ring Laser Gyro*. Pada tahap aplikasi, penggunaan perangkat *micro controller* pada sistem kontrol otomatis yang mempertahankan sudut *pitch* θ apabila ada gangguan dari luar sistem, sehingga wahana terbang selalu terbang pada ketinggian *surface effect*. Hal ini dikenal sebagai teknik *Pitch Attitude Hold*.

BAB 2

KAJIAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

Pembahasan pada bab ini menyampaikan aspek perkembangan penelitian dan pengkajian WISE yang dilaksanakan di berbagai lembaga di dunia. Hal tersebut telah dijadikan sebagai acuan awal dari penelitian sebagaimana yang disampaikan pada disertasi ini. Selanjutnya pembahasan dilanjutkan menyangkut berbagai teori terkait dengan kinerja stabilitas WISE. Pada bagian ini secara spesifik diketengahkan teori yang dijadikan sebagai dasar penentuan faktor-faktor hidro dan aerodinamika pesawat WISE. Di bagian ketiga dipaparkan teori terkait dengan permasalahan dan pemodelan sistem kontrol pesawat WISE, khususnya dalam upaya peningkatan kestabilan operasi pesawat tersebut.

2.1 PERKEMBANGAN PENELITIAN DAN PENGAJIAN WISE

Collu, et al (2008) melakukan pemodelan matematika matra longitudinal untuk pesawat WISE bentuk 6 DOF tentang gaya dan momen saat *hydro planing*, secara kriteria Routh Hurwitz untuk mendapatkan kriteria stabilitas melalui *aerodynamic* dan *hydrodynamic derivative*. Paper ini juga menjelaskan tentang penggunaan CFD untuk stabilitas. Tujuan lain dari penelitian Collu *et al.* ini juga untuk menghitung *water resistance* sebagai fungsi dari kecepatan V dan daya propulsi sebagai fungsi dari kecepatan V . Karakteristik pesawat *hybrid vehicle* dianalisis melalui bentuk konfigurasi sayap, lambung dan sistem lain.

Iskendar (2011) melakukan identifikasi parameter non-dimensional turunan aerodinamika dan hidrodinamika pada pesawat WISE konfigurasi Lippisch tipe B fase *hydro planing*. Dalam penelitiannya dilakukan beberapa perhitungan dan pengujian tentang pengaruh posisi step terhadap aspek hidrodinamika saat *hydro planing*. Pada penelitian tersebut, diperoleh koefisien gaya angkat total hidrodinamika $C_{l\beta}$ pada beberapa kecepatan V dan beberapa sudut *trim* $\tau(t)$.

Mobassher, et al (2012) membuat persamaan model matematika selama *hydro planing* menggunakan metoda Savitsky, di mana *RC model* WISE diasumsikan seperti *planing hull* yaitu adanya perubahan sudut *trim* $\tau(t)$ dan permukaan basah pada masing masing kecepatan V . Persamaan keseimbangan gaya dan momen dianalisis selama *hydro planing* saja. Perhitungan koefisien aerodinamika menggunakan program Matlab.

Perhitungan gaya propulsi dinamik T_d versus kecepatan V menggunakan *Wireless Dashboard Telemetry system*.

Wang, et al (2013) melakukan perhitungan daya propulsi Power Augmented Ram (PAR) saat *lift off* dari permukaan air menggunakan perhitungan eksperimen dan teoretikal terhadap airfoil pada sayap *Lippisch* NACA 4412, menghasilkan kurva C_L versus h/c dan C_D versus h/c . Kemudian, untuk menghitung stabilitas menggunakan program root locus untuk mengetahui *long period mode*. Sedangkan, efisiensi aerodinamika sayap adalah dengan menghasilkan visualisasi *viscous wing tip streamline* dan *inviscid wing tip streamline* di mana terlihat *vortex* pada *wing tip* sayap.

Lwin dan Tun (2014) melakukan analisa penggunaan sistem kontrol PID dan Kalman Filter pada model matematika matra longitudinal dan lateral pesawat nir awak (UAV) terhadap matriks $[A]$, $[B]$. Perbandingan kurva respons waktu t dari estimasi dan hasil uji terbang untuk parameter *pitch rate*, *roll rate* dan *yaw rate*.

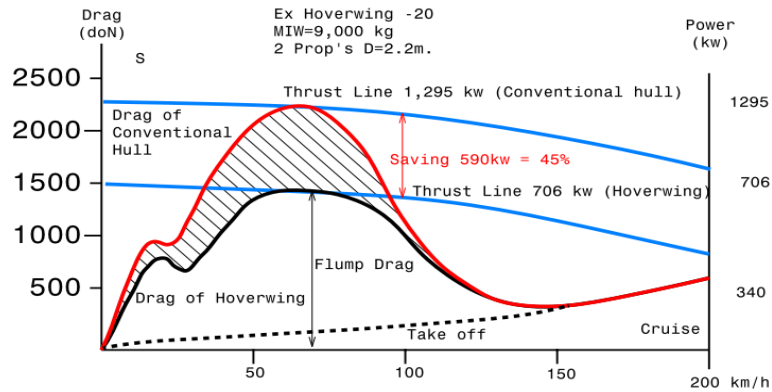
Pada Kajian WISE saat ini diuraikan tentang metoda penimbangan dan pengukuran titik pusat gravitasi CG secara teoretikal dan eksperimental dari wahana terbang dan prototipe pesawat WISE L8 pada program DIPA yang dilaksanakan tahun (2000-2010) oleh unit PTIST (TIRBR-BPPT). Pengukuran gaya statik propulsi dari mesin yang terpasang pada posisi di atas badan wahana terbang ketika wahana terbang prototipe dalam keadaan diam, seperti pengukuran di hanggar B2TKS, Serpong. Cara lain pengukuran gaya statik propulsi adalah dengan menempatkan mesin terpisah dari badan wahana terbang dan diujikan di laboratorium BT2MP, Serpong. *RC model* dari pesawat WISE L8 versi 1 dan versi 2 berhasil melakukan uji terbang di atas danau Jati Luhur, propinsi Jawa Barat. Tidak berapa lama kemudian, prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang diujikan di Pantai Carita, propinsi Banten, di mana wahana tersebut tidak berhasil *take off* karena kelebihan berat dan posisi titik pusat gravitasi CG yang tidak tepat.

Sampai saat ini penelitian tentang distribusi tekanan yang berperan penting akibat adanya *downwash* dan *vortex* di *surface effect* pada beberapa ketinggian terbang h dan kecepatan V untuk keperluan kontrol adaptif belum pernah dilaporkan dalam penelitian sebelumnya. Dalam hal ini, penggunaan komputasional dinamika fluida CFD dan program Matlab tentang pembahasan perilaku wahana terbang saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara melalui pertumbuhan gaya-gaya hidrodinamika, aerodinamika, gaya berat dan gaya propulsi. Teknik yang digunakan pada CFD adalah model turbulensi $k-\varepsilon$ dan pengembangan *Fluid Solid Interaction* (FSI) dengan memasukkan model *Rigid Body Motion* (RBM).

Selanjutnya dilakukan verifikasi sistem kendali terbang adaptif ditujukan untuk memeriksa kestabilan sistem. Analisa dilakukan dengan menggunakan metoda root locus sebagai sistem lingkaran terbuka dan kontroler Tune PID sebagai sistem lingkaran tertutup dengan teknik *gain scheduling* (penguatan K_P , K_D dan K_I) dari persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) matriks longitudinal. Sistem SISO ini digunakan untuk analisis metoda *neural networks* pada program Matlab, di mana terlihat kontrol input yang lebih baik, jika menggunakan defleksi *elevator* δ_e dengan respons output sudut *pitch* θ atau *pitch rate* q yang lebih stabil. Pemilihan pasangan parameter output-input yang telah sesuai dengan hasil simulasi *gain scheduling* yang cukup stabil dan memperhatikan ketersediaan peralatan piranti keras, seperti yang ada pada *Ring Laser Gyro*. Pada tahap aplikasi, penggunaan perangkat *micro controller* pada sistem kontrol otomatis yang mempertahankan sudut *pitch* θ apabila ada gangguan dari luar sistem, sehingga wahana terbang selalu terbang pada ketinggian *surface effect*. Hal ini dikenal sebagai teknik *Pitch Attitude Hold*.

2.2 DASAR TEORI FASE *HYDRO PLANING* DAN MENGUDARA

Pada bagian Dasar Teori diuraikan tentang keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen yang bekerja pada titik pusat gravitasi CG di tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} sebagai pengamatan perilaku wahana terbang dan sumbu angin/ aerodinamika $X_{\text{angin/aero}}$ $Y_{\text{angin/aero}}$ $Z_{\text{angin/aero}}$ sebagai pengamatan kestabilan wahana terbang saat *hydro planing*. Persamaan gerak matriks longitudinal dan lateral-direksional untuk persamaan 6 derajat kebebasan yang terdiri dari 3 persamaan gaya dan 3 persamaan momen pada tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} dari wahana terbang saat mengudara di udara. Matriks ruang keadaan pada persamaan gerak matriks longitudinal berisi parameter non-dimensional turunan aerodinamika dan hidrodinamika dari pesawat WISE berukuran (5 x 5) menurut Collu *et al.* (2007) dan Muhammad (2003). Pada Gambar 2.1 terlihat ilustrasi dari besaran gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} ; gaya dan daya propulsi yang diperlukan versus kecepatan V (km/jam) saat *take off* di permukaan air pada Hovercraft. Terlihat kurva kapal konvensional dan Hovercraft (Collu *et al.*, 2007).



Gambar 2.1 Distribusi gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} ; daya propulsi versus kecepatan V dari Hovercraft saat *take off* di permukaan air (Collu *et al.*, 2007).

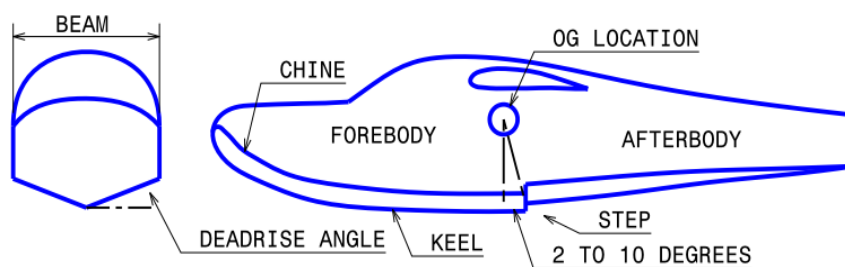
2.3 DASAR TEORI FASE *HYDRO PLANING*

Pada bagian Dasar Teori diuraikan tentang keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen yang bekerja pada titik pusat gravitasi CG di tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} sebagai pengamatan perilaku wahana terbang dan sumbu angin/ aerodinamika $X_{angin/aero}$ $Y_{angin/aero}$ $Z_{angin/aero}$ sebagai pengamatan kestabilan wahana terbang saat *hydro planing*. Persamaan gerak matra longitudinal dan lateral-direksional untuk persamaan 6 derajat kebebasan yang terdiri dari 3 persamaan gaya dan 3 persamaan momen pada tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} dari wahana terbang saat mengudara di udara. Matriks ruang keadaan pada persamaan gerak matra longitudinal berisi parameter non-dimensional turunan aerodinamika dan hidrodinamika dari pesawat WISE berukuran (5 x 5) menurut Collu *et al.* (2007) dan Muhammad (2003). Pada Gambar 2.1 terlihat ilustrasi dari besaran gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} ; gaya dan daya propulsi yang diperlukan versus kecepatan V (km/jam) saat *take off* di permukaan air pada Hovercraft. Terlihat kurva kapal konvensional dan Hovercraft (Collu *et al.*, 2007).

Persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) sebagai persamaan matra longitudinal fase mengudara untuk analisis perilaku pesawat WISE L8 agar selalu terbang mendarat secara otomatis pada ketinggian *surface effect*. Perilaku wahana terbang dihitung berdasarkan hasil komputasional CFD terhadap gambar 3-D program CATIA. Analisis kontrol adaptif menggunakan kontrol input permukaan atur melalui analisis respons output sistem SISO matra longitudinal dengan program Matlab. Pada fase *high speed water run*

dan *hydro planing* digunakan persamaan keseimbangan gaya dan momen dianalisis untuk menghitung jarak *take off* menggunakan program Matlab.

Penempatan titik pusat gravitasi CG berada pada daerah limitasi dan penempatan posisi *step* terhadap posisi titik pusat gravitasi CG membentuk sudut $\chi = (2 - 10)^\circ$. Pengukuran titik pusat gravitasi CG arah 3 dimensi pada prototipe pesawat WISE L8 berkapasitas (1 - 2) orang konfigurasi *Lippisch* menggunakan metoda *tilting*. Persyaratan stabilitas dan perilaku di permukaan air di mana posisi titik pusat gravitasi CG membentuk sudut $\chi = (2 - 10)^\circ$ terhadap posisi *step*, seperti diperlihatkan oleh Gambar 2.2 yang diteliti oleh Svahn (2009) dan Iskendar (2011).



Gambar 2.2 Posisi titik pusat gravitasi CG membentuk sudut $\chi = (2 - 10)^\circ$ terhadap posisi *step* dan sudut *dead rise* β pada lambung Seaplane (<http://www.marineinsight.com/>).

2.4 KOMPUTASIONAL DINAMIKA FLUIDA

Perhitungan komputasional dinamika fluida terhadap model adalah untuk mengetahui distribusi tekanan P , *meshing* dan kecepatan aliran udara V selama fase *hydro planing* pada pesawat WISE Solusi dari komputasional dinamika fluida didasarkan pada metoda elemen hingga:

- Daerah fluida dikomposisi menjadi bagian kecil dari kumpulan volume kecil
- Konservasi secara umum dari pers. (2.1) adalah bagian massa, momentum, spesies, dan lain-lain diselesaikan melalui bagian kecil dari volume kecil, sebagai:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \int_A \rho \phi V \cdot dA = \int_A \Gamma \nabla \phi \cdot dA + \int_V S_\phi dV \quad (2.1)$$

Unsteady + Adveksi = Diffusi + Generasi

- Parsial yang kontiniu dari persamaan diferensial diskritisasi ke sistem persamaan aljabar linear, di mana hal tersebut diselesaikan oleh program CFD.

Persamaan Navier-Stokes diinterpretasikan sebagai hubungan dari 4 gaya: *gravitational body force*; *pressure gradient forces*; *viscous forces* dan *inertial force*. Pada 3 hal lain, telah definisikan dengan pers. (2.1) di atas, di mana *inertial force* berhubungan dengan akselerasi.

Menurut Utama dan Hantoro (2010), 3 persamaan untuk setiap arah sumbu yang dikenal dengan persamaan Navier-Stokes. Persamaan ini diaplikasikan untuk *incompressible Nian fluids* mengikuti hubungan konstitutif yang ditulis ke dalam pers. (2.2).

$$\begin{cases}
 \rho \left[\frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_x}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_x}{\partial z} \right] = -\frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial z^2} \right] \\
 \rho \left[\frac{\partial v_y}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_y}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_y}{\partial z} \right] = -\frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 v_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial z^2} \right] \\
 \rho \left[\frac{\partial v_z}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_z}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_z}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} \right] = -\rho g \vec{k} - \frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left[\frac{\partial^2 v_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right]
 \end{cases} \quad (2.2)$$

2.4.1 Persamaan Navier-Stokes

Hal yang menjadi penting adalah adanya terminologi yang konsisten dari awal (*properties of fluids*) sampai dengan akhir (*Darcy's Law and its implications*). Dalam banyak tulisan, *vector* dilambangkan dengan huruf tebal (\mathbf{v}), pada sumber yang lain dilambangkan dengan panah kecil di atas simbol (\vec{v}) memakai lambang vektor dengan panah kecil dan skalar tanpa panah kecil. Jadi \vec{v} adalah vektor dan v_x adalah skalar. Unit vektor ke arah x -, y -, dan z - adalah \vec{i} , \vec{j} , and \vec{k} sehingga vektor kecepatan \vec{v} dapat dituliskan:

$$\vec{v} = v_x \vec{i} + v_y \vec{j} + v_z \vec{k} \quad (2.3)$$

Buku mekanika fluida dan banyak artikel selalu merfer komponen kecepatan pada x -, y -, dan z - sebagai u , v , dan w seperti,

$$\vec{u} = v_x \vec{i}; \quad \vec{v} = v_y \vec{j}; \quad \vec{w} = v_z \vec{k} \quad (2.4)$$

Pada disertasi ini, selalu digunakan simbol v_x , v_y , and v_z sebagai nilai skalar dari komponen vektor, di mana vektor \vec{v}_x , \vec{v}_y , and \vec{v}_z sebagai komponen vektor itu sendiri. Sebagai tambahan, sudah menjadi hal yang biasa dalam mekanika fluida untuk merujuk pada x -, y - and z - sebagai arah seperti halnya x_1 , x_2 , and x_3 ; ini sangat berguna. Sebagai contoh, saat bekerja dengan subskrip dalam notasi tensor. Secara umum, notasi tensor harus dihindari, sehingga akan mengambil notasi yang biasa dipakai yaitu x , y , dan z sebagai aksis. Satu-satunya pengecualian adalah simbol untuk 2^{nd} -order tensor itu sendiri, di mana kita akan mengindikasikan dengan dua subskrip i dan j ; contohnya, *stress tensor* τ_{ij} , simbol ini seharusnya diambil untuk menyatakan sebuah tensor 3×3 dengan masukan:

$$\tau_{ij} = \begin{pmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

Akhirnya, untuk alasan yang tidak dapat dijelaskan, sudah umum dalam fisika dan mekanika fluida dalam penggunaan ε_{ij} untuk menunjukkan kedua hal *strain tensor (for elastic solids)* dan *strain-rate tensor (for fluids)*. Hal ini sepertinya menjadi hal yang membingungkan yang sebenarnya tidak perlu ada. Dan, akan selalu merujuk pada *strain rate* dengan simbol $\dot{\varepsilon}$ (menggunakan simbol fisika yang umum untuk *time-rate of change*, tanda titik di atas variabel), sehingga *strain-rate tensor* menjadi $\dot{\varepsilon}_{ij}$.

2.4.2 Sistem Rigid Body

Sistem *rigid body* pada komputasional dinamika fluida CFD termasuk persamaan *6-DOF rigid body solver*. Fluida gaya atau torsi pada pesawat WISE secara otomatis menghitung respons dari *body* termasuk solusi aliran, dengan:

- gerakan *mesh* atau melalui penyederhanaan kasus solid FSI, di mana benda tidak berubah bentuk (*rigid*) di bawah beban aliran fluida
- membuat asumsi lingkungan
- tidak mengembangkan lebih lanjut struktur simulasi lengkap

- analisa pada *6 Degree Of Freedom* pada FSI dibatasi pada 2 gerakan, yaitu *heave* dan *pitch*.

Teorema Chasles': Pergerakan secara umum dari suatu benda *rigid* adalah gerak linear dari titik origin ditambah gerak rotasi. Gerak translasi benda *rigid* pada pers. (2.6) berikut:

$$\frac{dP}{dt} = m \ddot{x}_G = \Sigma F \quad (2.6)$$

di mana,

$P = m \dot{x}$: momentum linear

\ddot{x}_G : akselerasi sepanjang titik pusat gravitasi CG

Jumlah gaya-gaya yang bekerja:

$$\Sigma F = F_{Aero} + mg - \Sigma[k_{spring}(x - x_{so})] + \Sigma F_{Ext} \quad (2.7)$$

Gerak rotasi benda *rigid*:

$$M_B = M_{Aero} - \Sigma[k_{spring}(\theta - \theta_{so})] + \Sigma M_{Ext} \quad (2.8)$$

2.4.3 Metoda Savitsky

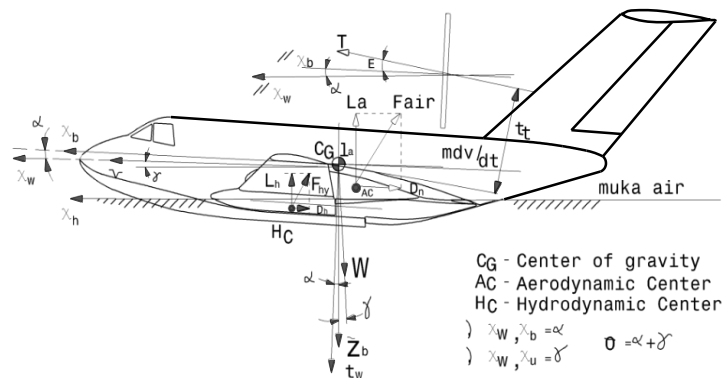
Selama *take off*, kedua *air cushion lift* pada sayap dan *hydrodynamic planing lift* dari lambung bergerak secara bersamaan, sehingga *wetted length ratio* dan *hydrodynamic lift coefficient* keduanya berubah, apabila dibandingkan hanya pada *planing hull*. Gaya minimum untuk *take off* seharusnya sesuai dengan *displacement* pada pesawat WISE L8. Sebelum *take off*, berat dari pesawat WISE L8 terbagi menjadi gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} , gaya angkat total hidrodinamika L_{total} dan beban hidrostatika (L_H) dan gaya angkat aerodinamika L_{aero} serta gaya hambat aerodinamika D_{aero} .

Perhitungan menggunakan komputasional dinamika fluida CFD pada beberapa sudut *trim* $\tau(t)$ dan beberapa kecepatan V sesuai dengan sarat T dan luas permukaan basah. Demikian juga, dilakukan *meshing* pada beberapa kondisi pergerakan yang terjadi pada beberapa titik kerja. Koefisien gaya-gaya aerodinamika diperoleh dari hasil perhitungan program DATCOM dan hasil uji terowongan angin di *ILST*.

2.5 PERSAMAAN GERAK BEBERAPA WAHANA TERBANG

Pada Gambar 2.3 diperlihatkan sistem tata acuan koordinat sumbu angin $X_{wind} Y_{wind} Z_{wind}$ ($= X_w Y_w Z_w$) untuk analisis kestabilan. Sistem tata acuan koordinat sumbu benda $X_{benda} Y_{benda} Z_{benda}$ ($= X_b Y_b Z_b$) untuk analisis kinerja dan perilaku pesawat WISE. Menurut Jenie dan Wiriadidjaja (2006), penurunan persamaan model matematika wahana terbang *surface effect* berdasarkan keseimbangan gaya-gaya seperti diuraikan pada Lampiran 4, menghasilkan persamaan stabilitas gerak longitudinal dari pesawat WISE L8.

Analisis komputasional dinamika fluida CFD dan Maxsurf melalui gambar 3-D program CATIA serta Matlab, menghitung pertumbuhan gaya-gaya fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara, sehingga menghasilkan keseimbangan gaya-gaya aerodinamika, gaya-gaya hidrodinamika dan gaya propulsi dinamik. Hal ini merupakan pengembangan metoda *Savitsky* walaupun terdapat perbedaan dalam hasil perhitungan gaya-gaya hidrodinamika.



Gambar 2.3 Sistem tata acuan koordinat sumbu aerodinamika $X_{aero} Y_{aero} Z_{aero}$ dan tata acuan koordinat sumbu benda $X_{benda} Y_{benda} Z_{benda}$ pada pesawat WISE L8 (Jenie dan Wiriadidjaja, 2006)

Persamaan gerak dari matriks ruang keadaan yang berasal dari persamaan 6 derajat kebebasan pada komponen gaya-gaya, F_x , F_y , F_z dan momen-momen, M_x , M_y , M_z yang bekerja pada tata acuan koordinat sumbu $X_{benda} Y_{benda} Z_{benda}$ pada pesawat WISE L8 konfigurasi *Lippisch* dengan sayap *reverse delta*. Komponen gaya-gaya aerodinamika, hidrodinamika, propulsi, inersial, berat dan peralatan sistem kendali terbang dari pesawat WISE L8 dibahas saat *high speed water run*, *hydro planing* dan terbang mendarat stasioner. Persamaan non-dimensional turunan gaya-gaya aerodinamika, propulsi, berat dan sistem kendali terbang adaptif pada matriks plant $[A]$, $[B]$, $[C]$, $[D]$ pesawat WISE fase

mengudara dengan menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4). Sistem SISO lingkaran terbuka menggunakan metoda root locus dan sistem lingkaran tertutup dengan umpan balik menggunakan metoda kontroler Tune PID dan penguatan, K_P , K_D dan K_I yang bervariasi sesuai dengan teknik *gain scheduling*. Konfigurasi, sistem persamaan dan akar karakteristik beberapa wahana terbang konfigurasi konvensional pesawat WISE, AAMV (*Aerodynamically Alleviated Marine Vehicle*) menghasilkan akar karakteristik berbentuk SPPO (*Short Period Pitch Oscillation*), di mana pesawat WISE pada umumnya mempunyai sistem persamaan gerak orde 5, seperti diperlihatkan pada Tabel 2.1.

Tabel 2.1 Karakteristik Dinamika Beberapa Konfigurasi Wahana terbang Konvensional.

| Konfigurasi Kendaraan | Sistem dari persamaan gerak | Akar karakteristik |
|-----------------------|--|---|
| Pesawat | Empat persamaan $\partial x / \partial t, \partial z / \partial t, \partial \theta / \partial t, \theta$ | Dua solusi osilasi <i>Phugoid, SPPO</i> |
| Planing craft | Empat persamaan $\partial z / \partial t, z, \partial \theta / \partial t, \theta$ | Dua solusi osilasi <i>Least stable root</i> |
| Pesawat WISE | Lima persamaan $\partial x / \partial t, \partial z / \partial t, \partial \theta / \partial t, \theta, h$ | Dua solusi osilasi; 1 <i>real root</i> |
| AAMV | Lima persamaan $\partial x / \partial t, \partial z / \partial t, z, \partial \theta / \partial t, \theta, h$ | Pengurangan orde sistem tanpa $\partial x / \partial t$; Dua solusi osilasi; satu akar karakteristik real |

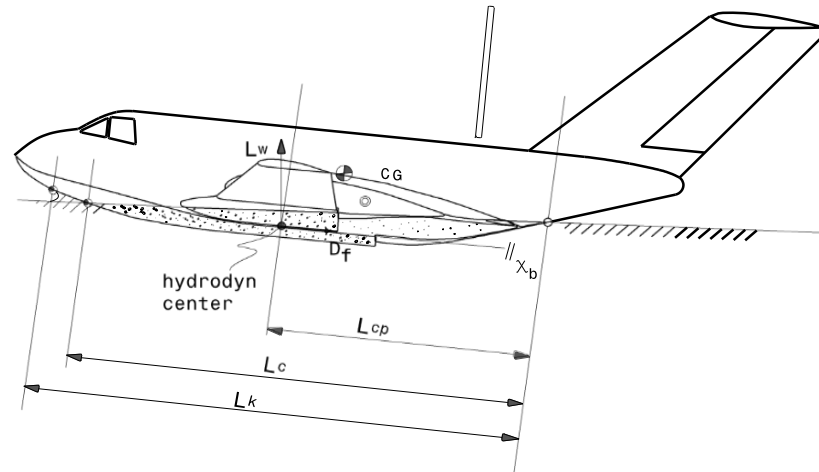
Sumber: Collu *et al.*, 2008.

2.6 DISTRIBUSI GAYA DAN MOMEN PADA PESAWAT WISE

Perhatikan distribusi gaya-gaya yang bekerja pada sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} pesawat WISE menurut Jenie dan Wiriadidjaja (2006). Gaya angkat aerodinamika, L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} pada titik pusat tekanan c.p dari sayap, gaya berat W dan gaya propulsi dinamik T_d pada titik pusat gravitasi CG, gaya angkat total L_{total} ($= L_w$) hidrodinamika dan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} pada *center of buoyancy* CB saat *hydro planing*, seperti terlihat pada Gambar 2.4.

Pada umumnya sistem daya propulsi yang digunakan pada eksperimen menggunakan 1 mesin yang dipasang pada bagian punuk atas belakang badan pesawat WISE. Bentuk dan geometri pesawat WISE disesuaikan dengan data yang tertera pada *D R & O*, di mana pendefinisian letak atau posisi titik berat, CG dan *center of buoyancy* CB

untuk menghitung momen yang diukur dan dihitung melalui lengan momen pada gambar tersebut. Parameter aerodinamika, hidrodinamika dan daya propulsi sebagai data untuk menyelesaikan masalah perilaku dan kestabilan pesawat WISE L8, lihat Iskendar (2011) dan Jenie dan Wiriadidjaja (2006).



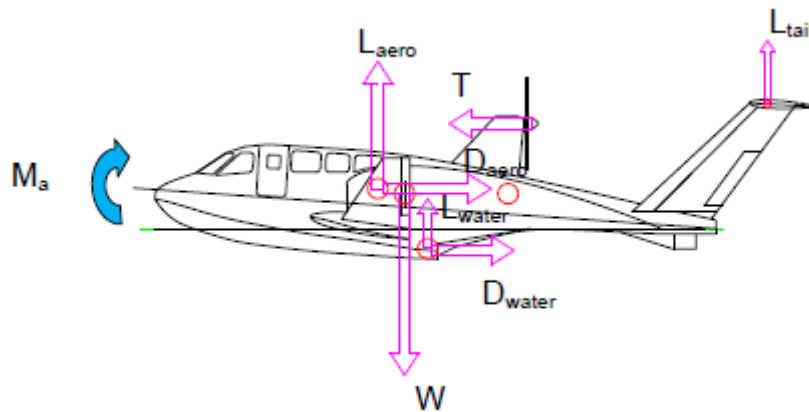
Gambar 2.4 Gaya dan momen pada pesawat WISE L8 saat *hydro planing* (Jenie dan Wiriadidjaja, 2006).

2.6.1 Persamaan Gerak Dari Gaya Dan Momen Aerodinamika

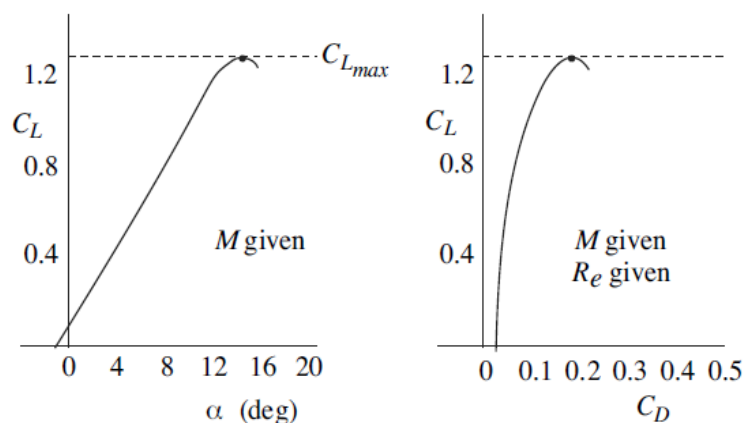
Parameter non-dimensional turunan aerodinamika dihitung melalui persamaan gaya dan momen aerodinamika menghasilkan persamaan matriks pada tata acuan koordinat sumbu benda X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} untuk gerak wahana terbang matra longitudinal. Menurut Jenie dan Wiriadidjaja (2006), representasi gaya-gaya dan momen-momen yang bekerja pada titik pusat gravitasi CG dari sistem konvensi dan tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} pada pesawat WISE merupakan penurunan persamaan gerak 6 derajat kebebasan yang terdiri dari 3 persamaan gaya dan 3 persamaan momen sebagai persamaan *Six Degree of Freedom*.

Gaya dan momen aerodinamika-hidrodinamika yang bekerja pada satu titik pusat gravitasi CG di tata acuan koordinat sumbu benda X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} merupakan representasi gaya dan momen yang bekerja pada badan dan luas total permukaan sayap utama dari wahana terbang saat *hydro planing* yang diuraikan dalam bentuk persamaan gerak matra longitudinal secara simbolik diperlihatkan oleh Gambar 2.5. Pada Gambar 2.6 adalah kurva drag polar pada suatu sayap wahana terbang ketika mengudara sebagai karakteristik aerodinamika. Semua jenis wahana terbang memiliki masing masing karakteristik aerodinamika seperti ini merupakan rahasia dari perusahaan. Demikian pula

kurva pada Gambar L4.1 yang merupakan variasi koefisien *pitching moment* C_M versus defleksi *elevator* δ_e penelitian dari Chevalier (1981). Kurva seperti ini diperlukan untuk membantu mendefinisikan persamaan gerak yang berasal dari persamaan gaya dan momen sebagai lintasan terbang suatu pesawat. Semakin rumit persamaan tersebut, maka hasilnya dalam bentuk lintasan terbang akan semakin baik pula.



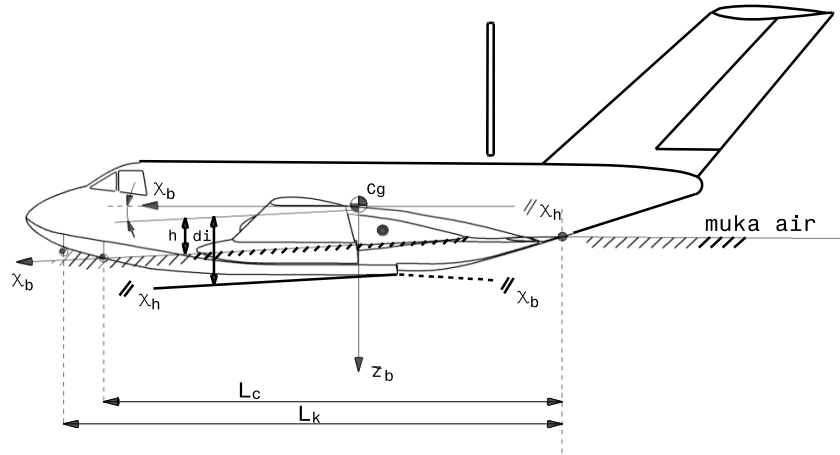
Gambar 2.5 Sketsa letak titik tangkap gaya dan momen pada pesawat WISE L8 konfigurasi *Lippisch*.



Gambar 2.6 Kurva sudut serang, α sayap utama dan koefisien gaya hambat aerodinamika, C_D versus koefisien gaya angkat aerodinamika, C_L dari sayap utama (Hull, 2007).

Persamaan matriks ruang keadaan berukuran (5 x 5) berasal dari persamaan gerak 6 derajat kebebasan dalam bentuk uraian 3 persamaan gaya dan 3 persamaan momen saat wahana terbang mengudara, lihat uraian pada Jenie dan Wiriadidjaja (2006). Pada disertasi ini diuraikan pada pers. (2.6) sampai dengan pers. (2.13) secara simbolik. Definisi geometrik untuk perhitungan gaya dan momen hidrodinamika seperti diperlihatkan oleh Gambar 2.7. Persamaan metoda Savitsky saat *hydro planing* dengan mendefinisikan bahwa

pesawat WISE selama pergerakannya di permukaan air membentuk sudut *trim* $\tau(t)$ yang berubah sesuai dengan kecepatan V dan perubahan sarat T . Penggunaan program komputasional CFD dan Matlab dibahas pada kasus *hydro planing* dan mengudara.



Gambar 2.7 Definisi geometrik untuk perhitungan gaya dan momen hidrodinamika pada pesawat WISE L8 (Jenie dan Wiriadidjaja, 2006).

Menurut Pratt (2000) penurunan persamaan non-dimensional turunan aerodinamika dengan menggunakan tata acuan koordinat sumbu benda, di mana gerak matra longitudinal mempunyai gerak simetri terhadap badan wahana terbang. Persamaan gaya-gaya pada matra longitudinal dan lateral fase mengudara diuraikan sebagai berikut, yaitu gaya aerodinamika yang bekerja pada arah tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} untuk pesawat WISE pada matra longitudinal:

$$X = m\dot{u} + mq\dot{w} - mr\dot{v} + C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S - T + mg \sin \theta \quad (2.9)$$

Persamaan gaya aerodinamika yang bekerja pada arah tata acuan koordinat sumbu Y_{benda} wahana terbang pada matra lateral:

$$Y = m\dot{v} + mru - mpw + C_{LF} \frac{1}{2} \rho V^2 S - T - mg \cos \theta \sin \phi \quad (2.10)$$

Persamaan gaya aerodinamika yang bekerja pada arah tata acuan koordinat sumbu Z_{benda} wahana terbang pada matra longitudinal:

$$Z = m \dot{w} - mqu + pmv + C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S - T - mg \cos \theta \cos \phi \quad (2.11)$$

Persamaan momen-momen aerodinamika yang bekerja pada arah longitudinal dan lateral pada daerah gerak bebas. Persamaan momen yang bekerja pada tata acuan koordinat sumbu X_{benda} wahana terbang pada matra lateral L adalah $L(p, r, \delta_a, \delta_r, \delta_{th})$:

$$\frac{L}{I_x} = \dot{p} = -\frac{I_y - I_z}{I_x} qr + c_l \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S b}{I_x}; \quad (2.12)$$

$$L = L_p p + L_r r + L_{\delta a} \delta_a + L_{\delta r} \delta_r + L_{\delta th} \delta_{th} \quad (2.13)$$

Persamaan momen aerodinamika yang bekerja pada tata acuan koordinat sumbu Y_{benda} wahana terbang pada matra longitudinal M pada daerah gerak bebas adalah $M(q, \delta_e, \delta_{th})$:

$$\frac{M}{I_y} = \dot{q} = -\frac{I_x - I_z}{I_y} rp + c_m \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 \bar{S} c}{I_y}; \quad (2.14)$$

$$M = M_q q + M_{\delta e} \delta_e + M_{\delta th} \delta_{th} \quad (2.15)$$

Persamaan momen aerodinamika yang bekerja pada tata acuan koordinat sumbu Z_{benda} wahana terbang pada matra lateral N adalah $N(p, r, \delta_a, \delta_r, \delta_{th})$:

$$\frac{N}{I_z} = \dot{r} = -\frac{I_z - I_x}{I_z} pq + c_n \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 S b}{I_z}; \quad (2.16)$$

$$N = N_p p + N_r r + N_{\delta a} \delta_a + N_{\delta r} \delta_r + N_{\delta th} \delta_{th} \quad (2.17)$$

di mana,

I_x , I_y dan I_z representasi berbagai macam/ bentuk momen inersia dengan p , q , r , L , M dan N adalah representasi dari kecepatan sudut, momen aerodinamika untuk gerak *roll*, *pitch* dan *yaw*.

Gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} adalah komponen-komponen dari resultan gaya-gaya aerodinamika pada sayap pada arah yang sejajar dan saling tegak lurus terhadap kecepatan pada daerah gerak bebas. Perhitungan masing masing gaya aerodinamika diperlihatkan oleh persamaan berikut:

$$\text{Persamaan gaya angkat aerodinamika } L_{aero} \text{ sayap utama: } L = \frac{1}{2} C_L \rho S V^2 \quad (2.18)$$

$$\text{Persamaan gaya hambat aerodinamika } D_{aero} \text{ sayap utama: } D = \frac{1}{2} C_D \rho S V^2 \quad (2.19)$$

di mana,

C_L : koefisien gaya angkat aerodinamika pada sayap utama

C_D : koefisien gaya hambat aerodinamika pada sayap utama

ρ : massa jenis udara

V : kecepatan fluida atau wahana terbang

S : luas sayap utama

Persamaan gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} merupakan integrasi dari masing-masing titik tumpuan di permukaan sayap utama yang merupakan fungsi dari massa jenis udara, ρ dan luas permukaan sayap terhadap masing-masing koefisien gaya dan momen pada daerah gerak bebas. Momen aerodinamika merupakan integrasi dari masing-masing titik di permukaan sayap wahana terbang yang merupakan fungsi dari jarak antara titik tumpuan gaya terhadap koefisien momen. Pada pembahasan tentang pergerakan pesawat WISE mulai dari kecepatan $V = 0.0$ knots sampai dengan kecepatan $V_{lift\ off}$ di mana terdapat peranan defleksi *elevator* δ_e yang dominan. Sehingga dengan pengaturan Pilot pada wahana terbang, tidak akan mengalami *nose pitch up* saat *lift off* dari permukaan air.

2.6.2 Fungsi Transfer Matriks Gaya Aerodinamika

Pers. (2.20), pers. (2.21), pers. (2.22), pers. (2.23) dan pers. (2.24) merupakan parameter non-dimensional turunan aerodinamika dalam bentuk fungsi transfer matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) dengan ekspresi Linear Time Invariant (LTI):

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx\end{aligned}\tag{2.20}$$

dengan definisi perubahan variabel, sebagai berikut:

Δu adalah x_1

Δw adalah x_2

$\Delta \theta$ adalah x_3

Δq adalah x_4

Δh adalah x_5

$\Delta \delta_T$ adalah u_1

Persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) dengan koefisien-koefisien parameter stabilitas non dimensionl turunan gaya aerodinamika, gaya berat dan momen inersia pada gerak matra longitudinal saat mengudara di udara bebas telah diturunkan satu per satu secara manual sesuai dengan pers. (2.9) sampai dengan pers. (2.24). Input kontrol menggunakan defleksi *elevator* δ_e atau defleksi *throttle* δ_{th} menghasilkan respons output y seperti parameter kecepatan u , kecepatan w , sudut *pitch*, θ , dan *pitch rate*, q secara sistem SISO seperti yang diperlihatkan berikut ini.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & -g & 0 \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_w}{m} & 0 & u_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{M_u}{I_y} + \frac{M_w Z_w}{I_y m} & \frac{M_w}{I_y} + \frac{M_w Z_w}{I_y m} & 0 & \frac{M_q}{I_y} + \frac{M_w u_0}{I_y} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta \theta \\ \Delta q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta}}{m} \\ \frac{Z_{\delta}}{m} \\ 0 \\ \frac{M_{\delta}}{I_y} + \frac{M_w Z_{\delta}}{I_y m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_{th} \\ \Delta \delta_e \end{bmatrix}\tag{2.21}$$

Respons output, y dari persamaan matriks aerodinamika pada gerak matra longitudinal, adalah akibat pemberian input kontrol pada defleksi *elevator* δ_e , atau defleksi *throttle* δ_{th} sebagai:

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta \theta \\ \Delta q \end{bmatrix}\tag{2.22}$$

Persamaan matriks ruang keadaan orde (4 x 4), di mana defleksi input kontrol menggunakan defleksi *aileron* δ_a dan defleksi *rudder* δ_r sebagai penggerak pada matra lateral sebagai pers. (2.20) berikut.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{p} \\ \Delta \dot{r} \\ \Delta \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{V_0} & \frac{Y_p + w_0}{V_0} & \frac{Y_r - u_0}{V_0} & g \cos \theta_0 \cos \phi_0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta_{re}}}{V_0} \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_r} \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_a \\ \Delta \delta_r \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Respons output, y dari persamaan matriks output pers. (2.21) berisikan parameter non-dimensional turunan aerodinamika pada matra lateral.

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta p \\ \Delta r \\ \Delta \phi \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

2.6.3 Persamaan Parameter Non Dimensional Turunan Aerodinamika

Parameter non-dimensional turunan aerodinamika pada matra longitudinal dan lateral, adalah:

$$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2C_{D_0})QS}{mu_0} \quad (2.25)$$

C_{D_u} : turunan dari gaya hambat aerodinamika sebagai fungsi kecepatan arah ke depan

C_{D_0} : turunan dari gaya hambat aerodinamika sebagai fungsi kecepatan referensi, V

$$X_w = \frac{-(C_{D_\alpha} - 2C_{L_\alpha})QS}{mu_0} \quad (2.26)$$

C_{D_α} : turunan gaya hambat aerodinamika sebagai fungsi sudut serang α

sayap utama

C_{L_0} : turunan dari gaya angkat aerodinamika sebagai fungsi kecepatan referensi V

$$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2C_{L_0})QS}{mu_0} \quad (2.27)$$

C_{L_u} : turunan dari gaya hambat aerodinamika sebagai fungsi bilangan Mach

$$Z_w = \frac{-(C_{L_w} + 2C_{D_0})QS}{mu_0} \quad (2.28)$$

C_{L_α} : turunan gaya angkat aerodinamika sebagai fungsi sudut serang α sayap utama

$$Z_v = -C_{z_\alpha} \frac{\bar{c}QS}{2u_0} \quad (2.29)$$

C_{z_α} : turunan gaya ke atas pada arah sumbu Z_{benda} sebagai fungsi sudut serang α sayap utama

$$Z_q = -C_{z_q} \frac{\bar{c}QS}{2mu_0} \quad (2.30)$$

Z_q : gaya ke atas pada sumbu Z_{benda} sebagai fungsi *pitch rate* q

$$Z_{\delta_e} = -C_{z_{\delta_e}} \frac{\bar{c}QS}{m} = \frac{1}{m} \frac{\partial Z_a}{\partial \delta_e} \quad (2.31)$$

Z_{δ_e} : gaya ke atas pada sumbu Z_{benda} sebagai fungsi defleksi *elevator* δ_e

$$X_{\delta_e} = \frac{1}{m} \frac{\partial X_a}{\partial \delta_e} = -C_{x\delta_e} \frac{\bar{c}QS}{m} \quad (2.32)$$

X_{δ_e} : gaya pada sumbu X_{benda} sebagai fungsi defleksi *elevator* δ_e

$$M_u = C_{m_u} \frac{\bar{c}QS}{u_0 I_y} \quad (2.33)$$

C_{m_u} : turunan dari momen *pitching* sebagai fungsi kecepatan referensi V

$$M_w = C_{m_w} \frac{\bar{c}QS}{u_0 I_y} = C_{m_w} \frac{\bar{c}QS}{2u_0^2 I_y} \quad (2.34)$$

C_{m_α} : turunan dari momen *pitching* sebagai fungsi sudut serang α sayap utama

$$M_{\dot{q}} = C_{m_{\dot{q}}} \frac{\bar{c}QS}{2u_0 I_y} \quad (2.35)$$

C_{m_q} : turunan dari momen *pitching* sebagai fungsi *pitch rate* q

$$M_{\delta_e} = C_{m_{\delta_e}} \frac{\bar{c}QS}{I_y} \quad (2.36)$$

M_{δ_e} : momen *pitching* pada sumbu Y_{benda} sebagai fungsi defleksi *elevator* δ_e

$$X_{\delta_{Td}} = \frac{1}{m} \cos \sigma \cdot \frac{\partial Td}{\partial \delta_{Td}} \quad (2.37)$$

$$M_{\delta_{Td}} = \frac{l_T}{I_y} \frac{\partial Td}{\partial \delta_{Td}} \quad (2.38)$$

di mana,

l_T : panjang lengan mesin arah sumbu X_{benda}

$l_T < 0$: jika sumbu mesin berada di atas titik pusat gravitasi CG

$l_T > 0$: jika sumbu mesin berada di bawah titik pusat gravitasi CG

δ_e : defleksi *elevator* ke bawah adalah positif (+), dan momen M negatif (-)

δ_r : defleksi *rudder* ke kanan adalah positif (+), dan momen N negatif (-)

δ_a : defleksi *aileron* pada sayap kanan ke bawah adalah positif (+), momen L negatif (-)

T'_d : *thrust*, gaya propulsi dinamik

σ : sudut yang dibentuk oleh sumbu propulsi terhadap sumbu X_{benda}

2.7 PERSAMAAN STABILITAS AERODINAMIKA DAN HIDRODINAMIKA MATRA LONGITUDINAL

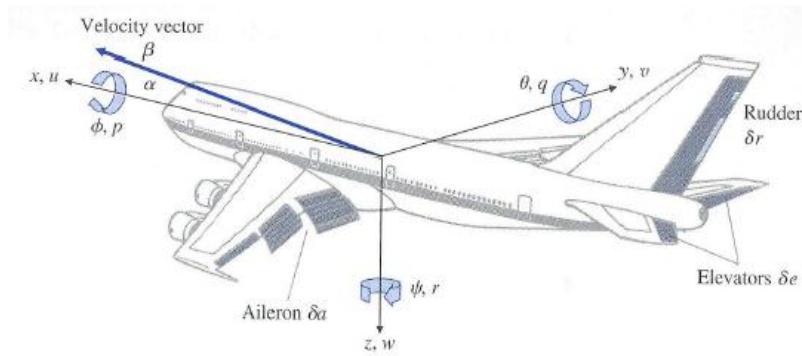
Analisis kestabilan pada pesawat WISE berdasarkan persamaan momen aerodinamika pada titik pusat gravitasi CG, di mana persamaan koefisien momen aerodinamika pada titik pusat gravitasi CG diperlihatkan oleh pers. (2.36) sebagai berikut:

$$C_{M,c.g} = \frac{M_{c.g}}{q_{\infty} S c} \quad (2.39)$$

Gaya angkat aerodinamika L_{aero} , gaya hambat aerodinamika D_{aero} dan momen aerodinamika, M_{aero} yang bekerja pada matra longitudinal di tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Z_{benda} dari wahana terbang diperlihatkan pada Gambar 2.8. Perilaku pesawat WISE yang berhubungan dengan gaya dan momen diamati di tata acuan koordinat sumbu benda X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} .

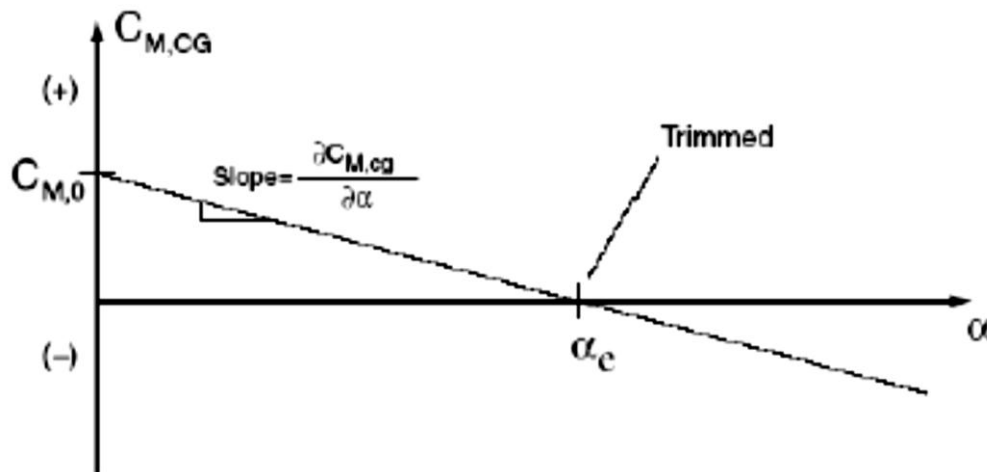
Perhatikan Gambar 2.8 sebagai sistem konvensi tata acuan koordinat sumbu benda pada pesawat, di mana menurut kriteria Irodov dan Staufenbiel, terdapat 2 kriteria kestabilan statik matra longitudinal, yaitu:

- (i). Koefisien arah dari kurva $C_{M\alpha} < 0$
- (ii). Koefisien momen C_{M0} pada $\alpha = 0^\circ$ membentuk sudut serang $\alpha > 0^\circ$



Gambar 2.8 Sistem konvensi tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} pada pesawat (Hull, 2007).

Representasi pers. (2.39) digunakan untuk stabilitas gerak matra longitudinal pesawat pada umumnya. Kriteria kestabilan statik dari metoda Irodov dan Staufenbiel diperlihatkan pada Gambar 2.9.

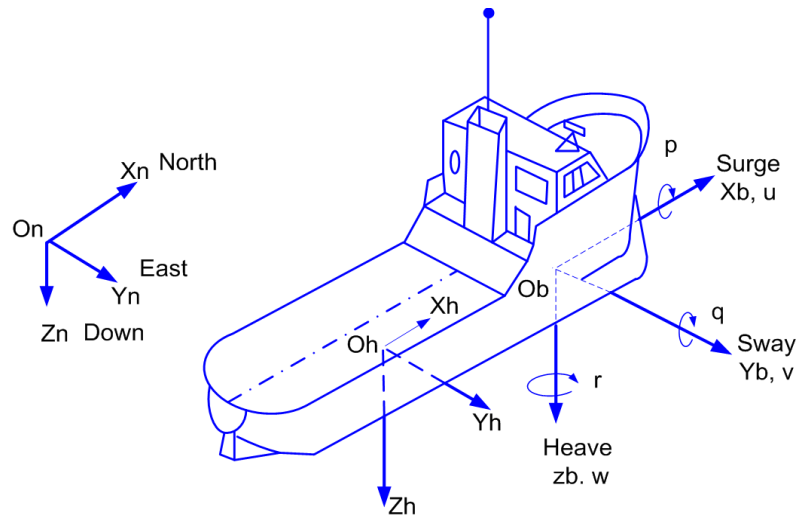


Gambar 2.9 Kurva stabilitas pesawat gerak matra longitudinal kondisi stabil (Hull, 2007).

2.7.1 Notasi Dan Konvensi Dari Gaya Hidrodinamika

Penurunan persamaan model matematika, konvensi dan deskripsi pada sistem perkapalan terlihat pada Gambar 2.10 dan Tabel 2.2. Pada gambar dan tabel tersebut digunakan untuk penyelesaian masalah pemodelan pada pesawat WISE saat *hydro planing* di permukaan air. Pemodelan matematika persamaan aerodinamika dan hidrodinamika menggunakan komputasional dinamika fluida CFD menghasilkan gaya angkat total hidrodinamika L_{total} dan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} pada sarat T tertentu dengan bantuan program Maxsurf adalah untuk menghitung *wetted surface area*. Sehingga, masing

masing gaya hambat dan gaya angkat total hidrodinamika dapat dihitung pada masing masing kecepatan pula. Pergerakan gaya gaya hidrodinamika dan aerodinamika matra longitudinal (*surge* dan *heave*) saat fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara pada masing masing titik pengamatan dapat dihitung pula.



Gambar 2.10 Notasi dan konvensi tanda pada gerak kapal (Fossen, 2005).

Tabel 2.2 Notasi Pada Sistem Perkapalan.

| Derajat Kebebasan (DOF) | Gerak | Gaya/ Momen | Kecepatan Linear/ Sudut | Posisi/ Sudut <i>Euler</i> |
|-------------------------|--------------|-------------|-------------------------|----------------------------|
| 1 | <i>surge</i> | X | u | x |
| 2 | <i>sway</i> | Y | v | y |
| 3 | <i>heave</i> | Z | w | z |
| 4 | <i>roll</i> | K | p | Φ |
| 5 | <i>pitch</i> | M | q | θ |
| 6 | <i>yaw</i> | N | r | φ |

Sumber: Fossen, 2005.

Pembahasan persamaan matematika secara komputasional menggunakan program Maxsurf dan uji model 3-D di *towing tank* untuk menghitung gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus Froude number Fr saat *hydro planing*. Pertumbuhan gaya-gaya aerodinamika dan gaya-gaya hidrodinamika saat fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara menggunakan program Matlab, menghasilkan kurva gaya-gaya aerodinamika dan gaya-

gaya hidrodinamika versus waktu t ; kecepatan V versus waktu t dan kurva jarak X versus waktu t . Pada bagian analisis, dihasilkan besarnya daya propulsi EHP . Berdasarkan metoda perhitungan Maxsurf dan uji *towing tank*, maka diperoleh hasil gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} yang berbeda. Hal ini sesuai dengan metoda pengukuran dan metoda analisis dari masing masing perhitungan dan metoda pengukuran.

Analisis komputasional dinamika fluida CFD terhadap gambar 3-D program CATIA dan Matlab membahas pertumbuhan gaya-gaya menghasilkan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} , gaya angkat total hidrodinamika L_{total} , gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} pada lambung dan sayap utama fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara di udara. Keunggulan dari program Matlab, adalah dalam hal perhitungan daya propulsi EHP yang menghasilkan gaya propulsi di fase fase tersebut di atas. Penurunan persamaan matematika berdasarkan keseimbangan gaya-gaya yang ditujukan untuk mengetahui pertumbuhan gaya-gaya aerodinamika, gaya-gaya hidrodinamika dan gaya propulsi saat fase *take off* serta momen hidrodinamika sesuai dengan panjang dari lengan momen saat *hydro planing*.

2.7.2 Kerangka Tata Acuan Koordinat Sumbu Navigasi

Kerangka tata acuan koordinat sumbu navigasi n (O_n , X_n , Y_n , Z_n) adalah tetap di Bumi. Nilai positif sumbu X_n mengarah ke titik utara, nilai positif sumbu Y_n mengarah ke timur, dan nilai positif Z_n mengarah ke pusat bumi. Lokasi titik O_n sebagai titik original berada bebas diluar sistem kapal sebagai kerangka tata acuan koordinat sesuai tata acuan koordinat Inersial, seperti terlihat pada Gambar 2.10.

2.7.3 Kerangka Tata Acuan Koordinat Sumbu Benda

Kerangka tata acuan koordinat sumbu (O_{benda} , X_{benda} , Y_{benda} , Z_{benda}) adalah tetap berada pada lambung. Nilai positif sumbu X_{benda} mengarah ke depan lambung, nilai positif Y_{benda} mengarah ke samping kanan dan nilai positif Z_{benda} mengarah ke bawah. Pada kapal laut, maka sumbu-sumbu dari kerangka tata acuan koordinat dipilih berdasarkan kejadian atau akibat ada inersia yang bekerja; kemudian didefinisikan sebagai posisi original dari sumbu/ kerangka tata acuan koordinat sumbu benda, O_{benda} , seperti terlihat pada Gambar 2.10.

2.7.4 Kerangka Tata Acuan Koordinat Sumbu Hidrodinamika

Kerangka tata acuan koordinat sumbu hidrodinamika h (O_h, X_h, Y_h, Z_h) sumbu adalah tidak tetap pada lambung, di mana titik ini bergerak sesuai dengan kecepatan rata-rata kapal dan mengikuti garis lintasan gerak kapal. Sumbu hidrodinamika X_h, Y_h tergantung dari gerak bebas rata-rata permukaan air. Arah positif sumbu X_h ke depan di mana perubahan arah (ψ) dengan frekuensi kecil, seperti terlihat pada Gambar 2.10.

2.8 PERSAMAAN GAYA DAN MOMEN MENURUT COLLU

Keseimbangan gaya dan momen menurut Collu *et al.*, (2007) pada AAMV (*Aerodynamically Alleviated Marine Vehicle*) seperti pers. (2.40) berikut:

$$F = F^g + F^a + F^h + F^c + F^p + F^d \quad (2.40)$$

Perhatikan pers. (2.41), di mana setiap komponen gaya mempunyai:

$$F^i = [X^i Z^i M^i]^T \quad (2.41)$$

di mana,

Gaya total adalah penjumlahan dari gaya gravitasi g sebagai mgh , gaya aerodinamika, gaya hidrodinamika, gaya pada sistem kendali c , gaya propulsi dinamik T_d dan gaya gangguan dari luar w yang terdiri dari turbulensi, gangguan v pada sistem propulsi dan peralatan kendali cukup kecil.

2.8.1 Sistem Tata Acuan Koordinat Sumbu Benda Pada Hybrid Vehicle

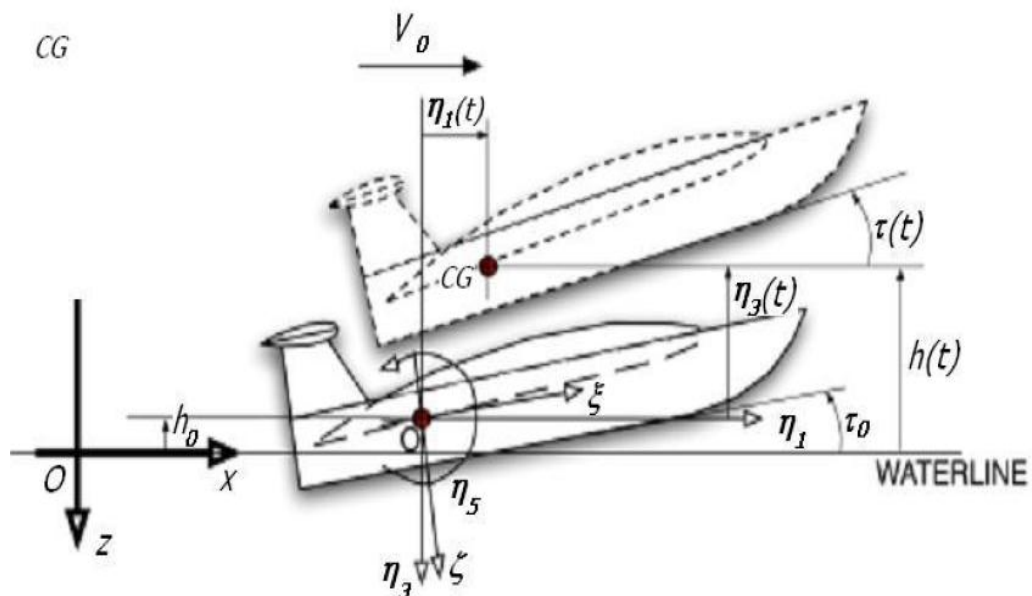
Persamaan gerak menurut Collu *et al.*, (2007) pada tata acuan koordinat sumbu benda dari wahana terbang, di mana titik original O diambil sesuai dengan posisi titik pusat gravitasi CG pada Hybrid Vehicle dalam titik keseimbangan. Sumbu X_{benda} dan Z_{benda} terletak pada bidang matra longitudinal dari sumbu simetris X_{benda} positif ke depan, dan Z_{benda} positif arah ke bawah. Sedangkan, arah sumbu X_{benda} mengarah ke depan kapal. Tata acuan koordinat sumbu aerodinamika-hidrodinamika adalah pasangan dari sumbu-sumbu aerodinamika dan hidrodinamika yang disebut sebagai tata acuan koordinat sumbu aerodinamika-benda di mana, hal ini digunakan oleh para peneliti di UK; dan tata acuan koordinat sumbu stabilitas wahana terbang digunakan oleh para peneliti di USA. Pada

disertasi ini, perhitungan persamaan non-dimensional turunan aerodinamika dan hidrodinamika untuk stabilitas, diacukan pada tata acuan koordinat sumbu aerodinamika-hidrodinamika.

Perhatikan 2 hal berikut pada Hybrid Vehicle, seperti pada Gambar 2.22:

- Tata acuan koordinat sumbu aerodinamika-hidrodinamika ($\eta_1 O \eta_3$), arah sumbu X_{benda} positif dengan η_1 dengan arah kecepatan steady ke depan V_0 ,
- Tata acuan koordinat sumbu geometrik ($\xi O \zeta$), pada arah sumbu X_{benda} yang positif ke geometri longitudinal datum (seperti *keel* permukaan atur)

Notasi persamaan Collu, *et al.*, (2007) seperti dirincikan oleh Gambar 2.11 yang dibahas dalam penelitian Iskendar (2011) tentang posisi *step* dan disinggung oleh Adhynugraha (2017) tentang beberapa aspek kendaraan hybrid. Iskendar (2011), telah melakukan beberapa eksperimen tentang pengaruh posisi *step* terhadap aspek hidrodinamika saat *hydro planing*. Pada penelitian tersebut, diperoleh koefisien gaya angkat total hidrodinamika $C_{l\beta}$ pada beberapa kecepatan V dan beberapa sudut *trim* $\tau(t)$.



Gambar 2.11 Sistem tata acuan koordinat sumbu benda X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} pada Hybrid Vehicle (Collu *et al.*, 2008).

2.8.2 Gaya Dan Momen Pada Konfigurasi Hybrid Vehicle

Pada saat menganalisis gaya-gaya dan momen-momen yang bekerja pada tata acuan koordinat sumbu aerodinamika-hidrodinamika Hybrid Vehicle yang *take off* dan *landing*

dari permukaan air, maka oleh Collu *et al.*, (2007) perlu diperhatikan beberapa hal sebagai berikut:

- Bentuk *high speed prismatic* pada lambung dengan sudut *dead rise*, β konstan untuk masalah hidrodinamika dan sarat T serta posisi *center of buoyancy* CB
- Posisi *step* yang memenuhi kriteria kestabilan
- Bentuk airfoil dari sayap utama dan posisi permukaan atur (*elevator*, *aileron* dan *rudder*) untuk membahas masalah aerodinamika serta penentuan *center of pressure* c.p, *mean aerodynamic chord* MAC
- Besar gaya propulsi dinamik
- Besar gaya berat total
- Sistem instrumentasi

Persamaan keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen diperlukan untuk mengetahui kecepatan V dan ketinggian h serta jarak saat *hydro planing* dengan mengabaikan gaya-gaya hidrostatis sebagai gaya *restoring*. Parameter tersebut di atas merupakan kriteria terbang saat melakukan analisis kestabilan pesawat WISE L8.

2.8.3 Persamaan Gerak Matra Longitudinal Pada Konfigurasi Hybrid Vehicle

Persamaan gerak secara umum berasal dari persamaan gerak enam derajat kebebasan pada benda kaku dengan bentuk simetri oleh Collu *et al.*, (2007), di mana persamaan pada bagian kiri-kanan dilinearisasikan terhadap kerangka acuan sistem sesuai teori stabilitas dengan teori kestabilan perubahan kecil (*small-disturbance stability theory*) atau *small perturbation*. Komponen kecepatan total pada Hybrid Vehicle dan gangguan gerak, dievaluasi pada sistem tata acuan koordinat sumbu benda, seperti pers. (2.42) dan proses linierisasi seperti tertera pada pers. (2.40).

Kondisi ini dimulai dari keadaan seimbang seperti pada *RULM* (*Rectilinear Uniform Level Motion*), di mana kecepatan konstan ke depan adalah sama dengan V_0 . Jika, sistem pers. (2.39) dan pers. (2.40) tersebut digabung, maka persamaan matra longitudinal yang dilinearisasikan menjadi pers. (2.41). Pada bagian Collu *et al.*, (2007) ini, diperlihatkan bahwa persamaan aerodinamika dan hidrodinamika digabung menjadi satu kesatuan yang saling berinteraksi saat *hydro planing* dengan memasukkan unsur *added mass derivative*.

Pada uraian berikut, *superscript* (˙) menjadi hilang, karena perubahan ketinggian yang kecil, h_h dari datum. Keadaan keseimbangan diperoleh apabila semua akselerasi adalah nol, seperti yang terjadi pada perubahan kecepatan yang kecil, sehingga perubahan gaya-gaya dan momen-momen menjadi kecil. Sehingga, diperoleh persamaan gerak matriks longitudinal menjadi pers. (2.45) atau pers. (2.46) dan pers. (2.43):

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \\ \dot{\eta}_3 \\ \dot{\eta}_4 \\ \dot{\eta}_5 \\ \dot{\eta}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_0 + \eta_1 \\ \eta_2 \\ \eta_3 \\ \eta_4 \\ \eta_5 \\ \eta_6 \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

$$\begin{cases} m\ddot{\eta}_1 = X \\ m(\ddot{\eta}_2 + \dot{\eta}_6 V_0) = Y \\ m(\ddot{\eta}_3 - \dot{\eta}_5 V_0) = Z \\ I_{44}\ddot{\eta}_4 - I_{46}\dot{\eta}_6 = L \\ I_{55}\ddot{\eta}_5 = M \\ I_{66}\ddot{\eta}_6 = N \end{cases} \quad (2.43)$$

$$\begin{cases} m\ddot{\eta}_1 = X \\ m(\ddot{\eta}_3 - \dot{\eta}_5 V_0) = Z \\ I_{55}\ddot{\eta}_5 = M \end{cases} \quad (2.44)$$

$$\begin{cases} 0 = X_0^g + X_0^a + X_0^h + X_0^c + X_0^p + X_0^d \\ 0 = Z_0^g + Z_0^a + Z_0^h + Z_0^c + Z_0^p + Z_0^d \\ 0 = M_0^g + M_0^a + M_0^h + M_0^c + M_0^p + M_0^d \end{cases} \quad (2.45)$$

Atau,

$$\begin{cases} 0 = X_0^a + X_0^h + X_0^c + X_0^p \\ 0 = mg + Z_0^a + Z_0^h + Z_0^c + Z_0^p \\ 0 = M_0^a + M_0^h + M_0^c + M_0^p \end{cases} \quad (2.46)$$

di mana,

CG : titik pusat gravitasi

h_h : perubahan yang sangat kecil dari ketinggian yang berada di atas sarat air

I_{ii} : momen inersia terhadap η_i

I_{ij} : produk inersia terhadap η_i dan η_j

$\eta_1(t)$: gerak *surge*

$\eta_3(t)$: gerak *heave* (positip ke bawah)

$\eta_5(t)$: rotasi *pitch* (positip ke atas)

X : jumlah gaya yang bekerja pada sumbu aerodinamika-hidrodinamika x

Y : jumlah gaya yang bekerja pada sumbu aerodinamika-hidrodinamika y

Z : jumlah gaya yang bekerja pada sumbu aerodinamika-hidrodinamika z

$L(K)$: jumlah momen yang bekerja pada sumbu aerodinamika-hidrodinamika x

M : jumlah momen yang bekerja pada sumbu aerodinamika-hidrodinamika y

N : jumlah momen yang bekerja pada sumbu aerodinamika-hidrodinamika z

Superscript:

aero : relasi ke masalah aerodinamika

hidro: relasi ke masalah hidrodinamika

(\prime) : nilai perturbasi

$$\dot{x} = \frac{\partial x}{\partial t}$$

$$\ddot{x} = \frac{\partial^2 x}{(\partial t)^2}$$

* : harga derivasi

** : harga estimasi

Subscript:

\mathcal{O} : harga nilai keseimbangan

$\partial/\partial h$: derivasi terhadap ketinggian

2.8.4 Persamaan Gerak Matra Longitudinal Yang Dilinearisasikan

Penurunan persamaan gerak Hybrid Vehicle matra longitudinal oleh Collu *et al.*, (2007) telah dilineariskan seperti diperlihatkan oleh pers. (2.47) sampai dengan pers. (2.52). Persamaan pada sistem tata acuan koordinat sumbu aerodinamika-hidrodinamika diuraikan sebagai berikut:

$$[A]\ddot{\eta} + [B]\dot{\eta} + [C]\eta + [D]h = 0 \quad (2.47)$$

di mana,

$$\eta = \begin{bmatrix} \eta_1 \\ \eta_3 \\ \eta_5 \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

Berdasarkan persamaan matriks pada pers. (2.47), maka definisikan persamaan matriks [A] yang merupakan penjumlahan gaya berat, gaya hidrodinamika *added mass derivative* dan gaya aerodinamika dalam bentuk *added mass (acceleration derivative)*, sebagai berikut:

$$[A] = \begin{bmatrix} m - X_{\eta_1}^h & -X_{\eta_3}^a - X_{\eta_3}^h & -X_{\eta_5}^h \\ -Z_{\eta_1}^h & m - Z_{\eta_3}^a - Z_{\eta_3}^h & -Z_{\eta_5}^h \\ -M_{\eta_1}^h & -M_{\eta_3}^a - M_{\eta_3}^h & I_{55} - M_{\eta_5}^h \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

Berdasarkan pers. (2.47), maka $[B]$ adalah matriks *damping* dan didefinisikan sebagai berikut:

$$[B] = \begin{bmatrix} -X_{\eta_1}^a - X_{\eta_1}^h & -X_{\eta_3}^a - X_{\eta_3}^h & -X_{\eta_5}^a - X_{\eta_5}^h \\ -Z_{\eta_1}^a - Z_{\eta_1}^h & -Z_{\eta_3}^a - Z_{\eta_3}^h & -Z_{\eta_5}^a - Z_{\eta_5}^h \\ -M_{\eta_1}^a - M_{\eta_1}^h & -M_{\eta_3}^a - M_{\eta_3}^h & -M_{\eta_5}^a - M_{\eta_5}^h \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

Berdasarkan pers. (2.47), maka $[C]$ adalah matriks *restoring* yang didefinisikan sebagai berikut:

$$[C] = \begin{bmatrix} 0 & -X_{\eta_3}^h & -mg - X_{\eta_5}^h \\ 0 & -Z_{\eta_3}^h & -Z_{\eta_5}^h \\ 0 & -M_{\eta_3}^h & -M_{\eta_5}^h \end{bmatrix} \quad (2.51)$$

Matriks $[D]$ adalah perolehan tambahan gaya angkat aerodinamika, mulai dari pergerakan pesawat WISE saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara sampai ke ketinggian terbang mendarat stasioner di *surface effect*.

$$[D] = \begin{bmatrix} -X_h^a \\ -Z_h^a \\ -M_h^a \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

2.8.5 Persamaan Standar Dari Cauchy

Perhatikan pers. (2.53) dalam bentuk sistem ruang keadaan berikut ini, (Collu *et al.*, 2007):

$$\dot{\underline{v}} = [\dot{\eta}_1 \quad \dot{\eta}_3 \quad \dot{\eta}_5 \quad \eta_1 \quad \eta_3 \quad \eta_5 \quad h]^T \quad (2.53)$$

di mana,

pers. (2.51) ditransformasikan dalam bentuk persamaan standar Cauchy dengan bentuk matriks ruang keadaan.

Matriks ruang keadaan tersebut mempunyai 7 parameter yang belum diketahui sesuai dengan pers. (2.53), akibat ada perubahan ketinggian h , sehingga menghasilkan 4 persamaan, seperti pada pers. (2.54) berikut:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial(\eta_1)}{\partial t} = \dot{\eta}_1 \\ \frac{\partial(\eta_3)}{\partial t} = \dot{\eta}_3 \\ \frac{\partial(\eta_5)}{\partial t} = \dot{\eta}_5 \\ \frac{\partial(h)}{\partial t} = -\eta_3 + V_0 \eta_5 \end{array} \right. \quad (2.54)$$

Persamaan gerak matriks longitudinal dalam bentuk matriks ruang keadaan menjadi pers. (2.55) berikut:

$$\dot{\underline{v}} = [H] \underline{v} \quad (2.55)$$

di mana,

$$[H] = \begin{bmatrix} -[A]^{-1}[B] & -[A]^{-1}[C] & -[A]^{-1}[D] \\ [I]_{3 \times 3} & [0]_{3 \times 3} & [0]_{3 \times 1} \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & V_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.56)$$

di mana,

$[I]$: matriks identitas

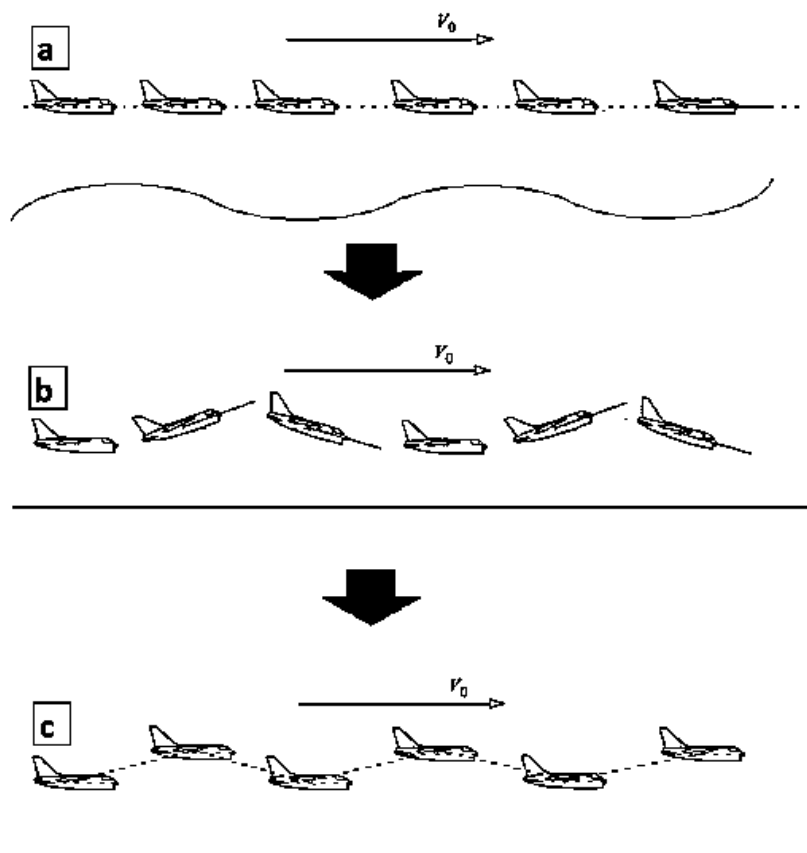
$[0]$: matriks nol

$N \times n$: baris N kali kolom n

2.8.6 Gaya-Gaya Dan Momen-Momen Setelah Ada Gangguan

Pada analisis *control fixed* oleh Collu *et al.*, (2007), maka gangguan dari gaya propulsi dinamik T_d dan gangguan dari luar. Gaya berat wahana terbang disebabkan oleh gaya gravitasi dan massa wahana terbang serta gaya-gaya aerodinamika dan gaya-gaya hidrodinamika, seperti pemodelan matematika pesawat WISE L8.

Beberapa pengaruh gerak dan kondisi terbang dari pesawat WISE saat seperti Gambar 2.12 (a) sebagai terbang mendatar stasioner, Gambar 2.12 (b) sebagai terbang berosilasi dengan pengaruh gerak *pitch* dan *heave*; dan Gambar 2.12 (c) adalah gerak terbang berosilasi pada gerak *heave*. Pada Gambar 2.12 (b) dan Gambar 2.12 (c) kondisi terbang ini merupakan kondisi instabilitas yang terjadi akibat adanya gaya eksternal. Stabilitas wahana terbang sangat dipengaruhi oleh kondisi internal wahana terbang tersebut, seperti letak titik pusat gravitasi CG, daya propulsi yang tidak cukup dan faktor lain seperti gelombang laut.



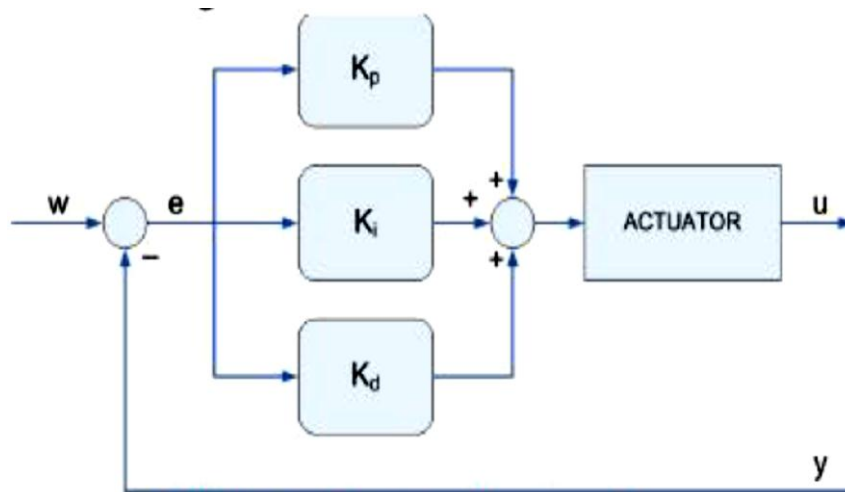
Gambar 2.12 Pengaruh gerak kestabilan pesawat WISE (Adhynugraha, 2017).

2.8.7 Parameter Non-Dimensional Turunan Aerodinamika-Hidrodinamika

Sebagai salah satu contoh penggunaan persamaan yang digunakan oleh Collu *et al.*, (2007) seperti Hybrid Vehicle pada kapal KUDU II, di mana wahana ini mempunyai sayap diantara 2 sistem sponson sebagai wahana terbang *surface effect*. Hal ini disebabkan pada kecepatan terbang mendatar stasioner sebagai *RULM* dengan kontribusi yang kecil dari gaya hidrostatis menjadi gaya *restoring*.

2.9 HUKUM PERSAMAAN PADA KONTROL PID

Menurut Szafranski dan Czyba (2011), perhatikan Gambar 2.13, pers. (2.57) dan pers. (2.58), sebagai berikut:



Gambar 2.13 Kontrol PID tipe A (Szafranski dan Czyba, 2011).

$$u(t) = K_p \left[e(t) + \frac{1}{T_I} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_D \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (2.57)$$

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.58)$$

di mana,

K_P : faktor pengali proporsional

T_I : konstanta waktu integral

T_D : konstanta waktu diferensial

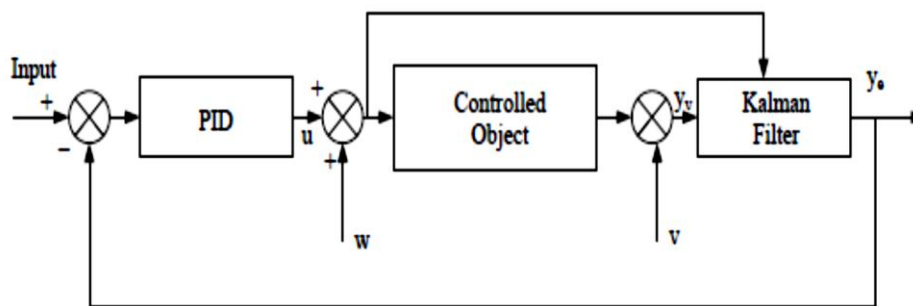
K_D : faktor pengali turunan

K_I : faktor pengali integral

2.9.1 Kontroler Tune PID

Pada bagian ini, dikemukakan metoda root locus dan kontroler Tune PID untuk model matematika sistem kendali terbang adaptif pesawat WISE. Menurut Lwin dan Tun (2014) tentang penggabungan kontroler Tune PID dengan Kalman Filter pada Flight

Control System seperti pada Gambar 2.14. Pada sistem kendali terbang, terdapat gangguan dari luar sistem seperti w dan v yang berasal dari gangguan/ derau peralatan sensor dan instrumentasi, serta *noise* sebagai gangguan terhadap struktur dan sistem pesawat. Gangguan tersebut masih kecil dan terdapat pada bagian antara input dan respons output simulasi, sehingga dalam perhitungan simulasi tidak mengganggu hasil keseluruhan, misalnya fungsi acak seperti *random noise*. Persamaan Kalman Filter pada bagian akhir diagram blok berfungsi sebagai salah satu teknik penyaringan yang cukup baik dalam analisis *stochastic*. *Controlled object* dapat berupa persamaan diferensial orde 5 untuk pesawat komersial.

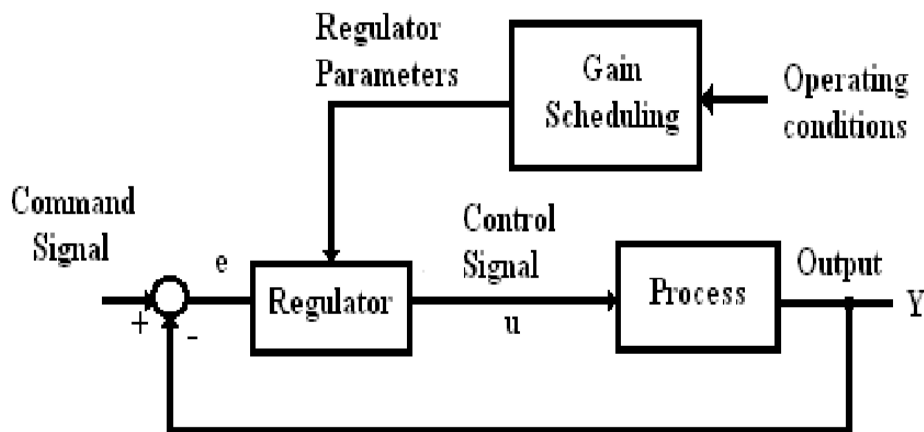


Gambar 2.14 Penggabungan kontroler Tune PID dan Kalman Filter pada Flight Control System (Lwin dan Tun, 2014).

Lagrange (8 M) pada abad ke 8 mendemonstrasikan lingkungan kuantitatif dari suatu sistem mekanikal yang konservatif dari keadaan seimbang dan kemudian diketahui sebagai potensial. Lyapunov (1892) pada akhir abad ke 19 mengembangkan suatu metoda analisis kestabilan, yang kemudian dikenal dengan nama *direct method* atau Lyapunov *second method* sebagai konsep praktis dalam analisis kestabilan pesawat. Pada diagram root locus, sistem akan stabil jika akar karakteristik persamaan berada di sebelah kiri sumbu imajiner. Secara matematis Lyapunov mempunyai fungsi $V(x)$ sebagai fungsi sistem dalam pemodelan persamaan matematika *time invariant* dan proses linearisasi. Sistem lingkaran tertutup bagian dalam menggunakan algoritma sebuah $\ell 1$ untuk *pitch*, *roll* dan pengontrol kecepatan, sedangkan, sistem lingkaran tertutup bagian luar menggunakan persamaan kontroler Tune PID untuk mengontrol ketinggian h dan arah terbang pesawat ψ . Pada penelitian tersebut dibuat diagram sistem kendali terbang adaptif yang sederhana tanpa gangguan *random noise*.

2.9.2 Kontrol Adaptif *Gain Scheduling*, LQG Dan STR

Pada banyak situasi, diinginkan untuk mengetahui dinamika perubahan proses dengan kondisi operasi dan proses itu sendiri. Suatu perubahan dalam proses dinamika yang mungkin berbentuk fungsi non-linear dan diketahui melalui perubahan parameter melalui *regulator* untuk memonitor kondisi operasional suatu proses yang diinginkan terjadi. Metoda ini disebut *gain scheduling* sesuai dengan kondisi operasional seperti pada diagram Gambar 2.15, misal dalam bentuk regulator dan proses. Blok proses berbentuk persamaan matriks ruang keadaan, misal berukuran (4×4) . Regulator adalah metoda yang digunakan, misalnya kontroler Tune PID. Sedangkan, *gain scheduling* adalah penguatan dari sistem lingkaran tertutup.

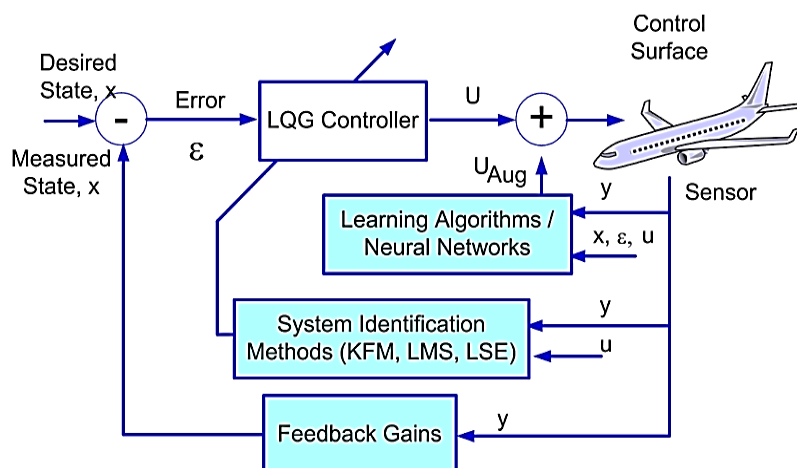


Gambar 2.15 *Gain scheduling* dan proses kontrol adaptif (Hassan, 2012).

Proses identifikasi parameter non-dimensional turunan aerodinamika dan hidrodinamika pada pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* tipe B fase *hydro planing*, disampaikan oleh Iskendar (2011). Dan, Adhynugraha (2017) membahas tentang efek gelombang pada wahana terbang di efek permukaan. Proses estimasi pada *RC model* Flying Boat pada ketinggian *surface effect* menggunakan algoritma Kontrol PID, lihat Syamsuar (2015 b). Kontrol input adalah defleksi *elevator* δ_e atau defleksi *throttle* δ_{th} untuk analisis kestabilan gerak matra longitudinal pesawat WISE. Pada kasus ini, diperlihatkan pengaruh input *step* yang diberikan oleh defleksi *elevator* δ_e dan defleksi *throttle* δ_{th} yang sangat mempengaruhi respons output pada perubahan sudut *pitch* θ .

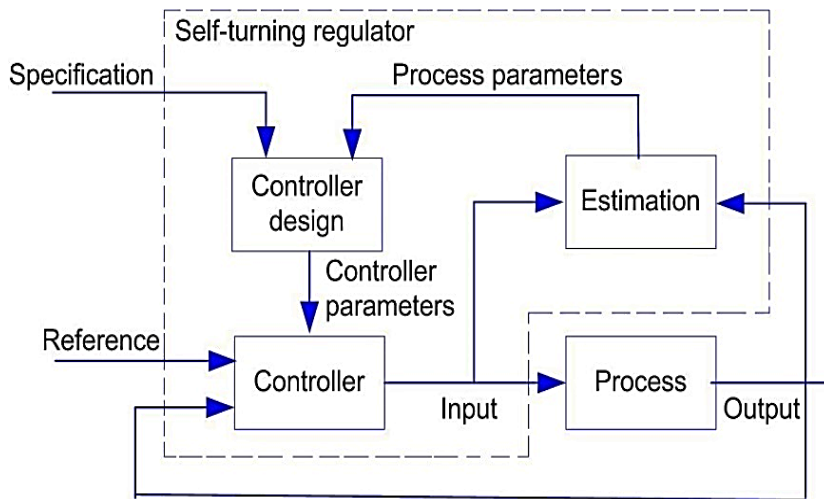
Menurut Jacklin *et al.*, (2008) LQG (*Linear Quadratic Gaussian*) sebagai kontroler pada sistem kendali terbang adaptif yang mempunyai sistem kendali terbang lingkaran tertutup pada pesawat seperti terlihat pada Gambar 2.16. Metoda ini memiliki sistem umpan

balik dengan penguatan, atau metoda sistem identifikasi seperti Filter Kalman, atau algoritma pembelajaran *neural networks*. Semua metoda ini memanfaatkan parameter non dimensional turunan aerodinamika yang dimiliki oleh pesawat tersebut. Analisis kestabilan dengan metoda root locus diperlukan untuk menganalisis blok diagram sistem kendali terbang lingkaran terbuka. Sistem kendali terbang adaptif mempunyai 2 lingkaran tertutup, di mana satu lingkaran dalam berisi umpan balik normal dengan proses estimasi *Extended Kalman Filter* (EKF) secara langsung. Pada bagian lingkaran luar diperlukan penyesuaian parameter penguatan yang bekerja secara adaptif melalui kontroler Tune PID dan teknik *gain scheduling*. Sistem kendali berbasis kontrol adaptif selalu melakukan penyesuaian dan beradaptasi terhadap perubahan yang diakibatkan oleh gangguan pada lingkungan sistem berdasarkan nilai referensi atau nilai yang diberikan (*set point*)/ nilai yang diinginkan oleh Pilot untuk posisi, sudut dan lintas terbang wahana.



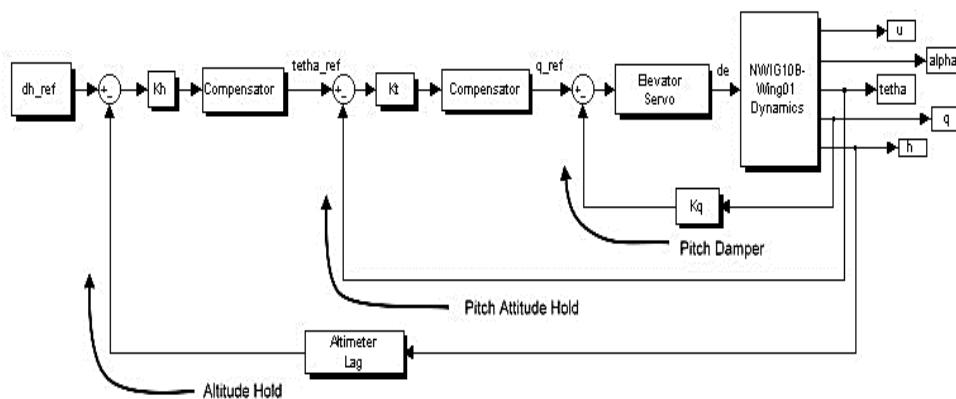
Gambar 2.16 Beberapa langkah pembuatan sistem kendali terbang melalui kontroler LQG di pesawat (Jacklin *et al.*, 2008).

Menurut Astrom (2008), memperlihatkan blok diagram dari STR adalah kendali terbang adaptif dengan mengatur parameter non-dimensional turunan aerodinamika, hidrodinamika dan mekanikal sebagai fungsi dari pergerakan permukaan atur: *elevator*, *aileron* dan *rudder* dan perubahan defleksi elevator δ_e saat wahana terbang melakukan pergerakan di permukaan air dan di udara. Lihat sistem kendali pada Gambar 2.17



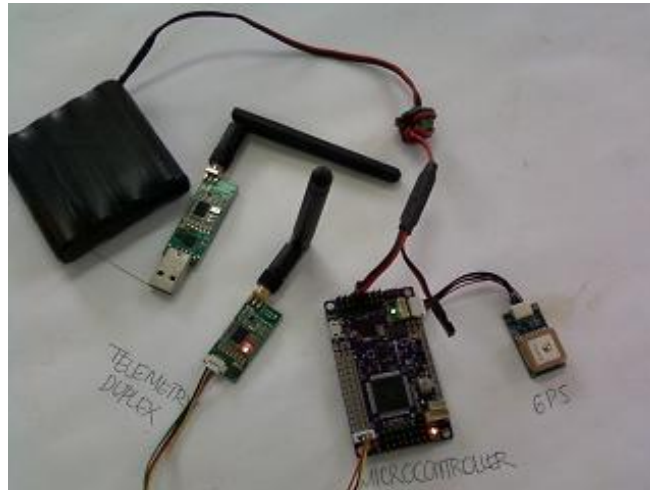
Gambar 2.17 Blok diagram pada STR (Astroom dan Wittenmark, 2008).

Pada Gambar 2.18 adalah blok diagram sistem kendali otomatis teknik *Pitch Attitude Hold* dan *Altitude Hold* matra longitudinal yang dikembangkan untuk pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (5×5) dan input *impuls*, oleh Muhammad (2003). Penelitian sistem kendali terbang adaptif pada pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* tersebut menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (5×5) yang dikenal sebagai *Altitude Hold*.



Gambar 2.18 Blok diagram sistem kendali otomatis dengan teknik *Pitch Attitude Hold* dan *Altitude Hold* (Muhammad, 2003).

Peralatan yang perlu dilengkapi pada *RC model* dari pesawat WISE dengan sensor, *telemetry duplex*, *micro controller* berbasis *Arduino* dan *GPS* di pesawat. Perincian peralatan penunjang untuk memonitor data keperluan perancangan sistem kendali terbang adaptif *RC model* dari pesawat WISE diperlihatkan pada Gambar 2.19.

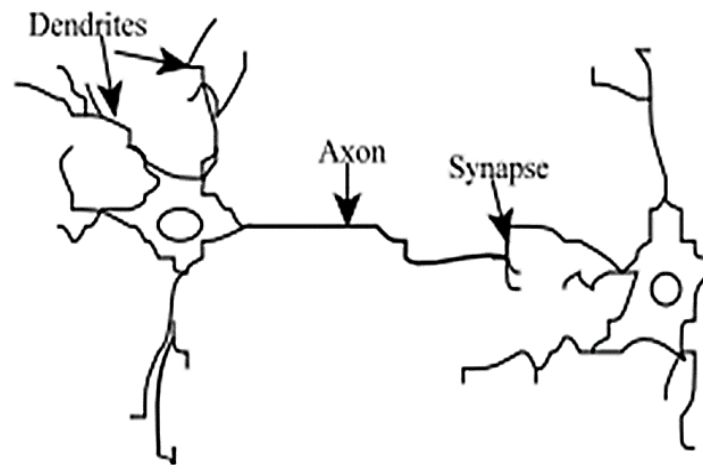


Gambar 2.19 Peralatan instrumentasi sebagai penunjang perancangan kontrol adaptif.

2.9.3 Program *Neural Networks*

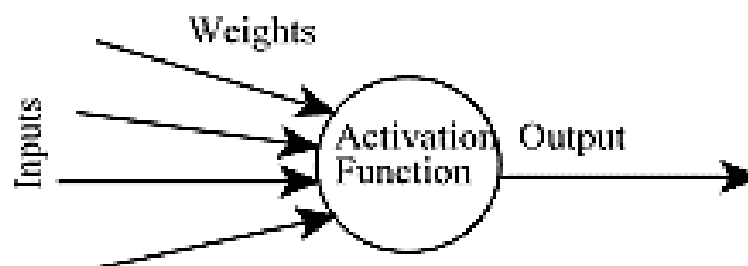
Sistem kontrol sudut *pitch* θ dengan input defleksi *elevator* δ_e sebagai konsep *artificial neural networks* menggunakan metoda *back propagation*. Sebelum dilakukan kontrol, maka *plant* harus dimodelkan terlebih dahulu dengan metoda *back propagation*. *Artificial Neural Networks (ANN)* merupakan sebuah sistem yang mengadopsi cara kerja sistem jaringan saraf mahluk hidup. Jaringan saraf mahluk hidup memiliki kemampuan menerima impuls yang random dari sensor pada tubuh, kemudian impuls tersebut masuk ke dalam jaringan saraf dan disampaikan ke otak dan dikembalikan ke hasil sebagai respons. Secara umum, jaringan saraf memiliki input yang berupa impuls, setiap impuls memiliki tingkat kekuatan yang berbeda terhadap suatu *neuron* atau juga suatu *neuron* memiliki tingkat respons yang berbeda terhadap input yang berbeda, yang dikenal dengan pembobotan pada *ANN*. Input ini diproses di dalam *neuron*, kemudian ditransmisikan lagi ke *neuron* yang lain, proses ini dimodelkan sebagai fungsi aktivasi pada *ANN*. Proses terakhir, adalah output berupa respons yang merupakan hasil dari proses yang sedemikian rupa dan dimodelkan dalam bentuk fungsi matematika di dalam *ANN*. Jaringan saraf mahluk hidup terdiri dari banyak sel, di mana ketika impuls masuk ke jaringan saraf, kemudian impuls tersebut disalurkan ke dalam *neuron* yang lain dengan cara mengaktifkan neuron yang dituju berikutnya. Maka, terjadilah interaksi imbal balik secara terus menerus secara otomatis. Jaringan saraf pada mahluk hidup memiliki jumlah yang sangat banyak, sehingga pemodelan disederhanakan dengan mengadopsi cara kerja

jaringan saraf saat menerima input impuls sehingga menghasilkan respons, seperti diperlihatkan pada Gambar 2.20.



Gambar 2.20 Jaringan Saraf Manusia (Priandana *et al.*, 2015)

Metoda *ANN* yang digunakan pada simulasi ini adalah *back propagation*, lihat Gambar 2.21. Untuk mendapatkan nilai pembobotan yang benar-benar valid dalam merepresentasikan suatu sistem, maka dilakukan iterasi yang dikenal dengan nama komputasi maju dan komputasi mundur. Pada komputasi maju dihasilkan output, kemudian output yang dihasilkan dikomparasikan dengan target yang harus dicapai. Besar deviasi yang terjadi digunakan untuk memperbaiki kembali pembobotan dengan cara komputasi balik. Iterasi tersebut dilakukan secara simultan, sehingga total *error* mencapai nilai lebih kecil dari toleransi yang diberikan oleh pengguna.



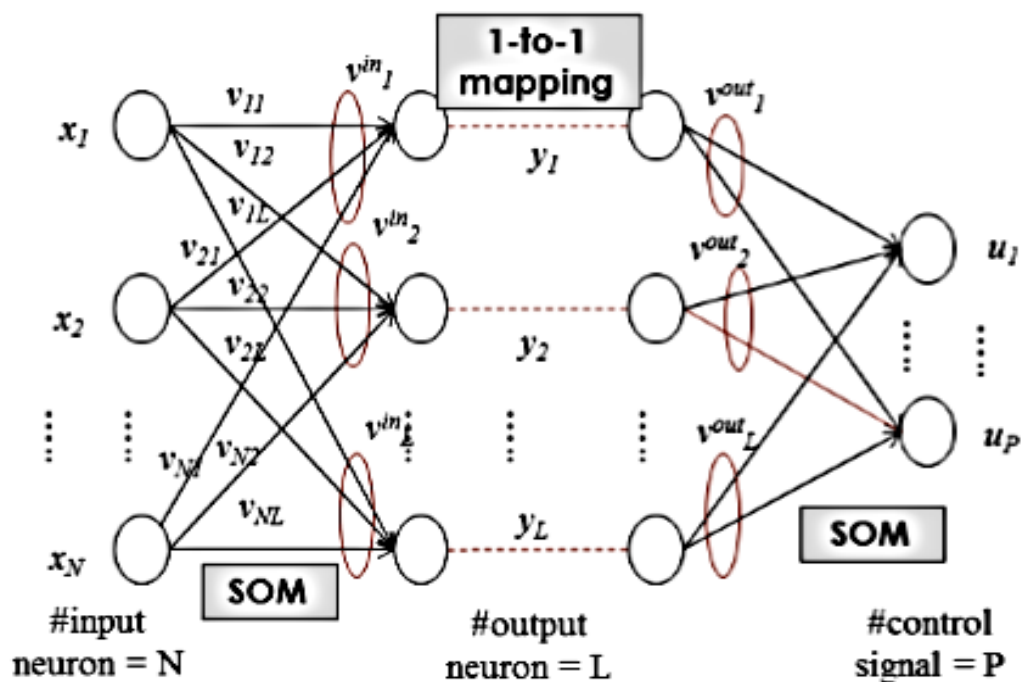
Gambar 2.21 Struktur sederhana *ANN* (Priandana *et al.*, 2015)

Pada simulasi komputasional yang dilakukan dalam disertasi ini terdapat 2 tahapan yaitu:

- (i). pembelajaran, dan
- (ii). pelatihan.

Pada tahap pembelajaran dihasilkan nilai pembobotan yang menghasilkan akumulasi deviasi antara output dan target lebih kecil dari nilai tertentu. Pada tahap pelatihan, bobot tersebut diverifikasi dengan sejumlah data. Valid atau tidaknya pembobotan tersebut dilihat dari nilai *MSSE* (*Mean Sum Square Error*). *MSSE* merupakan parameter yang merepresentasikan rata-rata dari jumlah dan selisih output dengan target yang dikuadratkan. Proses tersebut di atas disebut *mapping* atau pemetaan yang diperlihatkan oleh Gambar 2.22.

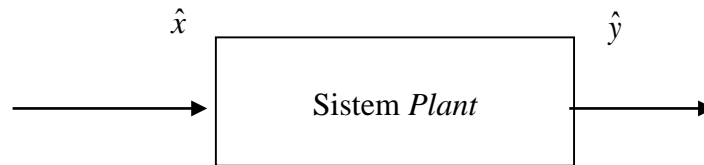
Apabila hal ini diaplikasikan pada sistem kendali di pesawat, maka hubungan itu bisa menjadi persamaan Multi Input dan Multi Output (MIMO), di mana proses yang terjadi di antara masing masing titik merupakan parameter kendali terbang. semakin banyak proses *mapping* yang dilibatkan ke segala unsur yang berkepentingan di pesawat, maka semakin rumit sistem kendali yang diperoleh dan harganya semakin mahal.



Gambar 2.22 Ilustrasi *artificial neural networks* dengan metoda *back propagation* (Priandana *et al.*, 2015).

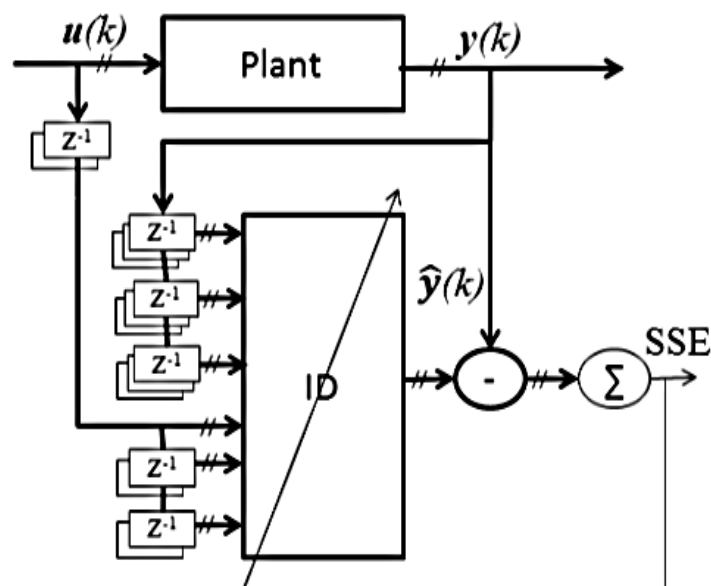
2.9.3.1 Identifikasi *Plant*

Perhatikan Gambar 2.23, untuk identifikasi digunakan 6 buah input meliputi $x(k)$, $x(k-1)$, $x(k-2)$, $y(k-1)$, $y(k-2)$, $y(k-3)$ dan jumlah output sebanyak 1 buah, yaitu $\hat{y}(k)$.



Gambar 2.23 Ilustrasi sistem *plant*.

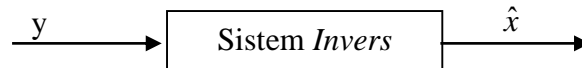
Sasaran yang dituju saat identifikasi *plant* adalah membuat pembobotan yang merepresentasikan *plant*. Pembobotan ada 2 jenis yaitu pembobotan antara input dengan *hidden layer* dan pembobotan antara *hidden layer* dengan output. Pembobotan antara input dengan *hidden layer* direpresentasikan dengan kumpulan nilai v_{11} hingga v_{ij} , di mana i menyatakan jumlah input dan j menyatakan jumlah *hidden layer*. Pembobotan antara *hidden layer* dengan output direpresentasikan dengan nilai w_{1k} hingga w_{jk} di mana k menyatakan jumlah output. Iterasi dilakukan hingga akumulasi *error* yang direpresentasikan oleh *MSSE* bernilai lebih kecil dari 10^{-7} . *Error* yang terjadi merupakan deviasi antara output dengan target, di mana output diperoleh dari nilai input. Perhatikan Gambar 2.24 sebagai proses iterasi.



Gambar 2.24 Sistem identifikasi *Plant* (Priandana et al., 2015)

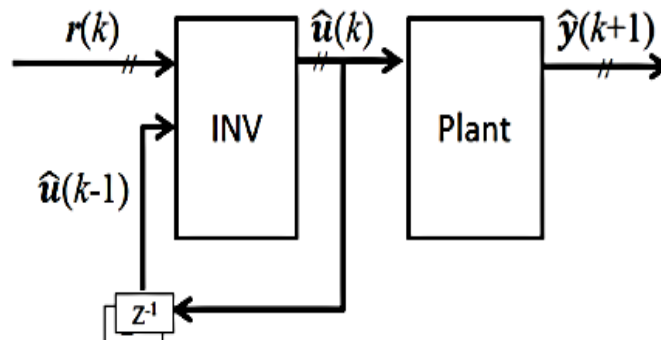
2.9.3.2 Identifikasi Sistem *Invers*

Pada identifikasi sistem *invers*, mirip dengan identifikasi sistem *plant*, bedanya adalah pada jumlah input yang banyaknya 7 buah meliputi $x(k-1)$, $x(k-2)$, $x(k-3)$, $y(k)$, $y(k-1)$ dan $y(k-2)$. Perhatikan Gambar 2.25.



Gambar 2.25 Bagan sistem *invers*

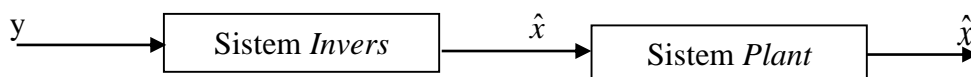
Pada Gambar 2.26 terlihat sistem identifikasi sistem *invers* adalah perbandingan Output dan Target sistem *invers*, sedangkan perubahan *error* identifikasi sistem *invers* pada *epoch* tertentu.



Gambar 2.26 Sistem identifikasi *invers* (Priandana *et al.*, 2015)

2.9.3.3 Fine Tuning

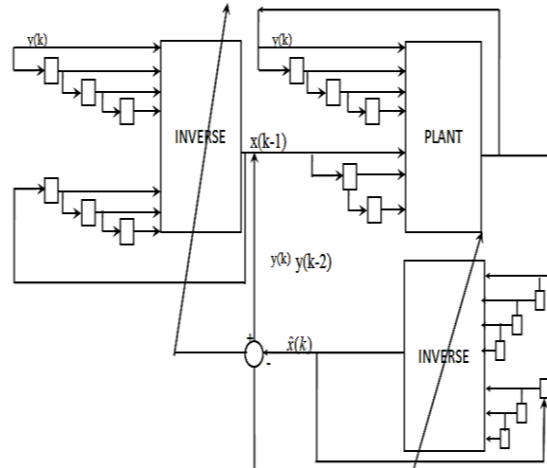
Pada bagian ini dipaparkan hasil matriks yang menggambarkan sistem *plant* dan sistem *invers*, yang kemudian digabungkan seperti terlihat pada Gambar 2.27.



Gambar 2.27 Bagan kontrol *plant*.

Berdasarkan hasil verifikasi diperoleh *MSSE* bernilai lebih kecil dari 10^{-7} . Setelah sistem dapat diidentifikasi melalui matriks pembobotan, kemudian dilakukan pengendalian

dengan sistem *invers* di mana respons output pada sistem identifikasi *plant* sebelumnya menjadi input dari sistem *invers*, sehingga merupakan input yang diberikan pada sistem *fine tuning*. Hasil yang diperoleh dengan input sebagai fungsi dari output yang berasal dari fungsi *step* mempunyai *MSSE* lebih kecil dari 10^{-7} . Pada tahap *fine tuning* ini disajikan seperti Gambar 2.28.



Gambar 2.28 Sistem *Fine Tuning* (Priandana *et al.*, 2015)

2.10 CRITICAL REVIEW

| Judul | Penulis | Aspek kajian yang telah dilakukan orang lain | Disertasi sekarang |
|---|----------------------------------|--|---|
| A Mathematical Model to Analyze the Static Stability of Hybrid (Aero-Hydrodynamically Supported) Vehicles | Collu, Patel dan Trarieux (2008) | Model matematika matra longitudinal untuk pesawat HV dan WIGE bentuk 6 DOF tentang gaya dan momen saat <i>hydro planing</i> , secara kriteria Routh Hurwitz untuk mendapatkan kriteria stabilitas melalui <i>aerodynamic</i> dan | Pemodelan dari pesawat WISE L8 menggunakan CFD, sehingga diperoleh gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total hidrodinamika L_{total} sebagai fungsi kecepatan V atau fungsi Froude number F_r . |

| | | | |
|--|----------------|--|---|
| | | <p><i>hydrodynamic derivative.</i></p> <p>Paper ini juga menjelaskan tentang penggunaan CFD untuk stabilitas.</p> <p>Tujuan lain dari penelitian Collu <i>et al.</i> ini juga untuk menghitung <i>water resistance</i> sebagai fungsi dari kecepatan V dan daya propulsi sebagai fungsi dari kecepatan V.</p> <p>Karakteristik pesawat <i>hybrid vehicle</i> dianalisis melalui bentuk konfigurasi sayap, lambung dan sistem lain.</p> | <p>Demikian juga pemodelan matematika persamaan matra longitudinal dengan persamaan gaya dan momen sebagai persamaan gerak <i>six degree of freedom</i>, menghasilkan matriks ruang keadaan berukuran (4×4). Solusi diselesaikan dengan program Matlab.</p> |
| Closing the Certification Gaps in Adaptive Flight Control Software | Jacklin (2008) | <p>Konsentrasi terhadap masalah sertifikasi dari <i>gain scheduled</i> pada sistem kendali yang digunakan pada sistem identifikasi, atau beberapa bentuk pembelajaran secara <i>on line</i> untuk <i>optimal controller gain setting</i>, sistem matriks fungsi</p> | <p>Prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang tidak mempunyai daya propulsi yang cukup untuk fase <i>take off/</i> dan <i>lift off</i> dari permukaan air.</p> <p>Pesawat tempur mutakhir, F-22 Raptor mempunyai, $(T/W) \text{ ratio} \approx 1.08$.</p> |

| | | | |
|--|--|---|--|
| | | <p>transfer dan matriks <i>control derivative</i> pada <i>real time t</i>.</p> <p><i>State of the art</i> dalam bentuk metodologi sertifikasi program dengan data hasil uji terbang pesawat sipil melalui FAA. Pada blok diagram LQG controller yang mempunyai umpan balik lingkaran tertutup sebagai Sistem Identifikasi.</p> <p><i>Current State of the Art</i>: pemodelan yang layak pada program Matlab yang terletak pada input, <i>plant</i>, <i>controller</i> dan gangguan pada pesawat.</p> <p>Proses pengembangan program melalui analisis, disain arsitektur, disain lengkap, pengkodean, unit kerja, integrasi dan verifikasi dari program uji terbang.</p> | <p>Titik pusat gravitasi CG yang terletak pada daerah limitasi dan tidak mengalami kelebihan berat. Penimbangan pesawat untuk mengetahui berat dan posisi titik pusat gravitasi CG. Pengukuran dinamik gaya propulsi T_d (<i>thrust</i>) dari sistem propulsi Pesawat WISE di hanggar dan lapangan. Demikian juga, penempatan posisi <i>step</i> yang benar pada lambung. Sehingga, diperoleh perbandingan (T_s/W) ratio ≈ 0.4.</p> |
|--|--|---|--|

| | | | |
|--|------------------------|--|---|
| | | Apabila, hasil simulasi Matlab mirip dengan data hasil uji terbang, maka program tersebut sudah layak digunakan. | |
| Schemed Power Augmented Flow for Wing in Ground Effect craft in Cruise | Wei dan Zhigang (2010) | Perhitungan PAR (Power Augmented Ram) menggunakan program CFD FLUENT terhadap model mesin pesawat <i>surface effect</i> dengan persamaan kontinuitas dan momentum dari Reynolds Average Navier Stokes (RANS) saat terbang mendatar stasioner. Menghasilkan kurva <i>drag polar</i> , kurva C_L versus C_D dari sayap, distribusi tekanan P pada <i>wing span b</i> . Metodologi perhitungan dengan <i>engine nozzle</i> dan konfigurasi lengkap/penuh pesawat. | Perhitungan daya <i>EHP</i> mesin pesawat WISE L8 menggunakan program CFD, pada kecepatan 80.0 knots, ketinggian terbang $h = 2.5$ m menghasilkan daya <i>EHP</i> = 299.73 HP. Perhitungan <i>drag polar</i> juga telah menghasilkan gaya angkat dan gaya hambat aerodinamika fase terbang mendatar stasioner di ketinggian $h = 2.5$ m. Demikian juga, dengan distribusi tekanan P di sekitar permukaan badan dan sayap wahana terbang serta |

| | | |
|--|--|--|
| | | <p>terjadinya distribusi tekanan P pada permukaan air di bawah wahana terbang setinggi <i>surface effect</i> melalui perhitungan program CFD. Apabila, dilakukan perhitungan untuk beberapa sudut serang α dengan <i>setting</i> pada CFD, maka diperoleh kurva <i>drag polar</i> baru.</p> <p>Perhitungan pergerakan pesawat WISE L8 mulai dari fase <i>high speed water run, hydro planing</i> dan mengudara di udara berdasarkan hukum keseimbangan gaya dan momen di mana terjadi perubahan kecepatan V akibat perubahan gaya propulsi dinamik T_d sesuai dengan perjalanan waktu dan kemudian gaya</p> |
|--|--|--|

| | | | |
|---|---------------------------------|---|--|
| | | | propulsi dinamik dikurangi saat mengudara di udara. |
| Computational Aerodynamics and Flight Stability of Wing In Ground (WIG) Craft | Wang, Teo, Khoo, dan Goh (2013) | Perhitungan daya propulsi Power Augmented Ram (PAR) saat <i>lift off</i> dari permukaan air menggunakan perhitungan eksperimen dan teoretikal terhadap airfoil pada sayap <i>Lippisch</i> NACA 4412, menghasilkan kurva C_L versus h/c dan C_D versus h/c . Kemudian, untuk menghitung stabilitas menggunakan program root locus untuk mengetahui <i>long period mode</i> . Sedangkan, efisiensi aerodinamika sayap adalah dengan menghasilkan visualisasi <i>viscous wing tip streamline</i> dan <i>inviscid wing tip streamline</i> di mana | Perhitungan CFD dari program CFX ANSYS pada konfigurasi penuh pesawat WISE L8. Distribusi tekanan P di permukaan air dan di sekitar sayap dan permukaan air juga diperlihatkan dalam bentuk warna warni sebagai variasi besarnya tekanan udara di tempat tersebut. |

| | | | |
|--|-----------------------------|---|---|
| | | terlihat <i>vortex</i> pada <i>wing tip</i> sayap. | |
| Analysis of Two Configurations for a Commercial WIG craft based on CFD | Yang, Wei dan Yulong (2009) | Geometri dan kondisi aliran udara untuk mengetahui karakteristik aerodinamika di sekitar permukaan sayap, seperti <i>total pressure distribution</i> , P dari wahana terbang dengan sayap <i>rectangular</i> dan sayap <i>Lippisch</i> menggunakan program CFD, sehingga diperoleh kurva <i>drag polar</i> , dari C_L versus h/c dan C_D versus h/c . Sehingga, diperoleh kurva <i>height longitudinal stability</i> versus h/c untuk masing masing wahana terbang. Diperoleh kesimpulan, bahwa konfigurasi sayap <i>Lippisch</i> lebih stabil dari pada konfigurasi sayap <i>rectangular</i> , | Perhitungan program CFD terhadap pesawat WISE L8 menghasilkan bentuk distribusi tekanan P yang lebih banyak dan merata pada sayap <i>Lippisch</i> . Sehingga, lebih stabil statik dibandingkan sayap <i>rectangular</i> . Rancangan sistem kendali terbang adaptif pada pesawat WISE L8 menggunakan root locus dan kontrol Tune PID. Verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda <i>neural networks</i> menggunakan sistem SISO dengan input defleksi <i>elevator</i> δ_e dan |

| | | | |
|---|----------------------------------|--|---|
| | | apabila terbang di <i>surface effect</i> . | respons output adalah sudut <i>pitch θ</i> |
| Longitudinal Static Stability Requirements for Wing in Ground Effect Vehicle | Yang, Yang dan Collu (2015) | Pembahasan matrks ruang keadaan saat <i>hydro planing</i> dengan memasukkan <i>added mass</i> . Sehingga, kestabilan saat <i>surge</i> dan <i>heave</i> dapat diketahui | Perancangan sistem kendali otomatis pada saat <i>hydro planing</i> dengan membuat sudut <i>pitch θ</i> , sehingga pesawat WISE L8 tidak mengalami <i>pitching nose up</i> saat <i>lift off</i> dari permukaan air. |
| Implementation of Flight Control System Based on Kalman and PID Controller for UAV. | Lwin dan Tun (2014) | Penggunaan sistem kontrol PID dan Kalman Filter pada model matematika matra longitudinal dan lateral pesawat nir awak (UAV) terhadap matriks $[A]$, $[B]$. Perbandingan kurva respons waktu t dari estimasi dan hasil uji terbang untuk parameter <i>pitch rate</i> , <i>roll rate</i> dan <i>yaw rate</i> . | Perancangan sistem kendali terbang adaptif di <i>surface effect</i> pesawat WISE L8 dengan matriks $[A]$, $[B]$ menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID di mana simulasi sistem SISO. Dan, penggunaan metoda <i>neural networks</i> sebagai verifikasi. |
| Development of Self Organizing Maps Neural Networks Based Control | Priandana and Kusumoputro (2015) | Membahas sistem adaptif MIMO dengan metoda <i>back propagation</i> pada <i>neural networks</i> | Penggunaan sistem kendali terbang adaptif melalui persamaan sistem SISO matra |

| | | | |
|---|------------------------------------|---|--|
| System for a Boat Model | | sebagai <i>direct inverse control system</i> pada <i>model double propeller boat</i> pada penggunaan sistem umpan balik lingkaran tertutup. | longitudinal dengan matriks berukuran (4 x 4) dengan kecepatan tertentu dari pesawat WISE L8. Berdasarkan analisis respons <i>step</i> program dan root locus sistem lingkaran terbuka, serta sistem kontroler Tune PID lingkaran tertutup terlihat stabil. Dan, kemudian diverifikasi dengan menggunakan program <i>neural networks</i> . |
| Take off Resistance Estimation of Wing In Ground Effect (WIG) Craft | Mobassher, Ahmed dan Maimun (2012) | Persamaan model matematika selama <i>hydro planing</i> menggunakan metoda Savitsky, di mana <i>RC model WIG</i> diasumsikan seperti <i>planing hull</i> yaitu adanya perubahan sudut <i>trim $\tau(t)$</i> dan permukaan basah pada masing masing kecepatan V . Persamaan | Pada Bab 4 tentang kriteria terbang dan persyaratan <i>take off</i> dengan analisis perilaku pesawat dibahas dengan cara yang sama, tetapi menggunakan sayap konfigurasi <i>Lippisch</i> dengan berat sesuai $D R \& O$ dari prototipe pesawat WISE L8, $W = 32.000 \text{ N}$ yang |

| | | | |
|--|--|---|---|
| | | <p>keseimbangan gaya dan momen dianalisis selama <i>hydro planing</i> saja.</p> <p>Perhitungan koefisien aerodinamika menggunakan program Matlab.</p> <p>Perhitungan gaya propulsi dinamik T_d versus kecepatan V menggunakan <i>Wireless Dashboard Telemetry system</i>.</p> | <p>dihitung menggunakan CFD dan program Matlab.</p> <p>Pada bagian perhitungan gaya-gaya hidrodinamika dan aerodinamika, dicari penyesuaian kondisi terbang seperti kecepatan V, ketinggian terbang h dan daya propulsi EHP yang digunakan saat <i>hydro planing</i> dan <i>lift off</i>.</p> <p>Perhitungan program Matlab dapat menyelesaikan perubahan gaya propulsi dinamik T_d sehingga saat <i>lift off</i> ke fase terbang mendatar terjadi perubahan gaya propulsi dinamik T_d yang cukup besar dari nilai maksimum untuk fase <i>hydro planing</i> menuju nilai</p> |
|--|--|---|---|

| | | | |
|---|--|--|--|
| | | | optimum ke fase terbang mendarat stasioner. |
| A Study on Estimation of Propulsive Power for Wing In Ground Effect (WIG) Craft to Take off | Priyanto, Maimun, Noverdo, Saeed, Faizal dan Waqiyuddin (2012) | Perhitungan <i>Hull Water Drag</i> menggunakan metoda Savitsky, sedangkan <i>Wing Aerodynamic Drag</i> dihitung dengan menggunakan metoda <i>Vortex Lattice Method. Propulsive estimation power</i> dengan menggunakan <i>MAXX Ducted Brushless motor</i> pada <i>RC model</i> . | Perhitungan pada saat <i>hydro planing</i> menggunakan program CFD menghasilkan distribusi tekanan <i>P</i> di sekitar sayap dan permukaan air. Perhitungan koefisien aerodinamika saat terbang di <i>surface effect</i> diperoleh dari hasil penelitian instansi lain menggunakan program DATCOM. |
| Longitudinal Dynamics Of Wing In Ground Effect Craft In Waves | Adhynugraha (2017) | Pengembangan persamaan gerak matra longitudinal wahana terbang konfigurasi hybrid AAMV dengan adanya factor gelombang. Pergerakan <i>heave</i> pada wahana terbang WIGE mempengaruhi | Pemodelan matematika persamaan gerak pesawat WISE matra longitudinal saat mengudara menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4). Kondisi terbang mendarat adalah stasioner, di |

| | | | |
|---|---|---|---|
| | | kestabilan matra longitudinal. | mana perubahan gerak atau lintasan terbang hanya dipengaruhi oleh perubahan kecil atau turbulensi saja. |
| Neural Network Control System of UAV Altitude Dynamics and Its Comparison with the PID Control System | Jemie Muliadi dan Benyamin Kusumoputro (2018) | Pengembangan metoda PID Controller pada dinamika ketinggian h dibandingkan dengan hasil DIC-ANN (<i>Direct Inverse Control Artificial Neural Networks</i>) pada Quadrotor UAV. | Penggunaan metoda root locus, kontroler Tune PID. Metoda <i>neural networks</i> sebagai alat verifikasi kontrol adaptif pada wahana terbang <i>surface effect</i> . |
| Fuzzy Logic Controller Based Pitch Control Of Aircraft Tuned With Bees Algorithm | Zaeri, Ghanbarzadeh dan Attaran | Rancangan optimum dari kontroler PID menggunakan algoritma Fuzzy Logic Controller (FLC). Pergerakan respons output sudut <i>pitch</i> θ dan input wahana terbang dikontrol oleh FLC menggunakan algoritma Bees Algorithm (BA). | Rancangan sistem kendali terbang adaptif sistem SISO pada kontroler Tune PID lingkaran tertutup untuk input step pada defleksi <i>elevator</i> δ_e dan respons output sudut <i>pitch</i> θ diverifikasi dengan program <i>neural networks</i> . |

BAB 3

METODA PENELITIAN

Pada bab ini dijelaskan prosedur dan langkah langkah penelitian yang dilakukan untuk mencapai tujuan studi. Didukung dengan Dasar Teori dan Praktek pada Bab 2 maka dapat digambarkan pada beberapa diagram alir yang dilakukan pada disertasi ini.

3.1 ANALISIS HIDRODINAMIKA DAN AERODINAMIKA

Kerangka kerja penelitian ini dalam bentuk analisis perilaku pesawat WISE L8 tipe B jenis *Lippisch* bidang aerodinamika dan hidrodinamika saat *take off* dan terbang mendarat stasioner di *surface effect*. Pada bagian awal, mengamati perilaku pesawat melalui hasil uji terbang pesawat *RC model* WISE L8 saat *hydro planing* dan mengudara di ketinggian *surface effect*. Pada bagian ini juga dibahas uji terbang prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang fase *hydro planing* yang gagal melakukan *take off* karena kelebihan berat dan tidak tepatnya posisi titik pusat gravitasi CG.

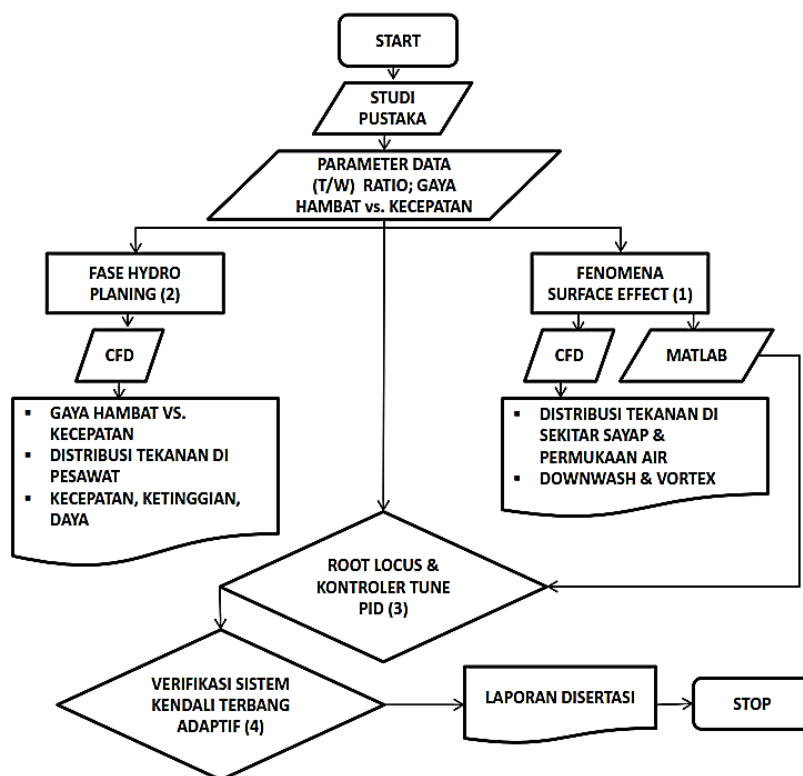
Komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA dari pesawat WISE L8 dan perancangan sistem kendali terbang adaptif pesawat WISE L8 melalui komputasional program Matlab. Analisis stabilitas matra longitudinal pada kontrol adaptif menggunakan metoda root locus, kontroler Tune PID pada program simulasi sistem SISO lingkaran terbuka dan tertutup. Penggunaan metoda *neural networks* sebagai verifikasi.

Parameter awal yang menjadi ciri khas dalam menentukan perilaku pesawat, adalah perbandingan (T_s/W) *ratio* menghasilkan kecepatan dan daya propulsi *EHP* dengan bentuk lambung yang menghasilkan gaya hambat, D_{hidro} hidrodinamika yang cukup kecil. Pada fase *hydro planing*, terlihat keberhasilan uji terbang pesawat *RC model* WISE L8 yang terbang mendarat stasioner pada ketinggian sekitar 30.0 cm di atas permukaan air sebagai ketinggian *surface effect*.

Pada disertasi ini, fenomena *surface effect* seperti distribusi tekanan P , perilaku pesawat berhasil diperlihatkan oleh hasil komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA. Pergerakan pesawat WISE L8 mulai dari fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara dihitung dengan menggunakan komputasional dinamika fluida CFD dan program Matlab sebagai bentuk pengembangan metoda Savitsky. Analisis kestabilan pesawat WISE L8 dihitung dengan menggunakan metoda root locus, kontroler Tune PID dan metoda *neural networks* di Matlab sesuai dengan kestabilan statik

dari kriteria Irodov dan Staufenbiel. Kajian perilaku dan verifikasi sistem kendali terbang adaptif ini dibahas berdasarkan konsep kontrol otomatis teknik *Pitch Attitude Hold*.

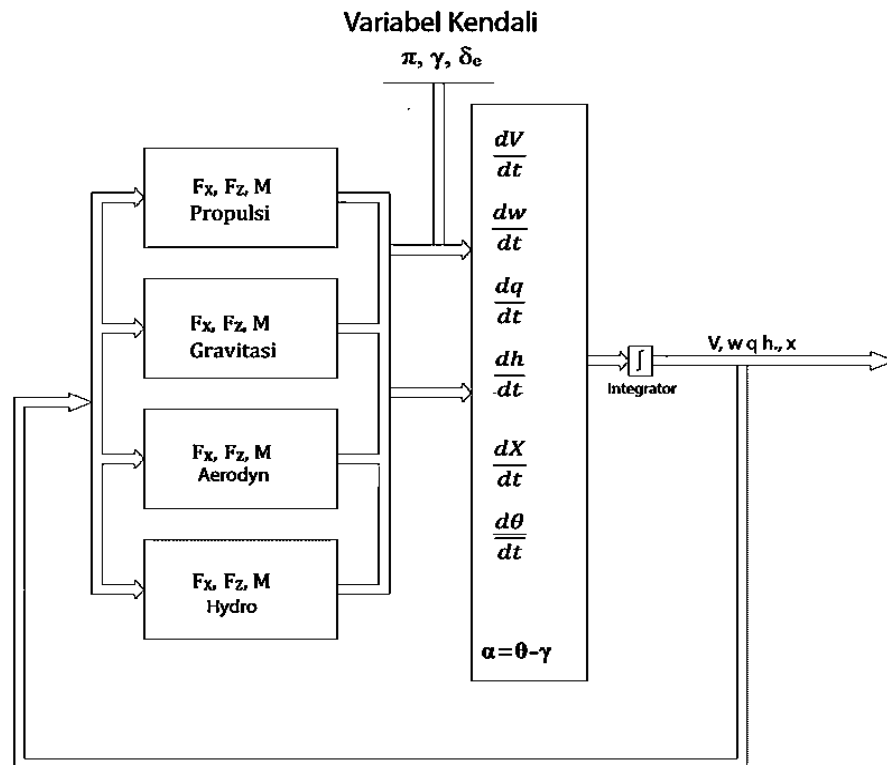
Kajian pustaka seperti hasil uji terbang dan komputasional DATCOM terhadap model 2-D dari program riset DIPA, diperlukan sebagai masukan dalam penentuan kecepatan V dan ketinggian terbang, h dengan daya propulsi EHP pada fenomena efek permukaan. Sehingga, diharapkan aplikasi pesawat WISE L8 melalui kajian komputasional dinamika fluida, CFD dan program Matlab.



Gambar 3.1 Diagram alir dan metodologi yang digunakan pada disertasi.

Diagram alir piranti lunak menggunakan metoda Matlab untuk mengetahui pertumbuhan gaya gaya fase *take off* untuk melihat bahwa pesawat WISE L8 yang terbang dengan perilaku dan karakteristik aerodinamika dan hidrodinamika saat *hydro planing* dan *surface effect*, seperti terlihat pada diagram alir pada Gambar 3.2. Terlihat pengaruh besarnya perubahan gaya propulsi dinamik T_d atau perubahan defleksi *elevator* δ_e terhadap perubahan sudut *pitch* θ , gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} , gaya angkat total hidrodinamika L_{total} , serta gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} yang menghasilkan perubahan ketinggian h , dan sudut *pitch* θ . Hal ini merupakan perilaku pesawat WISE L8 di mana belum ada campur tangan Pilot dan kontrol adaptif. Definisi:

sudut *trim* $\tau(t)$ identik dengan sudut *pitch* θ dari badan pesawat tetapi berbeda dengan sudut *pitch propeller* θ_p .



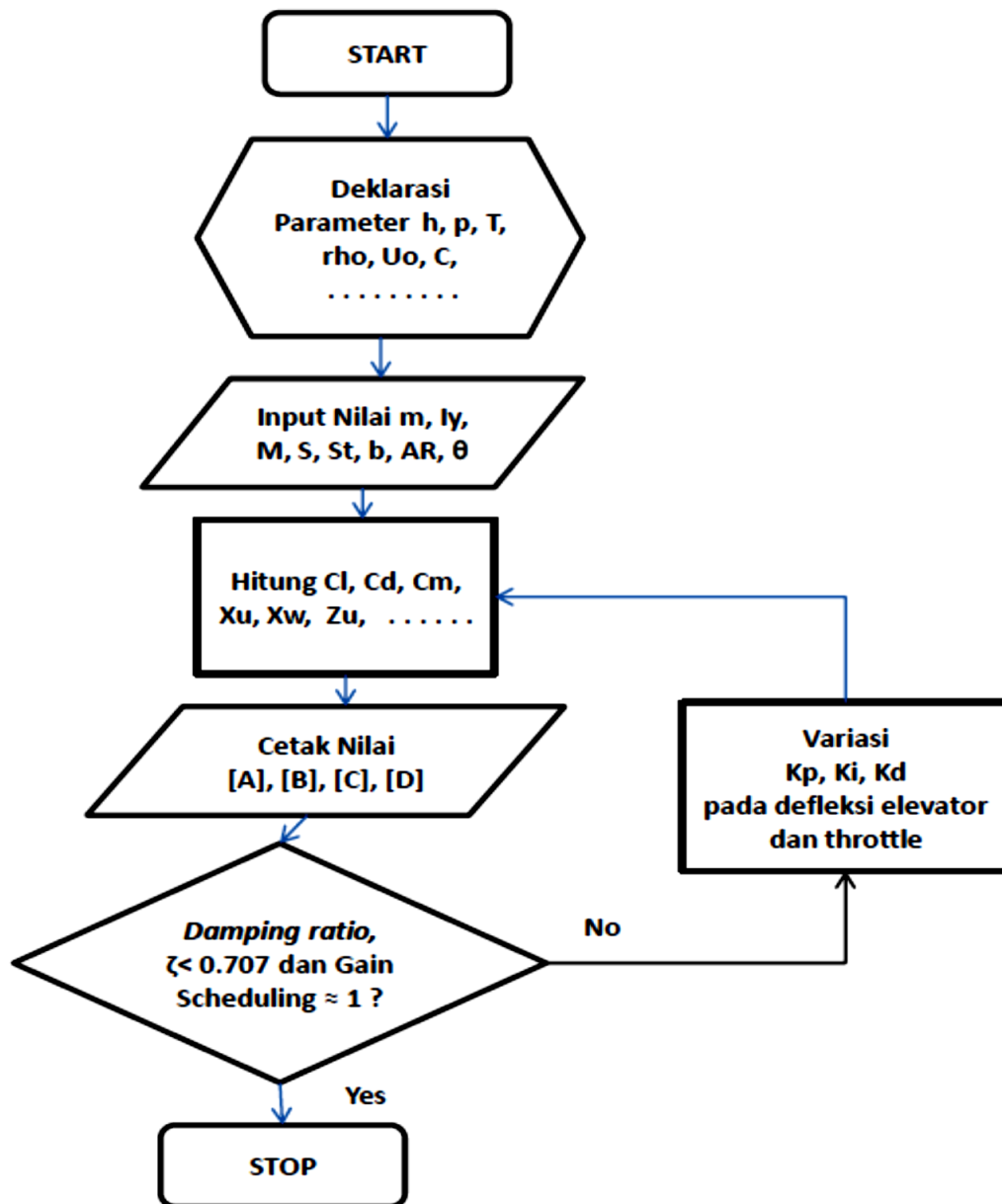
Gambar 3.2 Diagram alir pertumbuhan gaya-gaya saat *high speed water run, hydro planing* dan mengudara pada pesawat WISE L8 (Jenie dan Wiriadidjaja, 2006).

3.2 KONTROL ADAPTIF

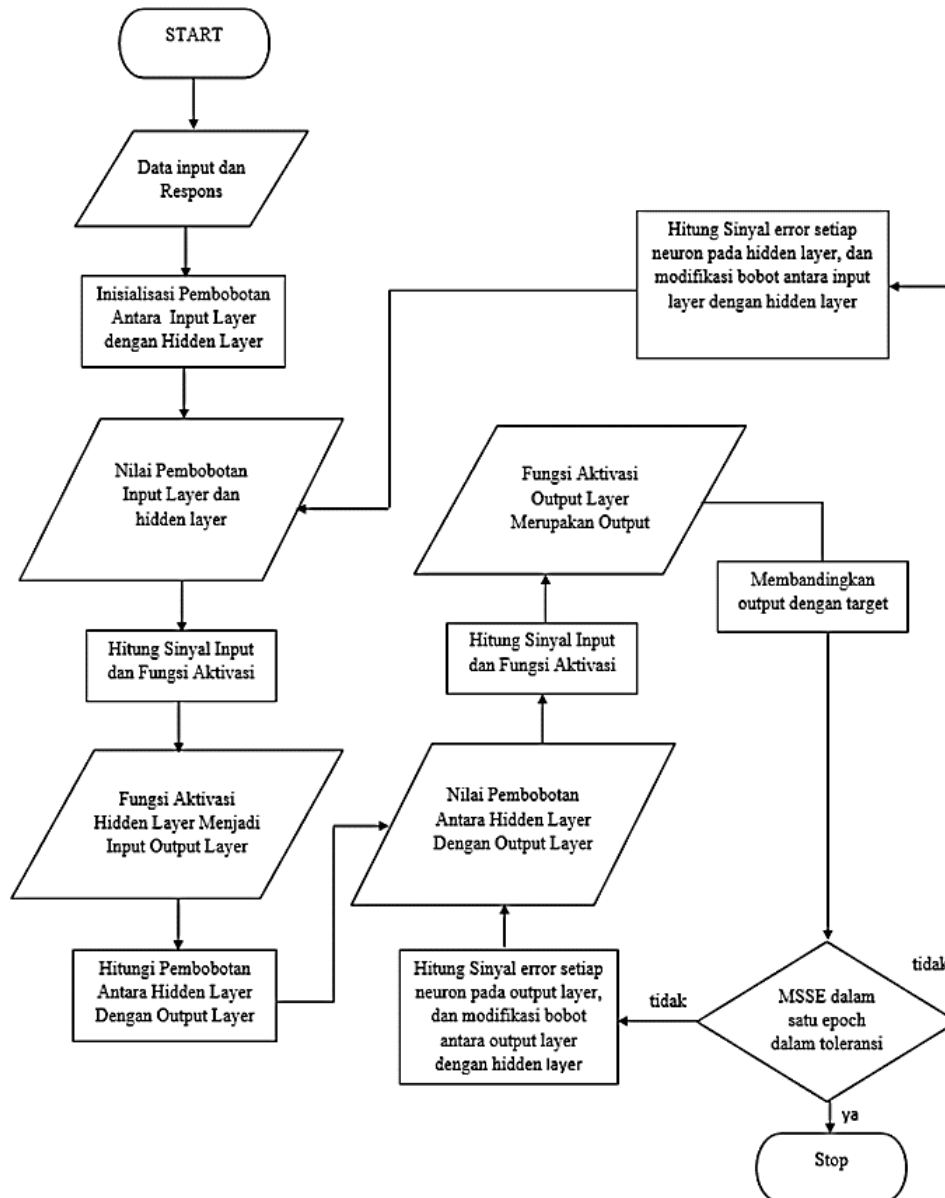
Analisis kestabilan sistem kendali terbang adaptif terhadap matriks ruang keadaan (4 x 4) pada matra longitudinal menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID dengan teknik *gain scheduling* pada program simulasi di Matlab, seperti Gambar 3.3. Pada bagian ini, penekanan sistem kendali terbang diarahkan untuk mempengaruhi sudut *pitch* θ sebagai kontrol otomatis dengan teknik *Pitch Attitude Hold*.

Pada verifikasi kontrol adaptif menggunakan metoda *neural networks* dengan urutan kerja seperti diagram pada Gambar 3.4. Diagram alir pembuatan piranti lunak menggunakan metoda *neural networks* sistem SISO dengan persamaan linier diperlihatkan pada Gambar 3.4. Pengambilan data respons output dan input *ramp* dan *step* sistem SISO yang diberikan merupakan metoda yang sudah baku sesuai dengan literatur, lihat Priandana *et al.*, (2015). Analisis sistem SISO pada metoda *neural networks* memberikan verifikasi

terhadap model sistem kendali terbang adaptif secara keseluruhan dengan teknik *Pitch Attitude Hold*.



Gambar 3.3 Diagram alir pembuatan piranti lunak sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID pada program Matlab.



Gambar 3.4 Diagram alir pembuatan piranti lunak menggunakan metoda *neural networks*

Pada bagian Kesimpulan dan Saran, diperlukan analisis perbaikan daya propulsi *EHP* dari *D R & O* untuk keperluan fase *take off*. Diagram alir metodologi penelitian untuk melihat perilaku dan kestabilan dinamik pesawat WISE L8, terlihat pada Gambar 3.1. Pada bagian awal dilakukan studi pustaka terhadap literatur dari dalam dan luar negeri. Pada bagian selanjutnya, diperkenalkan sistem kontrol menggunakan metoda root locus tanpa umpan balik dan kontroler Tune PID menggunakan teknik *gain scheduling* dengan umpan balik. Pada bagian akhir, diperkenalkan teknik kontrol otomatis secara adaptif dengan menggunakan metoda *neural networks*.

3.3 VERIFIKASI DATA

Pokok bahasan dalam disertasi ini, adalah analisis program CFD dan Matlab terhadap pesawat WISE L8, seperti:

- Perhitungan daya propulsi EHP untuk fase terbang mendarat stasioner, diperoleh melalui penggunaan gaya hambat D_{hidro} hidrodinamika hasil komputasional CFD. Perhitungan daya propulsi EHP fase *take off* sehingga *lift off* dari permukaan air menggunakan persamaan:
 - (i). $D_{hidro} = C_D 0.5. \rho. V^2. WSA$ pada program CFD
 - (ii). $EHP = V. f(D, L)$ pada program CFD
 - (iii). $T = SHP. \eta_p / V$ pada program Matlab
- Perhitungan komputasional CFD pada model 3-D program CATIA dari struktur aerodinamika dan hidrodinamika mempunyai kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total hidrodinamika L_{total} versus kecepatan Froude number Fr . Sarat T dan kecepatan V pada masing masing *displacement* fase *high speed water run* dan *hydro planing* dengan bantuan program Maxsurf untuk masing masing *wetted surface area*. Pada fase *hydro planing* di permukaan air sampai mengudara, maka dilakukan perhitungan pertumbuhan gaya-gaya hidrodinamika, aerodinamika dan propulsi dengan program CFD dan Matlab. Pada beberapa bagian, terdapat beberapa perbedaan dari hasil perhitungan kedua program ini.
- Pengembangan metoda Savitsky dengan perubahan sudut *trim* $\tau(t)$ dengan menggunakan program komputasional dinamika fluid, CFD. Program Matlab digunakan pada fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara dengan memperhatikan *mass inertia* untuk mengetahui besarnya daya propulsi EHP .
- Perhitungan stabilitas dinamik persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID dengan input *step* pada defleksi *elevator* δ_e dan respons output adalah kecepatan u , kecepatan w , *pitch rate* q dan sudut *pitch* θ pada program simulasi di Matlab. Pada analisis kontrol adaptif digunakan teknik *gain scheduling* di program Matlab. Teknik ini dikenal sebagai *Pitch Attitude Hold*, lihat Muhammad (2003).
- Verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks* dengan teknik *back propagation* dengan sistem SISO linier pada program Matlab berdasarkan data analisis sebelumnya menggunakan parameter perilaku pesawat

WISE L8, yaitu sudut *pitch* θ atau *pitch rate* q sebagai respons output dan defleksi *elevator* δ_e sebagai input *step*.

halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 4

PEMODELAN DAN ANALISIS PERILAKU PESAWAT WISE L8

Pada awal Bab 4 ini dibahas tentang model turbulensi $k-\varepsilon$ (k - ε) dan analisis perilaku pesawat WISE L8 konfigurasi *Lippisch* menggunakan komputasional dinamika fluida CFD pada model 3-D program CATIA untuk menghitung distribusi tekanan P di sekitar permukaan sayap utama dan badan wahana terbang serta tekanan di permukaan air. Perhitungan bentuk aliran udara *downwash* dan *vortex* saat pesawat WISE L8 yang terbang di *surface effect* dengan kecepatan V dan ketinggian terbang, h tertentu diperlihatkan dalam bentuk visualisasi pergerakan aliran udara di sekitar permukaan badan dan sayap pesawat WISE L8 tersebut.

Pada bagian tengah Bab 4 ini, dilakukan analisis menggunakan metoda Savitsky pada program CFD di mana sudut *trim* τ adalah nol dan membentuk sudut *trim* yang bervariasi setiap saat sesuai Iskendar (2011). Gaya gaya hidrodinamika yang dihasilkan memiliki perbedaan, dan hal ini disebabkan adanya perbedaan permukaan basah dan sarat air.

Pada bagian akhir Bab 4, perhitungan pergerakan pesawat WISE L8 berazaskan keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen mulai dari *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara menggunakan CFD dan program Matlab. Sehingga, diketahui daya propulsi *EHP* yang diperlukan dengan jarak X dan kecepatan V sebagai fungsi dari waktu t . Data dimensi dari pesawat WISE L8 ditampilkan pada Tabel 4.1 dan pandangan atas, samping dan depan seperti Gambar 4.1. Hal ini untuk mengetahui kriteria terbang dan persyaratan *take off*.

Tabel 4.1 Data Pesawat WISE L8.

| Dimensi | Harga | Unit |
|-----------------------|-------------|-------|
| Panjang | 15.665 | m |
| Lebar | 15.155 | m |
| Tinggi | 3.797 | m |
| Di atas Permukaan Air | 2.5 dan 3.0 | m |
| Kecepatan | 80.0 | knots |
| Aero Lift (2.5 m) | 33,523.7 | N |
| Aero Lift (3.0 m) | 32,984.4 | N |

Simulasi *free-surface modelling* (pada media air dan udara) digunakan untuk menghitung besar hambatan total pada lambung. Dinding (*wall*) untuk domain fluida pada kondisi *free slip* yaitu *shear stress* pada dinding bernilai nol dan kecepatan di dekat dinding tidak mengalami perlambatan akibat efek gesekan dinding. Pada simulasi ini, model dibuat dengan kondisi *no slip*, di mana terjadi gesekan di permukaan model. Perhitungan gaya hambat viskos lambung pesawat WISE L8 ketika dibenamkan pada media air, sehingga mencapai sarat T dengan asumsi kondisi batas atas adalah *solid wall* dan *free slip*.

Pada komputasi berikutnya, untuk mengetahui jarak *take off* di permukaan air mulai dari fase *high speed water run*, *hydro planing* dan *lift off*, maka pergerakan wahana terbang diambil pada beberapa sarat air. Gaya hidrodinamika pada masing masing sarat air dihitung dan lengan momen disesuaikan dengan pergerakan tersebut sehingga titik *center of buoyancy* CB bergerak ke bawah sesuai dengan perubahan luas permukaan basah sampai hilang di ujung bawah pesawat WISE L8 dan kemudian terjadi kondisi *lift off*.

Hambatan gelombang dihitung dari selisih nilai hambatan total dan hambatan viskos, di mana kajian nilai faktor interferensi hambatan viskos terdiri dari faktor perubahan tekanan disekitar lambung (ϕ) dan faktor perubahan kecepatan aliran (σ) di sekitar lambung pesawat WISE L8. Tutorial program untuk pemodelan secara metoda komputasional dinamika fluida, CFD dari Bab 4 ini berdasarkan sub Bab 2.3 seperti tertera pada Lampiran 2 dan Lampiran 3.

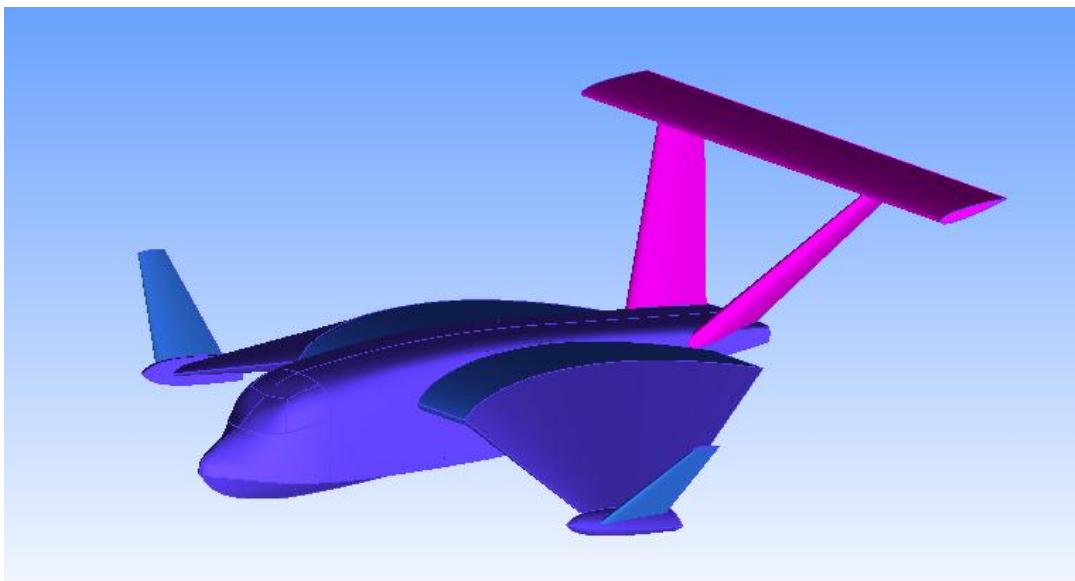
Program komputasional dinamika fluida terdiri dari 4 elemen utama :

1. *ICEM* merupakan desain geometri *meshing*
2. *CFX-pre*, kondisi batas dan parameter khusus
3. *Solver*, adalah proses iterasi
4. *CFX-post*, adalah proses analisis

ICEM merupakan penggambaran geometri model, yaitu kumpulan *point* yang membentuk *curve* dan membentuk *surface*, kemudian proses *meshing*, *CFX pre processor* (*CFX build*): awal pemograman terdiri dari input (masalah aliran fluida) untuk CFD melalui *interface*. Input meliputi geometri benda, membentuk *grid generation*, penentuan sifat-sifat fluida seperti densitas, viskositas, temperatur fluida. Kemudian analisis masalah aliran fluida, kecepatan, tekanan didefinisikan sebagai suatu daerah yang berupa simpul-simpul setiap *cell*. Jumlah *cell* dalam *grid* (*mesh*) menentukan akurasi penyelesaian komputasional dinamika fluida, CFD.

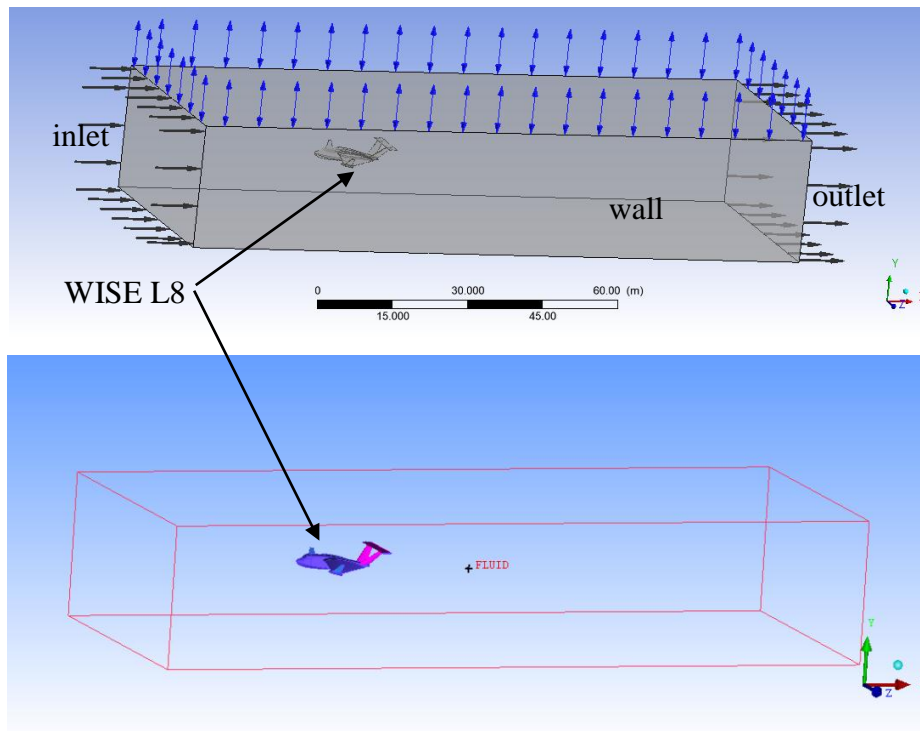
4.1.1 *Pre-Processor*

Pada tahap pertama, langkah yang dilakukan adalah pembuatan geometri. Dalam proses pembuatan geometri dilakukan dengan menggunakan ANSYS ICEM CFD. Model 3-D yang dibuat pada program CATIA diekspor dalam bentuk ekstensi *iges* (.iges). Cara ini memudahkan dalam pembuatan geometri. Model awal dari pesawat WISE L8 telah terbentuk dari model dasar yang didefinisikan sebagai permukaan/*surface* pada pesawat WISE L8. Pada tahap ini, pembuatan *surface* untuk semua bagian pesawat WISE L8 yang telah tertutup berupa *surface*. Perhatikan *surface model* dari pesawat WISE L8 pada Gambar 4.2.



Gambar 4.2 *Surface model* pesawat WISE L8.

Proses selanjutnya, adalah pembuatan domain fluida berbentuk kotak dengan dimensi (128 m x 25 m x 48 m). Pada setiap bagian dari domain fluida didefinisikan kondisi *boundary* seperti *inlet*, *outlet*, *wall* dan model pesawat WISE L8. Sedangkan, pada program CFD lain mempunyai definisi masing masing dalam penyelesaian perhitungan komputasional dinamika fluida. Perhatikan domain fluida pada Gambar 4.3.



Gambar 4.3 Fluida di dalam domain fluida.

4.1.2 Meshing

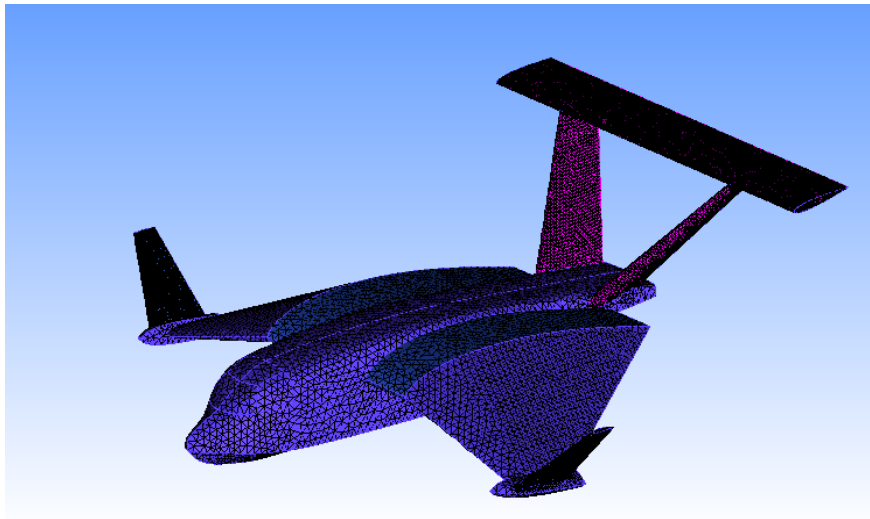
Pada bagian awal, dilakukan *meshing* pada model pesawat WISE L8 dan fluida terlebih dahulu, kemudian tentukan ukuran elemen yang digunakan. Tapi, perlu diingat bahwa semakin kecil elemen yang dibuat, maka jumlah elemen yang terbentuk semakin banyak, sehingga waktu *running* akan semakin lama dan menghasilkan kapasitas *file* yang besar. Untuk model pesawat WISE L8 yang dibuat pada program ini, dilakukan *meshing* dengan model *meshing tetrahedral*. Ukuran *meshing* diperlihatkan pada Tabel 4.2, dan hasil seperti terlihat pada Gambar 4.4 dan Gambar 4.5.

Tabel 4.2 Meshing Pesawat WISE L8.

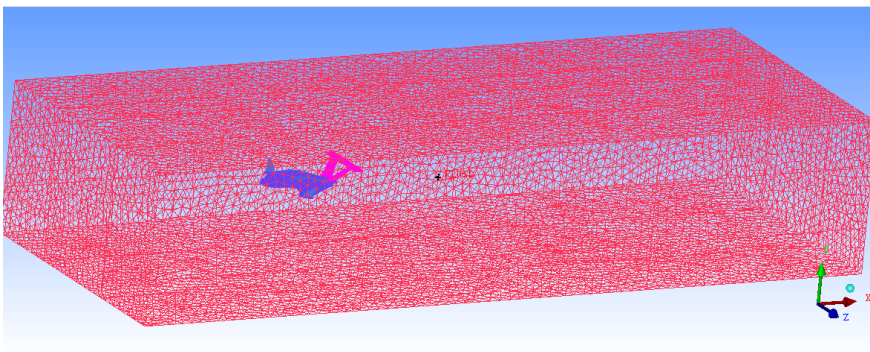
| No | Model | Max. size Tetrahedral | | | | | | Jumlah meshing |
|----|-------|-----------------------|-----|------|-------|--------|------|----------------|
| | | Bottom | Top | WISE | Inlet | Outlet | Wall | |
| 1 | WISE | 10 | 10 | 0.1 | 10 | 10 | 10 | 1,690,862 |

Solver (penyelesaian perhitungan): metode numerik *solver* terdiri dari perkiraan variabel yang tidak diketahui menggunakan fungsi sederhana, diskretisasi dengan substitusi perkiraan tersebut dengan persamaan aliran. *Post processor* yang ditampilkan pada hasil perhitungan tahap sebelumnya, hasil perhitungan data numerik dan data visual aliran fluida

pada model. Pada proses verifikasi, terdapat beberapa parameter penting yang perlu dipertimbangkan, yaitu *grid (mesh)*, *convergence* dan hasil eksperimen.



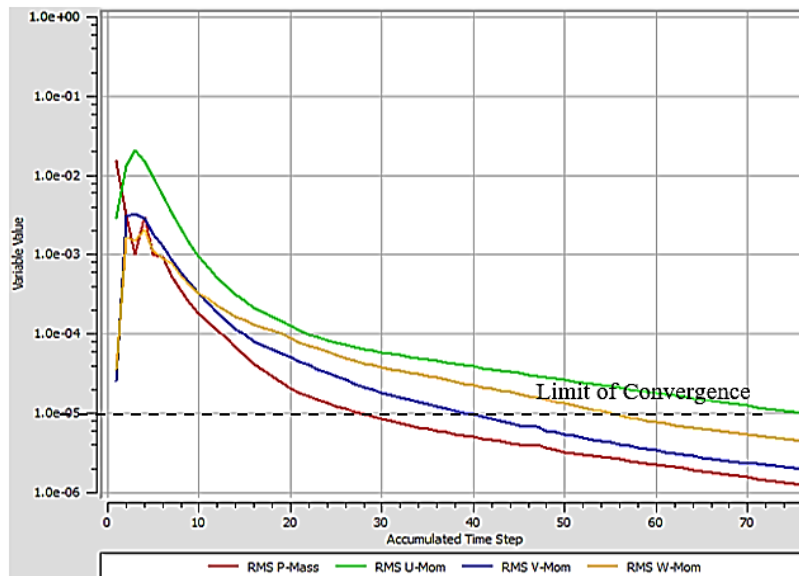
Gambar 4.4 Proses *meshing* pesawat WISE L8.



Gambar 4.5 *Meshing* pesawat WISE L8 dan *wall*.

4.1.2.1 *Convergence*

Proses iterasi perhitungan akan selalu dikontrol oleh persamaan pengendali. Jika hasil perhitungan belum sesuai dengan tingkat kesalahan yang ditentukan, maka proses komputasional terus berjalan. Tahap ini, proses iterasi perhitungan akan selalu dikontrol dengan persamaan pengendali. Jika hasil perhitungan belum sesuai dengan tingkat kesalahan yang ditentukan, maka komputasi akan terus berjalan. Berikut beberapa grafik RMS yang menunjukkan konvergensi proses iterasi, sebagaimana diperlihatkan pada Gambar 4.6.

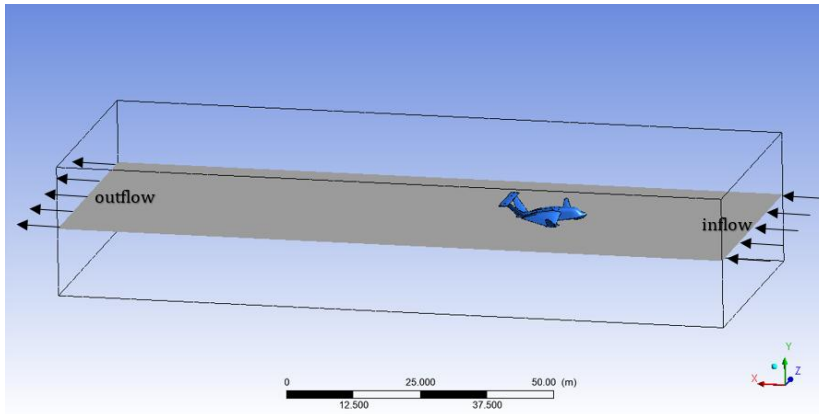


Gambar 4.6. Konvergensi proses iterasi pada CFD.

Kriteria *root-mean square* (RMS) yang digunakan untuk mengecek konvergensi simulasi free surface adalah dengan *residual target value* (*variable value*) mencapai 10^{-5} . Target kriteria (*variable value*) ini banyak diaplikasikan pada komputasi *engineering*, sebagaimana yang direkomendasikan dalam ANSYS ICEM manual (2007) dan Dunham, J (1998).

4.1.2.2 Grid Independence

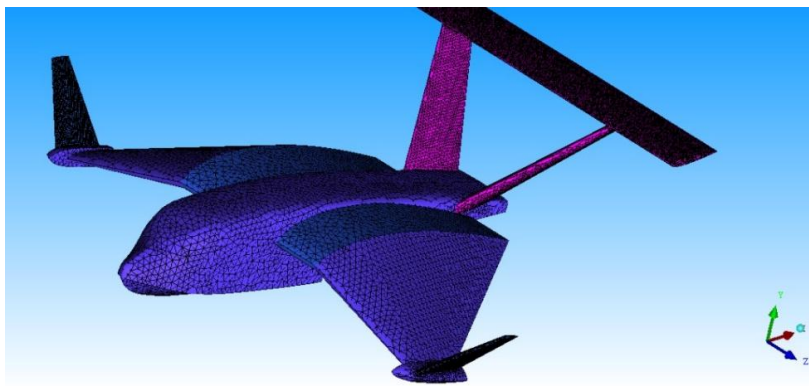
Besarnya jumlah *cell* atau *grid* yang digunakan dalam perhitungan akan menentukan keakurasian hasil yang diperoleh karena jumlah *cell* mempengaruhi perubahan bentuk geometri pada saat pemrosesan hasil. Pada Gambar 4.7 dan Gambar 4.8 diperlihatkan pengaturan arah fluida dan *initial computational domain* sebagai batas *boudary* di bagian depan lambung berjarak hingga 2 panjang model lambung, di bagian belakang lambung berjarak 5 kali panjang lambung. Kemudian, ke samping berjarak 1.5 kali panjang model, dan jarak di atas 1 kali panjang model serta di bawah 1.5 kali panjang model lambung. Jarak tersebut sudah cukup memadai untuk menghindari *blockage effect*, lihat Utama, I.K.A.P. dan Hantoro, R. (2010). Komputasi untuk *mesh* digunakan (*multiphase flow calculations*) terdiri dari 1,690,862 *mesh elements* pada pesawat WISE L8 seperti yang disajikan pada Gambar 4.9.



Gambar 4.7 Pengaturan arah fluida.

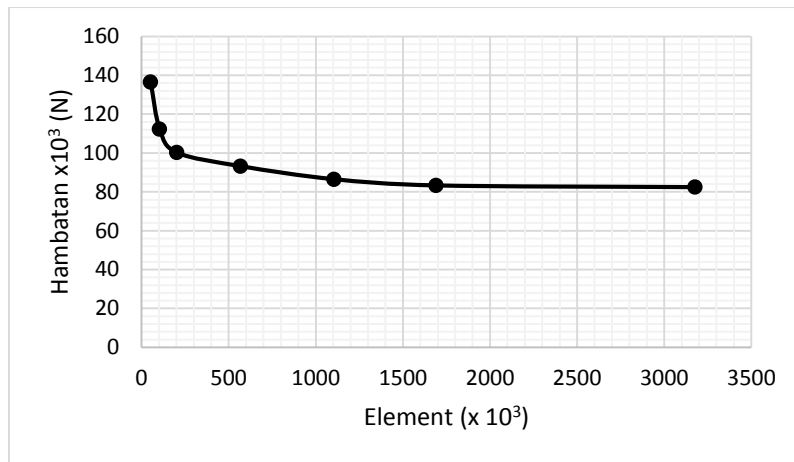


Gambar 4.8 *Initial computational domain* pada CFD.



Gambar 4.9 *Meshing* lambung pada CFD.

Kualitas atau jumlah *mesh grid* merupakan hal mendasar untuk *convergency* dan keakurasian simulasi/komputasi CFD. Kualitas dan nilai *grid* didiskusikan secara rinci oleh Thompson *et al.*, (1999) dan Deng *et al.*, (2010). Jumlah elemen *mesh*, 1,582,580 untuk lambung pesawat WISE L8 dinilai cukup optimal dan akurat, di mana jumlah elemen yang digunakan pada komputasi menunjukkan bahwa kondisi *grid independence* sebagaimana diperlihatkan pada Gambar 4.10 dan Tabel 4.3. Nilai hambatan (*resistance*) untuk jumlah elemen *mesh (grid)* 1,690,862 dan 3,176,330 adalah konstan dan sama. Sehingga, diharapkan jumlah *mesh* sebesar 1,690,862 yang dipilih dalam komputasi CFD akan memenuhi tingkat keakurasian yang cukup baik.



Gambar 4.10 *Grid independence* pada CFD.

Tabel 4.3 *Grid Independence* Pada Program CFD

| | | | | | | | |
|-------------------------------|--------|--------|--------|-------|-------|-------|-------|
| Jumlah <i>Mesh</i> (10^3) | 51 | 103 | 202 | 568 | 1,103 | 1,690 | 3,176 |
| Hambatan (kN) | 136.59 | 112.35 | 100.23 | 93.23 | 86.53 | 83.33 | 82.44 |
| Selisih (%) | | 21.57 | 12.09 | 7.74 | 7.52 | 3.85 | 1.08 |

Untuk komputasional dan simulasi, digunakan model turbulensi $k-\varepsilon$ (*k-epsilon*), lihat Menter (1993, 1994). Model turbulensi $k-\varepsilon$ telah diverifikasi dalam sejumlah studi/riset Bardina *et al.*, (1997), Swennberg (2000) sebagai model yang paling akurat untuk berbagai aplikasi aliran udara dan air. Model turbulensi $k-\varepsilon$ berbasis aliran massal. Besar dan jumlah *cell* atau *grid* yang digunakan dalam perhitungan akan menentukan keakurasian hasil yang diperoleh, karena jumlah *cell* mempengaruhi perubahan bentuk geometri pada saat pemrosesan hasil. Jumlah tersebut sudah cukup memadai untuk menghindari *blockage effect* yang tidak dikehendaki, lihat Utama (2010). Kualitas atau jumlah *mesh grid* merupakan hal mendasar untuk *convergency* dan keakurasian simulasi/ komputasional dinamika fluida CFD. Jumlah elemen *mesh* yang dipilih dalam komputasi CFD telah memenuhi memenuhi tingkat keakurasian yang cukup baik.

Perlu diketahui bahwa komputasi dan simulasi menggunakan model turbulensi $k-\varepsilon$ (*k-epsilon*), karena program *setting* menggunakan kecepatan tinggi. Pada proses pemodelan pesawat WISE L8, maka analisis CFD menggunakan bantuan program ICEM CFD, di mana CFX yang merupakan produk dari ANSYS. ICEM CFD digunakan pada tahap pembuatan geometri sampai tahap *meshing*, baik pada model pesawat WISE ataupun fluida, sedangkan pekerjaan tahap selanjutnya menggunakan CFX.

Analisis CFD pada pemodelan pesawat WISE L8 adalah pemodelan melalui aliran udara terhadap permukaan dan perhitungan besaran gaya hambat pada sayap, lambung dari wahana terbang. Visualisasi aliran fluida pada permukaan air juga ditampilkan. Program CFD terdiri dari 3 tahap, yaitu: *pre-processor*, *flow solver (solution)* dan *post-processor*. Berikut ini diuraikan hal hal yang mendasar tentang teknik pemograman CFD terhadap pesawat WISE L8 yang cukup kompleks penanganannya.

4.1.3 Post Processor

Untuk proses validasi, maka data visual yang diambil pada *post* adalah visualisasi distribusi tekanan P di sekitar sayap dan permukaan air yang diambil dari *function calculator*. Dalam tahap ini, diperoleh nilai distribusi tekanan P yang menjadi input proses selanjutnya. Demikian juga dalam penentuan kecepatan aliran udara di sekitar sayap dan badan wahana terbang, seperti penggambaran *velocity streamline*. Pada tahapan ini dilakukan interpretasi dari data hasil simulasi dari berbagai proses yang telah dilakukan, seperti pembuatan grafik X-Y, kontur atau permukaan, vektor kecepatan dan lain lainnya.

4.2 KOMPUTASIONAL DINAMIKA FLUIDA PESAWAT WISE L8

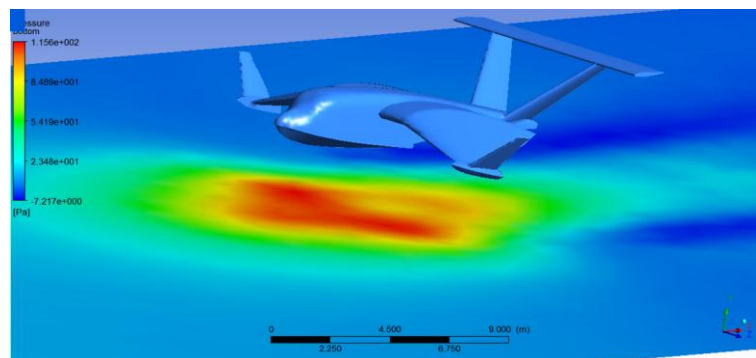
Reliabilitas hasil dari simulasi CFD tidak pernah dapat mencapai 100% dikarenakan data input yang digunakan memiliki potensi perkiraan atau kurang presisi. Selain itu terdapat kemungkinan model matematik yang mungkin tidak sesuai serta akurasi yang terbatas tergantung kemampuan kecepatan komputer yang digunakan. Untuk beberapa kasus. Telah terbukti bahwa simulasi CFD memiliki reliabilitas yang tinggi, lihat Utama (2010), Ahmed dan Soares (2012) untuk:

- Aliran laminar dengan kecepatan yang rendah
- Aliran-aliran *single-phase*

Pada sub Bab 4.2 dan sub Bab 4.3 digunakan perhitungan program CFD dan Matlab untuk model pesawat WISE L8 fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara. Gaya-gaya hidrodinamika, aerodinamika dan propulsi dibandingkan dengan hasil program Matlab. Perbedaan yang terjadi pada gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} di mana dengan metoda dinamika komputasional fluida CFD diperoleh hasil yang lebih besar dari pada hasil program Matlab. Kemampuan program CFD diharapkan mendekati nilai sesungguhnya pada prototipe.

4.2.1 Ketinggian Terbang $h = 2.5$ m Di Atas Permukaan Air

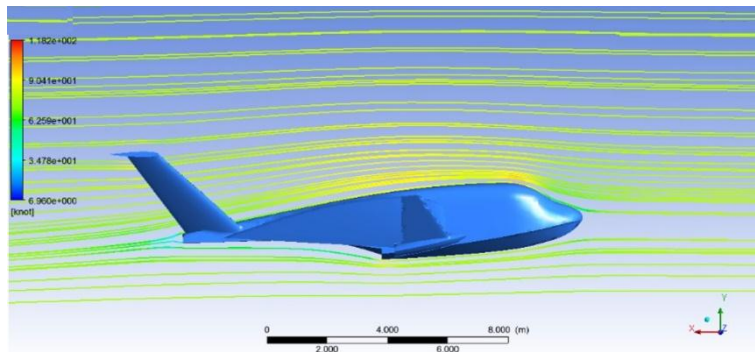
Distribusi tekanan P yang terjadi pada permukaan air untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots, seperti terlihat pada Gambar 4.11 di mana diperoleh tekanan maksimum di permukaan air adalah 115.6 Pa dan tekanan minimum sebesar -7.13 Pa. (Catatan: 1 Pascal = 1 N/m²). Kemudian, terlihat aliran fluida di sekitar badan, sayap dan *foil* pada pesawat WISE L8, seperti diperlihatkan pada Gambar 4.12 dan Gambar 4.13, di mana harga maksimum *velocity streamline* sebesar $V = 118.2$ knots dan minimum *velocity streamline* sebesar $V = 6.9$ knots. Terdapat tekanan yang cukup tinggi pada permukaan air yang diperlihatkan pada daerah berwarna merah, di mana hal ini merupakan efek permukaan akibat adanya pesawat WISE L8 terbang stasioner pada ketinggian $h = 2.5$ m. Tekanan yang diberikan kepada permukaan air akibat adanya wahana terbang yang meluncur pada bantalan udara dinamik memberikan tambahan gaya angkat aerodinamika ΔL_{aero} terhadap badan pesawat WISE L8.



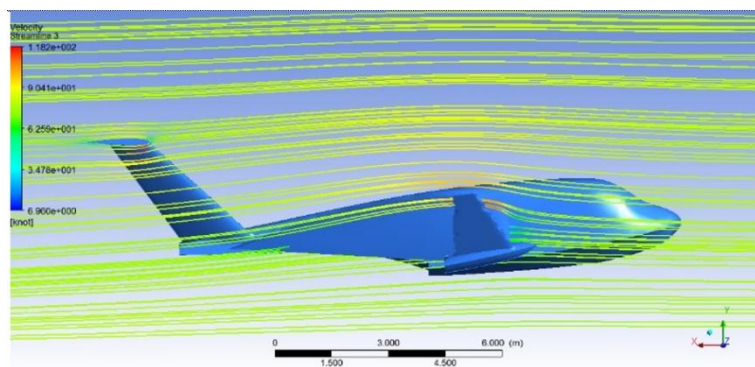
Gambar 4.11 Distribusi tekanan P yang terjadi pada permukaan air untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots.

Pada Gambar 4.12 ditunjukkan kecepatan aliran fluida di sekitar badan pesawat WISE L8 pada ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots. Pada Gambar 4.13 adalah aliran fluida pada sayap dan *foil* pesawat WISE L8 pada ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots. *Velocity streamline* ≈ 82.0 knots. Pada Gambar 4.13 menunjukkan aliran fluida yang cukup baik, di mana fluida yang melalui badan pesawat WISE L8 tanpa adanya *mass flow* yang rapat. Hal ini menggambarkan *drag force* yang cukup kecil dan mengurangi kebutuhan daya propulsi *EHP*. Aliran *streamline* yang ditunjukkan pada Gambar 4.13, memperlihatkan adanya aliran udara di bagian bawah sayap pesawat WISE L8 yang memberikan gaya angkat aerodinamika L_{aero} yang cukup signifikan. Hal ini disebabkan oleh karena sayap konfigurasi *Lippisch* pada pesawat WISE

L8 telah dirancang untuk mendapatkan pengaruh permukaan pada ketinggian $h = 2.5$ m di atas permukaan air.



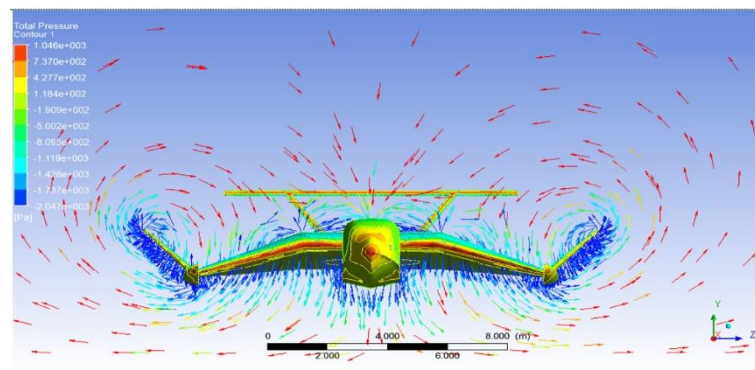
Gambar 4.12 Aliran fluida di sekitar badan pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots.



Gambar 4.13 Aliran fluida pada sayap dan *foil* pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots.

Efek dari *downwash* dan *vortex* yang mempengaruhi kestabilan statik pesawat WISE L8, ketika terjadi penebalan kerapatan aliran udara pada *HTP*. Aliran udara dari depan ke arah *HTP* yang cukup landai berasal dari bagian atas badan wahana terbang bagian depan. Aliran udara dari bagian atas permukaan sayap utama ke bagian ekor tidak mengenai *elevator* dan *HTP*. Sehingga, kondisi terbang pesawat WISE L8 disebut stabil dinamik. Aliran udara yang rapat pada *HTP* berasal dari aliran udara yang *streamline*, sehingga memberikan efektifitas yang baik pada fungsi *elevator*. Pada foil sayap, kemungkinan terjadi kesalahan dalam penskalaan airfoil *Clark Y* karena hal tersebut perlu analisis tersendiri pada gambar 2-D. Sehingga, bentuk *down wash* yang terjadi akan membentuk perilaku yang berbeda.

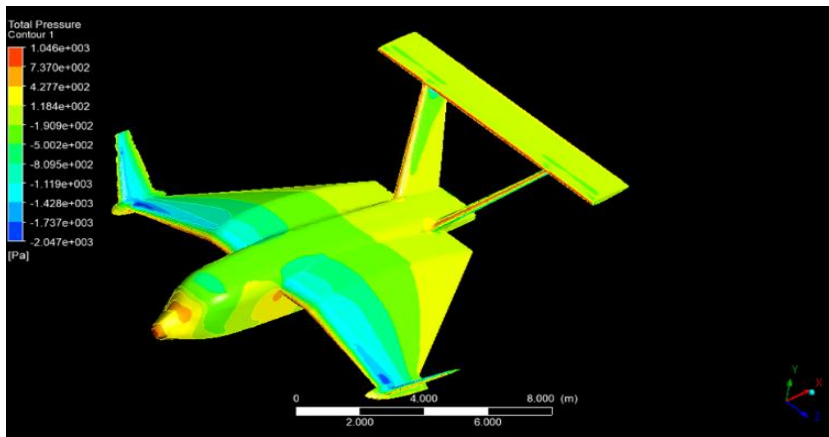
Perhatikan Gambar 4.14 yang merupakan fenomena terjadinya *downwash* dan *vortex* pada pesawat WISE L8. Pada saat ini, terjadi ulakan udara ke atas sayap utama pesawat WISE L8 yang cukup besar dengan putaran berbentuk lingkaran secara terus menerus sesuai dengan besarnya kecepatan V . Tekanan udara yang melingkar tersebut dapat mencapai $P = 1,046$ Pa. Pada bagian bawah sayap utama dan *winglet*, terjadi tekanan udara yang sangat rendah mencapai $P = - 2,047$ Pa. Perbedaan tekanan udara ΔP yang sangat besar inilah yang menimbulkan perbedaan gaya angkat aerodinamika ΔL_{aero} setiap saat, sehingga pesawat WISE L8 terbang meluncur di atas permukaan air memanfaatkan perbedaan tekanan udara yang terjadi pada bagian permukaan atas dan bawah sayap utama yang disebut fenomena *surface effect*.



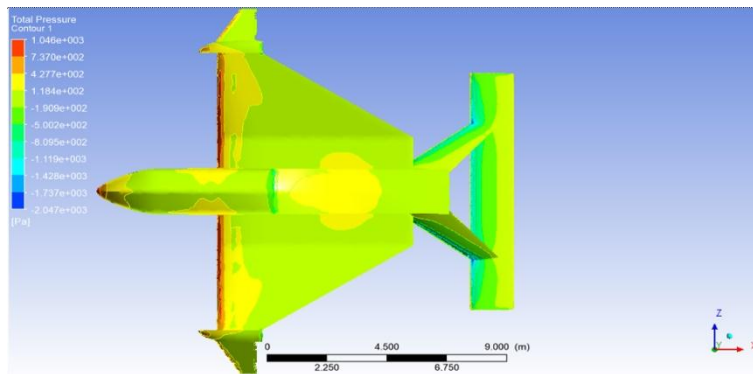
Gambar 4.14 *Downwash* dan *vortex* pada kecepatan $V = 80.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m.

Fenomena *surface effect* disebabkan murni oleh bentuk atau geometri sayap utama beserta jenis airfoil yang dipilih. Keterbatasan rancang bangun wahana terbang adalah dengan pemilihan konfigurasi sayap *Lippisch*, karena dari *Aspect Ratio* yang rendah $AR = 3.5$ menyebabkan kekuatan struktur menjadi lemah. Oleh sebab itu, diperlukan pengetahuan baru dalam menemukan kekuatan struktur yang kuat tetapi jauh lebih ringan dari material komposit biasa.

Pada Gambar 4.15 dan Gambar 4.16 merupakan hasil komputasional dinamika fluida CFD untuk mengetahui distribusi tekanan P pada bagian atas dan bawah sayap utama pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian terbang $h = 2.5$ m. Pada kedua gambar ini terlihat perbedaan tekanan P yang menimbulkan gaya angkat aerodinamika L_{aero} sayap utama. Semakin besar kecepatan V , maka semakin besar pula gaya angkat aerodinamika L_{aero} yang dihasilkan oleh sayap utama.

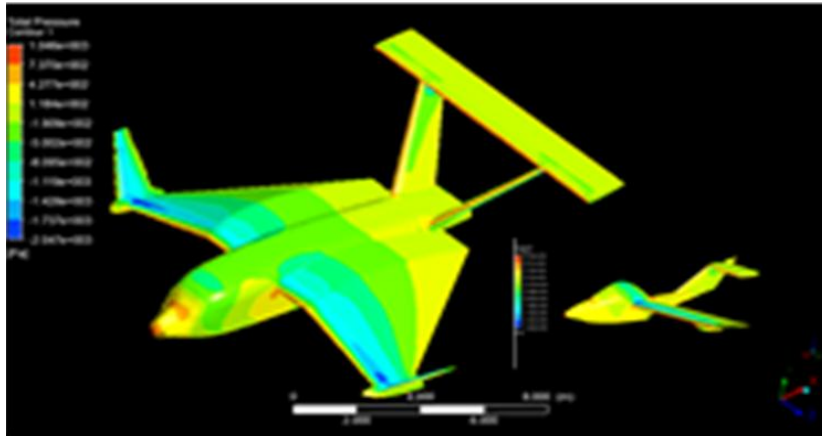


Gambar 4.15 Distribusi tekanan P pada bagian atas sayap pada kecepatan $V = 80.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m.



Gambar 4.16 Distribusi tekanan P pada bagian bawah sayap pada kecepatan $V = 80.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m.

Apabila, hasil komputasional pada Gambar 4.15 dipindahkan ke Gambar 4.17 dengan menambahkan *RC model Flying Boat* saat *hydro planing* pada *inset* sebagai perbandingan. Hasil tentang kestabilan statik pesawat WISE L8 dengan distribusi tekanan P yang merata pada luas permukaan atas sayap utama mengindikasikan kondisi yang lebih stabil dari pada konfigurasi *rectangular* (Yang dan Yulong, 2009). Analisis kestabilan statik telah dibahas sebelumnya dengan menggunakan metoda Irodov dan Staufenbiel. Kemudian analisis secara numerik CFD yang dibuktikan melalui perhitungan distribusi tekanan P di sekitar permukaan atas sayap utama dari 2 jenis wahana terbang yang berbeda mempunyai hasil yang berbeda pula. Perbandingan tekanan permukaan sayap utama pada sayap *Lippisch* dan *rectangular* diperlihatkan pada Gambar 4.17.

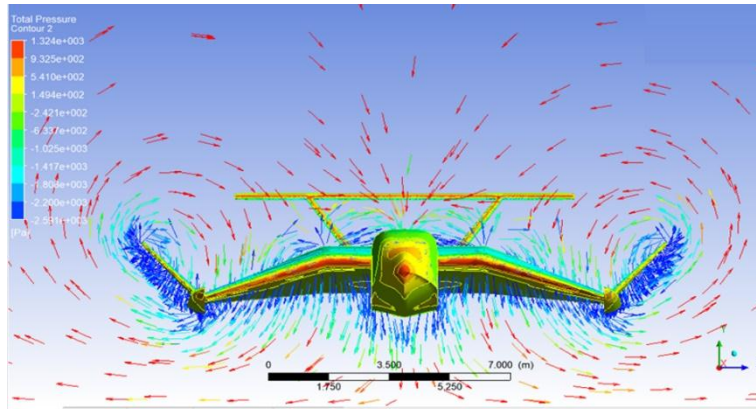


Gambar 4.17 Distribusi tekanan P dilihat dari pandangan atas dari dua jenis wahana terbang yang berbeda.

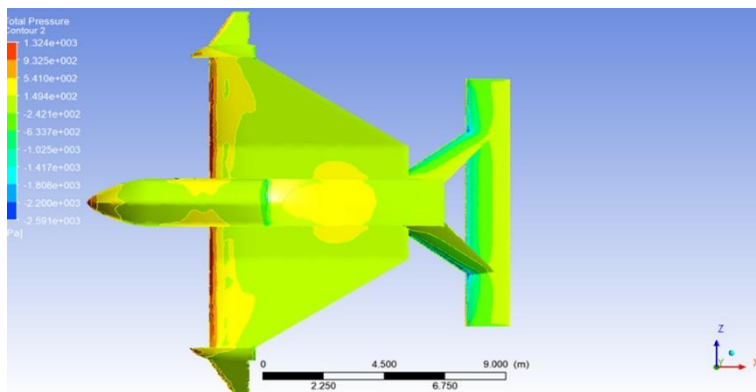
Pada kecepatan $V = 90$ knots, aliran *downwash* pesawat WISE L8 memiliki tekanan yang lebih besar $P = 1,324$ Pa, seperti ditunjukkan pada Gambar 4.18, di mana anak panah berwarna biru dan merah di bagian bawah lebih banyak dan dominan. Pada permukaan *winglet* dan sayap utama bawah bagian bawah terlihat distribusi tekanan $P = -2,591$ Pa sebagai *vortex* yang paling rendah. Semakin tinggi kecepatan V pada ketinggian h yang sama, maka aliran *vortex* ini semakin membesar.

Pada bagian atas permukaan sayap utama pada ketinggian terbang h dan kecepatan V yang sama, maka tekanan udara semakin membesar. Artinya, wahana terbang *surface effect* dengan konfigurasi *Lippisch* mempunyai kecenderungan kestabilan statik yang sangat baik, seperti apa yang telah dibahas sebelumnya pada bagian kestabilan statik dengan kriteria Irodov dan Staufenbiel menggunakan perhitungan DATCOM. Kriteria ini diperoleh dari hasil uji model 3-D di terowongan angin *NLST*.

Pada Gambar 4.19, terlihat tekanan udara pada *leading edge* sayap utama sangat tinggi sekitar $P = 1,324$ Pa, sedangkan pada *leading edge* HTP mempunyai nilai yang rendah $P = -1,417$ Pa. Hal ini memperlihatkan bahwa pesawat WISE L8 cenderung bergerak *nose up* pada saat terbang mendarat stasioner. Kondisi ini dapat diimbangi dengan menempatkan posisi mesin yang digunakan dengan daya propulsi *EHP* tertentu untuk menghasilkan gaya propulsi dinamik T_d dan kecepatan V pada bagian atas badan pesawat WISE L8.



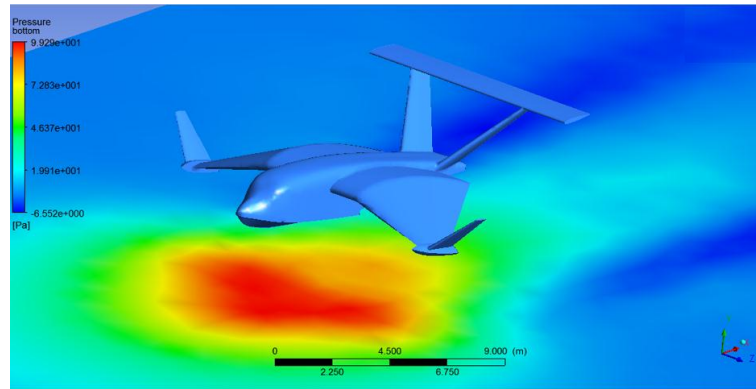
Gambar 4.18 *Downwash* dan *vortex* pada kecepatan $V = 90.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m.



Gambar 4.19 Distribusi tekanan P pada bagian bawah sayap pada kecepatan $V = 90.0$ knots, ketinggian $h = 2.5$ m.

4.2.2 Ketinggian Terbang $h = 3.0$ m Di Atas Permukaan Air

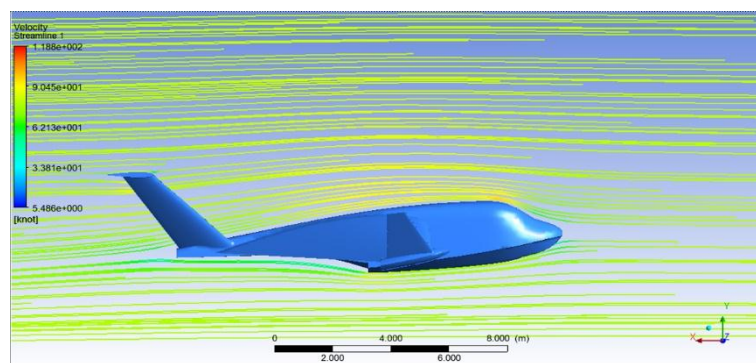
Distribusi tekanan P yang terjadi pada permukaan air untuk ketinggian terbang $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots dengan tekanan maksimum sebesar $P = 99.29$ Pa dan minimum sebesar $P = -6.55$ Pa, seperti terlihat pada Gambar 4.20. Fenomena *surface effect* ini lebih menjelaskan lagi apa yang terjadi pada dua gambar yang berbeda sebelumnya yaitu Gambar 4.14 dan Gambar 4.18. Parameter utama yang dipertimbangkan ialah rasio antara ketinggian dengan lebar sayap, hal ini disebut juga *height to chord ratio* (h/c) atau *lift to drag ratio* (L/D) yang meningkat. Ketinggian di sini merupakan ketinggian antara permukaan air dengan *airfoil* atau sayap. Penambahan gaya angkat aerodinamika disebabkan adanya pembentukan bantalan udara (*air cushion*) yang diakibatkan oleh peningkatan dan penurunan tekanan statis saat adanya pergerakan fluida di sayap.



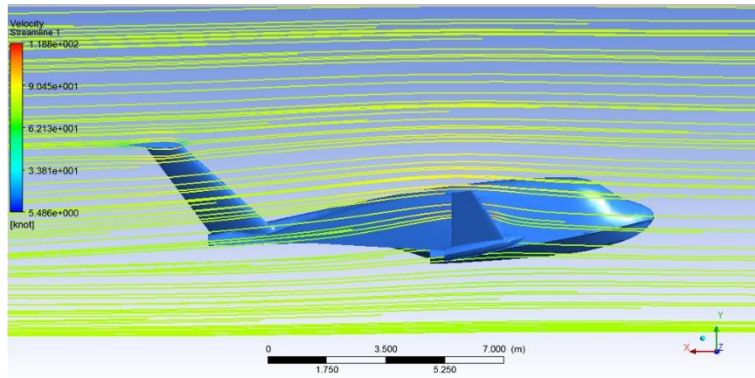
Gambar 4.20 Distribusi tekanan P yang terjadi pada permukaan air untuk ketinggian terbang $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots.

Pada Gambar 4.20, distribusi tekanan $P = 99.29$ Pa maksimum dan $P = -6.55$ Pa minimum yang terjadi pada luas permukaan air di bawah pesawat WISE L8, di mana ketinggian terbang $h = 3.0$ m menyebabkan terjadi penurunan dan kenaikan tekanan di permukaan air. Hal ini disebabkan adanya selisih ketinggian Δh di pesawat WISE L8. Penurunan dan kenaikan tekanan pada permukaan sayap pesawat WISE L8 memberikan dampak terhadap penurunan dan kenaikan gaya angkat aerodinamika L_{aero} dari permukaan sayap utama pesawat WISE L8.

Pada Gambar 4.21 adalah aliran fluida di sekitar badan pesawat WISE L8 dan Gambar 4.22 adalah aliran fluida pada sayap dan *foil* pesawat WISE L8 pada ketinggian terbang $h = 3.0$ m dan kecepatan $V = 80.0$ knots, menghasilkan maksimum *velocity streamline* sebesar $V = 118.8$ knots dan minimum *velocity streamline* sebesar $V = 5.49$ knots.



Gambar 4.21 Aliran fluida di sekitar badan pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots.



Gambar 4.22 Aliran fluida di sekitar sayap dan *foil* pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots.

Hasil hasil ini, membuktikan bahwa efek dari *downwash* dengan ulakan aliran udara yang rapat dan *vortex* di sekitar *wing tip* sayap utama mempengaruhi kestabilan statik pesawat WISE L8. Hal ini memperkuat teori Irodov dan Staufenbiel tentang kestabilan statik. *Vortex* membuat aliran udara yang melewati sayap terdefleksi ke bawah, menghasilkan *downwash*. *Downwash* mengurangi gaya angkat aerodinamika, sehingga sayap harus dibuat sedemikian rupa untuk menghasilkan sudut serang α sayap utama yang otomatis menghasilkan penambahan *induced drag*. Sehingga, keuntungan yang diperoleh ketika wahana terbang di *surface effect* adalah meningkatnya gaya angkat aerodinamika dan terjadinya pengurangan gaya hambat aerodinamika.

Ketika sayap berada pada ketinggian sama dengan rentangnya, maka pengurangan *induced drag* hanya 1.4 %. Namun, ketika sayap berada pada ketinggian sama dengan seperempat rentangan sayap, maka pengurangan *induced drag* adalah 23.5 %. Apabila sayap berada pada ketinggian sama dengan sepersepuluh rentangan sayap, maka terjadi pengurangan *induced drag* sebesar 47.6 % (Adiwibawa, 2016). Variasi ketinggian ini dapat dirasakan oleh Pilot ketika akan melakukan pendaratan atau *touchdown* di landasan pacu.

Pada Tabel 4.4, diperlihatkan hasil perhitungan koefisien gaya angkat aerodinamika C_L dan koefisien gaya hambat aerodinamika C_D pada sudut serang $\alpha = 0^\circ$ dengan kecepatan V dan ketinggian terbang h tertentu dari pesawat WISE L8 menghasilkan kurva *drag polar* baru menggunakan program CFD. Sebelumnya, kurva *drag polar* diperoleh melalui uji model 3-D di terowongan angin sesuai dengan prosedur uji terowongan angin (Wijiatmoko, 2006). Kurva *drag polar* mencerminkan karakteristik terbang dan kemampuan sayap

wahana terbang untuk menghasilkan gaya-gaya angkat dan hambat aerodinamika sesuai dengan perubahan sudut serang α .

Tabel 4.4 Data Perhitungan Koefisien Aerodinamika C_L Dan C_D Pada Sudut Serang $\alpha = 0^\circ$ Pesawat WISE L8 Dengan Program CFD.

| Data | Hasil | Unit | $C_L, C_L = L/0.5*\rho*v^2*S ; C_D, C_D = D/0.5*\rho*v^2*S$ | | | | |
|--------|--------|-------------------|---|----------|-------|----------|-------|
| ρ | 1.2 | kg/m ³ | h (m) | Lift (N) | C_L | Drag (N) | C_D |
| v | 80.0 | knots | 2.5 | 33,523.7 | 0.13 | 5,405.46 | 0.02 |
| S | 254.73 | m ² | 3.0 | 32,984.4 | 0.13 | 5,225.84 | 0.02 |

4.2.3 Gaya Angkat Total Dan Hambat Hidrodinamika Serta Gaya Angkat Dan Gaya Hambat Aerodinamika Pada Sudut $Trim \tau(t) = 0$

Pada pesawat WISE L8, maka perhitungan komponen gaya hambat D_{hidro} dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika dengan sudut $trim \tau(t) = 0^\circ$ dari lambung untuk model 3-D program CATIA menggunakan komputasi program CFD dengan hasil seperti disampaikan pada Tabel 4.5. Selanjutnya perhitungan yang disampaikan memiliki batasan:

- Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dari lambung hasil perhitungan CFD tidak dapat digunakan untuk menghitung daya propulsi EHP seperti pada rumusan kapal *Planing Crafts* (Yades, 2008). Tetapi, dapat dengan menggunakan cara lain yaitu separuh dari gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} (Priyanto, A, *et al.*, 2012).
- Metoda komputasional dinamika fluida yang digunakan pada pesawat WISE L8 memberikan hasil gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus kecepatan V , di mana nilai SHP yang diperoleh mendekati nilai yang ada di $DR \& O$.
- Metoda komputasional dinamika fluida CFD menggunakan model 3-D pesawat WISE L8 memberikan gaya angkat total hidrodinamika L_{total} dari lambung dan nilainya naik sampai batas tertentu.

Perubahan gaya hambat hidrodinamika ΔD_{hidro} dilakukan melalui analisis gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} di tiap tiap kecepatan V pada masing masing sarat T dengan memasukkan nilai *displacement* melalui program Maxsurf. *Displacement* di setiap kecepatan V yang di peroleh berdasarkan nilai *displacement* pada sarat T kondisi penuh dikurangi dengan *displacement* dari gaya angkat total hidrodinamika L_{total} saat itu pada masing masing sarat T . Sarat T diperoleh dari selisih *displacement* sarat T penuh dengan *displacement* pada masing-masing kecepatan V saat itu. Hal ini sebagai akibat adanya gaya

angkat total hidrodinamika L_{total} . Sehingga, data input untuk perhitungan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} pada masing masing sarat T menggunakan komputasional dinamika fluida CFD. Gaya angkat total hidrodinamika L_{total} merupakan perhitungan gabungan akibat gaya aerodinamika dan hidrodinamika yang terjadi saat *hydro planing* pada lambung pesawat WISE L8, di mana hal ini disesuaikan dengan kode pilihan yang tertera pada program CFD. Hasil perhitungan ini disampaikan pada Tabel 4.5.

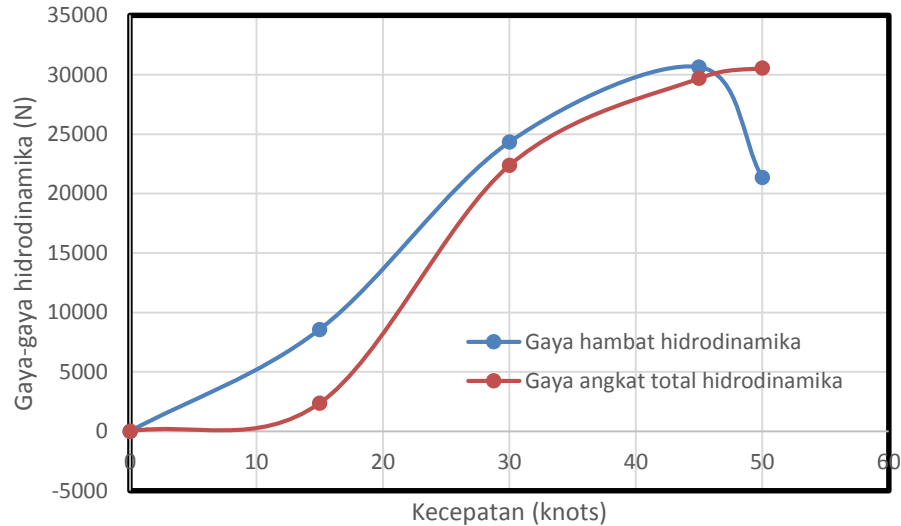
Tabel 4.5 Hasil Perhitungan Gaya Angkat Total L_{total} Dan Gaya Hambat Hidrodinamika D_{hidro} Dari Lambung Dengan Sudut *Trim* $\tau(t) = 0^\circ$ Pada Pesawat WISE L8 Dengan Sarat Tertentu Saat *Hydro Planing*

| Kecepatan V (knots) | Froude Nr. Fr | Sarat (m) T | Gaya Hambat Hidro (N) | Gaya Angkat Total Hidro (N) |
|--------------------------|--------------------|------------------|--------------------------|--------------------------------|
| 0.0 | 0.0 | 0.64 | 0.0 | 0.0 |
| 15.0 | 0.67 | 0.55 | 8,566.0 | 2,356.0 |
| 30.0 | 1.33 | 0.44 | 24,332.0 | 22,365.32 |
| 45.0 | 2.00 | 0.32 | 30,659.24 | 29,698.32 |
| 50.0 | 2.22 | 0.1 | 21,365.0 | 30,568.36 |

(kontiniu)

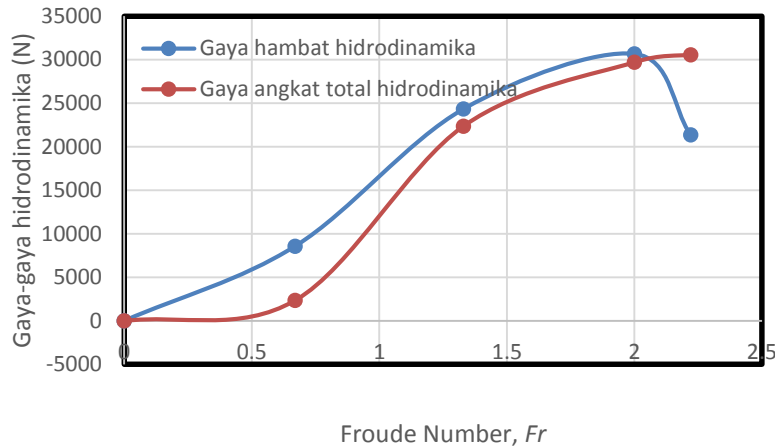
| Kecepatan V (knots) | Froude Nr. Fr | Gaya Angkat Aero (N) | Gaya Hambat Aero (N) |
|--------------------------|--------------------|-------------------------|-------------------------|
| 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| 10.0 | 0.44 | 3,256 | 2,123 |
| 20.0 | 0.89 | 6,532 | 2,563 |
| 30.0 | 1.33 | 8,622 | 3,125 |
| 40.0 | 1.77 | 11,530 | 3,564 |
| 50.0 | 2.22 | 15,563 | 4,023 |
| 60.0 | 2.66 | 20,056 | 4,356 |
| 70.0 | 3.11 | 24,964 | 4,723 |
| 75.0 | 3.33 | 28,366 | 4,963 |
| 80.0 | 3.55 | 31,546 | 5,023 |
| 90.0 | 3.99 | 35,554 | 5,233 |

Pada kecepatan V yang cukup tinggi yaitu $V = 45.0$ knots ($Fr = 2.0$) dengan sarat $T = 0.32$ m, maka dihasilkan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} yang maksimum, dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika yang maksimum pada sarat $T < 0.1$ m dengan kecepatan $V > 50.0$ knots ($Fr > 2.22$), seperti terlihat pada Gambar 4.23 dan Gambar 4.24.



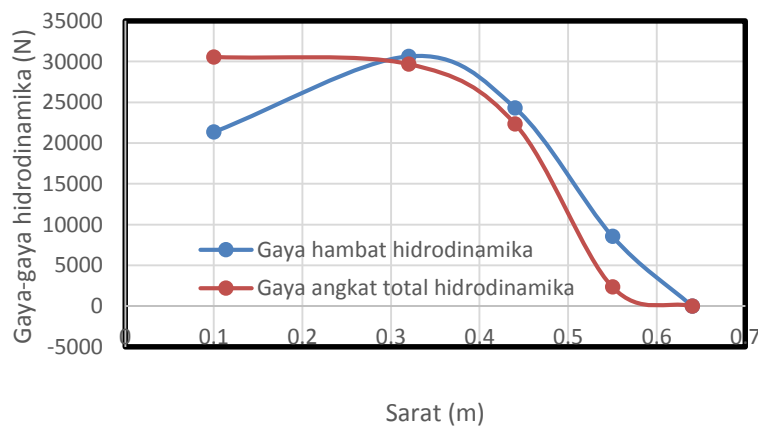
Gambar 4.23 Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika versus kecepatan V (knots) dari pesawat WISE L8 saat *hydro planing* dengan sudut *trim* $\tau(t) = 0^\circ$.

Menurut metoda Savitsky, *wetted length ratio* λ_w merupakan parameter untuk menghitung gaya hambat pada lambung saat *planing*. Titik titik tekanan hidrodinamika diukur dari *transom stern*, di mana terjadi sudut *trim* $\tau(t)$. Beban hidrostatis dan efek dari *free surface wave generation* yang implisit dan dimasukkan ke dalam persamaan Savitsky, lihat sub Bab 4.2.4. Menurut Tofa, *et al.*, (2012), berlaku keseimbangan gaya hidrodinamika, gaya hidrostatis dan gaya angkat aerodinamika untuk mengimbangi gaya berat, W dari pesawat WISE dan hal itu akan menggeser posisi titik pusat gravitasi CG. Menurut Tofa *et al.*, (2012) juga perhitungan koefisien aerodinamika C_L , C_D dan C_M menggunakan program Matlab. Pemisalan *added mass* dan *damping force* adalah nol. Menurut Priyanto, A *et al.*, (2012), gaya propulsi dinamik T_d dari daya propulsi *EHP* yang diperlukan untuk Pesawat WISE adalah separuh dari gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} . Pada penelitian tersebut, sayap yang digunakan mempunyai *Aspect Ratio* $AR = 1.0$ dan $AR = 1.5$ pada *rectangular* dan *compound wing*. Pada bagian akhir penelitian tersebut, disimpulkan bahwa antara perhitungan teoretikal menggunakan metoda Savitsky identik dengan data aerodinamika menggunakan *Vortex Lattice Method* (VLM).



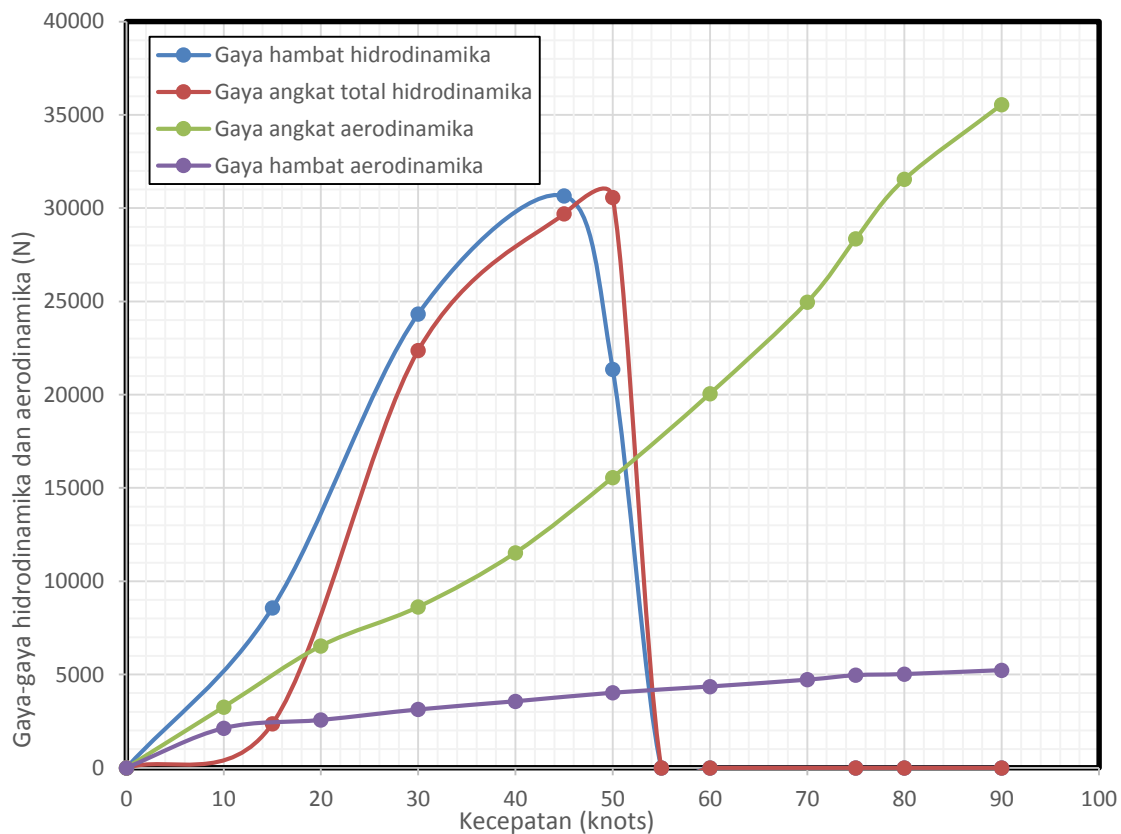
Gambar 4.24 Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika versus Froude Number (Fr) dari Kapal Bersayap L8 saat *hydro planing* dengan sudut *trim* $\tau(t) = 0^\circ$.

Pada Gambar 4.25 terlihat bahwa semakin kecil sarat T , maka wahana terbang mendekati kondisi *lift off*, dan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} semakin kecil serta gaya angkat total hidrodinamika L_{total} juga semakin kecil, di mana pada kondisi ini gaya-gaya hidrodinamika saling berinteraksi akibat adanya gaya propulsi dinamik T_d yang semakin bertambah besar mencapai harga maksimum dan kemudian mencapai minimum saat mengudara. Hal inilah yang menyebabkan terjadinya efek *porpoising*, tetapi tidak terlihat pada kurva. Pada saat pesawat WISE L8 *lift off*, maka terjadi peralihan gaya angkat ke aerodinamika L_{aero} . Efek *porpoising* terjadi pada kecepatan V antara 45.0 knots sampai dengan 80.0 knots.



Gambar 4.25 Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total, L_{total} hidrodinamika versus sarat T (m) dari pesawat WISE L8 saat *hydro planing* dengan sudut *trim* $\tau(t) = 0^\circ$.

Pada Gambar 4.26, merupakan hasil komputasional program CFD sebagai kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika, gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} versus kecepatan V dari pesawat WISE L8 pada kondisi *hydro planing*. Gaya propulsi EHP dan gaya angkat total L_{total} hidrodinamika berfungsi untuk mengaktifkan efek *porpoising*. Pada kecepatan $V = 30.0$ knots sampai dengan $V = 80.0$ knots adalah nilai gaya angkat total L_{total} hidrodinamika dan gaya angkat aerodinamika L_{aero} yang saling berinteraksi mengangkat pesawat WISE L8 ke maksimum ke minimum naik turun menghasilkan efek *porpoising*. Pada kecepatan $V = 80.0$ knots, maka pesawat WISE L8 sudah berhasil mengudara, karena gaya angkat aerodinamika L_{aero} sudah berhasil mengimbangi gaya berat pesawat WISE L8.



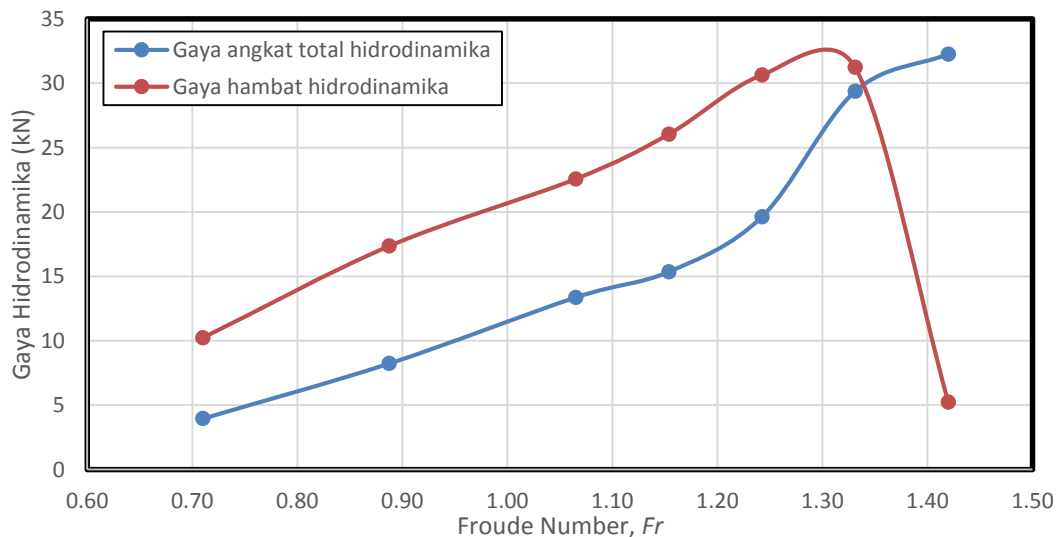
Gambar 4.26 Kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} , gaya angkat total hidrodinamika L_{total} , gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} versus kecepatan V (knots) pada pesawat WISE L8 pada kondisi *hydro planing* dengan sudut *trim* $\tau(t) = 0^\circ$.

4.2.4 Kondisi *Hydro Planing* Dan Sudut *Trim* $\tau(t)$ Pesawat WISE L8 Menurut Metoda Savitsky

Pesawat WISE pada kondisi *hydro planing* mengalami perubahan sudut *trim* $\tau(t)$ di mana bagian haluan akan terangkat, seperti menurut metoda Savitsky pada *planing hull*. Perubahan sudut *trim* $\tau(t)$ berdasarkan kecepatan pesawat WISE yang telah dilakukan pada pengujian model 3-D di *towing tank* oleh Iskendar (2011), seperti ada pada Tabel 4.6. Berdasarkan penelitian Iskendar (2011), maka dilakukan perhitungan numerik komputasional dinamika fluida program CFD untuk memperoleh gaya angkat total L_{total} dan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} . Hasil analisis sesuai dengan data masukan, ditempatkan juga pada Tabel 4.6 dan diplot seperti pada Gambar 4.27.

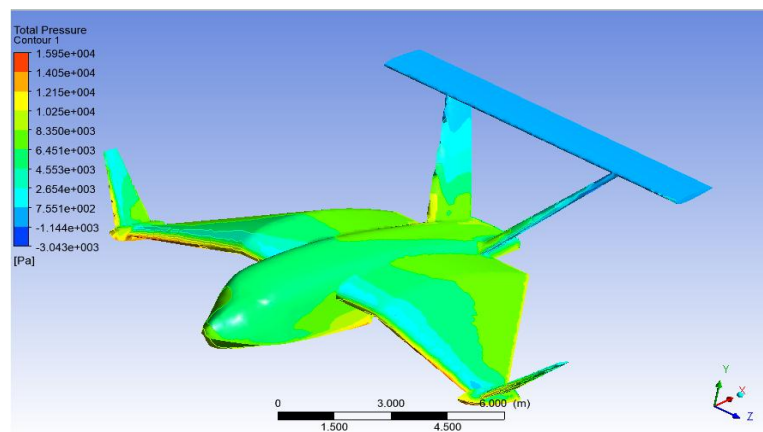
Tabel 4.6 Gaya Angkat Total, Gaya Hambat Hidrodinamika Dan Sudut *Trim* $\tau(t)$

| Kecepatan V (Knots) | F_r | Sudut <i>Trim</i> $\tau(t)$ | Gaya angkat total hidrodinamika (kN) | Gaya hambat hidrodinamika (kN) |
|--------------------------|--------|--------------------------------|--|--------------------------------------|
| 16.0 | 0.7099 | 0.08 | 3.956 | 10.235 |
| 20.0 | 0.8874 | 0.26 | 8.236 | 17.356 |
| 24.0 | 1.0649 | 0.66 | 13.365 | 22.563 |
| 26.0 | 1.1536 | 0.86 | 15.356 | 26.044 |
| 28.0 | 1.2423 | 1.09 | 19.63 | 30.634 |
| 30.0 | 1.3311 | 1.29 | 29.365 | 31.223 |
| 32.0 | 1.4198 | 1.32 | 32.256 | 5.223 |

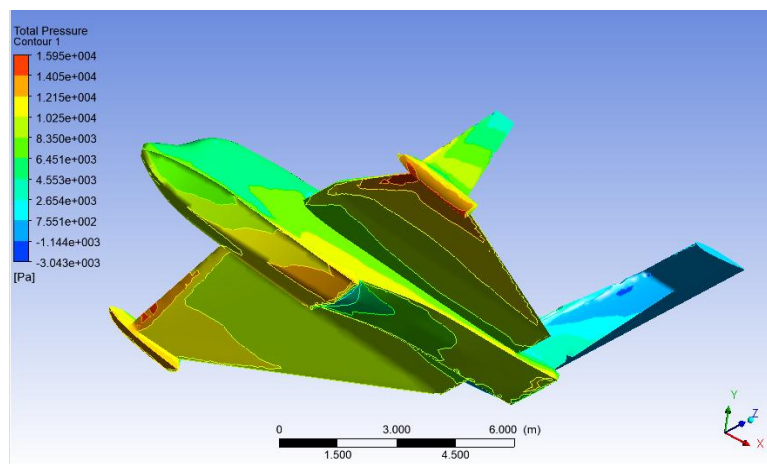


Gambar 4.27 Gaya-gaya angkat total dan gaya hambat hidrodinamika menurut metoda Savitsky dengan beberapa sudut *trim* $\tau(t)$.

Distribusi tekanan P pada kecepatan $V = 28.0$ knots dengan sudut $trim \tau(t) = 1.09^\circ$ seperti terlihat pada Gambar 4.28 untuk pandangan atas; dan Gambar 4.29 untuk pandangan bawah berikut ini. Pada bagian permukaan atas sayap utama, terlihat tekanan udara mencapai $P = 8,350$ Pa pada *trailing edge*, sedangkan pada *leading edge* mencapai $P = 2,654$ Pa ke arah bawah. Pada bagian bawah sayap, terlihat tekanan rata rata mencapai $P = 14,050$ Pa. Artinya, dari fenomena ini terjadi tekanan ke atas yang cukup besar untuk mengangkat pesawat WISE L8, sedangkan pada permukaan atas sayap utama menyebabkan kecenderungan gerak wahana terbang ke arah *nose down*.



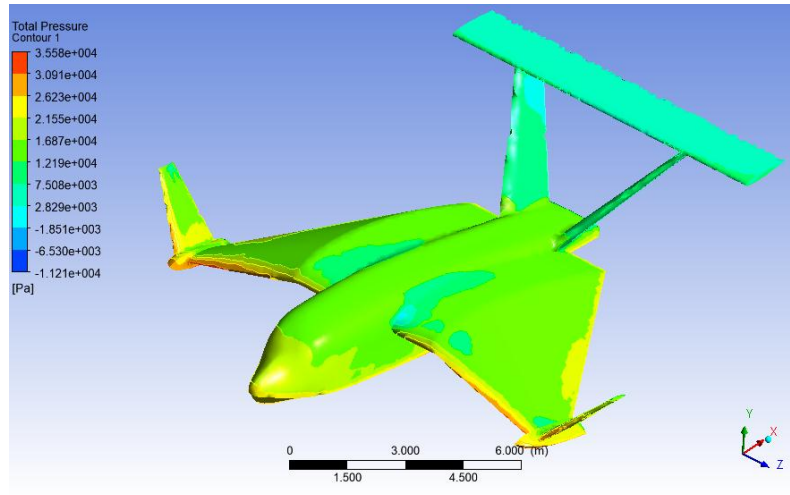
Gambar 4.28 Distribusi tekanan P pada $V = 28.0$ knots dan sudut $trim \tau(t) = 1.09^\circ$ pandangan atas.



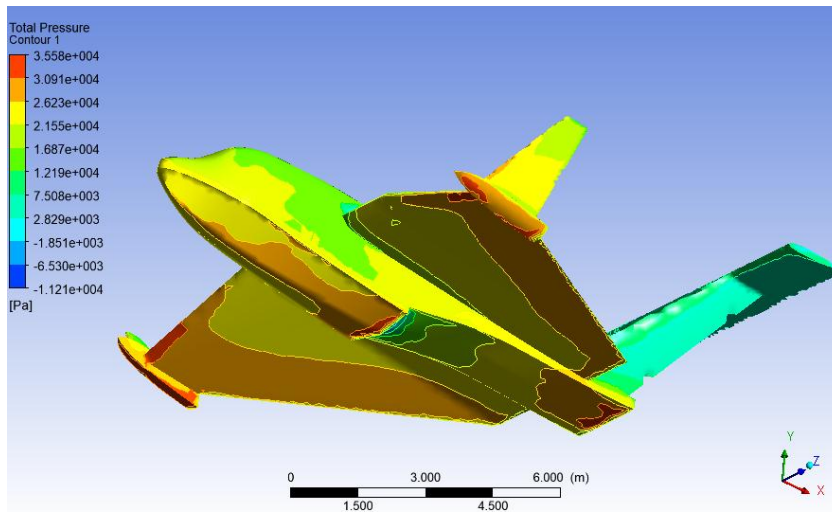
Gambar 4.29 Distribusi tekanan P pada $V = 28.0$ knots dan sudut $trim \tau(t) = 1.09^\circ$ pandangan bawah.

Distribusi tekanan P pada kecepatan $V = 30.0$ knots dengan sudut $trim \tau(t) = 1.29^\circ$ seperti terlihat pada Gambar 4.30 untuk pandangan atas dan Gambar 4.31 untuk pandangan

bawah. Pada kondisi sudut *trim* $\tau(t)$ yang lebih besar dari kondisi awal, maka permukaan atas sayap utama mempunyai tekanan $P = 16,870$ Pa dan tekanan bagian bawah sayap utama $P = 26,230$ Pa. Artinya, terjadi penambahan tekanan udara di semua permukaan, akibat adanya pertambahan kecepatan V dari pesawat WISE L8.



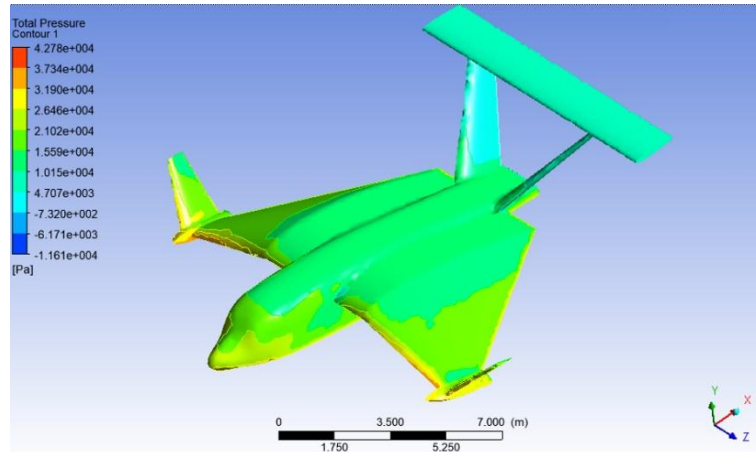
Gambar 4.30 Distribusi tekanan P pada $V = 30.0$ knots dan sudut *trim* $\tau(t) = 1.29^\circ$ pandangan atas.



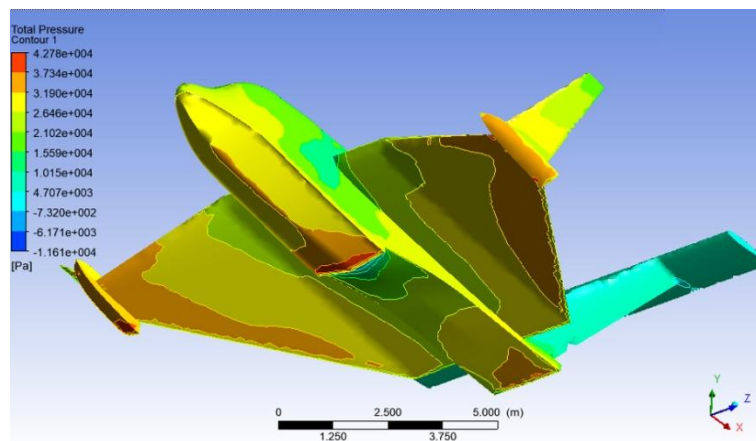
Gambar 4.31 Distribusi tekanan P pada $V = 30.0$ knots dan sudut *trim* $\tau(t) = 1.29^\circ$ pandangan bawah.

Distribusi tekanan P pada kecepatan $V = 32.0$ knots dengan sudut *trim* $\tau(t) = 1.32^\circ$ seperti terlihat pada Gambar 4.32 untuk pandangan atas dan Gambar 4.33 untuk pandangan bawah berikut ini. Pada bagian permukaan atas sayap utama, terlihat bagian *outer wing*

mempunyai tekanan udara yang lebih tinggi $P = 15,590$ Pa, dan bagian bawah sayap pada *outer wing*, mempunyai tekanan $P = 37,340$ Pa yang jauh lebih tinggi, akibat adanya penambahan kecepatan V .



Gambar 4.32 Distribusi tekanan P pada $V = 32.0$ knots dan sudut *trim* $\tau(t) = 1.32^\circ$ pandangan atas.



Gambar 4.33 Distribusi tekanan P pada $V = 32.0$ knots dan sudut *trim* $\tau(t) = 1.32^\circ$ pandangan bawah.

4.2.5 Perhitungan Gaya Angkat Aerodinamika Dan Distribusi Tekanan Di *Surface Effect*

Hasil Komputasi disajikan dalam *Post processor* yang merupakan penyajian data berupa visualisasi hasil perhitungan dan memberikan hasil komputasional secara numerik. Pada tahap ini, program bertujuan untuk menampilkan hasil pengolahan data yang telah dilakukan oleh proses *solver*. Hasil yang diperoleh berupa data numerik dan data visual

yang diperoleh pada komputasi ini digunakan untuk keperluan eksperimen sebagai verifikasi. Data massa dan momen inersia dari Tabel 4.7 dari program CATIA sebagai data input pada program CFD. Berikut adalah hasil komputasi menggunakan program CFD seperti diperlihatkan oleh Tabel 4.8.

Tabel 4.7 Massa Dan Momen Inersia Pesawat WISE L8

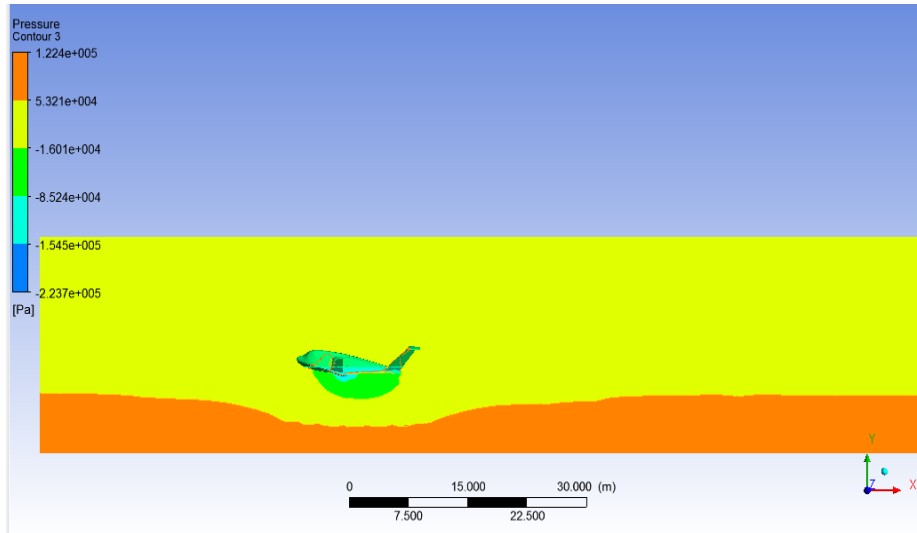
| Komponen | Luas (m ²) | Volume (m ³) | Densitas (kg.m ³) | Massa (kg) | G _x (mm) | G _y (mm) | G _z (mm) |
|----------|------------------------|--------------------------|-------------------------------|------------|---------------------|---------------------|---------------------|
| WISE L8 | 255.669 | 65.518 | 48.841 | 3,200 | 1.41E-10 | 6,876.67 | 745.028 |

| M ₁ (kg.m ²) | M ₂ (kg.m ²) | M ₃ (kg.m ²) | I _{oxG} (kg.m ²) | I _{oyG} (kg.m ²) | I _{ozG} (kg.m ²) | I _{yzG} |
|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|------------------|
| 14,925.8 | 31,454.8 | 43,728.7 | 31,454.8 | 14,987.9 | 43,666.5 | -1,336.86 |

Tabel 4.8 Gaya Angkat Aerodinamika Hasil Komputasi CFD Pada Pesawat WISE L8 Saat *Cruising*

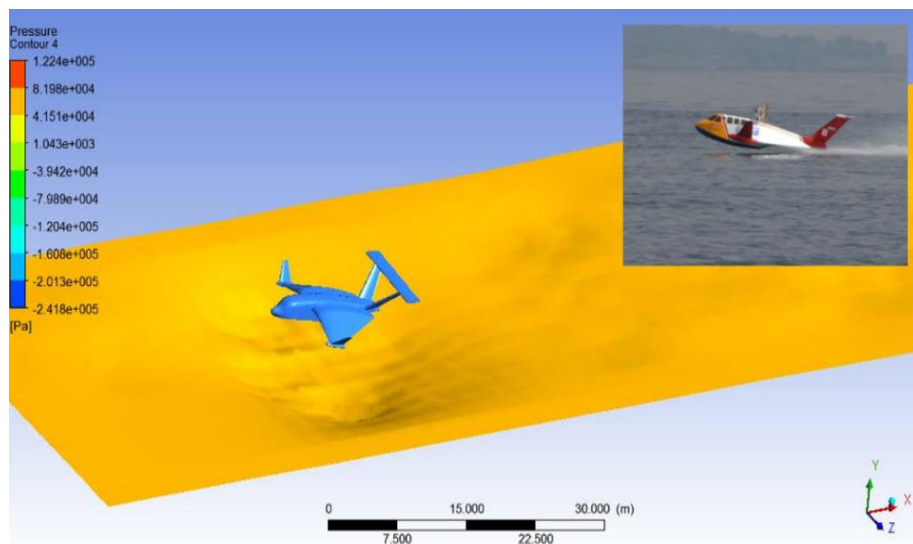
| Dimensi | Harga | Unit |
|---------------------|-------------------------------|----------------|
| Panjang | 15.66 | m |
| Lebar | 15.16 | m |
| Tinggi | 3.80 | m |
| Kecepatan V (knots) | Gaya Angkat Aerodinamika (kN) | Ketinggian (m) |
| 60.0 | 18.77 | 0.25 |
| 70.0 | 25.56 | 1.28 |
| 75.0 | 29.34 | 2.13 |
| 80.0 | 33.52 | 2.42 |

Pada Gambar 4.34 berikut ini, adalah pandangan dari samping hasil komputasional dinamika fluida CFD, seperti bentuk tekanan fluida di sekitar pesawat WISE L8 dan di atas permukaan air. Visualisasi perbedaan warna memperlihatkan perbedaan tekanan fluida pada udara yang terjadi antara ketinggian $h = 0.0$ m sampai dengan $h = 2.5$ m. Pada bagian permukaan air yang berwarna coklat muda, diperoleh tekanan fluida sebesar $P = 122,400.0$ Pa, dan $P = 53,210.0$ Pa pada lapisan udara (warna kuning). Pada bagian bawah dari badan dan sayap pesawat WISE L8 terdapat tekanan fluida sebesar $P = -85,240.0$ Pa (warna hijau).



Gambar 4.34 Tekanan fluida di sekitar pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m.

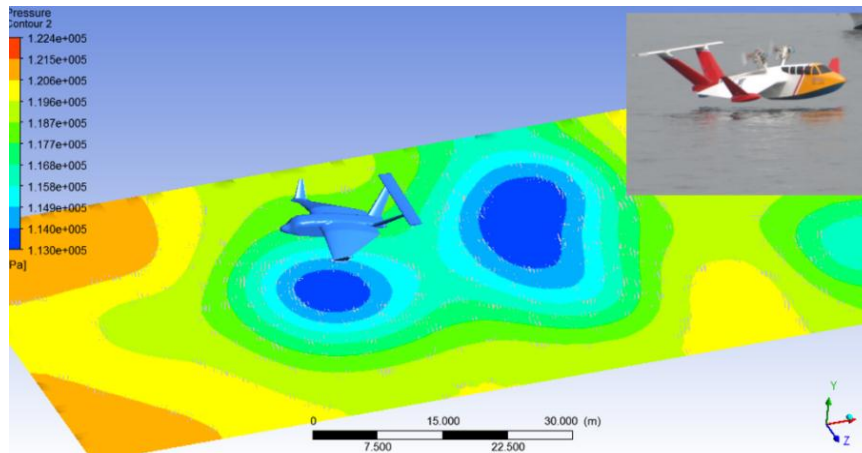
Hasil pada Gambar 4.35 adalah *iso surface pressure* dari pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m. Pada fenomena, hasil komputasi dibandingkan dengan hasil rekaman *video* uji terbang *RC model* dari pesawat WISE L8 diambil sebagai cuplikan seperti terlihat pada *inset*.



Gambar 4.35 *Iso surface pressure* dari posisi pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m.

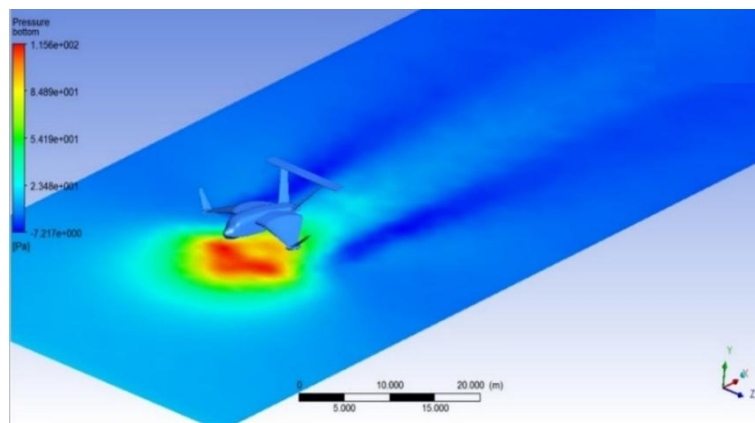
Pada Gambar 4.36, adalah distribusi tekanan P pada permukaan air oleh pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m. Gambar *inset* adalah

cuplikan *video* saat uji terbang *RC model* dari pesawat WISE L8 sebagai pembandingan terhadap data hasil perhitungan CFD pada model 3-D CATIA.



Gambar 4.36 Kontur distribusi tekanan P pada permukaan air oleh pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m.

Pada Gambar 4.37 adalah distribusi tekanan P pada permukaan air yang disebabkan oleh pergerakan pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m.



Gambar 4.37 Distribusi tekanan P pada permukaan air oleh pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian $h = 2.5$ m. (Syamsuar, 2016 b).

Semakin tinggi kecepatan V maka semakin besar pula tekanan yang terdistribusi pada permukaan air tersebut. Dalam hal ini ada keterkaitan antara daya propulsi EHP dengan

bentuk putaran *propeller* (RPM) yang digunakan, sehingga wahana terbang menjadi hemat bahan bakar.

4.3 PERHITUNGAN DAYA PROPULSI PESAWAT WISE L8 DENGAN CFD

Hasil komputasional tahanan total menggunakan program CFD pada model 3-D program CATIA dari pesawat WISE L8. Pada simulasi ini, diketahui besar komponen gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} yang bekerja pada lambung pesawat WISE L8. Simulasi *free-surface modelling* (media air dan udara) yang digunakan untuk menghitung gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} pada lambung. Dinding (*wall*) untuk domain fluida pada kondisi *free slip* yaitu *shear stress* pada dinding bernilai nol dan kecepatan di dekat dinding tidak mengalami perlambatan akibat efek gesekan dinding. Pada simulasi ini, model dibuat dengan kondisi *no slip*, di mana tidak terjadi gesekan di permukaan model. Hasil komputasional CFD pada pesawat WISE L8 pada kecepatan $V = 70.0$ knots, $V = 80.0$ knots dan $V = 90.0$ knots dengan ketinggian $h = 2.5$ m dari permukaan air dan mempunyai hasil perhitungan gaya angkat dan gaya hambat aerodinamika, seperti pada Tabel 4.9.

Tabel 4.9 Gaya Angkat Dan Gaya Hambat Aerodinamika Hasil Komputasi CFD Pesawat WISE L8 Saat *Cruising*.

| Kecepatan V dan ketinggian h | Gaya angkat aerodinamika (kN) | Gaya hambat aerodinamika (kN) |
|----------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|
| $V = 70.0$ knots; $h = 2.5$ m | 25.55 | 4.12 |
| $V = 80.0$ knots; $h = 2.5$ m | 33.52 | 5.36 |
| $V = 90.0$ knots; $h = 2.5$ m | 42.27 | 6.76 |

Kecepatan V optimum yang dipilih adalah 80.0 knots, karena gaya angkat aerodinamika $L_{aero} = 33.524$ kN dan gaya hambat aerodinamika $D_{aero} = 5.357$ kN yang mampu mengangkat pesawat WISE L8 seberat 32,000 N sesuai dengan *D R & O*. Pada kecepatan $V = 70.0$ knots dan ketinggian terbang $h = 2.5$ m, diperoleh gaya angkat L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} yang lebih kecil. Pada kecepatan $V = 90.0$ knots dan ketinggian terbang $h = 2.5$ m, maka gaya angkat L_{aero} dan gaya hambat D_{aero} aerodinamika menjadi lebih besar. Hasil perhitungan gaya hambat aerodinamika D_{aero} dan daya propulsi *EHP* menggunakan program CFD, apabila data massa dan momen inersia diperlihatkan oleh Tabel 4.10.

Tabel 4.10 Perhitungan Daya Propulsi *EHP* Pesawat WISE L8 dengan program CFD.

| Kecepatan V (knots) | Gaya hambat aerodinamika (kN) | Daya (<i>EHP</i>) |
|-----------------------|-------------------------------|---------------------|
| 70.0 | 4.12 | 201.51 |
| 80.0 | 5.36 | 299.73 |
| 90.0 | 6.76 | 425.51 |

4.4 PERGERAKAN PESAWAT WISE L8 HASIL PROGRAM MATLAB

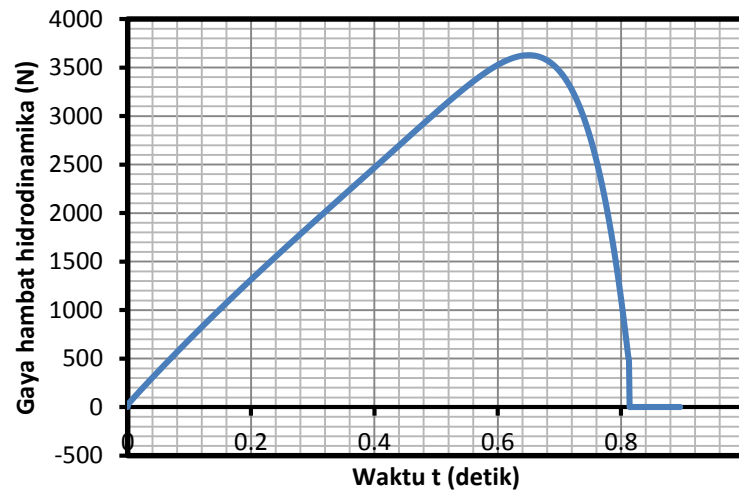
Pergerakan pesawat WISE L8 yang dimaksudkan adalah terjadinya gaya-gaya yang bekerja pada tata acuan koordinat sumbu benda X_{benda} sepanjang fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara sesuai dengan gaya propulsi dinamik T_d yang diberikan dari sistem daya propulsi *EHP* sehingga menghasilkan perubahan kecepatan V sesuai dengan perubahan waktu t .

Pada saat *hydro planing*, pertumbuhan gaya-gaya tersebut dinominasi oleh gaya hambat D_{hidro} dan gaya angkat total hidrodinamika L_{hidro} yang ditimbulkan oleh lambung wahana terbang terhadap air. Pada waktu t awal yang sama dapat dilihat bahwa harga daya propulsi *EHP* yang menghasilkan gaya propulsi T_d haruslah berimbang dengan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} pada arah sumbu X_{benda} . Pada saat *lift off* terjadi pengurangan daya propulsi *EHP*. Gaya hambat D_{aero} dan gaya angkat aerodinamika L_{aero} dari sayap yang timbul beberapa saat sebelum *lift off* dan semakin besar ketika wahana terbang mengudara dan konstan pada saat terbang mendarat di ketinggian *surface effect*. Perlu penempatan titik pusat gravitasi CG yang tepat pada posisi *most forward CG*, agar wahana terbang selalu berada pada kondisi terbang mendarat tanpa mengalami *nose pitch up*. Pada simulasi program Matlab, diperlukan pengendalian defleksi *elevator* δ_e masih cukup efektif untuk mengendalikan keseimbangan gaya-gaya yang bekerja pada pesawat WISE L8 saat *hydro planing* dan mengudara, sehingga tidak diperlukan tambahan luas permukaan atur di badan wahana terbang. Perubahan daya propulsi *EHP* tidak diperlukan, karena pada kecepatan tinggi menghasilkan gaya angkat aerodinamika yang cukup besar untuk mengimbangi gaya berat W .

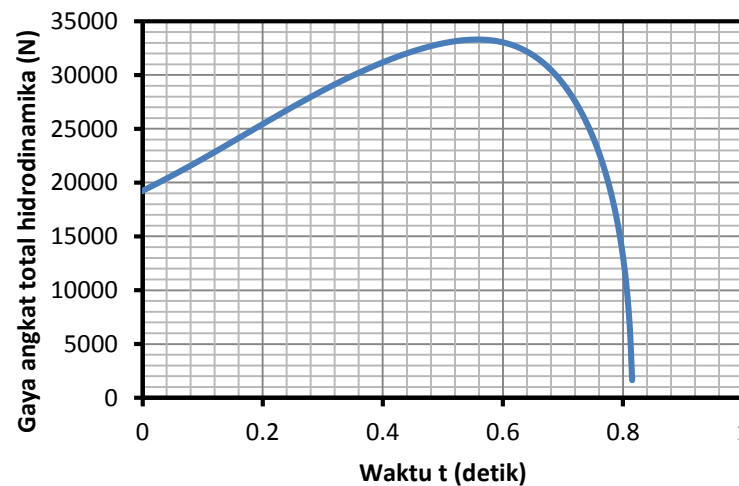
4.4.1 Gaya-gaya Hasil Komputasional Matlab

Perhitungan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus waktu t hasil perhitungan program Matlab menggunakan persamaan keseimbangan gaya-gaya fase *high speed water*

run, hydro planing dan mengudara, seperti yang tertera pada program *listing* di Lampiran 4. Data koefisien hidrodinamika, seperti $C_{L\alpha}$, $C_{L\beta}$ dan λ adalah dengan menggunakan data dari metoda Savitsky, lihat Jenie dan Wiriadidjaja (2006). Pertumbuhan gaya-gaya hidrodinamika, aerodinamika dan propulsi serta parameter lain menghasilkan Gambar 4.38 sampai dengan Gambar 4.42.



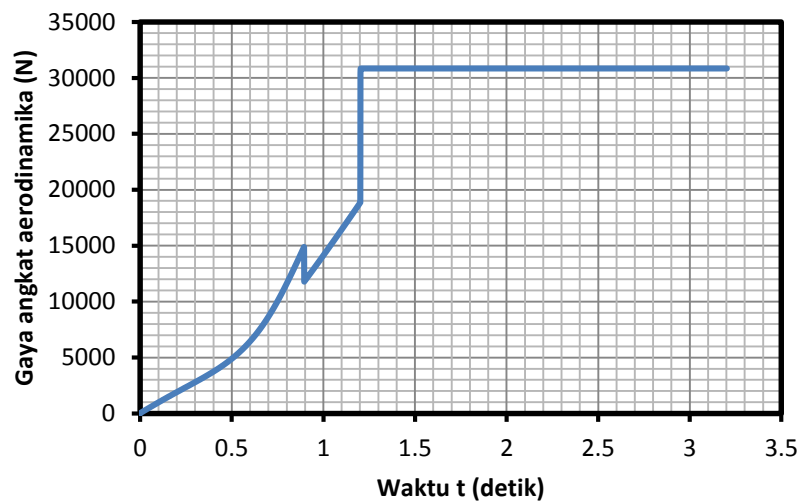
Gambar 4.38 Kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus waktu t pada pesawat WISE L8 pada kondisi *hydro planing*.



Gambar 4.39 Kurva gaya angkat total hidrodinamika L_{hidro} versus waktu t pada pergerakan pesawat WISE L8 fase *take off*.

Perhitungan gaya-gaya aerodinamika dan gaya-gaya hidrodinamika menggunakan persamaan keseimbangan seperti tertera pada Lampiran 4, lihat Jenie dan Wiriadidjaja

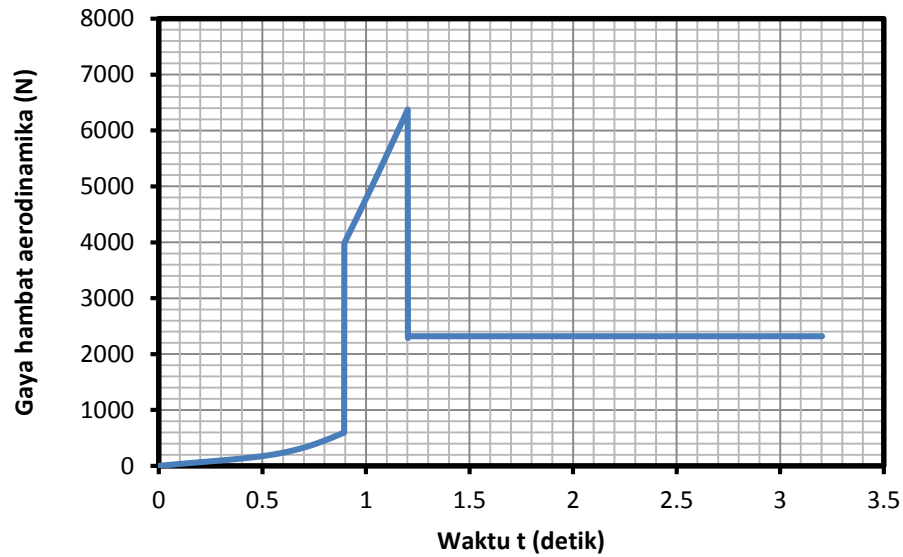
(2006). Hal ini merupakan akumulasi gaya angkat L_{aero} , gaya berat W , gaya hambat aerodinamika D_{aero} , gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} dan gaya propulsi dinamik T_d saat *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara dihitung pada program Matlab. Pada Gambar 4.40, terlihat bahwa pesawat WISE L8 mulai *lift off* pada waktu $t = 1.2$ detik, mencapai gaya angkat aerodinamika secara bertahap sebesar $L_{aero} = 32,000$ N.



Gambar 4.40 Kurva gaya angkat aerodinamika L_{aero} versus waktu t sebagai pergerakan pesawat WISE L8 fase *take off*.

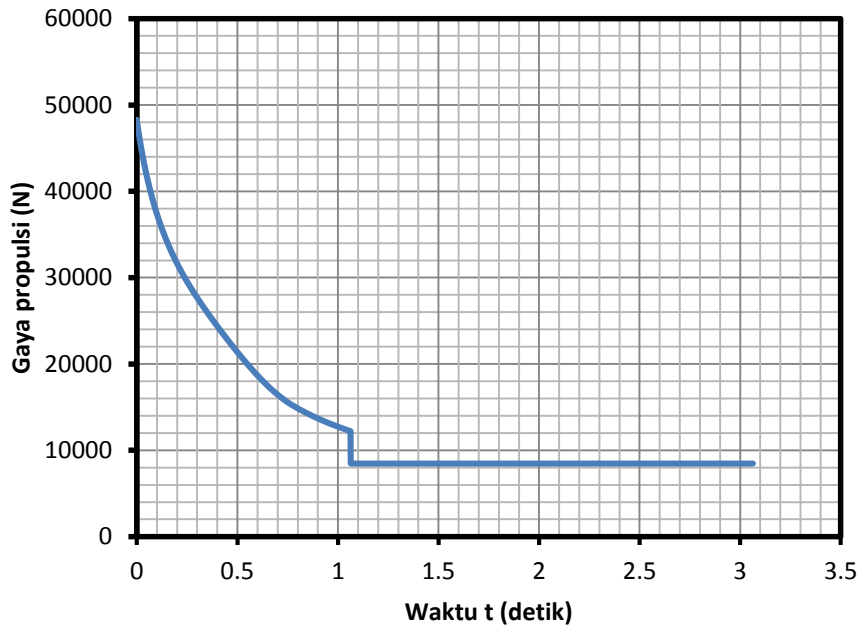
Setelah kondisi *lift off* tercapai yang diinginkan oleh pesawat WISE L8 adalah mencapai kondisi stasioner terbang jelajah dalam pengaruh efek permukaan. Akibat adanya gangguan kecil dari pengaruh luar, maka sudut *pitch* θ dapat berubah ubah, tetapi masih dalam batas yang diperbolehkan sesuai dengan kondisi stasioner yang telah didefinisikan sebelumnya. Pengendalian dengan defleksi *elevator*, δ_e diperlukan agar wahana terbang berada tetap pada kondisi terbang jelajah stasioner. Simpangan simpangan variable gerak yang kecil perlu ditiadakan melalui strategi kendali umpan balik yang tepat.

Pada Gambar 4.41, terlihat bahwa pengaturan sudut serang α yang dikemudikan oleh Pilot menyebabkan adanya pengendalian terhadap gaya hambat aerodinamika D_{aero} yang sebelumnya saat *lift off* sebesar 6,200 N turun menjadi 2,200 N. Hal ini identik dengan perubahan sudut *pitch* θ .



Gambar 4.41 Kurva gaya hambat aerodinamika versus waktu t sebagai pergerakan pesawat WISE L8 fase *take off*.

Pada Gambar 4.42, adalah gaya propulsi dinamik T_d semakin berkurang sesuai dengan bertambahnya kecepatan V pada pesawat WISE L8. Dan, mencapai keseimbangan pada gaya propulsi dinamik $T_d = 9,000$ N. Pengurangan daya propulsi EHP menyebabkan terjadinya pengurangan gaya propulsi dinamik T_d . Apabila tidak ada pengontrolan pada defleksi *elevator* δ_e dan defleksi *throttle* δ_{th} , maka diperoleh kurva ketinggian terbang h yang terus meningkat atau *nose pitch up* saat pesawat WISE L8 *lift off*. Pengurangan daya propulsi EHP dilakukan dengan variasi sudut *pitch propeller* θ_p atau pengurangan putaran *propeller* (rpm). Hal ini dapat dijelaskan oleh Gambar L1.11 (a) dan Gambar L1.11 (b), di mana variasi nilai gaya propulsi dinamik merupakan fungsi variasi sudut *pitch propeller* θ_p atau putaran *propeller* (rpm). Perubahan putaran *propeller* yang sekecil apapun, menyebabkan pesawat WISE L8 terbang mengurangi ketinggian terbang h ke ketinggian menjadi lebih rendah sesuai dengan apa yang diinginkan oleh Pilot (*trim*), misalnya pada ketinggian terbang $h = (2.5 - 5.0)$ m.

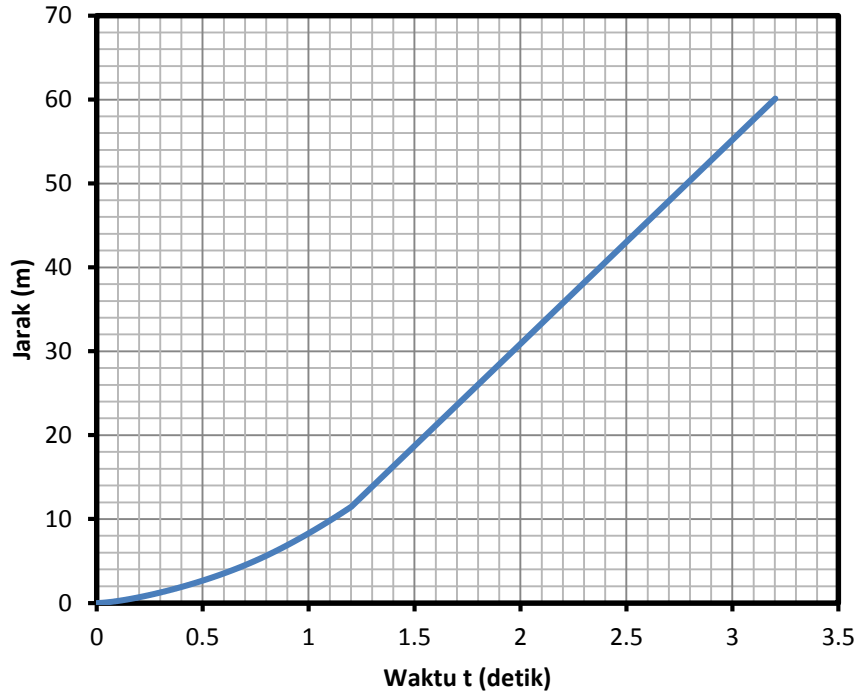


Gambar 4.42 Kurva gaya propulsi dinamik T_d versus waktu sebagai pergerakan pesawat WISE L8 fase *take off*.

Berdasarkan data hasil perhitungan keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen tersebut di atas, maka dihasilkan jarak *take off*, ketinggian terbang h dan kecepatan V versus waktu t untuk pesawat WISE L8.

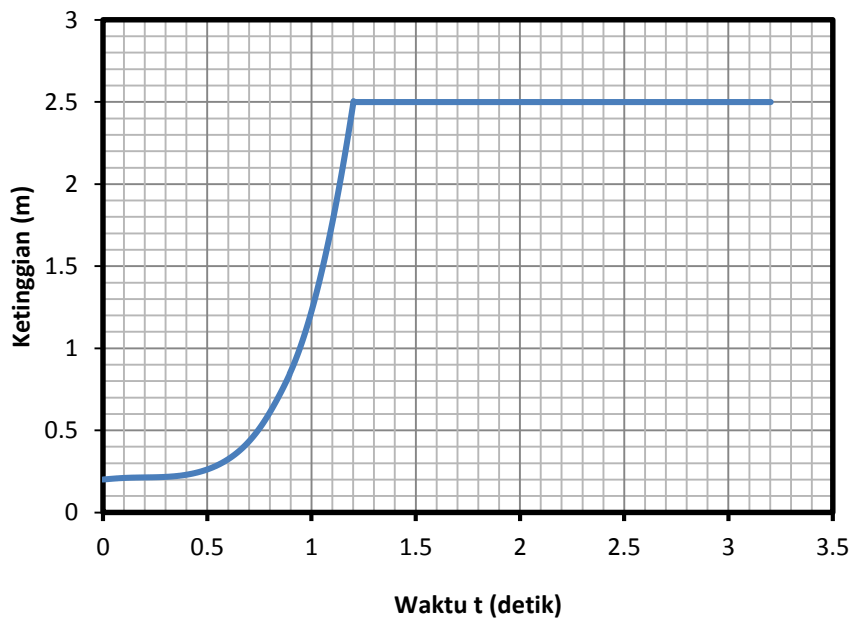
4.4.2 Perhitungan Jarak, Ketinggian Dan Kecepatan Dihitung Oleh Matlab

Berdasarkan perhitungan komputasional Matlab pada pergerakan pesawat WISE L8, maka dilakukan perhitungan jarak X (m) dan kecepatan V (knots) menggunakan data gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat D_{aero} aerodinamika dan gaya hambat D_{hidro} hidrodinamika yang diperoleh dari hasil komputasional Matlab menghasilkan Gambar 4.43 sebagai kurva jarak $X = 55.0$ m mencapai kecepatan $V = 45.0$ knots dan ketinggian terbang $h = 2.5$ m. Beberapa perubahan parameter hidrodinamika akan mempengaruhi hasil perhitungan jarak X dan kecepatan V sebagai fungsi waktu t (detik).



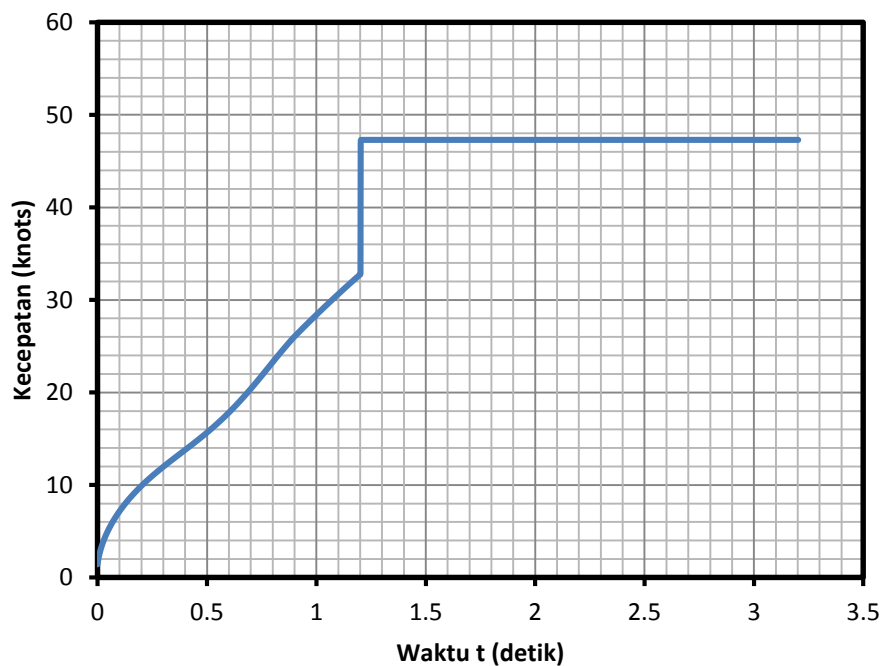
Gambar 4.43 Kurva pergerakan jarak *take off* versus waktu t pada pesawat WISE L8.

Sedangkan, pada Gambar 4.44 adalah kurva ketinggian terbang h (m) versus waktu t (detik) fase *take off* dari pesawat WISE L8. Pada waktu $t = 1.2$ detik, maka pesawat WISE L8 mulai *lift off* dan kemudian terbang mendatar stasioner di *surface effect* dengan bantuan Pilot.



Gambar 4.44 Kurva ketinggian h versus waktu t pesawat WISE L8.

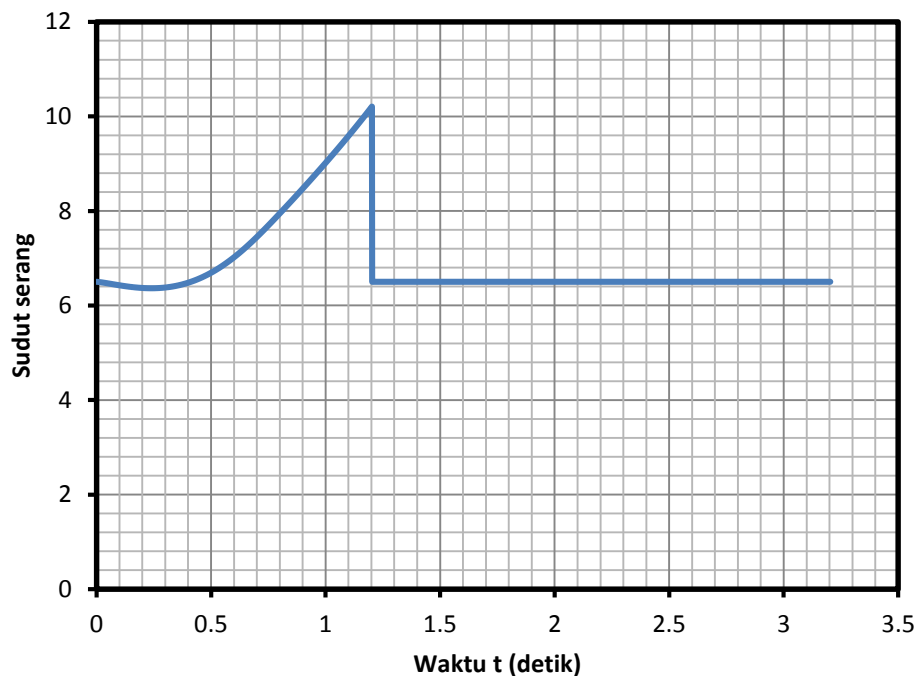
Pada Gambar 4.45 kurva kecepatan V versus waktu t diperoleh melalui penurunan persamaan keseimbangan gaya-gaya dan momen-momen pada program *listing* Matlab di Lampiran 4. Pesawat WISE L8 pada waktu $t = 1.2$ detik dan kecepatan $V = 48.0$ knots mulai *lift off*. Hal ini dipengaruhi oleh parameter hidrodinamika, *wetted surface area*, *water spray*, *porpoising* dan sarat T . Pada fase *lift off* menuju kondisi terbang mendarat stasioner, pesawat masih memerlukan penambahan kecepatan sampai $V = 80.0$ knots. Sehingga, waktu t total yang diperlukan oleh Pilot sampai kondisi stasioner memerlukan waktu cukup lama, di mana faktor *mass inertia* dari wahana terbang sangat berpengaruh pada hasil perhitungan yang lebih akurat. Kurva yang tegak lurus ke atas pada Gambar 4.45, seharusnya berosilasi secara perlahan menuju keadaan *steady*, karena ada persamaan *mass inertia* dari peralatan sistem kendali yang perlu ditambahkan pada persamaan fase transisi.



Gambar 4.45 Kurva kecepatan V versus waktu t fase *take off* pesawat WISE L8.

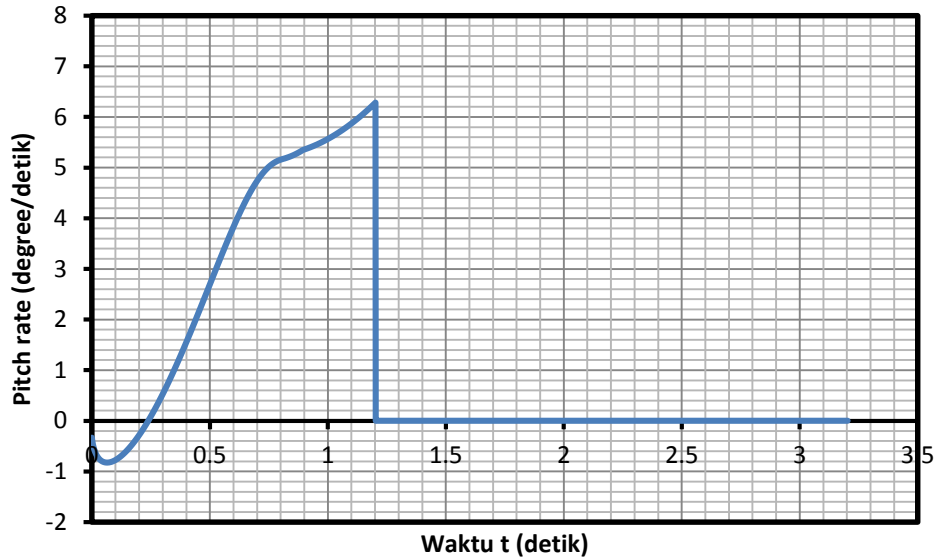
Ketika pesawat WISE L8 mengalami percepatan saat *hydro planing* dan mengudara, maka terlihat ada perubahan yang dilakukan Pilot terhadap sudut serang $\alpha = (6.5 - 10)^\circ$ seperti terlihat pada Gambar 4.46. Perubahan sudut serang α yang tegak lurus ke bawah (seharusnya melengkung) mencapai keadaan *steady* akibat adanya *mass inertia* dan peralatan sistem kendali dari Pilot ke *elevator*. Terlihat bahwa ada pengaruh parameter aerodinamika C_L , C_D dan C_M dari hasil program DATCOM pada efek permukaan sesuai

dengan ketinggian terbang h . Asumsi yang bisa diambil adalah bahwa selama pesawat WISE L8 berada di permukaan air, maka terjadi keseimbangan gaya berat, gaya propulsi dinamik, gaya aerodinamika dan gaya hidrodinamika dan mengakibatkan momen *pitch* menjadi nol. Pada saat pesawat WISE L8 sudah terbang mendarat stasioner, di mana perubahan sudut serang α adalah identik dengan sudut *pitch* $\theta = (6.5^\circ - 10^\circ)$, di mana parameter sudut *pitch* θ selalu dikontrol oleh Pilot melalui perubahan defleksi *elevator* δ_e . Hal ini sangat berpengaruh terhadap perubahan parameter gaya aerodinamika. Hasil yang diperoleh pada Gambar 4.46 dan Gambar 4.47 dengan memanfaatkan sistem pengaturan defleksi *elevator* δ_e berdasarkan data DATCOM.



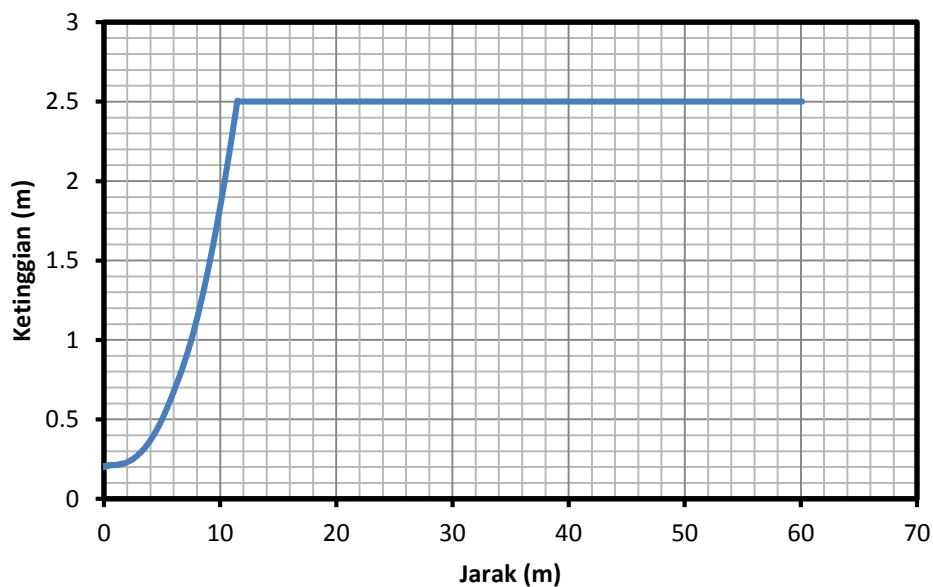
Gambar 4.46 Kurva sudut serang α versus waktu t .

Perlu diperhatikan pada Gambar 4.47 bahwa selama pesawat WISE L8 masih di permukaan air, maka *pitch rate* q berubah dari -1.0 derajat/ detik sampai maksimum ke 6.1 derajat/detik. Kemudian, kurva turun drastis pada $t = 1.2$ detik dan akhirnya menjadi nol. Kurva *pitch rate* q menuju nol harus lebih cepat dipenuhi, sehingga kecenderungan *nose pitch up* dapat diatasi lebih awal. Terjadi perubahan sudut *pitch* θ atau sudut *alpha* α seperti terlihat dengan adanya perubahan *pitch rate* q terhadap waktu t .



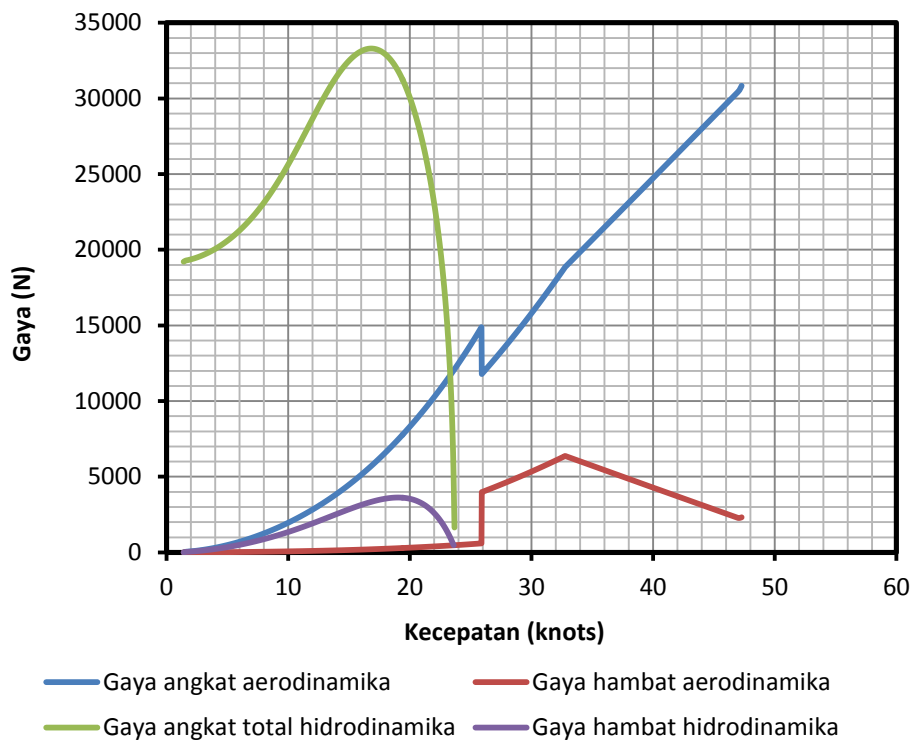
Gambar 4.47 Kurva *pitch rate* q versus waktu t .

Kurva ketinggian terbang h terhadap jarak X , seperti pada Gambar 4.48 terlihat membentuk garis melengkung dari ketinggian $h = 0.2$ sampai dengan $h = 2.5$ m dan kemudian mencapai keadaan *steady* setelah menempuh jarak $X = 12.0$ m. Pada kurva ini diberlakukan persyaratan kondisi batas ketinggian h yang ingin dikontrol, sedangkan data koefisien aerodinamika diambil dari hasil perhitungan program DATCOM. Data aerodinamika tersebut dimasukkan sebagai kelompok data, sehingga program komputer dapat memanggilnya masuk ke dalam perhitungan untuk persamaan ketinggian h .



Gambar 4.48 Kurva ketinggian terbang h versus jarak X .

Pada Gambar 4.49, terlihat distribusi gaya-gaya aerodinamika dan hidrodinamika versus kecepatan V saat *hydro planing* dan mengudara, di mana pesawat WISE L8 *lift off* pada kecepatan $V = 48.0$ knots menghasilkan gaya angkat aerodinamika L_{aero} sama dengan gaya berat W dari pesawat WISE L8. Kecepatan V dari pesawat WISE L8 antara 23.5 knots sampai dengan 48.0 knots menyebabkan efek *porpoising*, di mana gaya angkat aerodinamika L_{aero} baru mampu mengimbangi gaya berat W dari pesawat WISE L8. Puncak efek *porpoising* terjadi pada kecepatan $V \approx 16.5$ knots. Defleksi *throttle* δ_{th} berfungsi mengontrol daya propulsi *EHP* atau gaya propulsi dinamik T_d melalui putaran *propeller* RPM. Parameter sudut serang α untuk menghasilkan kecepatan V , *pitch rate* q dan jarak X saat *hydro planing* sebagai fungsi dari waktu t melalui perubahan sudut *pitch* θ sehingga menyebabkan terjadinya perubahan gaya angkat aerodinamika L_{aero} pada kecepatan $V \approx 23.5$ knots. Setelah kondisi stasioner terbang mendatar terpenuhi, maka pengendalian didominasi oleh defleksi *elevator* δ_e .



Gambar 4.49 Kurva distribusi gaya-gaya versus kecepatan V (knots).

halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 5

PERANCANGAN DAN VERIFIKASI SISTEM KENDALI TERBANG ADAPTIF

Pada bagian akhir Bab 4, diasumsikan bahwa Pilot menerbangkan wahana terbang sampai ketinggian terbang h dengan kecepatan V tertentu stasioner di *surface effect* secara manual, di mana pada kasus ini tidak terjadi perubahan ketinggian terbang Δh yang terlalu signifikan. Pada bagian ini lebih banyak membahas persyaratan *take off* dari pesawat WISE L8. Sedangkan, kondisi kriteria terbang yang optimal dimanfaatkan dalam perancangan sistem kendali terbang adaptif pada Bab 5.

Sistem kendali terbang adaptif atau kontrol adaptif adalah metoda untuk mengontrol suatu sistem atau *plant* agar output dari *plant* sesuai dengan *set point*/ nilai atau kondisi yang diinginkan yang telah diberikan sebelumnya oleh Pilot, walaupun parameter lingkungan berubah atau tidak konstan. Kondisi cuaca yang ekstrim, wahana terbang yang harus terbang dalam kondisi ketinggian berbeda, dimana pada setiap ketinggian memiliki *density* atau kerapatan udara yang berbeda-beda seperti terjadinya turbulensi. Walaupun demikian, wahana terbang harus tetap bisa dikontrol untuk melakukan manuver dan bergerak sesuai dengan permintaan Pilot. Artinya, sistem kontrol harus dapat mengikuti *set point* (dalam hal ini sudut *pitch* θ atau *pitch rate* q) agar sinyal yang diberikan pada sistem kendali dapat mengakomodasi perubahan kondisi lingkungan sesuai *set point* yang diberikan oleh Pilot pada peralatan *autopilot*.

Pada bab 5 dibahas persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) berisi parameter non dimensional turunan aerodinamika yang dihitung melalui sub Bab 2.5.3, pers. (2.17), pers. (2.18) dan pers. (2.19) di Bab 2. Beberapa data seperti gambar 3-D wahana terbang, parameter aerodinamika, propulsi, massa dan inersia pesawat WISE L8 diperoleh dari *D R & O*. Gambar 3-D dari hasil program CATIA terhadap pesawat WISE L8 konfigurasi *Lippisch* digunakan pada perhitungan komputasional dinamika fluida CFD. Data parameter hidrodinamika dan aerodinamika yang diperoleh dari literatur Iskendar (2011) digunakan untuk analisis perilaku melalui metoda Savitsky dengan program CFD Bab 4 dan analisis kestabilan melalui program Matlab pada Bab 5 ini. Analisis menghasilkan perilaku dan stabilitas pesawat WISE L8 pada beberapa kondisi *hydro planing* dan terbang mendarat. Data dalam matriks ruang keadaan (4 x 4) diperoleh dari hasil perhitungan DATCOM dan dimensi pesawat WISE L8 menurut *D R & O*, sehingga

menghasilkan kriteria kestabilan dinamik wahana terbang. Pada Bab 5 juga, digunakan model SISO dari metoda *neural networks* terhadap parameter kendali terbang pesawat WISE L8 sebagai kontrol otomatis *Pitch Attitude Hold* yang stabil dinamik untuk gerak *pitch*, lihat Muhammad (2003). Blok diagram sistem kendali terbang adaptif lingkaran tertutup merujuk pada blok diagram pada program Matlab.

Perancangan dan verifikasi sistem kendali terbang adaptif agar respons wahana terbang sesuai dengan *set point* yang diberikan pada *plant*. Sistem kendali ini menggunakan kontroler Tune PID dan *neural networks*. Simulasi yang digunakan pada program Matlab menggunakan metoda root locus dan Tune Kontroler PID dengan teknik *gain scheduling* melalui penguatan *servo* pada daerah kestabilan root locus menghasilkan respons output, sudut *pitch*, θ yang stabil terhadap input *step* pada parameter defleksi *elevator* δ_e atau defleksi *throttle* δ_{th} gerak matra longitudinal. Analisis sistem SISO lingkaran terbuka dan tertutup menggunakan metoda root locus dan kontroler Tune PID di program Matlab sudah memadai dalam perancangan awal kendali terbang adaptif. Karakteristik aerodinamika saat mengudara akan berubah cukup besar, apabila terjadi gangguan cukup besar terhadap sudut *pitch* θ saat *hydro planing* dan mengudara. Hal itu dapat terlihat jelas apabila wahana terbang telah dilengkapi dengan peralatan sistem sensor, telemetri dan komputer sebagai *on board data acquisition*. Kurva *drag polar* merupakan sekumpulan data yang terjadi tentang perubahan parameter aerodinamika sebagai fungsi sudut serang α saat wahana terbang mendarat. Penggunaan metoda *neural networks* sangat *reliable* sebagai analisis awal sebelum perancangan piranti keras *autopilot* atau kontrol adaptif yang sesungguhnya di pesawat. Kecepatan V pesawat WISE L8 dibuat bertahan cukup lama pada kecepatan $V = (60.0 - 80.0)$ knots. Apabila ada gangguan, maka perlu dilakukan perubahan secara adaptif melalui kontrol input defleksi *elevator* δ_e untuk mempertahankan ketinggian terbang *surface effect h* dengan pengendalian respons output sudut *pitch* θ .

5.1 ANALISIS RESPONS STEP PADA SISTEM LINGKAR TERBUKA DAN TERTUTUP

Menurut Etkin dan Reid (1996) dan penurunan matematika persamaan gerak pesawat WISE L8 pada matra longitudinal pada kecepatan $V = 80.0$ knots dan ketinggian terbang $h = (1.0 - 3.0)$ m mempunyai kondisi terbang jelajah stasioner. Parameter aerodinamika yang digunakan berdasarkan hasil perhitungan program DATCOM. Model matematika blok *plant* ini dihitung berdasarkan dimensi luas sayap, massa jenis udara, kecepatan jelajah wahana terbang dan daya propulsi yang diselesaikan dengan

menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4), seperti disampaikan pada pers. (5.1). Fungsi transfer wahana terbang disebut *plant* di dalam sistem kendali secara keseluruhan, di mana terdapat blok kontroler dan blok umpan balik.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{X_w}{1-Z_{\dot{w}}} & 0 & -g_0 \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{Z_w}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{u_0 + Z_q}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{-g_0 \sin \theta_0}{1-Z_{\dot{w}}} \\ M_u + \frac{M_{\dot{w}} Z_u}{1-Z_{\dot{w}}} & M_w + \frac{M_{\dot{w}} Z_w}{1-Z_{\dot{w}}} & M_q + \frac{(u_0 + Z_q) M_{\dot{w}}}{1-Z_{\dot{w}}} & \frac{-M_{\dot{w}} g_0 \sin \theta_0}{1-Z_{\dot{w}}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_{th}} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_{th}} \\ M_{\delta_e} + \frac{M_{\dot{w}} Z_{\delta_e}}{1-Z_{\dot{w}}} & M_{\delta_{th}} + \frac{M_{\dot{w}} Z_{\delta_{th}}}{1-Z_{\dot{w}}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_{th} \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Menurut Muhammad (2005 a) dan Wijiatmoko (2006), substitusi parameter kestabilan yang diperoleh dari komputasional DATCOM dan hasil uji model di terowongan angin dimasukkan ke dalam persamaan sub Bab 2.5.3 di Bab 2 Kajian Pustaka dan Dasar Teori dengan pers. (2.21) sebagai matriks [A] dan [B] dan pers. (2.22) sebagai matriks [C] dan [D] di mana, pers. (2.25) sampai dengan pers. (2.39) merupakan persamaan untuk menghitung turunan aerodinamika. Hasilnya dimasukkan ke pers. (5.1) sebagai matriks [A] dan [B] sehingga menghasilkan pers. (5.2). Data struktur wahana terbang diperoleh dari hasil perhitungan DATCOM dan data struktur pesawat WISE yang tertera pada *DR & O*. Matriks [A] dan [B] seperti pers. (5.4) dan pers. (5.5) merupakan fungsi dari defleksi *elevator* δ_e dan defleksi *throttle* δ_r . Data ini masuk pada proses komputasional seperti pada program Matlab untuk sistem lingkaran terbuka dan tertutup.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.0005 & 4.5000 \\ 3.8060 & 0.01 \\ -0.0734 & -0.0002 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_{th} \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

Persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) dalam pers. (5.2) di atas adalah *plant*, maka perlu diketahui respons output dari 8 parameter kestabilan turunan aerodinamika ke dalam program Matlab menghasilkan respons waktu t .

1. Respons kecepatan u dalam arah sumbu x terhadap waktu t dengan input defleksi elevator δ_e
2. Respons kecepatan w dalam arah sumbu z terhadap waktu t dengan input defleksi elevator δ_e .
3. Respons *pitch rate* q terhadap waktu t dengan input defleksi elevator δ_e
4. Respons sudut *pitch* θ terhadap waktu t dengan input defleksi elevator δ_e
5. Respons kecepatan u dalam arah sumbu x terhadap waktu t dengan input defleksi throttle δ_{th}
6. Respons kecepatan w dalam arah sumbu z terhadap waktu t dengan input defleksi throttle δ_{th}
7. Respons *pitch rate* q terhadap waktu t dengan input defleksi throttle δ_{th}
8. Respons sudut *pitch* θ terhadap waktu t dengan input defleksi throttle δ_{th}

5.1.1 Respons Kecepatan Wahana terbang u Dengan Input Step Defleksi Elevator δ_e

Sesuai dengan matriks ruang keadaan dari persamaan gerak pesawat WISE L8 pada matra longitudinal dengan menggunakan pers. (5.1) dan pers. (5.2), sehingga menghasilkan fungsi transfer dengan input defleksi elevator δ_e dan respons output kecepatan u pesawat WISE L8 sebagai pers. (5.3), pers. (5.4) dan pers. (5.5) berikut:

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C(SI-A)^{-1}B + D \quad (5.3)$$

dengan, $C = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

, maka diperoleh fungsi transfer dari matriks $G(s)$ berukuran (4 x 4).

$$G(s) = [1 \ 0 \ 0 \ 0] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e] \quad (5.6)$$

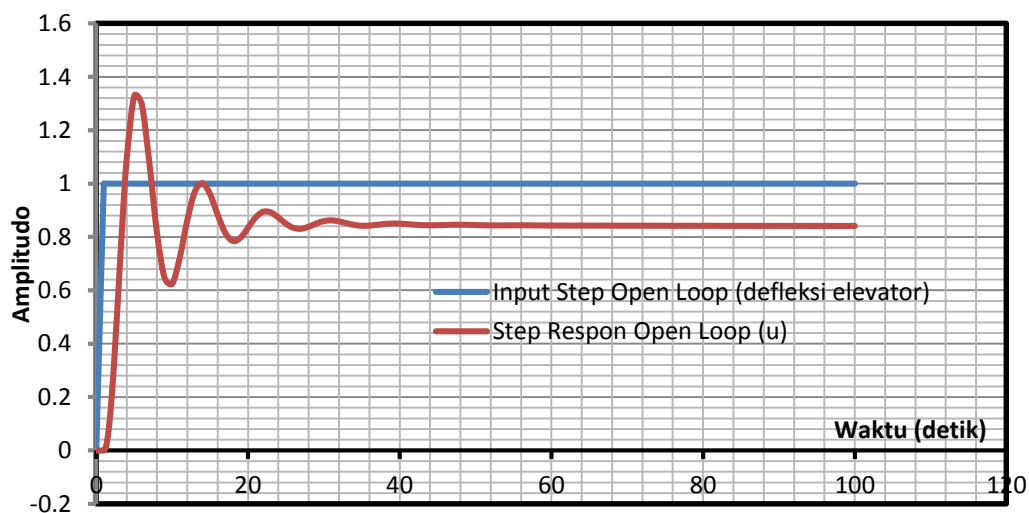
Implementasi program untuk pers. (5.4) sampai dengan pers. (5.6) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

```
A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153; -0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
b=[Xde Xdt; Zde Zdt ;Mde+(Mwdot*Zde) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]%[0;-0.0340 ; -0.5746;
0];%[0;0.03 ; 0.01; 0]; %
B=[b(1,1);b(2,1);b(3,1);b(4,1)]
C=[1 0 0 0]
D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle
(radian)','location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)
```

Penyelesaian perhitungan pada pers. (5.6) dilakukan dengan program Matlab dari sistem lingkaran terbuka $G(s)$ sesuai dengan pers. (5.7).

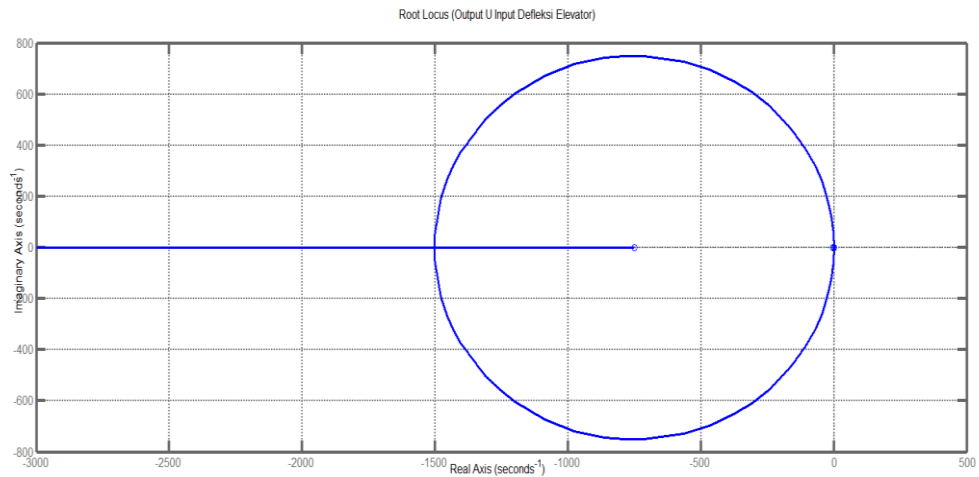
$$G(s) = \frac{0.0005s^3 + 0.3772s^2 + 1.104s + 0.05573}{s^4 + 2.511s^3 + 1.319s^2 + 1.288s + 0.06622} \quad (5.7)$$

Fungsi transfer sistem lingkaran terbuka $G(s)$ tanpa kontroler Tune PID dari sistem lingkaran terbuka dan respons masing-masing output seperti ditampilkan pada Gambar 5.1 dalam respons waktu t dan Gambar 5.2 dalam respons frekuensi. Pada Gambar 5.1, terlihat bahwa kecepatan wahana terbang u mengalami kenaikan *overshoot* ke angka 7.6 dan mengalami kondisi *steady state*. Pada Gambar 5.2 terjadi nilai kestabilan pada semua daerah frekuensi. *Overshoot* adalah waktu puncak, yaitu waktu yang diperlukan oleh respons mulai dari $t = 0$ hingga mencapai puncak pertama.



Gambar 5.1 Respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.

Pergerakan locus sepanjang garis lintasan merupakan tempat kedudukan dari penguatan penguatan yang digunakan dalam sistem lingkaran terbuka tersebut. Metoda ini sangat *reliable* sebagai kajian awal dalam merancang sistem kendali terbang adaptif menggunakan kontroler Tune PID dengan teknik *gain scheduling*. Metoda *neural networks* merupakan metoda yang memverifikasi parameter input defleksi *elevator* δ_e atau defleksi *throttle* δ_{th} terhadap respons output sudut *pitch* θ dari sistem SISO.

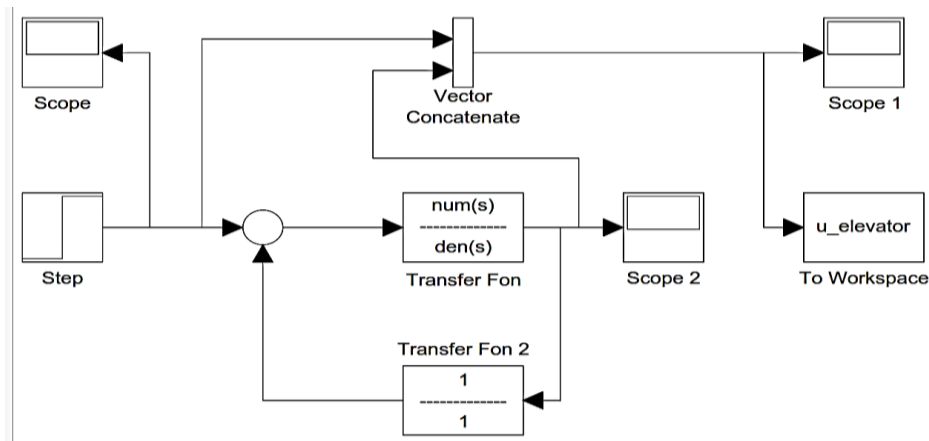


Gambar 5.2 Diagram root locus dari respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $elevator \delta_e$ pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.

Sesuai dengan Gambar 5.1, maka diperoleh kesimpulan, bahwa respons bersifat stabil tetapi diperlukan kontrol agar $plant$ lebih bersifat responsif, sehingga respons output dari $plant$ sesuai input. Penggunaan metoda root locus adalah untuk melihat kestabilan sistem lingkaran terbuka yang bersifat stabil atau tidak dari suatu sistem kendali terbang adaptif, di mana apabila dari hasil komputasional diperoleh akar karakteristik persamaan terletak di sebelah kiri sumbu imajiner menyebabkan adanya penguatan penguatan yang membuat sistem bersifat stabil dinamik seperti terlihat pada diagram root locus dengan sistem lingkaran terbuka pada Gambar 5.2.

Respons kecepatan wahana terbang u dengan input $step$ pada defleksi $elevator \delta_e$ dengan unsur $G(s)$ sebagai kontroler seperti pers. (5.8), unsur $plant$ dan umpan balik melalui komputasi program simulasi di Matlab pada blok diagram Gambar 5.3. Setelah dilakukan komputasi, maka teknik $gain scheduling$ yang dihitung pada program Matlab menghasilkan kontrol sistem yang responsif melalui kontroler pers. (5.8) sebagai berikut:

$$G(s) = \frac{10^{10}}{s + 10^4} \tag{5.8}$$



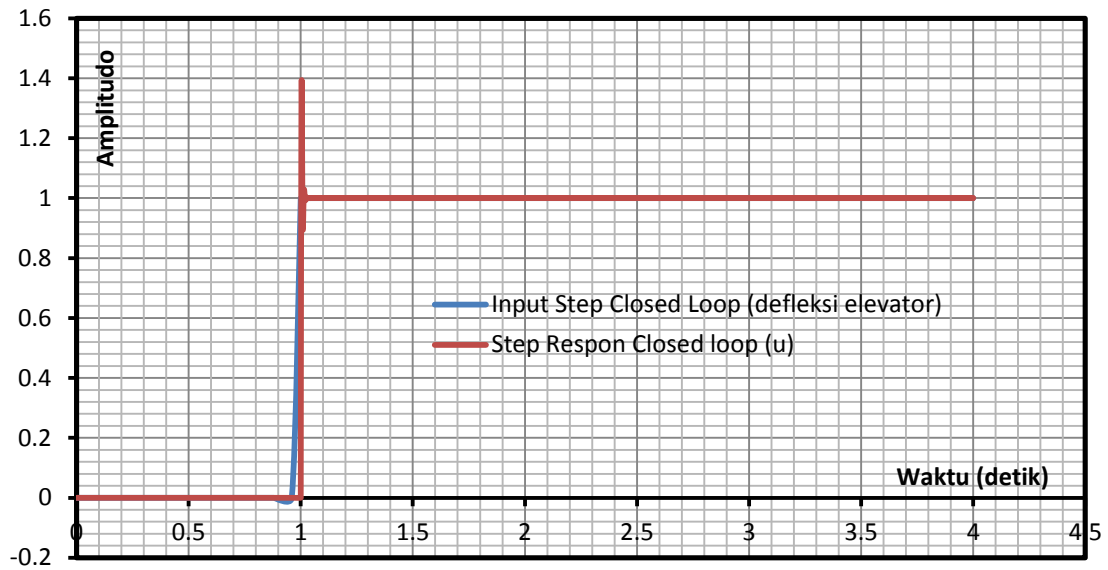
Gambar 5.3 Program simulasi dari respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran tertutup.

Berdasarkan blok diagram pada Gambar 5.3, maka diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran tertutup secara keseluruhan termasuk *plant* di pers. (5.9) berikut:

$$G(s)_{cl} = \frac{0.0000005s^3 + 0.3772 \times 10^9 s^2 + 1.104 \times 10^{10} s + 5.573 \times 10^8}{s^5 + 10^4 s^4 + 5.025 \times 10^6 s^3 + 3.77 \times 10^9 s^2 + 1.104 \times 10^{10} s} \quad (5.9)$$

Plot grafik input $step$ pada defleksi $elevator$ δ_e dan respons output, kecepatan u yang mendekati fungsi $step$ pada sistem lingkaran tertutup seperti terlihat pada Gambar 5.4. Pada gambar yang sama, setelah ada umpan balik, maka terlihat respons output menjadi lebih baik, di mana *overshoot* mencapai nilai 1.4. Respons output Gambar 5.4 lebih baik jika dibandingkan dengan Gambar 5.1 sebelum ada umpan balik. Sistem lingkaran terbuka belum mengalami perbaikan pada respons outputnya. Parameter kondisi terbang jelajah stasioner dalam pengaruh *surface effect* adalah:

- kecepatan jelajah : V
- sudut *pitch* : θ
- defleksi *elevator* : δ_e
- tinggi jelajah : h
- sudut lintas terbang : γ
- gaya propulsi terbang mendarat stasioner : T_d
- sudut serang : α
- *pitch rate* : q



Gambar 5.4 Respons output, kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $elevator \delta_e$ pada sistem lingkaran tertutup.

5.1.2 Respons Kecepatan Wahana Terbang Arah Normal w Dengan Input Step Defleksi Elevator δ_e

Sesuai dengan persamaan matriks ruang keadaan dari pers. (5.1) dan pers. (5.2) dari persamaan gerak pesawat WISE L8 matra longitudinal. Maka, fungsi transfer dengan input defleksi $elevator \delta_e$ dan respons output kecepatan arah normal w wahana terbang menghasilkan pers. (5.10), pers. (5.11) dan pers. (5.12) berikut:

$$\frac{W(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C (SI-A)^{-1} B + D$$

dengan, $C = [0 \ 1 \ 0 \ 0]$; $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.11)$$

Maka, diperoleh:

$$G(s) = [0 \ 1 \ 0 \ 0] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e] \quad (5.12)$$

Implementasi program untuk pers. (5.10) sampai dengan pers. (5.12) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

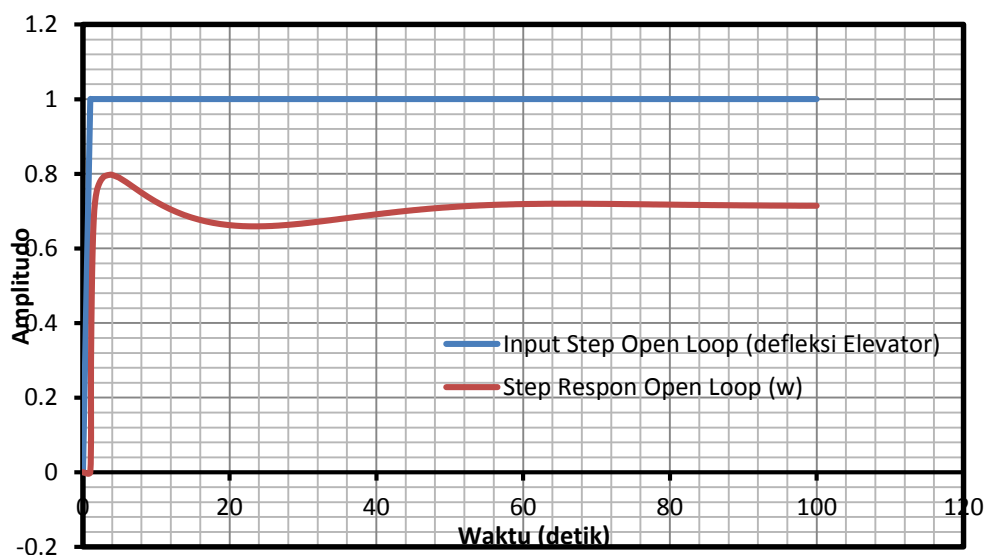
```
A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153; -0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
b=[Xde Xdt; Zde Zdt ;Mde+(Mwdot*Zde) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]
b=[0;-0.0340 ; -0.5746; 0];
c=[0;0.03 ; 0.01; 0];
B=[b(1,1);b(2,1);b(3,1);b(4,1)]
C=[0 1 0 0] ; D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle (radian)', 'location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)
```

Maka, diperoleh respons waktu t dari fungsi transfer sistem lingkaran terbuka $G(s)$ pada Gambar 5.5 dan diagram root locus pada Gambar 5.6, sistem lingkaran tertutup pada pers. (5.13) dan respons masing-masing fungsi transfer.

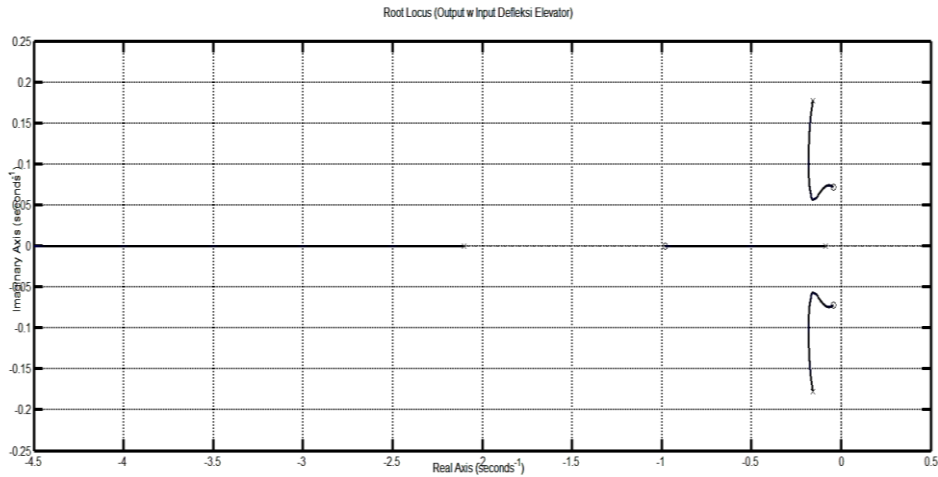
$$\frac{G(s)}{1 + H(s)G(s)} = \frac{3.806s^3 + 4.059s^2 + 0.348s + 0.02635}{s^4 + 6.317s^3 + 5.001s^2 + 0.532s + 0.03684} \quad (5.13)$$

Sesuai dengan Gambar 5.5, maka diperoleh kesimpulan bahwa respons output bersifat stabil, tetapi diperlukan kontrol agar *plant* lebih responsif. Sehingga, respons output dari *plant* sesuai dengan input pada sistem lingkaran tertutup. *Overshoot* yang terjadi lebih rendah dari sinyal input yang diberikan dan memberikan respons output yang lebih cepat. Bentuk respons output dengan *overshoot* yang mencapai nilai 0.8 mengindikasikan bahwa wahana terbang yang terbang stabil mendarat stasioner pada kecepatan arah normal w . Pasangan parameter input dan output ini mempunyai kestabilan dinamik yang cukup baik, tetapi tidak dapat diterapkan karena sensor kecepatan arah normal w belum ada di pasaran. Sehingga, tidak perlu dilakukan analisis lebih lanjut dengan menggunakan metoda *neural networks*.

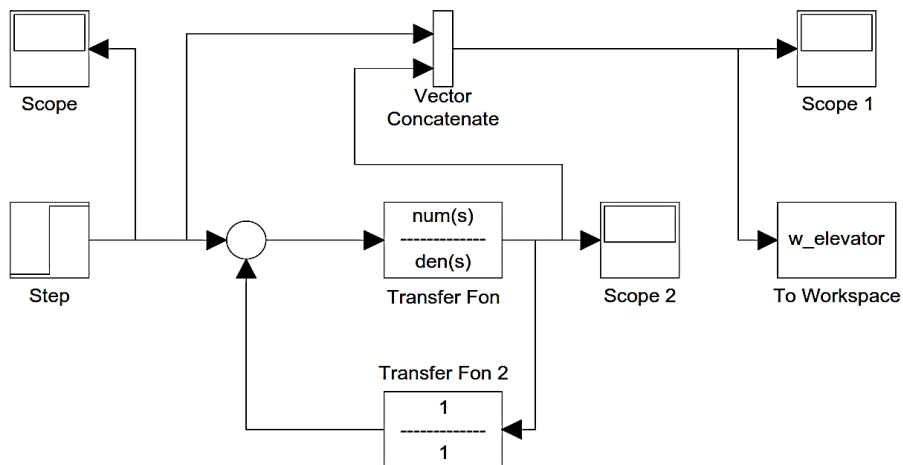
Sesuai dengan metoda analisis root locus, maka terlihat pada penguatan tertentu sistem masih bersifat stabil, seperti pada Gambar 5.6, karena semua *locus* berada di sebelah kiri sumbu imajiner yang berarti bahwa wahana terbang stabil dinamik pada semua daerah pergerakan *locus* dari *pole* ke *zero*. Terdapat kendala pada parameter kecepatan wahana terbang arah normal w yang belum mempunyai sensor pada piranti keras di prototipe. Sehingga, hal ini tidak dibahas sampai ke bagian analisis kestabilan menggunakan metoda *neural networks*.



Gambar 5.5 Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.6 Diagram root locus dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.7 Program simulasi dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $elevator$ δ_e pada sistem lingkaran tertutup.

Respons kecepatan wahana terbang arah normal w dengan input $step$ pada defleksi $elevator$ δ_e diperoleh melalui program simulasi dan digambarkan sebagai diagram pada Gambar 5.7. Setelah dilakukan analisis, maka diperlukan teknik *gain scheduling* agar kontrol menghasilkan sistem yang responsif terhadap *plant*. Perhatikan fungsi transfer kontroler pers. (5.14) berikut:

$$G(s) = \frac{500}{100s + 2} \quad (5.14)$$

Sesuai dengan blok diagram pada Gambar 5.7, maka fungsi transfer sistem lingkaran tertutup, $G(s)_{cl}$ diperoleh sebagai pers. (5.15) berikut:

$$G(s)_{cl} = \frac{1903s^3 + 2030s^2 + 174s + 13.15}{100s^5 + 253.1s^4 + 2002s^3 + 2050s^2 + 175.4s + 13.17} \quad (5.15)$$

Sehingga, dapat dihitung dan di plot grafik antara input defleksi *elevator* δ_e dengan respons output kecepatan wahana terbang arah normal w pada sistem lingkaran tertutup yang terlihat mendekati input *step* oleh program Matlab, sebagai Gambar 5.8.



Gambar 5.8 Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran tertutup.

5.1.3 Respons *Pitch Rate* q Dengan Input Step Defleksi *Elevator* δ_e

Sesuai dengan persamaan matriks ruang keadaan dari pers. (5.1) dan pers. (5.2) dari gerak pesawat WISE L8 pada matra longitudinal. Maka, fungsi transfer dengan input defleksi *elevator* δ_e , dan respons output *pitch rate* q wahana terbang menghasilkan pers. (5.16), pers. (5.17) dan pers. (5.18).

$$\frac{w(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C(SI-A)B + D$$

dengan $C = [0 \ 0 \ 1 \ 0]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.16)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix}, \text{ maka diperoleh} \quad (5.17)$$

$$G(s) = [0 \ 0 \ 1 \ 0] \left[\begin{array}{c} [s] \\ \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \end{array} \right] + [0][\delta_e] \quad (5.18)$$

Implementasi program untuk pers. (5.16) sampai dengan pers. (5.18) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

```
A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153;-0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
b=[Xde Xdt; Zde Zdt ;Mde+(Mwdot*Zde) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]%[0;-0.0340 ; -0.5746;
0];%[0;0.03 ; 0.01; 0]; %
B=[b(1,1);b(2,1);b(3,1);b(4,1)]
C=[0 0 1 0]; D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle
(radian)','location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
```

```

sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)

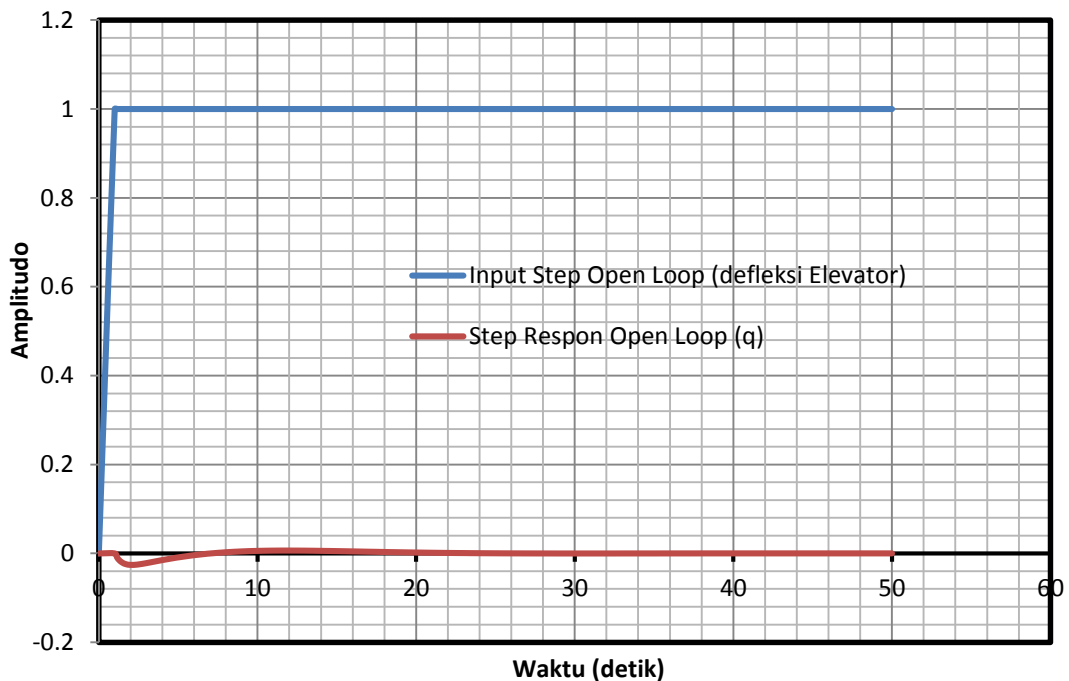
```

Perhatikan kontroler pada pers. (5.19) dan fungsi transfer lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ pada pers. (5.20):

$$G(s) = \frac{-0.07337 s^3 - 0.01051 s^2 - 0.0001609 s}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049} \quad (5.19)$$

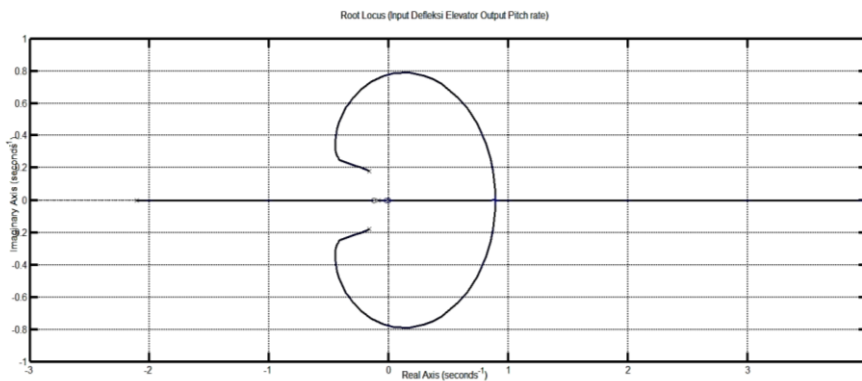
$$\frac{G(s)}{1 + H(s)G(s)} = \frac{-0.07337 s^3 - 0.01051 s^2 - 0.0001609 s}{s^4 + 2.438s^3 + 0.9314s^2 + 0.1839s + 0.01049} \quad (5.20)$$

Sesuai dengan Gambar 5.9, maka diperoleh kesimpulan, bahwa respons output sistem lingkaran terbuka bersifat kurang stabil.



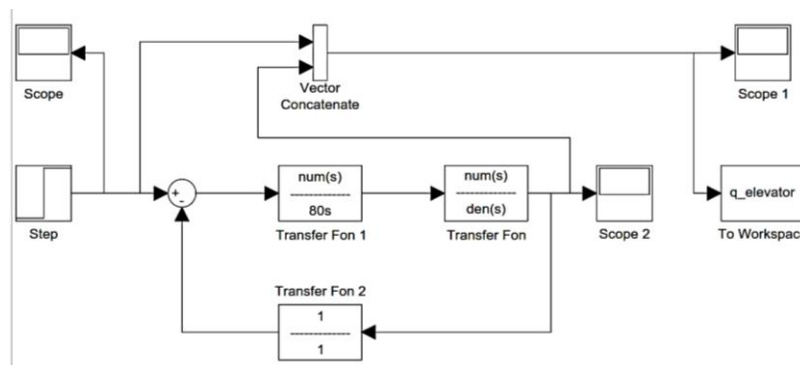
Gambar 5.9 Respons output, *pitch rate q* terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.

Sistem memerlukan kontrol agar *plant* lebih responsif pada rancangan sistem kendali terbang, sehingga respons output dari *plant* sesuai dengan input. Hal ini seperti yang terjadi pada sistem kendali terbang adaptif dengan sistem lingkaran tertutup pada blok diagram di Gambar 5.11. Pada bagian ini, diperlukan sistem kendali terbang menggunakan teknik *gain scheduling*, di mana penguatan K_P , K_D dan K_I pada sistem *servo* menghasilkan locus yang bergerak di sebelah kiri sumbu imajiner seperti yang diindikasikan oleh metoda root locus pada Gambar 5.10. Sesuai dengan penggunaan analisis root locus, maka terlihat bahwa pada penguatan K_P , K_D dan K_I pada sistem *servo* tertentu, sistem bersifat stabil. Pada penguatan lain mengakibatkan sistem tidak stabil, karena ada locus yang berada di sebelah kanan sumbu imajiner.



Gambar 5.10 Diagram root locus dari respons output *pitch rate* q terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.

Respons *pitch rate* q wahana terbang dengan input *step* defleksi *elevator* δ_e tersebut melalui program simulasi seperti terlihat pada blok diagram Gambar 5.11 berikut:



Gambar 5.11 Program simulasi dari respons output *pitch rate* q terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran tertutup.

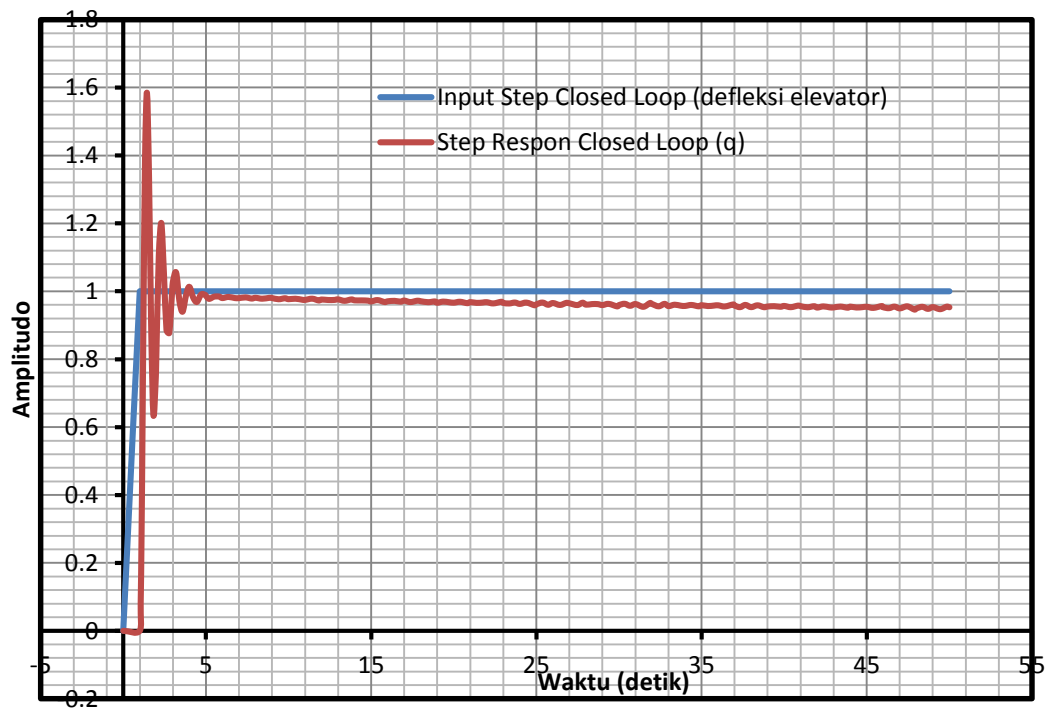
Setelah dilakukan analisis, maka diperlukan teknik *gain scheduling* agar kontrol menghasilkan sistem yang responsif melalui pers. (5.21):

$$G(s) = \frac{-60000}{80s} \quad (5.21)$$

Sesuai dengan blok diagram pada Gambar 5.11, maka diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ termasuk *plant* sebagai pers. (5.22):

$$G(s)_{cl} = \frac{4404s^3 + 630s^2 + 12s}{80s^5 + 200.9s^4 + 4479s^3 + 644.7s^2 + 12.84s} \quad (5.22)$$

Maka, diperoleh plot grafik pada Gambar 5.12, di mana input *step* pada defleksi *elevator* δ_e dan respons output pada *pitch rate* q mendekati fungsi *step* yang berarti sistem lingkaran tertutup menjadi stabil dengan teknik *gain scheduling* oleh program Matlab.



Gambar 5.12 Respons output *pitch rate* q terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran tertutup.

Pada Gambar 5.12 di atas, respons output *pitch rate q* terlihat *overshoot* yang cukup tinggi, tetapi sistem mempunyai respons output yang lebih baik. Parameter ini juga cukup baik jika dianalisis dengan menggunakan metoda *neural networks* dan *reliable* jika dikembangkan sampai ke tahap piranti keras. Dan, hal ini perlu dibandingkan dengan hasil respon sudut *pitch θ* yang juga *reliable*.

5.1.4 Respons Sudut *Pitch θ* Dengan Input Step Defleksi *Elevator δ_e*

Sesuai dengan persamaan matriks ruang keadaan dari pers. (5.1) dan pers. (5.2) yang merupakan persamaan gerak pesawat WISE L8 matra longitudinal. Maka, persamaan fungsi transfer dengan input defleksi *elevator δ_e*, dan respons output adalah sudut *pitch θ* wahana terbang diambil sesuai pers. (5.23) dan pers. (5.24) dan pers. (5.25) sebagai berikut:

$$\frac{W(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C (SI-A)^{-1} B + D$$

dengan $C = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.23)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix}, \text{ maka diperoleh} \quad (5.24)$$

$$G(s) = [0 \ 0 \ 0 \ 1] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0.0005 \\ 3.8060 \\ -0.0734 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e] \quad (5.25)$$

Implementasi program untuk pers. (5.23) sampai dengan pers. (5.25) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

```

A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153; -0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
b=[Xde Xdt; Zde Zdt ;Mde+(Mwdot*Zde) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]%[0;-0.0340 ; -0.5746;
0];%[0;0.03 ; 0.01; 0]; %
B=[b(1,1);b(2,1);b(3,1);b(4,1)]
C=[0 0 0 1]; D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle
(radian)','location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)

```

Fungsi transfer sistem lingkaran terbuka $G(s)$ pada pers. (5.26) menghasilkan sistem lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ pada pers. (5.27) dan respons masing-masing fungsi transfer seperti diuraikan pada Gambar 5.13 dan Gambar 5.16.

$$G(s) = \frac{-0.07337 s^2 - 0.01051 s - 0.0001609}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049} \quad (5.26)$$

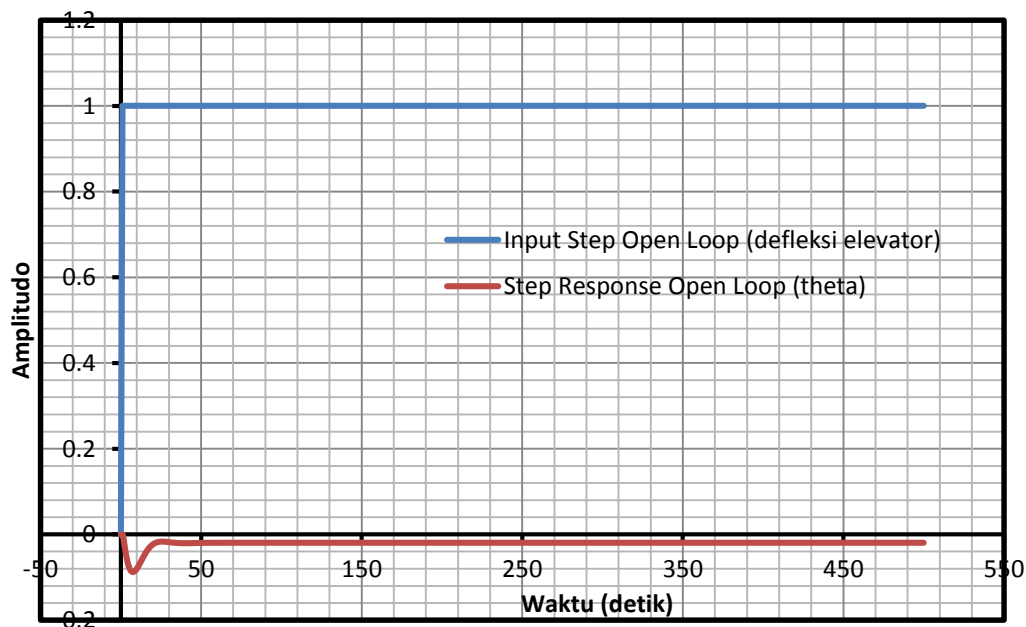
$$\frac{G(s)}{1 + H(s)G(s)} = \frac{-0.07337 s^2 - 0.01051 s - 0.0001609}{s^4 + 2.511s^3 + 0.8685s^2 + 0.1735s + 0.01033} \quad (5.27)$$

Sesuai dengan Gambar 5.13, maka disimpulkan bahwa respons output masih bersifat stabil tetapi tidak responsif. Sehingga, perlu perancangan sistem kontrol lingkaran tertutup yang baik agar *plant* lebih responsif, sehingga membentuk respons output dari *plant* sesuai dengan input. Penggunaan metoda root locus seperti diperlihatkan oleh Gambar 5.14, di mana pada penguatan K_P , K_D dan K_I pada sistem servo tertentu terlihat sistem bersifat stabil. Terdapat beberapa penguatan lain dari sistem yang bersifat tidak

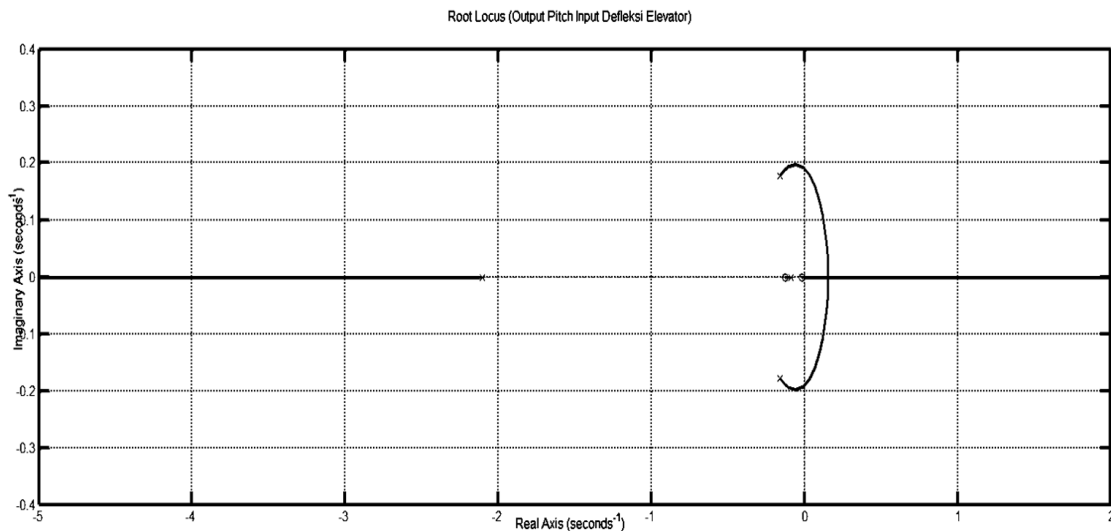
stabil yang ditandai oleh pergerakan locus di sebelah kanan sumbu imajiner seperti terlihat pada Gambar 5.14 tersebut. Pada teknik *gain scheduling*, sistem dibuat menjadi stabil dengan memilih penguatan K_P , K_D dan K_I dengan pergerakan *locus* di sebelah kiri sumbu imajiner. Beberapa penguatan berkisar antara -0.1 sampai dengan + 0.1 telah dipergunakan pada pemodelan matematika persamaan gerak pesawat WISE L8.

Persoalan kestabilan suatu sistem dapat dianalisis lebih awal pada sistem lingkaran terbuka. Keuntungan dari penggunaan metoda root locus adalah menyangkut pergeseran letak *pole* dan *zero* melalui persamaan fungsi transfer dapat dilihat secara langsung. Sehingga, masing masing kasus ditampilkan seperti pada blok diagram fungsi transfer lingkaran tertutup.

Penguatan tersebut pada sistem piranti keras dapat berbentuk penguatan pada *servo* penggerak/ aktuator untuk permukaan atur defleksi *elevator* δ_e dan putaran *propeller* mesin dalam bentuk defleksi *throttle* δ_{th} . Hubungan antara input defleksi *elevator* δ_e dan respons output sudut *pitch* θ pada sistem umpan balik sistem kendali terbang adaptif pada blok diagram di Gambar 5.15 cukup baik jika diaplikasikan pada piranti keras, karena peralatan sensor atau instrumentasi tersedia di pasaran, seperti *Ring Laser Gyro*.

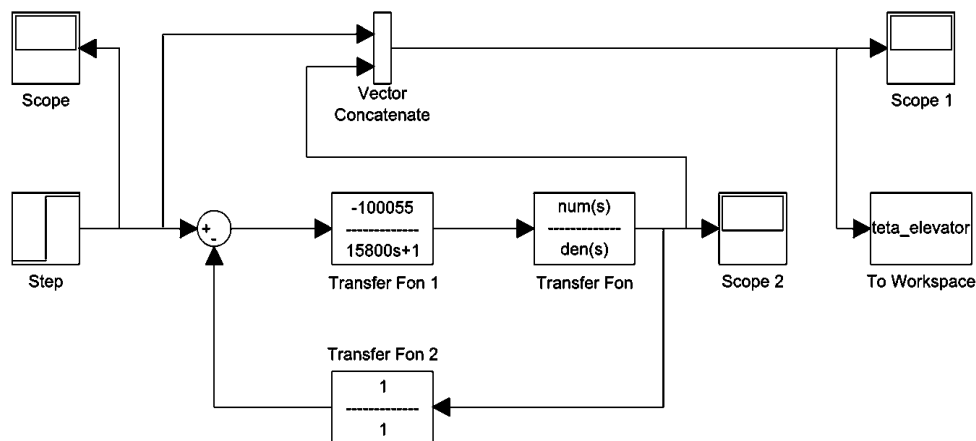


Gambar 5.13 Respons output, sudut *pitch* θ terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.14 Diagram root locus dari respons output sudut *pitch* θ terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.

Respons sudut *pitch* θ wahana terbang dengan input *step* defleksi *elevator* δ_e yang disimulasikan dengan menggunakan program simulasi seperti blok diagram pada Gambar 5.15.



Gambar 5.15 Program simulasi dari respons output sudut *pitch* θ terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran tertutup.

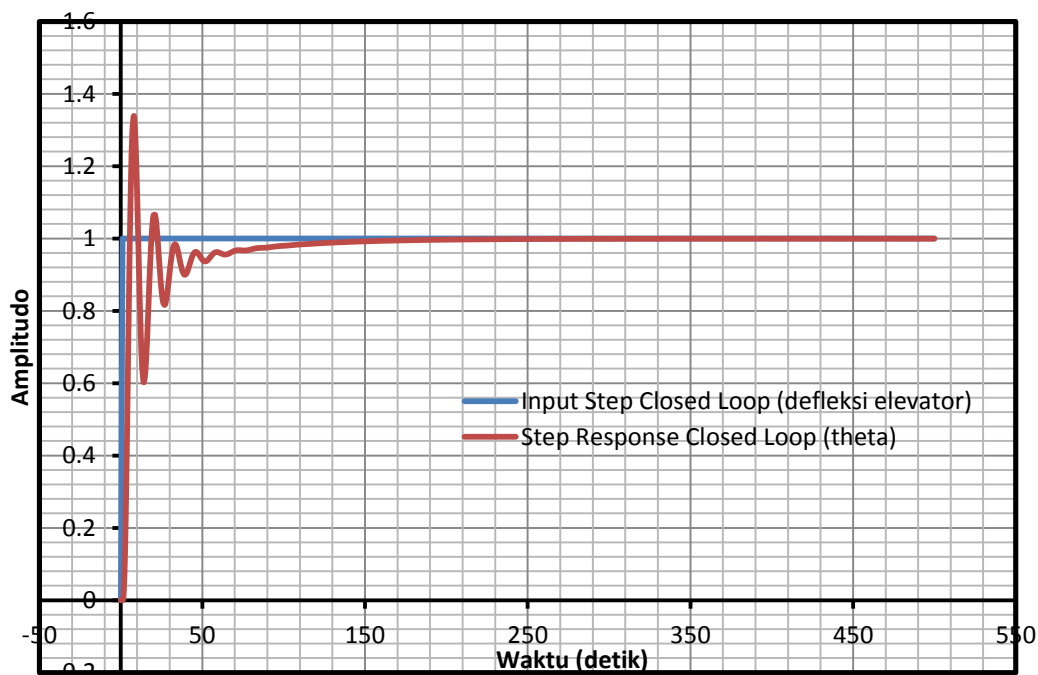
Setelah dilakukan analisis, maka diperlukan teknik *gain scheduling* untuk menghasilkan sistem lingkaran tertutup yang responsif. Perhatikan fungsi transfer $G(s)$ sebagai kontroler berikut:

$$G(s) = \frac{-100055}{15800s + 1} \quad (5.28)$$

Maka, diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ termasuk *plant* pada pers. (5.29) berikut:

$$G(s)_{cl} = \frac{7344 s^2 + 1051s + 20.01}{15800s^5 + 3.968 \times 10^4 s^4 + 1.488 \times 10^4 s^3 + 1.025 \times 10^4 s^2 + 1217 s + 20.02} \quad (5.29)$$

Sehingga, diperoleh plot grafik input *step* dan respons output sudut *pitch* θ mendekati fungsi *step* sebagai sistem lingkaran tertutup, sebagai Gambar 5.16. Parameter ini sangat baik digunakan pada analisis untuk verifikasi sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks*. Sistem kendali terbang adaptif sangat responsif dalam memperbaiki dirinya menuju tingkat kestabilan yang cukup tinggi.



Gambar 5.16 Respons output sudut *pitch* θ terhadap input *step*, defleksi *elevator* δ_e pada sistem lingkaran tertutup.

5.1.5 Respons Kecepatan Wahana Terbang u Dengan Input Step Defleksi *Throttle*

δ_h

Sesuai dengan persamaan matriks ruang keadaan dari pers. (5.1) dan pers. (5.2) pada persamaan gerak pesawat WISE L8 pada matra longitudinal. Maka, fungsi transfer dengan input defleksi *throttle* δ_h dan respons output adalah kecepatan u wahana terbang menghasilkan pers. (5.30), pers. (5.31) dan pers. (5.32) sebagai berikut:

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C (SI-A)B + D$$

dengan $C = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.30)$$

$$B = \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix}, \text{ maka, diperoleh} \quad (5.31)$$

$$G(s) = [1 \ 0 \ 0 \ 0] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e] \quad (5.32)$$

Implementasi program untuk pers. (5.30) sampai dengan pers. (5.32) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

```

A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153; -0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
b=[Xth Xdt; Zth Zdt ;Mth+(Mwdot*Zth) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]%[0;-0.0340 ; -0.5746;
0];%[0;0.03 ; 0.01; 0]; %
B=[b(1,2);b(2,2);b(3,2);b(4,2)]
C=[1 0 0 0]; D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle
(radian)','location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)

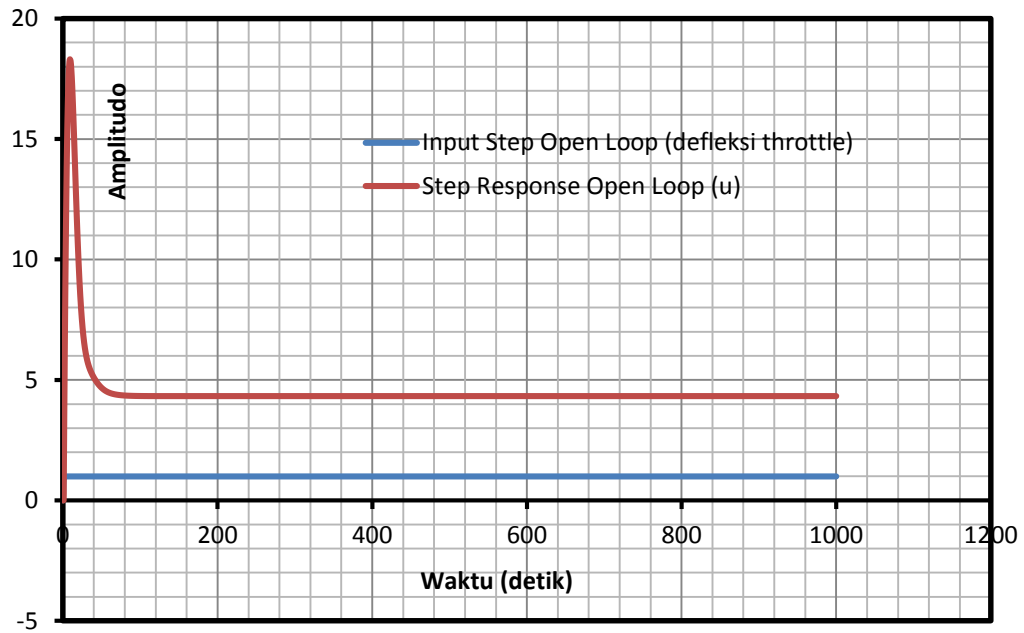
```

Sehingga, diperoleh respons output dari fungsi transfer sistem lingkaran terbuka $G(s)$ pada Gambar 5.17 dan Gambar 5.18, sistem lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ dari pers. (5.34) dan respons masing-masing berdasarkan fungsi transfer $G(s)$ dari pers. (5.33) berikut:

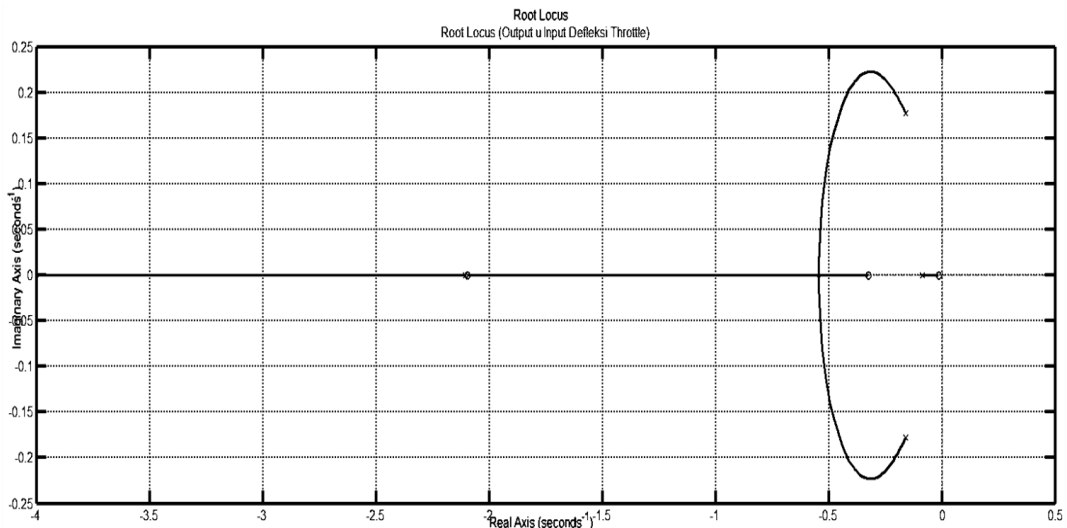
$$G(s) = \frac{4.5s^3 + 10.96s^2 + 3.235s + 0.04537}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049} \quad (5.33)$$

$$\frac{G(s)}{1 + H(s)G(s)} = \frac{4.5s^3 + 10.96s^2 + 3.235s + 0.04537}{s^4 + 7.011s^3 + 11.99s^2 + 3.419s + 0.05586} \quad (5.34)$$

Respons sistem lingkaran terbuka dari pers. (5.33) dengan Gambar 5.17 di bawah, maka diperoleh kesimpulan bahwa respons bersifat stabil, tetapi diperlukan kontrol agar *plant* lebih responsive. Sehingga, diharapkan respons output dari *plant* sesuai dengan input. Demikian pula, penggunaan metoda analisis root locus pada Gambar 5.18, memperlihatkan bahwa pada penguatan K_P , K_D dan K_I tertentu dari sistem SISO akan bersifat stabil.

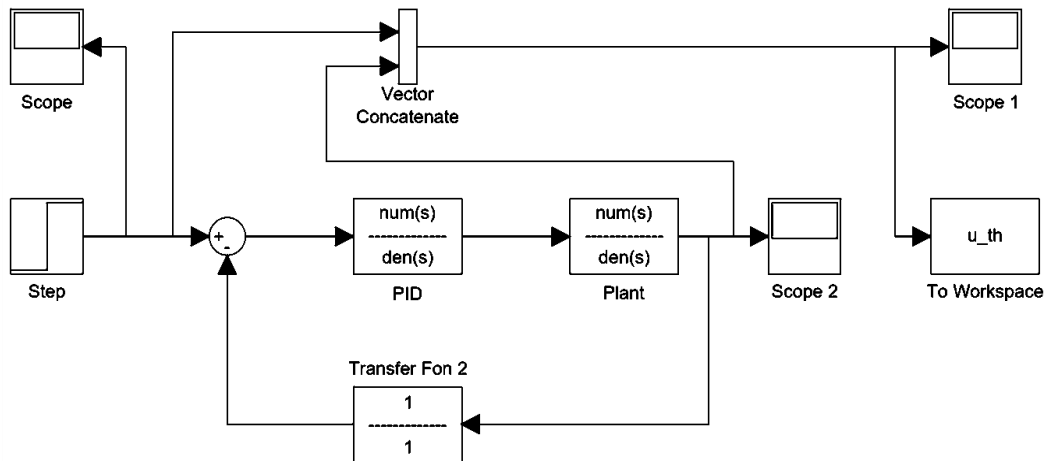


Gambar 5.17 Respons output kecepatan wahana terbang u , terhadap input $step$, defleksi throttle δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.18 Diagram root locus dari respons output kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi throttle δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.

Respons kecepatan arah u wahana terbang dengan input $step$ pada defleksi throttle δ_{th} sebagai sistem lingkaran tertutup, disimulasikan dengan program Matlab sebagai terlihat pada blok diagram Gambar 5.19.



Gambar 5.19 Program simulasi dari respons output kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi $throttle \delta_{th}$ pada sistem lingkaran tertutup.

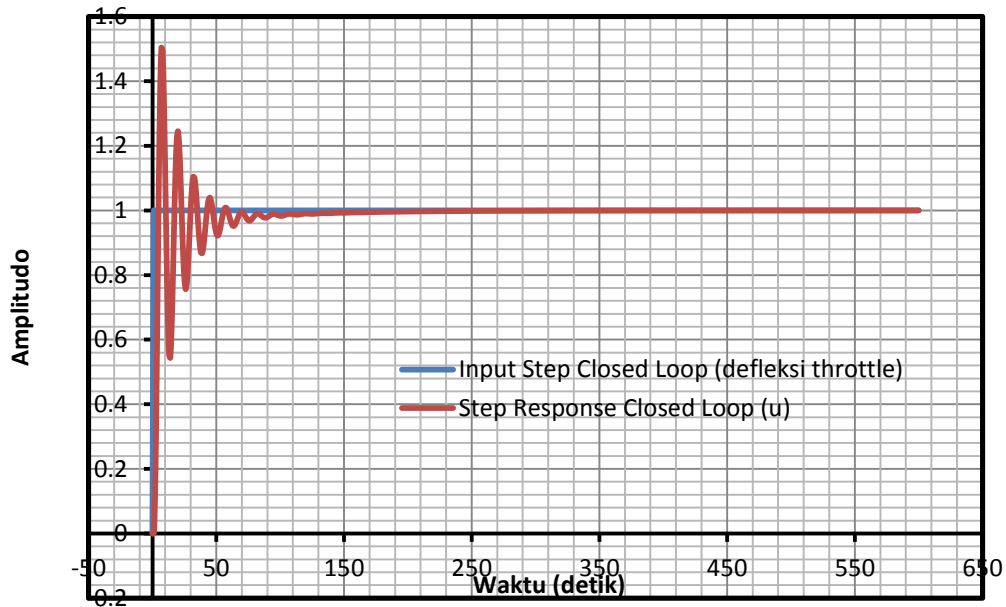
Setelah dilakukan analisis, maka diperlukan teknik *gain scheduling* agar kontrol menghasilkan sistem yang responsif. Perhatikan fungsi transfer $G(s)$ pers. (5.35):

$$G(s) = \frac{46.512}{1000s + 0.00001} \quad (5.35)$$

Sesuai dengan blok diagram simulasi Gambar 5.19, maka diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ termasuk *plant* seperti pada pers. (5.36) berikut:

$$G(s)_{cl} = \frac{209.3s^3 + 509.8s^2 + 150.5s + 2.11}{1000s^5 + 2511s^4 + 1151s^3 + 693.8s^2 + 161s + 2.11} \quad (5.36)$$

Berdasarkan pers. (5.36), diperoleh plot grafik input $step$ pada defleksi $throttle \delta_{th}$ dan respons output pada kecepatan wahana terbang, u berhasil tinggi, seperti Gambar 5.20. Tetapi, hal ini kurang baik dalam analisis *neural networks* sebagai sistem kontrol adaptif, sensor kecepatan wahana terbang u , belum ada pada peralatan sensor yang dijual di pasaran.



Gambar 5.20 Respons output kecepatan wahana terbang u terhadap input $step$, defleksi throttle δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup.

5.1.6 Respons Kecepatan Wahana Terbang Arah Normal w Dengan Input Step Defleksi Throttle δ_{th}

Sesuai dengan persamaan matriks ruang keadaan dari pers. (5.1) dan pers. (5.2) dari gerak pesawat WISE L8 pada matra longitudinal. Maka, fungsi transfer dengan input defleksi throttle δ_{th} dan respons output kecepatan w wahana terbang sesuai dengan pers. (5.37), pers. (5.38) dan pers. (5.39) sebagai berikut:

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C(SI-A)B + D$$

dengan $C = [01 \ 0 \ 0]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.37)$$

$$B = \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix}, \text{ maka diperoleh} \quad (5.38)$$

$$G(s) = [0 \ 1 \ 0 \ 0] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e] \quad (5.39)$$

Implementasi program untuk pers. (5.37) sampai dengan pers. (5.39) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

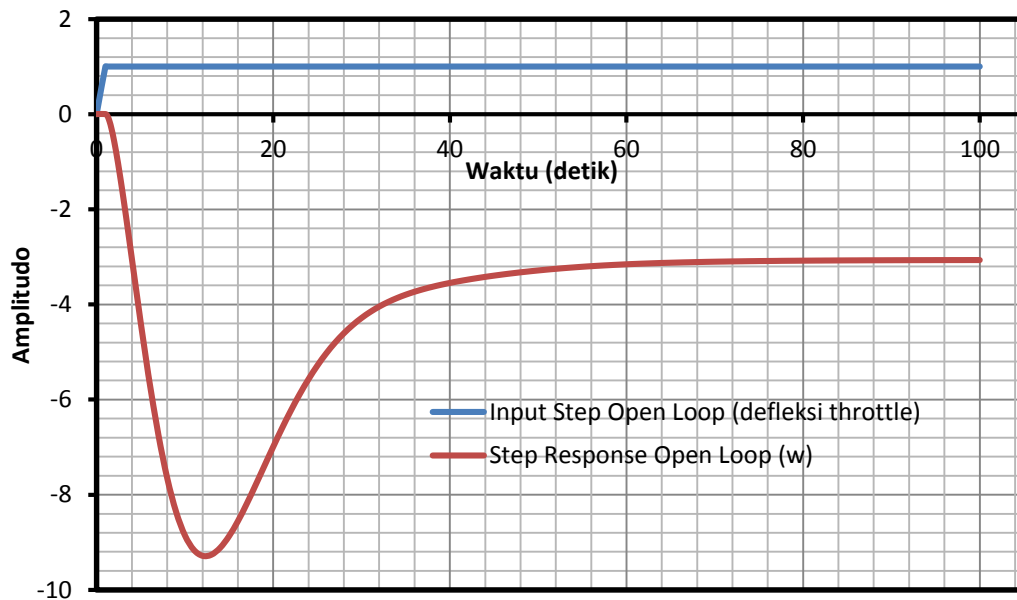
```
A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153;-0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
b=[Xth Xdt; Zth Zdt ;Mth+(Mwdot*Zth) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]%;[-0.0340 ; -0.5746;
0];%[0;0.03 ; 0.01; 0]; %
B=[b(1,2);b(2,2);b(3,2);b(4,2)]
C=[0 1 0 0]; D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle
(radian)', 'location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)
```

Maka, diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran terbuka dan sistem lingkaran tertutup serta respons masing-masing output. Perhatikan fungsi transfer sistem lingkaran terbuka $G(s)$ melalui pers. (5.40) dan fungsi transfer sistem lingkaran tertutup melalui pers. (5.41).

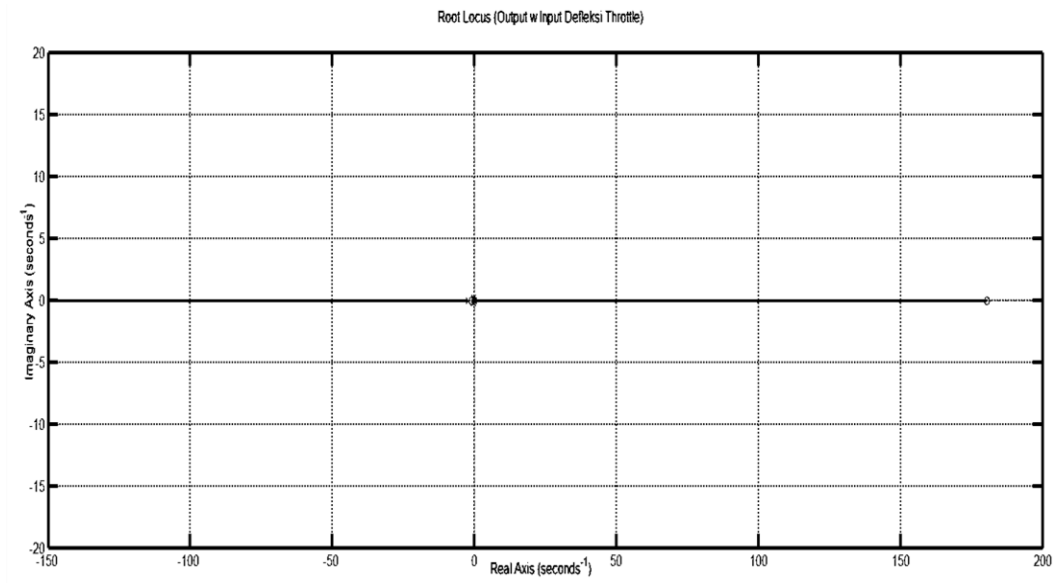
$$G(s) = \frac{0.01s^3 - 1.795s^2 - 1.686s - 0.03216}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049} \quad (5.40)$$

$$\frac{G(s)}{1+H(s)G(s)} = \frac{0.01s^3 - 1.795s^2 - 1.686s - 0.03216}{s^4 + 2.511s^3 - 0.8532s^2 - 1.502s - 0.02167} \quad (5.41)$$

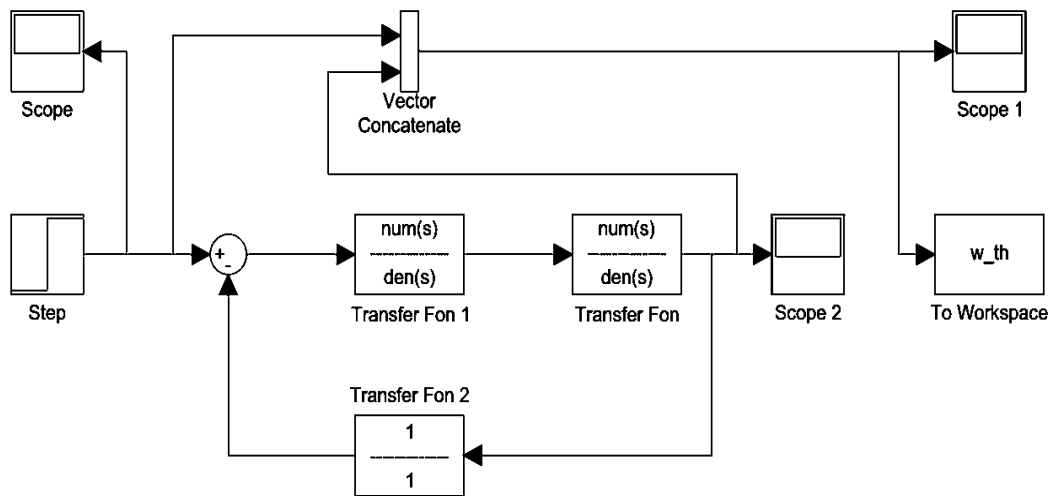
Gambar 5.21 adalah respons output dari sistem lingkaran terbuka, di mana terlihat respons output bersifat kurang stabil. Hal ini juga diperlihatkan oleh Gambar root locus pada Gambar 5.22 karena menuju arah negatif tak hingga. Perlu kontrol agar *plant* lebih responsive, agar respons output dari *plant* sesuai dengan input *step*. Berdasarkan metoda analisis root locus pada Gambar 5.22, maka diperlukan penguatan K_P , K_D dan K_I tertentu pada sistem lingkaran tertutup sehingga sistem bersifat stabil, seperti Gambar 5.24.



Gambar 5.21 Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w , terhadap input *step*, defleksi *throttle* δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.22 Diagram root locus dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.23 Program simulasi dari respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input $step$, defleksi $throttle$ δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup.

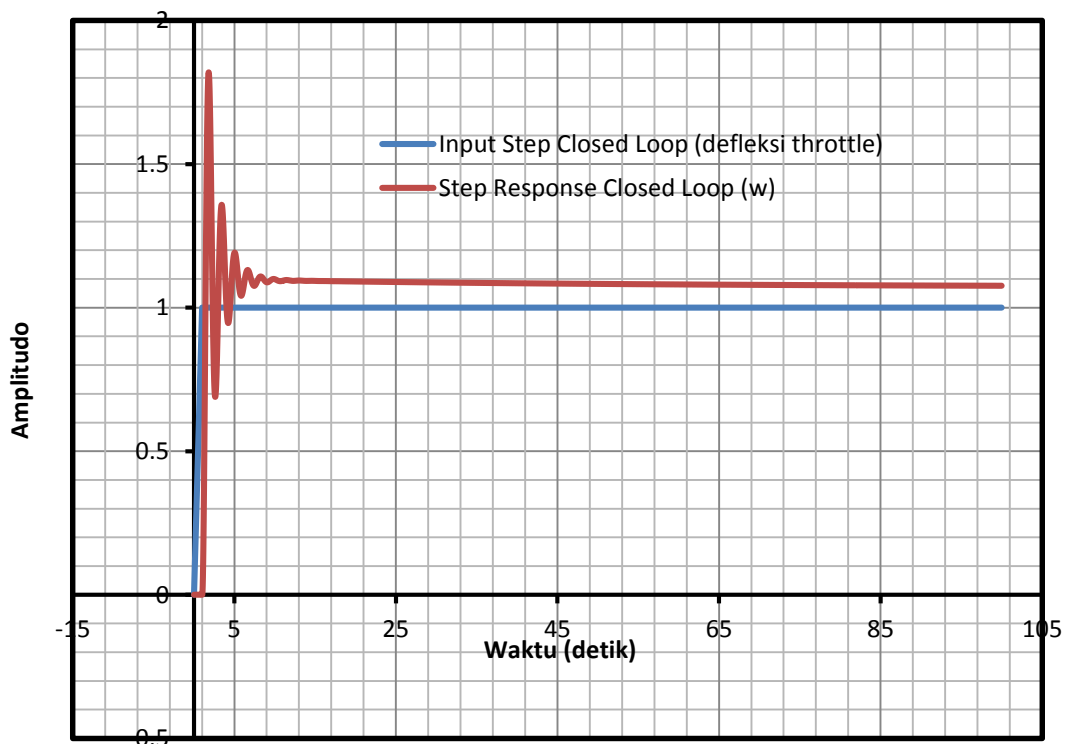
Respons kecepatan wahana terbang arah normal, w dengan input $step$ defleksi $throttle$ δ_{th} disimulasikan dengan program simulasi sebagai blok diagram Gambar 5.23. Setelah dilakukan analisis komputasional, maka perlu teknik *gain scheduling* agar kontrol menghasilkan sistem yang lebih responsif. Perhatikan fungsi transfer $G(s)$ pers. (5.42) berikut:

$$G(s) = \frac{46.512}{1000s + 0.00001} \quad (5.42)$$

Berdasarkan blok diagram simulasi pada Gambar 5.23, maka diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ termasuk *plant* seperti pada pers. (5.43) adalah:

$$G(s)_{cl} = \frac{209.3s^3 + 509.8s^2 + 150.5s + 2.11}{1000s^5 + 2511s^4 + 1151s^3 + 693.8s^2 + 161s + 2.11} \quad (5.43)$$

Sehingga, sistem lingkaran tertutup dengan umpan balik, diperoleh plot grafik input *step* pada defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output pada kecepatan wahana terbang arah normal w yang lebih stabil, seperti Gambar 5.24. Terjadi *overshoot* dengan nilai 1.68 dan berosilasi.



Gambar 5.24 Respons output kecepatan wahana terbang arah normal w terhadap input *step*, defleksi *throttle* δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup.

5.1.7 Respons *Pitch Rate q* Wahana Terbang Dengan Input Step Defleksi *Throttle* δ_{th}

Sesuai dengan persamaan matriks ruang keadaan dari pers. (5.1) dan pers. (5.2) persamaan gerak pesawat WISE L8 pada matra longitudinal. Maka, fungsi transfer dengan input defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output adalah *pitch rate q* wahana terbang sesuai dengan pers. (5.44), pers. (5.45) dan pers. (5.46) sebagai berikut:

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C (SI-A)B + D$$

dengan, $C = [0 \ 0 \ 1 \ 0]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.44)$$

$$B = \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix}, \text{ maka diperoleh} \quad (5.45)$$

$$G(s) = [0 \ 0 \ 1 \ 0] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e] \quad (5.46)$$

Implementasi program untuk pers. (5.44) sampai dengan pers. (5.46) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

```
A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153; -0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
```

```

b=[Xth Xdt; Zth Zdt ;Mth+(Mwdot*Zth) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]%[0;-0.0340 ; -0.5746;
0];%[0;0.03 ; 0.01; 0]; %
B=[b(1,2);b(2,2);b(3,2);b(4,2)]
C=[0 0 1 0]; D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle
(radian)','location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)

```

Sehingga, diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran terbuka $G(s)$ sebagai fungsi waktu t pada Gambar 5.25 dan diagram root locus pada Gambar 5.26 sistem lingkaran terbuka.

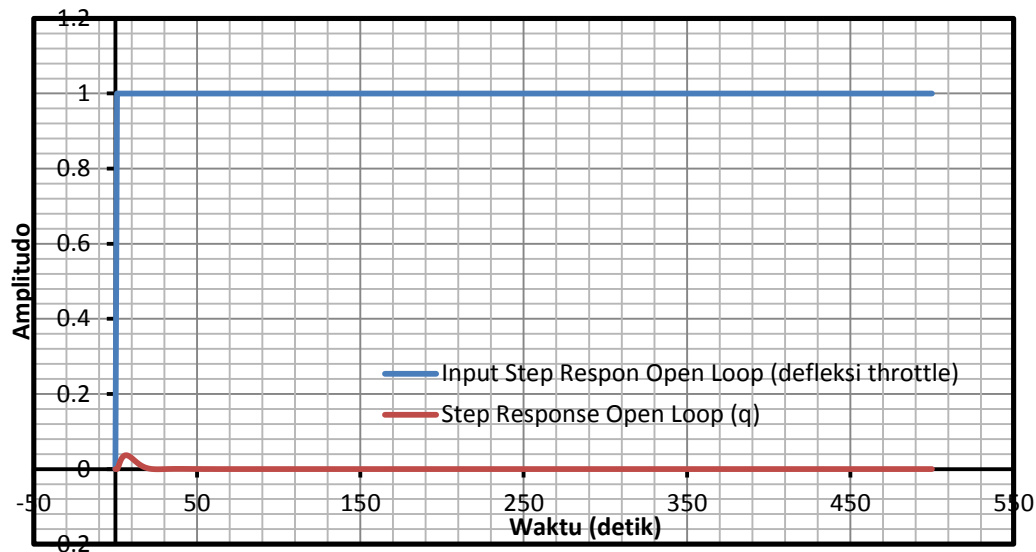
$$G(s) = \frac{-0.000207 s^3 + 0.03732 s^2 + 0.004075 s - 4.305e-19}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049} \quad (5.47)$$

$$\frac{G(s)}{1+H(s)G(s)} = \frac{-0.000207 s^3 + 0.03732 s^2 + 0.004075 s - 4.305e-19}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9792s^2 + 0.1881s + 0.01049} \quad (5.48)$$

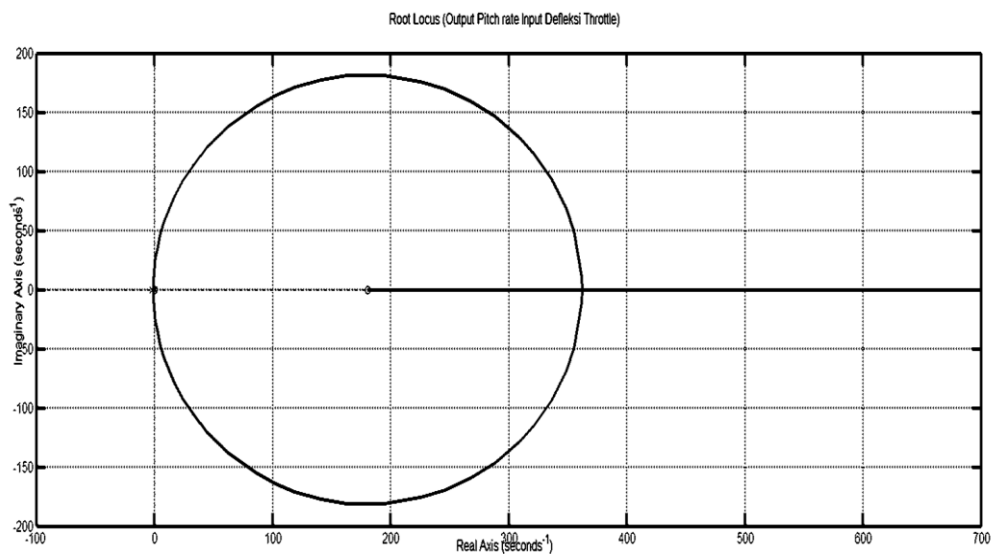
Sesuai dengan Gambar 5.25, diperoleh kesimpulan bahwa respons output bersifat stabil. Tetapi diperlukan kontrol agar *plant* lebih responsif, di mana respons output dari *plant* sesuai dengan input seperti pada sistem lingkaran tertutup. Penggunaan metoda analisis root locus pada sistem lingkaran terbuka pada Gambar 5.26, di mana semua penguatan pada pergerakan locus berada di sebelah kanan sumbu imajiner dan menyebabkan sistem menjadi tidak stabil. Perbaikan sistem lingkaran tertutup dengan menggunakan penguatan sistem *servo* pada kontroler Tune PID dari sistem kendali terbang adaptif dengan teknik lain, seperti *Pole Placement & Pole Zero Cancellation*, lihat Sajnekar, *et al.*,(2013).

Respons *pitch rate q* dengan input *step* defleksi *throttle* δ_{th} disimulasikan dengan program Matlab seperti Gambar 5.27. Setelah dilakukan proses komputasional, maka

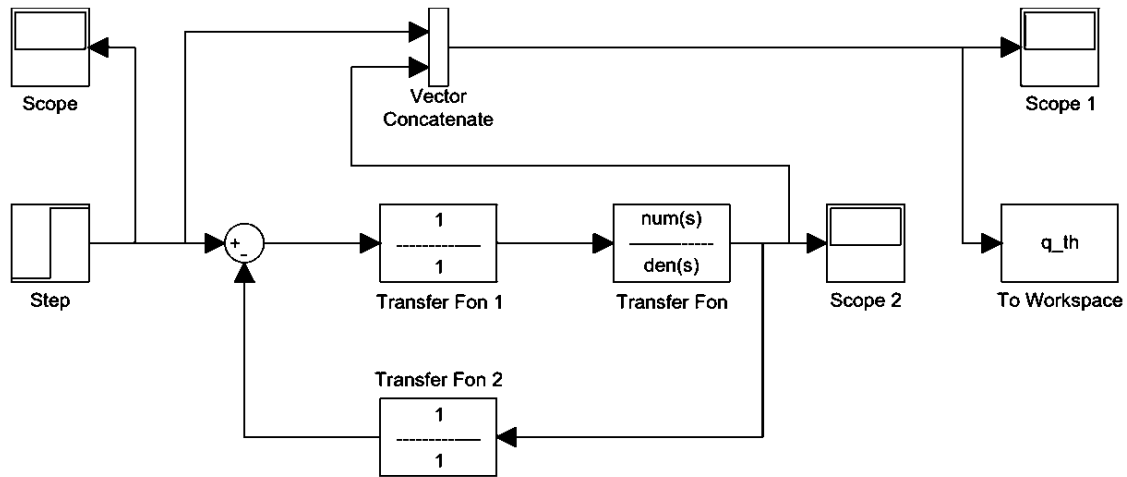
diperlukan teknik *gain scheduling* untuk menghitung penguatan K_P , K_D dan K_I pada sistem *servo*, agar kontroler menghasilkan sistem yang responsif stabil.



Gambar 5.25 Respons output *pitch rate* q terhadap input *step*, defleksi *throttle* δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.26 Diagram root locus dari respons output *pitch rate* q terhadap input *step*, defleksi *throttle* δ_{th} pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.27 Program simulasi dari respons output *pitch rate* q terhadap input *step*, defleksi *throttle* δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup.

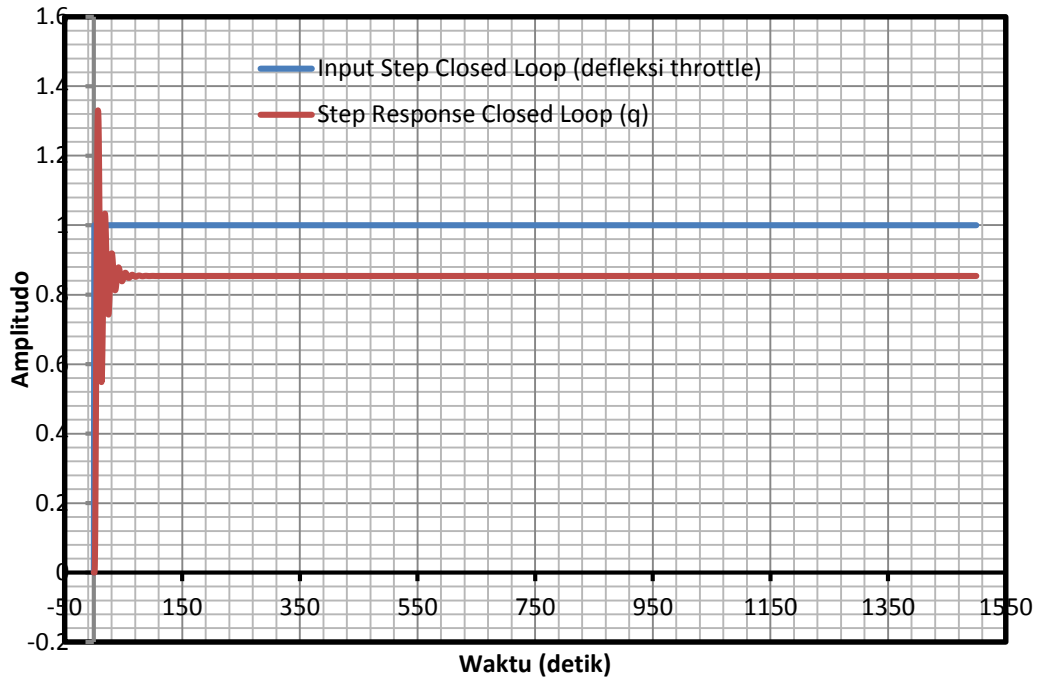
Perhatikan fungsi transfer $G(s)$ berikut:

$$G(s) = \frac{32}{12s + 0.00000001} \quad (5.49)$$

Berdasarkan blok diagram pada Gambar 5.27, maka diperoleh fungsi transfer $G(s)_{cl}$ termasuk *plant* dari sistem lingkaran tertutup sebagai berikut:

$$G(s)_{cl} = \frac{-0.006624.3s^3 + 1.194s^2 + 0.1304s + -1.378e-17}{12s^5 + 30.13s^4 + 11.3s^3 + 3.402s^2 + 0.2563s + 1.049e-10} \quad (5.50)$$

Sehingga, diperoleh plot grafik input *step* pada defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output *pitch rate* q mendekati amplituda konstan di mana teknik *gain scheduling* digunakan dalam perhitungan program Matlab, seperti Gambar 5.28. *Overshoot* pada sistem SISO ini sangat tinggi, dan hal ini tidak *reliable* jika dikembangkan ke kontrol adaptif menggunakan metoda *neural networks*.



Gambar 5.28 Respons output *pitch rate* q terhadap input *step*, defleksi *throttle* δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup.

5.1.8 Respons Sudut *Pitch* θ Wahana Terbang Dengan Input *Step* Defleksi *Throttle* δ_{th}

Sesuai dengan persamaan matriks ruang keadaan dari pers. (5.1) dan pers. (5.2) dari gerak pesawat WISE L8 pada matra longitudinal. Fungsi transfer dengan input *step* pada defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output adalah sudut *pitch* θ wahana terbang sesuai dengan pers. (5.51), pers. (5.52) dan pers. (5.53) sebagai berikut:

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = G(s) = C(SI-A)B + D$$

dengan $C = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$, $D = [0]$

$$[A] = \begin{bmatrix} -0.0756 & 0.0988 & 0 & -9.9619 \\ -0.4011 & -0.6719 & 40.0808 & -0.8611 \\ 0.0083 & 0.0116 & -1.7637 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.51)$$

$$B = \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix}, \text{ maka diperoleh} \quad (5.52)$$

$$G(s) = [0 \ 0 \ 0 \ 1] \left([s] \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -0.0331 & 0.0432 & 0 & -9.9619 \\ -0.1744 & -0.2939 & 17.5353 & -0.8611 \\ 0.0036 & 0.0051 & -0.7716 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 4.5 \\ 0.01 \\ -0.0002 \\ 0 \end{bmatrix} + [0][\delta_e] \quad (5.53)$$

Implementasi program untuk pers. (5.51) sampai dengan pers. (5.53) dan penulisan dalam bentuk program Matlab adalah:

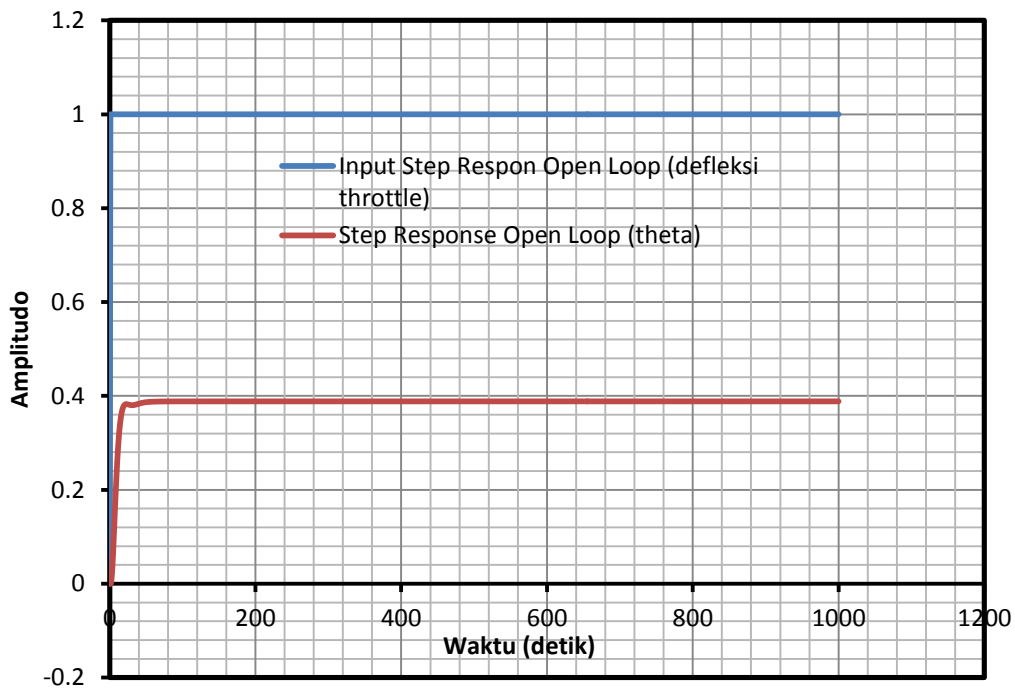
```
A=[Xu Xw 0 g1;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/((1-Zwdot)) g2/((1-Zwdot)) ;
Mwdot*Zu/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot))) (Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0
0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153; -0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
b=[Xde Xdt; Zde Zdt ;Mde+(Mwdot*Zde) Mdt+(Mwdot*Zdt);0 0]%[0;-0.0340 ; -0.5746;
0];%[0;0.03 ; 0.01; 0]; %
B=[b(1,2);b(2,2);b(3,2);b(4,2)]
C=[0 0 0 1]; D=[0]
%legend('y = u/uo','y = w/uo','y = pitch rate (radian/second)','y = pitch angle
(radian)','location','southwest')
xx=eig(A)
[num,den]= ss2tf(A,B,C,D)
sys=tf(num,den)
step(sys)
rlocus(sys)
T = feedback(sys,1)
%step(T)
```

Untuk menyelesaikan persoalan berikutnya, perhatikan fungsi transfer berikut:

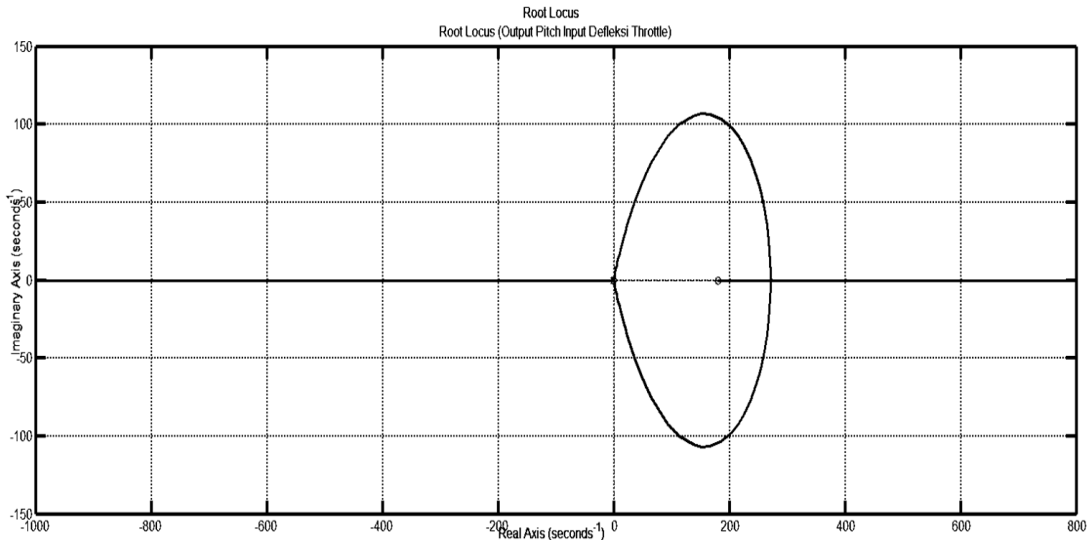
$$G(s) = \frac{-0.000207 s^2 + 0.03732 s + 0.004075}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049} \quad (5.54)$$

$$\frac{G(s)}{1+H(s)G(s)} = \frac{-0.000207 s^2 + 0.03732 s + 0.004075}{s^4 + 2.511s^3 + 0.9419s^2 + 0.184s + 0.01049} \quad (5.55)$$

Maka, diperoleh respons waktu t dari fungsi transfer sistem lingkaran terbuka seperti Gambar 5.29, dan sistem lingkaran terbuka yang ditampilkan melalui diagram root locus seperti diperlihatkan pada Gambar 5.30.

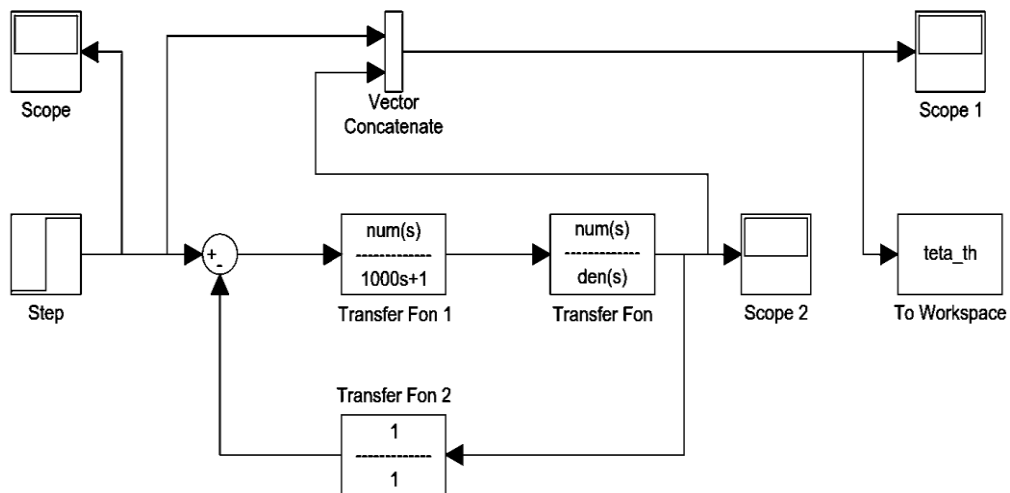


Gambar 5.29 Respons output sudut θ , terhadap input $step$, defleksi $throttle \delta_{th}$ pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.



Gambar 5.30 Diagram root locus dari respons output sudut θ terhadap input $step$, defleksi $throttle \delta_{th}$ pada sistem lingkaran terbuka tanpa kontroler Tune PID.

Sesuai dengan Gambar 5.29 di atas, maka diperoleh kesimpulan bahwa respons output bersifat stabil, tetapi diperlukan kontroler agar $plant$ dapat bersifat lebih responsif, sehingga respons output dari $plant$ sesuai dengan input. Kemudian, berdasarkan metoda analisis root locus pada Gambar 5.30, terlihat bahwa untuk penguatan K_P , K_D dan K_I tertentu sistem bersifat stabil. Respons sudut θ dengan input $step$ defleksi $throttle \delta_{th}$ disimulasikan pada penguatan yang dipilih pada pergerakan locus di daerah sebelah kiri sumbu imajiner. Dan, dengan program simulasi seperti pada Gambar 5.31, hal tersebut disimulasikan ke dalam persamaan blok diagram sistem lingkaran tertutup yang stabil.



Gambar 5.31 Program simulasi dari respons output sudut θ terhadap input $step$, defleksi $throttle \delta_{th}$ pada sistem lingkaran tertutup.

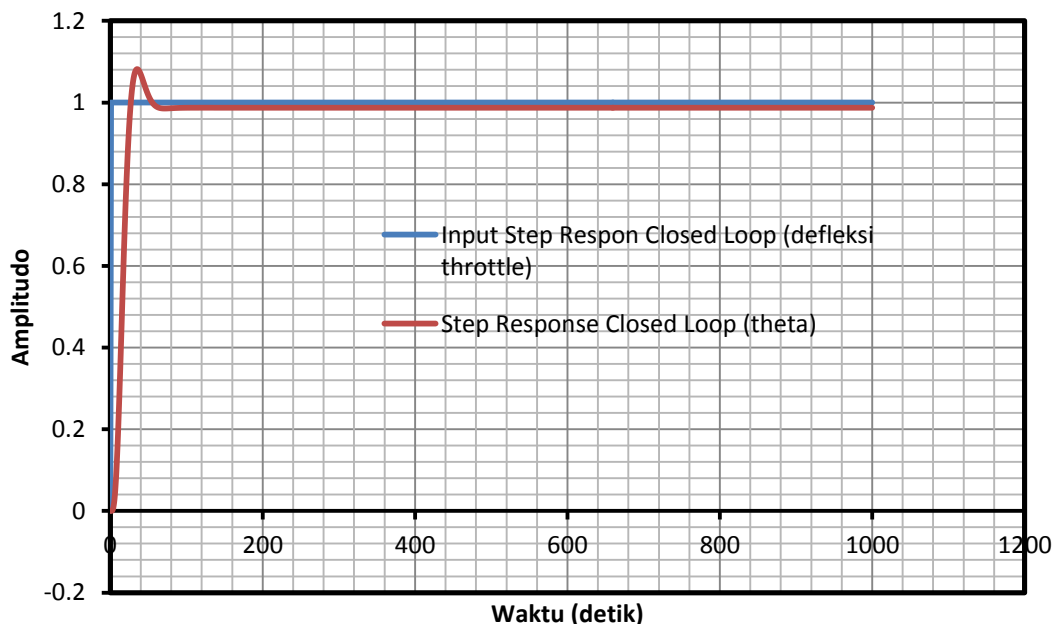
Setelah dilakukan komputasi, maka diperlukan teknik *gain scheduling* agar kontrol menghasilkan sistem yang responsif pada sistem lingkaran tertutup. Perhatikan fungsi transfer pers. (5.56) dan pers. (5.57) berikut:

$$G(s) = \frac{200}{1000s + 1} \quad (5.56)$$

Berdasarkan blok diagram pada Gambar 5.31, maka diperoleh fungsi transfer sistem lingkaran tertutup $G(s)_{cl}$ termasuk *plant* sebagai berikut:

$$G(s)_{cl} = \frac{-0.0414 s^2 + 7.464 s + 0.815}{1000 s^5 + 2512 s^4 + 944.4 s^3 + 184.9 s^2 + 10.673 s + 0.01049} \quad (5.57)$$

Sehingga, diperoleh plot grafik input *step* pada defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output, sudut *pitch* θ pada sistem lingkaran tertutup sebagai Gambar 5.32.



Gambar 5.32 Respons output sudut *pitch* θ terhadap input *step*, defleksi *throttle* δ_{th} pada sistem lingkaran tertutup.

Parameter input dan output ini sangat *reliable* jika dikembangkan ke sistem kendali terbang adaptif menggunakan metoda *neural networks*, karena perbedaan amplitudo yang sangat kecil. Pada kondisi riil, perubahan gaya propulsi dinamik T_d melalui perubahan *throttle* sangat mudah dilakukan oleh Pilot. Walaupun wahana terbang mengalami kestabilan yang baik, tetapi memerlukan waktu untuk penyesuaian, sehingga wahana terbang beresilasi menuju keadaan *steady*. Apabila, dibandingkan dengan respons output parameter lain, maka sudut *pitch* θ cukup baik untuk mewakili parameter respons output lain dalam hal mengendalikan perilaku pesawat WISE L8 matra longitudinal.

Penggunaan parameter input dan output ini cukup baik, apabila diteruskan ke analisis metoda *neural networks* yang bersifat kontrol adaptif. Pada bagian akhir sub Bab 5.2, dibahas verifikasi sistem kendali terbang adaptif *reliable* terhadap perilaku pesawat WISE L8 saat terbang rendah di permukaan air. Perubahan daya propulsi *EHP* yang bertahap sedikit demi sedikit diperlukan saat wahana terbang mulai *lift off* untuk menjaga kondisi terbang dengan sudut *pitch* tertentu sebagai *setting* awal.

5.2 ANALISIS PROGRAM NEURAL NETWORKS

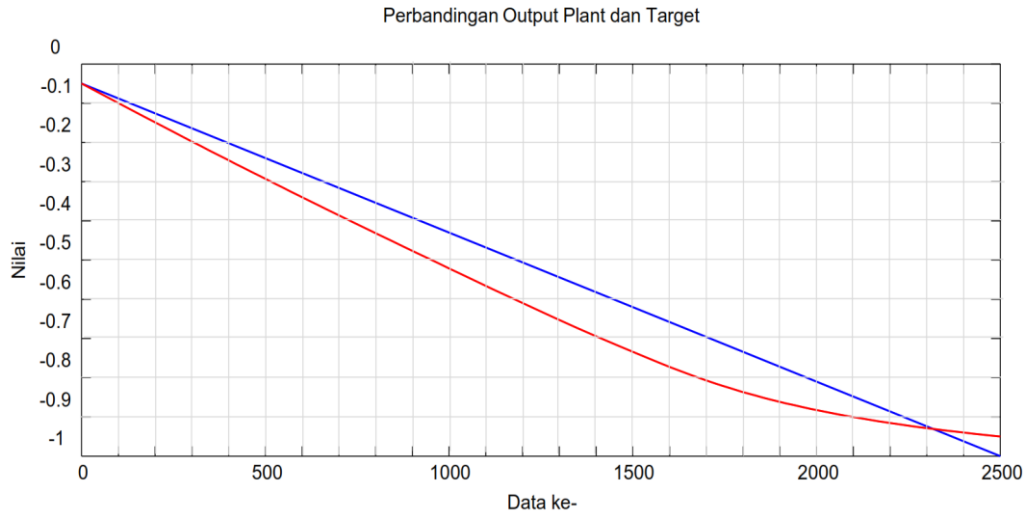
Secara umum, terdapat beberapa metoda sistem kontrol berdasarkan konsep persamaan non-linier, di mana dinamika lingkungan tergantung waktu sistem non-linier yang dimodelkan oleh strategi pemetaan input-output yang dikenal dengan algoritma *artificial neural networks*. Model *invers* non-linier kontrol adalah salah satu pendekatan yang tergantung pada kemampuan *invers* dari model *plant*.

Neural networks mempunyai kemampuan memodelkan sistem non-linier termasuk *invers* yang digunakan sebagai kontroler dan dibutuhkan oleh sistem kendali terbang adaptif. Sehubungan dengan data pembelajaran sebagai dasar sistem kontrol, maka perlu membuat kumpulan data digital dari input dan data digital dari respons output dari proses, di mana pergerakan defleksi *elevator* δ_e secara perlahan atau *step* yang selalu diikuti oleh pergerakan respons output sudut *pitch* θ . Data awal tersebut diambil dari perhitungan stabilitas sistem lingkaran tertutup yang telah disampaikan pada sub. Bab 5.1. Data yang diambil dari hasil komputasi lingkaran tertutup memberikan respons kestabilan yang cukup baik, di mana akar karakteristik persamaan berada di sebelah kiri sumbu imajiner persamaan lingkaran terbuka pada metoda root locus. Data dari persamaan lingkaran tertutup yang digunakan sebagai pembelajaran pada *fine tuning*.

Pada tahap berikutnya, digunakan data pergerakan defleksi *throttle* δ_{th} secara perlahan atau *step* yang selalu diikuti oleh pergerakan respons output sudut *pitch* θ . Penggunaan metoda *neural networks* piranti lunak diperlihatkan pada *listing* program di Lampiran 6. Secara fisik, defleksi *elevator* δ_e sebagai input *ramp* akan mempengaruhi respons output sudut *pitch* θ pada pesawat WISE L8 untuk mempertahankan ketinggian *surface effect* dari gangguan luar yang dikenal dengan nama kontrol otomatis *Pitch Attitude Hold*. Demikian juga, penggunaan input *step* pada defleksi *throttle* δ_{th} yang menghasilkan respons output sudut *pitch* θ .

5.2.1 Analisis *Plant* antara input defleksi *elevator* δ_e dan respons output sudut *pitch* θ

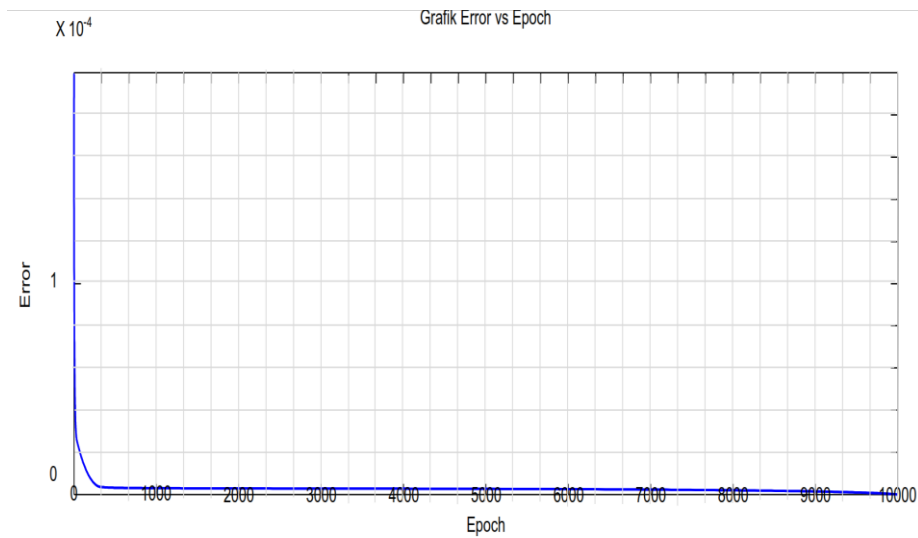
Pada Gambar 5.33 di bawah adalah perbandingan output dan target *Plant* setelah beberapa kali iterasi. Pada tahap pengujian dilakukan *testing* untuk verifikasi matriks pembobotan dengan parameter output *plant* dan *target*. Posisi *step* respons output/ riil wahana terbang (warna biru) dengan versi *neural network* (warna merah) masih belum berimpit.



Gambar 5.33 Perbandingan Output dan Target *Plant* antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ

Pada Gambar 5.34 di bawah adalah perubahan *error* identifikasi *plant* pada *epoch* tertentu. Pada gambar ini terlihat bahwa pada bagian awal sistem belum terjadi interaksi, sehingga mempunyai *error* yang besar. Setelah dilakukan iterasi yang cukup lama pada *epoch* = 500, maka respons output sudah sama dengan input, yang berarti *error* sistem \approx

0.0. Penggambaran proses iterasi saat tahap pembelajaran, sehingga nilai output memiliki deviasi seminimal mungkin terhadap nilai *set point* (nilai yang telah ditentukan oleh Pilot).



Gambar 5.34 Perubahan *error* identifikasi *plant* pada *epoch* tertentu antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ .

Tabel 5.1 adalah matriks pembobotan input *Hidden Layer* sistem *Plant* antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ .

Tabel 5.1 Matriks Pembobotan Input-*Hidden Layer* Sistem *Plant* Antara Defleksi *Elevator* δ_e Dan Sudut *Pitch* θ .

| | | | | | | |
|--------|-------|-------|-------|-------|-------|------|
| 0.58 | 0.31 | -0.31 | -0.43 | -0.49 | 0.45 | 0.25 |
| 0.23 | 0.40 | 0.20 | 0.66 | 0.06 | -0.54 | 0.44 |
| -0.80 | -0.35 | 0.02 | 0.22 | -0.48 | -0.02 | 0.60 |
| -0.42 | 0.98 | -1.57 | -0.47 | 0.66 | 0.65 | 0.75 |
| -0.85 | -0.05 | 0.24 | -1.11 | -0.10 | 0.35 | 0.22 |
| -0.08 | 0.47 | -1.04 | 0.49 | -1.08 | -0.40 | 0.87 |
| -0.12 | 1.64 | -1.69 | -5.78 | -2.25 | 1.17 | 4.37 |
| -0.01 | -0.42 | -0.62 | -1.29 | 0.19 | 0.15 | 0.50 |
| -0.24 | -0.43 | -0.61 | -0.19 | 0.60 | 0.26 | 0.81 |
| 0.65 | -0.52 | -0.05 | 0.10 | 0.21 | 0.12 | 0.17 |
| -0.002 | 0.53 | -0.09 | -0.88 | -0.07 | 0.04 | 0.21 |
| 0.81 | 0.34 | 0.68 | 0.02 | 0.14 | 0.38 | 0.08 |

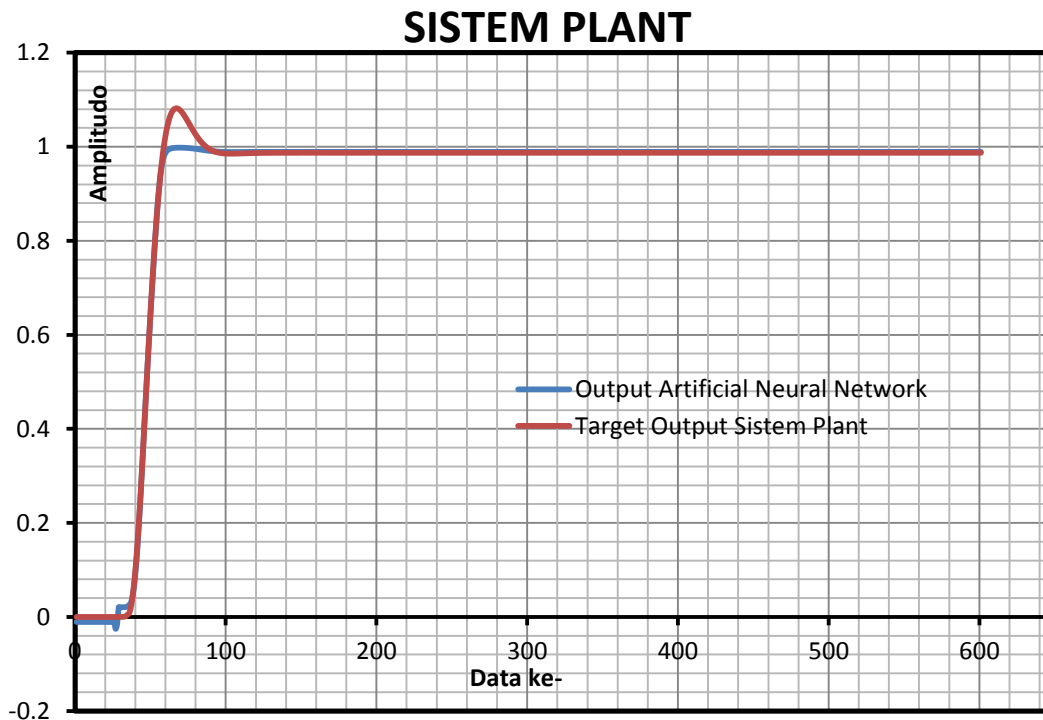
Tabel 5.2 adalah matriks pembobotan *Hidden* dan *output Layer* dari sistem *Plant* antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ .

Tabel 5.2 Matriks Pembobotan *Hidden* Dan *Output Layer* Sistem *Plant* Antara Defleksi Elevator δ_e Dan Sudut *Pitch* θ

| | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|------|-------|-------|
| -0.25 | 1.11 | 0.75 | 1.9 | -0.94 | 2.35 | -4.69 | -0.83 |
| 0.76 | -0.43 | -0.11 | -0.63 | 2.43 | | | |

5.2.2 Analisis *Plant* antara data input defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output sudut *pitch* θ

Pada bagian ini diperlihatkan hasil dari perbandingan output dan target *plant* setelah beberapa kali iterasi pada input defleksi *throttle* δ_{th} (biru) sebagai input *step* dengan respons output sudut *pitch* θ (merah) menggunakan metoda *neural networks* pada Gambar 5.35.



Gambar 5.35 Perbandingan Output dan target *Plant* antara sudut *pitch* θ dan defleksi *throttle* δ_{th}

Pada tahap pengujian dilakukan *testing* untuk verifikasi matriks pembobotan dengan parameter output *plant* dan target. Perbandingan *step* respons output riil wahana terbang (biru) dengan target versi *neural network* (merah), di mana pada awal terlihat ada osilasi dan kemudian pada komputasi berikutnya yaitu pada data ke 90 diperoleh hasil yang sudah berimpit dengan keadaan *steady*.

Tabel 5.3 adalah matriks pembobotan *Hidden* dan output *Layer* dari sistem *Plant* antara defleksi *throttle* δ_{th} dan sudut *pitch* θ .

Tabel 5.3 Matriks Input-*Hidden Layer Plant* Antara Defleksi *Throttle* δ_{th} Dan Sudut *Pitch*

θ

| | | | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--------|-------|
| 0.52 | 0.43 | -0.30 | -0.29 | -0.24 | -0.14 | 0.16 | 0.22 | -0.49 | 0.11 |
| 0.20 | 0.22 | 0.09 | -0.54 | -0.10 | -1.13 | -0.21 | -0.62 | 0.13 | -0.14 |
| 0.28 | 0.27 | 0.20 | 0.27 | -0.54 | 0.67 | -0.04 | 0.25 | -0.16 | 0.48 |
| 0.21 | 0.07 | 0.43 | -0.27 | 0.00 | -0.04 | -0.46 | 0.66 | 0.21 | 0.44 |
| 0.37 | -0.24 | 0.05 | 0.10 | 0.15 | 0.45 | 0.66 | 0.73 | 0.83 | 0.44 |
| 0.52 | -0.24 | -0.14 | 0.00 | -0.17 | -0.85 | -0.29 | -0.55 | -0.16 | -0.03 |
| 0.43 | 0.39 | -0.05 | -0.21 | -0.61 | -0.98 | -0.25 | -0.58 | -0.09 | -0.06 |
| 0.36 | -0.22 | -0.05 | -0.05 | 0.23 | -0.82 | 0.07 | -0.34 | 0.11 | 0.27 |
| -0.42 | 0.52 | 0.04 | -0.40 | 0.33 | -0.14 | -0.51 | 0.14 | -0.14 | 0.07 |
| 0.49 | -0.32 | -0.33 | 0.46 | -0.01 | 0.39 | -0.45 | 0.12 | 0.19 | 0.28 |
| -0.08 | -0.18 | 0.31 | -0.21 | 0.23 | -0.42 | -0.33 | -0.01 | -0.878 | 0.07 |
| 0.46 | 0.09 | -0.45 | 0.29 | -0.45 | -0.95 | -0.33 | -0.47 | 0.13 | -0.05 |
| 0.17 | -0.34 | -0.27 | -0.02 | 0.39 | -0.85 | 0.22 | -0.47 | -0.48 | -0.06 |
| 0.06 | 0.23 | -0.39 | 0.00 | 0.39 | 0.52 | 0.46 | -0.49 | -0.25 | 0.30 |
| 0.52 | 0.03 | -0.17 | -0.29 | 0.28 | 1.04 | 0.50 | 0.52 | 0.54 | 0.37 |
| -0.03 | -0.23 | 0.42 | -0.07 | -0.06 | -0.05 | -0.50 | -0.32 | 0.00 | 0.00 |
| -0.07 | -0.10 | 0.00 | 0.12 | 0.01 | -1.31 | -0.99 | -0.49 | 0.08 | -0.03 |
| 0.67 | -0.12 | -0.27 | 0.04 | 0.01 | 0.74 | -0.24 | 0.26 | 0.08 | 0.33 |
| 0.13 | -0.34 | 0.55 | 0.52 | -0.30 | 0.31 | 0.61 | -0.02 | 0.02 | 0.56 |
| 0.51 | -0.13 | 0.42 | -0.20 | -0.09 | 0.33 | 0.78 | 0.45 | -0.18 | 0.50 |
| 0.15 | -0.53 | 0.15 | 0.45 | 0.34 | 0.72 | 0.36 | 0.10 | 0.31 | 0.56 |
| -0.51 | -0.93 | -1.07 | -0.58 | -1.08 | -5.56 | -1.08 | -0.81 | -0.48 | 0.68 |
| -0.15 | -0.37 | 0.52 | 0.36 | -0.15 | -0.50 | 0.26 | 0.32 | -0.03 | 0.20 |
| 0.03 | -0.01 | 0.27 | 0.31 | -0.64 | -0.50 | -0.78 | -0.76 | -0.25 | -0.03 |
| -0.28 | -0.05 | 0.71 | -0.01 | 0.16 | 0.66 | -0.04 | 0.12 | -0.12 | 0.52 |
| 0.27 | 0.15 | 0.62 | -0.00 | -0.56 | 0.44 | 0.44 | -0.14 | -0.03 | 0.47 |
| 0.06 | 0.11 | 0.24 | -0.24 | 0.40 | 0.67 | -0.15 | 0.12 | 0.47 | 0.58 |
| 0.35 | 0.02 | 0.04 | 0.40 | -0.42 | 0.54 | 0.32 | -0.50 | 0.37 | 0.40 |
| 0.49 | 0.09 | -0.31 | 0.40 | -0.41 | 0.38 | 0.28 | -0.10 | -0.42 | 0.25 |
| 0.62 | 0.01 | -0.03 | -0.38 | -0.14 | -0.51 | -0.00 | -0.53 | -0.50 | 0.08 |

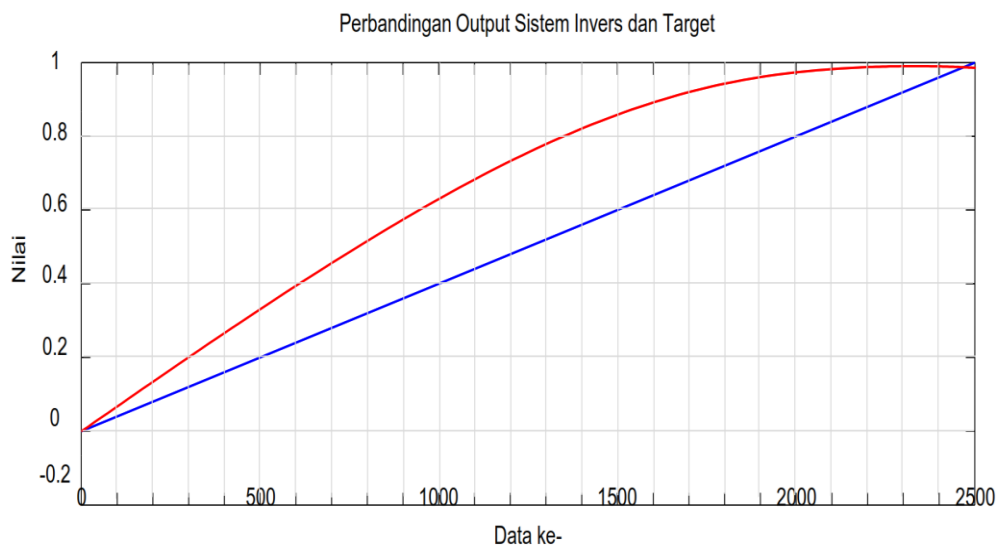
Tabel 5.4 Matriks *Hidden Layer-Output Plant* Antara Defleksi *Throttle* δ_{th} Dan Sudut *Pitch* θ

| | | | | |
|--------|--------|--------|-------|-------|
| 0.000 | -0.001 | 0.001 | 0.001 | 0.001 |
| -0.001 | -0.001 | -0.001 | 0.000 | 0.001 |
| -0.001 | -0.001 | -0.001 | 0.001 | 0.001 |

| | | | |
|--------|--------|--------|-------|
| -0.001 | -0.002 | 0.001 | 0.001 |
| 0.001 | 0.001 | -3.451 | 0.000 |
| -0.001 | 0.001 | 0.001 | 0.001 |
| 0.001 | 0.001 | 0.001 | 4,54 |

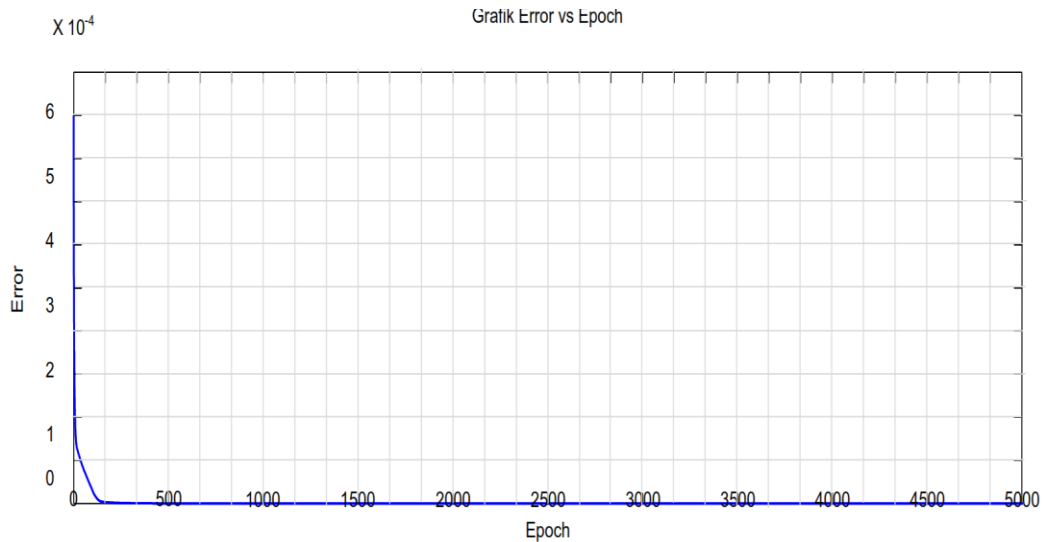
5.2.3 Analisis *Invers* antara data input defleksi *elevator* δ_e dan respons output sudut *pitch* θ

Pada Gambar 5.36, perbandingan output sistem *invers* respons riil wahana terbang dengan target/ *set point* (biru) sebagai input *ramp* dan versi *neural networks* (merah). Pada awal dan akhir komputasi masih diperoleh hasil yang belum sempurna. Hal ini, sesuai dengan yang telah dibahas oleh metoda root locus di sub Bab 5.1, di mana pergerakan locus pada diagram root locus ada yang berada di sebelah kanan sumbu imajiner yang menyebabkan sistem menjadi tidak stabil dinamik.



Gambar 5.36 Perbandingan Output dan Target sistem *invers* antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ

Pada Gambar 5.37, menggambarkan proses iterasi pada saat tahap pembelajaran sehingga nilai output memiliki deviasi (*error*) seminimal mungkin terhadap nilai *set point* antara defleksi *elevator* δ_e (warna biru) dengan sudut *pitch* θ (warna merah). Pada *epoch* sekitar 125, *error* sudah minimum.



Gambar 5.37 Perubahan *error* identifikasi sistem *invers* pada *epoch* tertentu antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ .

Pada Tabel 5.5 adalah matriks pembobotan input *Hidden Layer* sistem *invers* antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ .

Tabel 5.5 Matriks Pembobotan Input-*Hidden Layer* Sistem *Invers* Antara Defleksi *Elevator* δ_e Dan Sudut *Pitch* θ .

| | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| -0.11 | -0.38 | 0.05 | -0.33 | -0.30 | -0.79 | 0.04 | 0.42 |
| -0.19 | -0.53 | 0.03 | 0.20 | -0.54 | -0.64 | 0.02 | 0.29 |
| 0.90 | 0.15 | 0.26 | 0.71 | 0.52 | -0.10 | 0.55 | 0.10 |
| -1.00 | 0.07 | 0.14 | 0.03 | 0.48 | 0.16 | 0.25 | 0.37 |
| -0.06 | -0.72 | 0.38 | -0.01 | -0.23 | -0.54 | -0.51 | 0.20 |
| 0.08 | 0.76 | 0.63 | 0.26 | 0.36 | 0.69 | 0.56 | 0.16 |
| 0.46 | 0.04 | 0.80 | 1.16 | -0.02 | 0.22 | 0.52 | -0.08 |
| 0.54 | 0.72 | 0.76 | 0.06 | -0.09 | 0.04 | -0.29 | 0.11 |
| -0.56 | -0.65 | -0.74 | -0.15 | 0.42 | 1.05 | 0.18 | 0.39 |
| 0.77 | 0.75 | 0.67 | 1.39 | 0.54 | 0.99 | 0.03 | -0.06 |
| 0.01 | -0.53 | -0.44 | 0.46 | 0.18 | -0.41 | 0.44 | 0.29 |
| -0.62 | -0.34 | -0.53 | 0.29 | 0.78 | -0.13 | 0.04 | 0.38 |
| 0.03 | -0.07 | 0.5 | 1.16 | -0.28 | 0.35 | -0.34 | 0.00 |
| -0.01 | -0.22 | -0.41 | -0.66 | -0.51 | -0.58 | 0.33 | 0.46 |

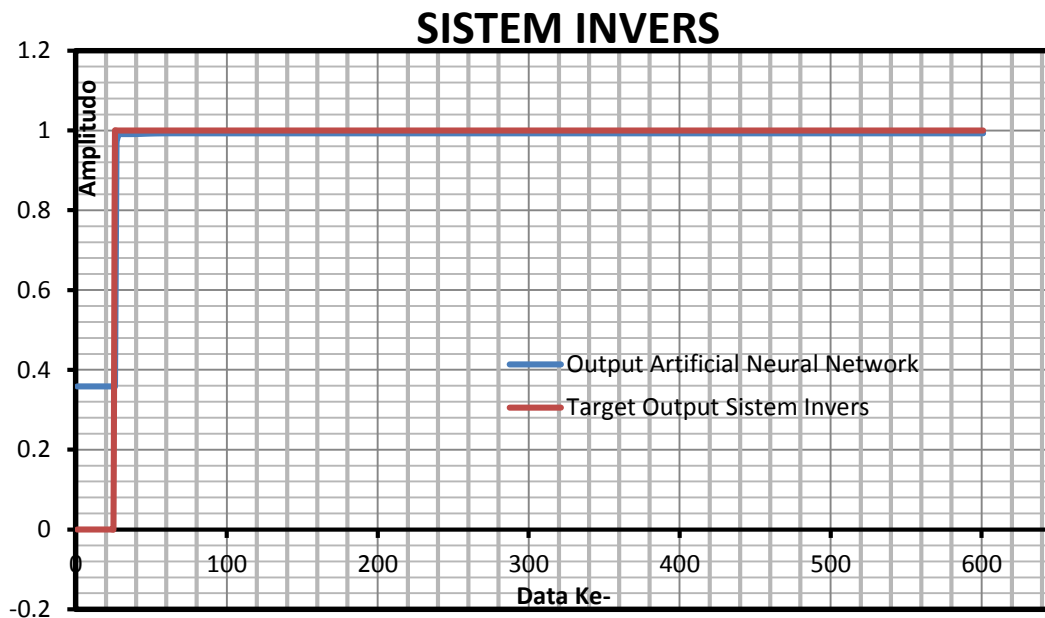
Pada Tabel 5.6 adalah matriks pembobotan *Hidden Layer* – output sistem *invers* antara defleksi *elevator* δ_e dan sudut *pitch* θ .

Tabel 5.6 Matriks Pembobotan *Hidden Layer-Output* Sistem *Invers* Antara Defleksi *Elevator* δ_e Dan Sudut *Pitch* θ .

| | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|------|
| 0.77 | 0.19 | -1.13 | -0.58 | 0.57 | -1.13 | -1.46 | 0.36 |
| -0.98 | -2.03 | -0.80 | -0.74 | -1.24 | 0.84 | -0.25 | |

5.2.4 Analisis *Invers* antara data input defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output sudut *pitch* θ

Pada Gambar 5.38, perbandingan output sistem *invers* respons riil wahana terbang dengan target/ *set point* (merah) sebagai input *step* versi output dalam bentuk hasil program *neural networks* (biru). Pada Gambar 5.38 ini, terlihat pada kondisi awal terjadi perbedaan amplitudo yang disebabkan oleh pembacaan awal data yang berbeda.



Gambar 5.38 Perbandingan Output dan Target sistem *invers* antara defleksi *throttle* δ_{th} dan sudut *pitch* θ

Tabel 5.7 Matriks Input-*Hidden Layer Inverse* Antara Defleksi *Throttle* δ_{th} Sudut *Pitch* θ

Tabel 5.8 Matriks Pembobotan *Hidden Layer-Output* Sistem *Invers* Antara Defleksi *Throttle* δ_{th} Dan Sudut *Pitch* θ

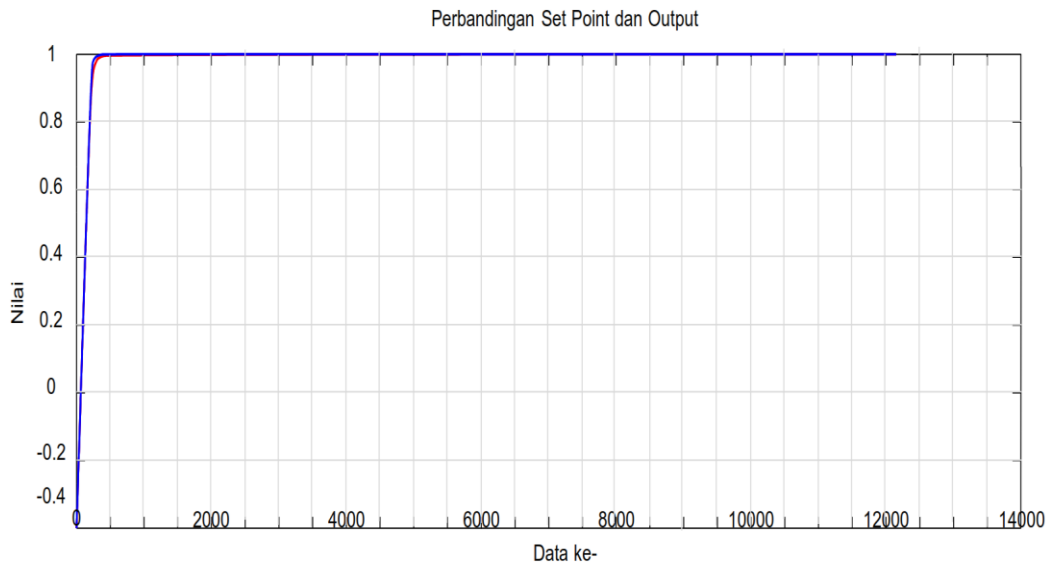
| | | | | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| -0.17 | 0.19 | -0.25 | 0.47 | 0.19 | 0.81 | 0.40 | 0.23 | -0.00 | -0.29 |
| 0.31 | -0.08 | -0.03 | 0.31 | -0.43 | -0.38 | 0.16 | 0.52 | -0.59 | -0.10 |
| -0.33 | -0.35 | 0.50 | 0.37 | -0.38 | -0.36 | -0.13 | -0.23 | -0.21 | 0.18 |
| -0.35 | 0.65 | 0.24 | -0.21 | -0.23 | 0.20 | 0.68 | 0.40 | -0.10 | 0.01 |
| 0.02 | -0.48 | -0.28 | 0.29 | -0.16 | -0.13 | -0.42 | -0.05 | -0.74 | 0.63 |
| -2.85 | -2.39 | -1.14 | -1.02 | -0.80 | 1.63 | 1.92 | 2.53 | 2.58 | -0.64 |
| 0.99 | -0.14 | -0.07 | -0.06 | 0.01 | -0.28 | -0.66 | -0.95 | -1.20 | 1.33 |
| 0.16 | -0.57 | 0.37 | -0.34 | 0.00 | 0.27 | -0.52 | -0.64 | -0.39 | 0.42 |
| 0.25 | -0.09 | -0.39 | -0.22 | 0.18 | 0.06 | 0.29 | -0.41 | 0.44 | 0.33 |
| -0.24 | -0.18 | 0.31 | -0.44 | 0.25 | -0.57 | -0.13 | -0.57 | -0.34 | 0.28 |
| 0.06 | 0.42 | -0.04 | -0.34 | -0.24 | -0.41 | 0.07 | 0.05 | 0.65 | 0.09 |
| -0.05 | 0.47 | -0.18 | -0.53 | 0.45 | 0.62 | 0.45 | 0.13 | 0.05 | -0.02 |
| 0.53 | -0.55 | -0.31 | 0.21 | 0.14 | 0.02 | 0.45 | 0.01 | 0.47 | 0.00 |
| -0.08 | -0.01 | -0.35 | -0.24 | 0.39 | -0.90 | -0.45 | 0.23 | 0.23 | 0.17 |
| 0.40 | -0.53 | -0.07 | 0.39 | -0.42 | -0.36 | 0.28 | 0.28 | 0.00 | 0.19 |
| -0.15 | -0.21 | -0.52 | 0.23 | 0.28 | -0.03 | -0.28 | 0.16 | -0.95 | 0.34 |
| -0.02 | 0.12 | 0.11 | 0.21 | -0.39 | -0.39 | 0.59 | 0.79 | 0.01 | -0.03 |
| 0.15 | 0.26 | -0.32 | -0.32 | 0.23 | 0.43 | 0.54 | 0.73 | 0.26 | 0.09 |
| -0.32 | 0.02 | -0.01 | -0.47 | 0.32 | -0.34 | -0.37 | -0.55 | -0.58 | 0.48 |
| -0.65 | 0.10 | -0.07 | -0.07 | -0.15 | 0.19 | -0.08 | -0.59 | -0.19 | 0.68 |
| -0.21 | 0.03 | -0.09 | 0.25 | -0.18 | -0.57 | -0.03 | 0.19 | 0.41 | 0.14 |
| -0.35 | 0.10 | -0.35 | 0.28 | -0.21 | 0.30 | -0.07 | -0.84 | -0.44 | 0.59 |
| 0.20 | 0.00 | -0.03 | -0.27 | 0.02 | -0.56 | 0.44 | 0.06 | 0.66 | 0.02 |
| 0.11 | -0.37 | -0.34 | 0.20 | 0.25 | -0.67 | -0.60 | -0.18 | -0.41 | 0.34 |
| -0.25 | 0.43 | 0.35 | 0.08 | -0.46 | -0.38 | -0.09 | 0.58 | 0.56 | -0.93 |
| -0.14 | 0.15 | 0.32 | 0.13 | -0.21 | 0.28 | -0.28 | 0.15 | 0.07 | -0.23 |
| 0.11 | -0.21 | 0.42 | -0.03 | 0.07 | 0.38 | 0.68 | -0.10 | 0.50 | -0.27 |
| 0.11 | -0.17 | 0.13 | 0.10 | -0.32 | 0.11 | 0.57 | 0.30 | 0.44 | 0.22 |
| -0.16 | 0.24 | -0.14 | -0.60 | 0.18 | -0.36 | -0.23 | 0.15 | -0.36 | 0.44 |
| -0.93 | -2.03 | -1.10 | -0.06 | -0.23 | -0.08 | -0.02 | -0.22 | -0.77 | 0.48 |

| | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|
| 0.07 | 0.02 | -0.17 | 0.23 | -0.21 |
| 3.11 | -0.48 | -0.07 | -0.00 | -0.22 |
| -0.07 | 0.27 | 0.04 | -0.37 | -0.09 |

| | | | |
|-------|-------|-------|-------|
| -0.13 | 0.04 | 0.17 | -0.19 |
| -0.12 | -0.18 | -0.05 | -0.05 |
| -0.08 | -0.34 | -0.01 | 0.10 |
| 0.23 | 0.07 | -0.17 | -2.78 |
| 0.78 | | | |

5.2.5 Analisis *Fine Tuning* antara data input defleksi *elevator* δ_e dan respons output sudut *pitch* θ

Hasil perhitungan *set point* (biru) sebagai input *ramp* dan output hasil program *neural networks* (merah) dalam kasus ini, seperti terlihat pada Gambar 5.39.



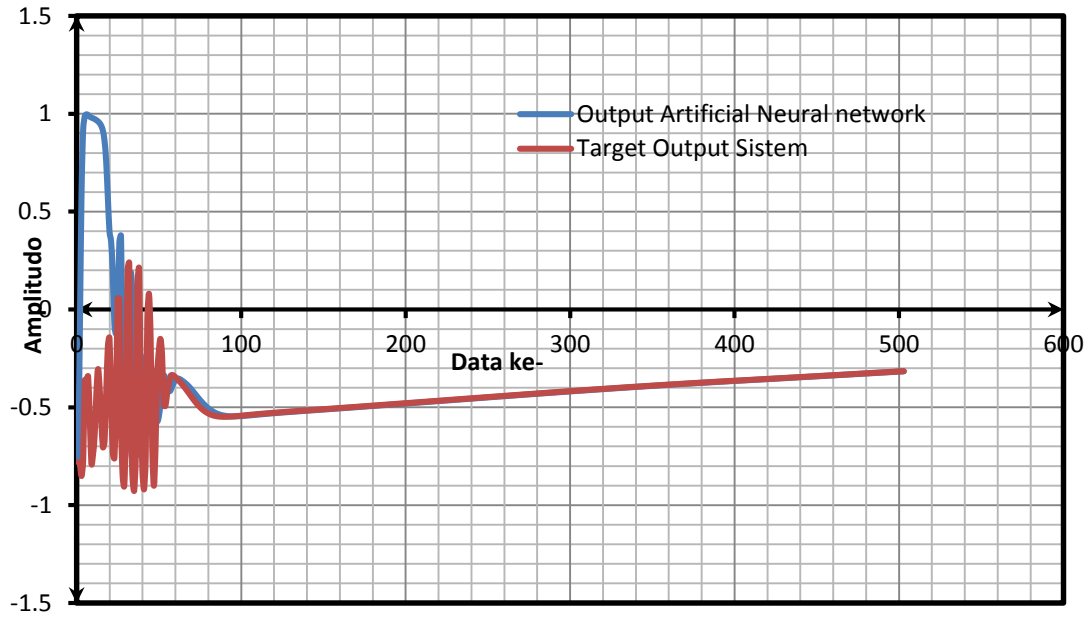
Gambar 5.39 Perbandingan *Set Point* (defleksi *elevator* δ_e) dan Output (sudut *pitch* θ)

Simulasi digital dengan penentuan kontrol adaptif menggunakan *neural networks* dengan metoda *back propagation* yang terdiri dari 2 tahapan, yaitu tahap pembelajaran dan pengujian. Pada tahap pembelajaran dilakukan iterasi untuk mendapatkan matriks pembobotan antara input dengan *hidden layer* dan antara *hidden layer* dengan respons output. Pada simulasi dengan *neural networks*, terlihat bahwa sistem SISO dengan persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) dapat diwakili oleh satu pasangan parameter dengan input defleksi *elevator* δ_e atau input defleksi *throttle* δ_{th} terhadap respons output sudut *pitch* θ .

5.2.6 Analisis *Fine Tuning* antara data input defleksi *throttle* δ_{th} dan respons output sudut *pitch* θ

Berdasarkan hasil analisis ini diperoleh perbandingan antara output riil dengan target yang diharapkan semakin teliti. Nilai *MSSE* adalah 0.09. Keadaan ini membuat sistem kendali adaptif sangat sensitif dengan adanya penggunaan kontrol input menggunakan defleksi *throttle* δ_{th} . Pada akhir Bab 4, tentang perhitungan distribusi gaya-gaya dan momen-momen dari program Matlab, sehingga terlihat pengaruh perubahan sudut *throttle* δ_{th} seperti pengurangan putaran *propeller* saat mengudara yang menghasilkan gaya propulsi $T_d \approx 9,200$ N dengan membuat lintasan terbang mendatar menjadi lebih baik. Pada kasus ini, perlu kompromi dengan defleksi *elevator* δ_e . Hal ini dapat dilihat pada Lampiran 1 pada Gambar L1.11(a) dan Gambar L1.11(b).

Pada Bab 5 ini diperlukan kontrol adaptif setelah lintasan terbang mendarat dengan kecepatan V yang diinginkan supaya terpenuhi. Pada Gambar 5.40 ini terlihat bahwa pada awalnya terjadi osilasi yang tidak beraturan oleh input *step* atau *ramp* yang diberikan pada defleksi *throttle* δ_{th} untuk mengadaptasi respons output sudut *pitch* θ .



Gambar 5.40 Perbandingan *Set Point* (defleksi *throttle* δ_{th}) dan Output (sudut *pitch* θ)

halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 6

KESIMPULAN DAN SARAN

Disertasi ini memuat kajian perilaku pesawat WISE L8 sesuai dengan kriteria terbang pada kontrol adaptif di permukaan air dan *surface effect* dan persyaratan *take off*. Beberapa kesimpulan dan saran terkait dengan perancangan sistem kendali terbang adaptif dan verifikasi disampaikan dengan ringkas.

6.1 Kesimpulan

Analisis dari kajian perilaku pesawat WISE L8 dilakukan melalui pemodelan konfigurasi memakai 3-D program CATIA dan pemodelan numerik dengan bantuan perangkat lunak komputasional dinamika fluida CFD dengan model turbulensi $k-\varepsilon$ cukup baik dengan jumlah *meshing* yang banyak. Pemodelan ini diidentifikasi dengan sejumlah aspek sebagai kriteria terbang dan persyaratan *take off* sebagai berikut:

- Fenomena *surface effect* terlihat dengan jelas seperti ditunjukkan oleh kontur dan distribusi tekanan P di permukaan air, yang selanjutnya memberikan indikator kestabilan statis yang cukup memadai untuk wahana tersebut. Hal ini sesuai dengan hasil analisis kestabilan menggunakan metoda Irodov dan Staufenbiel.
- Hasil pemodelan numerik menunjukkan pola aliran fluida pada sayap dan ~~dan foil~~ dari Pesawat WISE L8 untuk ketinggian terbang $h = 2.5$ m dan $h = 3.0$ m dengan kecepatan $V = 80.0$ knots memberikan hasil dengan kualitas aliran udara yang berbeda, di mana terjadi *downwash* antara sayap utama dengan sayap mendarat belakang dan visualisasi pergerakan *vortex* pada *outer wing* yang cukup besar.
- Hasil pemodelan numerik dengan memasukkan *mass inertia* pesawat WISE, menghasilkan ketinggian terbang $h = 2.42$ m pada kecepatan terbang mendarat stasioner $V_{CRUISE} = 80.0$ knots. Sehingga, ketinggian terbang dan kecepatan tersebut adalah menunjukkan kondisi optimum untuk *surface effect* dengan gaya angkat aerodinamika $L_{aero} = 33.52$ kN.
- Pemodelan numerik dengan variasi sarat T dan kecepatan V tertentu, diperoleh gaya angkat total hidrodinamika L_{total} yang menyebabkan terjadinya efek *porpoising*. Analisis komputasional daya *EHP* hasil perhitungan program CFD dengan memasukkan *mass inertia* ke dalam program CFD saat terbang mendarat

stasioner di ketinggian *surface effect* $h = 2.42$ m dan kecepatan $V = 80.0$ knots dengan (T_s/W) ratio = 0.4 dan daya propulsi $EHP = 299.73$ HP.

- Perhitungan komputasional dinamika fluida CFD terhadap model 3-D program CATIA saat fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara terhadap gaya-gaya hidrodinamika dan aerodinamika dengan dan tanpa metoda Savitsky. Di sini terlihat ada sedikit perbedaan pada hasil komputasional tersebut.
- Daya propulsi EHP dari hasil perhitungan program Matlab, adalah untuk menjaga gaya propulsi dinamik T_d tetap sebesar 32,000 N sehingga memenuhi kondisi terbang mendarat stasioner. Perlu *setting* putaran *propeller* dan perubahan sudut serang α antara $(6.2^\circ - 10^\circ)$ agar kondisi terbang mendarat stasioner terpenuhi sesudah *lift off*. Sehingga, saat mengudara berlaku besarnya gaya propulsi dinamik T_d sama dengan gaya hambat aerodinamika D_{aero} dan gaya angkat aerodinamika L_{aero} sama dengan gaya berat W dari pesawat WISE L8.
- Pertumbuhan gaya-gaya dalam pergerakan pesawat WISE L8 saat fase *high speed water run*, *hydro planing* dan mengudara dianalisis menggunakan program Matlab. Hasil yang diperoleh dalam bentuk distribusi gaya-gaya aerodinamika, gaya propulsi, gaya-gaya hidrodinamika, jarak *take off* dan kecepatan V sebagai fungsi waktu t . Pada kasus ini, diasumsikan bahwa letak titik pusat gravitasi CG berada di depan batas limitasi yang diperbolehkan sebagai *most forward CG*, sehingga gerak wahana terbang dapat mengarah ke *nose pitch down*.
- Perancangan sistem kendali terbang adaptif menggunakan matriks ruang keadaan berukuran (4×4) dengan metoda root locus sebagai sistem lingkaran terbuka dan metoda kontroler Tune PID pada matriks $[A]$ dan $[B]$ sebagai sistem lingkaran tertutup pada matra longitudinal fase mengudara melalui program Matlab. Terdapat penguatan K_P , K_D dan K_I bervariasi antara -1.5 sampai dengan 1.5 menggunakan teknik *gain scheduling* sebagai indikasi bahwa sistem bersifat adaptif terhadap perubahan *pitch rate* q atau gerak sudut *pitch* θ .
- Sistem kendali adaptif menggunakan *neural networks* dengan parameter SISO yang bekerja secara metoda *back propagation* ditandai dengan nilai $MSSE < 10^{-7}$, di mana terlihat target/ *set point* dan output yang hampir berimpit dengan pemilihan parameter sudut *pitch* θ sebagai respons output dan input *ramp* pada defleksi *elevator* δ_e . Pada defleksi *throttle* δ_{th} diperoleh nilai $MSSE \approx 0.09$ yang lebih besar dari parameter defleksi *elevator* δ_e .

- Pemilihan parameter respons output terhadap input *ramp* dan *step* pada program *neural networks* berdasarkan analisis sebelumnya yang menggunakan metoda *step* respons pada metoda root locus dan kontroler Tune PID dari sistem lingkaran terbuka dan sistem lingkaran tertutup yang memperlihatkan kestabilan sistem secara keseluruhan.

6.2 Saran

Beberapa saran yang diperlukan untuk memperbaiki perilaku dan kestabilan dari model Pesawat WISE program DIPA adalah:

- Pemodelan fisik *elevator* dilakukan untuk sudut HTP $\delta_{HTP} \approx + 35^\circ$ dibuat tetap sesuai hasil analisis agar pesawat WISE L8 selalu pada kondisi terbang dengan stabilitas statik dan dinamik yang baik, sehingga fluktuasi amplitudo pergerakan *elevator* ke atas-bawah tidak besar selama aktifnya kontrol adaptif.
- Perubahan sudut HTP δ_{HTP} sangat sensitif terhadap kestabilan pesawat WISE L8 matra longitudinal saat terbang mendarat, maka disarankan perubahan untuk sudut *pitch* θ pada sumbu badan wahana terbang dengan menggunakan perubahan defleksi *elevator* δ_e pada sistem kendali terbang adaptif.
- Aspek khusus dari disertasi ini, yaitu memberikan masukan kepada pemerintah bahwa langkah langkah penelitian yang pernah dilakukan perlu dievaluasi kembali terhadap aspek rancang bangun, sehingga menghasilkan suatu produk yang memenuhi syarat dan layak produksi.

halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR PUSTAKA

- Abramowski, T. (2007), Numerical Investigation of Airfoil in Ground Proximity, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, pp 425-436, Faculty of Maritime Technology University of Szczecin, Warsaw.
- Adhynugraha, M.I. (2017), Longitudinal Dynamics of Wing In Ground Effect Craft In Waves, *Ph.D Thesis*, Cranfield University, UK
- Adiprawita, W., Ahmad, A.S. and Sembiring, J. (2007), Hardware in the Simulation for Simple Low Cost Autonomous UAV (Unmanned Aerial Vehicle) Autopilot System Research and Development, *Proceedings of the International Conference on Electrical Engineering and Informatics*, Institut Teknologi Bandung, Indonesia.
- Adiwibawa, K. (2016), The Blog Of Krisma Adiwibawa, *Aviation*, Ground Effect Pada Pesawat Fixed Wing
- Ahmeda, M.R. and Sharmab S.D. (2004), An Investigation on the Aerodynamics of a Symmetrical Airfoil in Ground Effect, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 29, 6, 633-647
- Albaker, A.M. and Rahim, N.A. (2011), Flight Path PID Controller for Propeller-Driven Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicles, *International Journal of the Physical Sciences*, Vol. 6(8), pp. 1947-1964, UMPEDAC Research Centre, Malaya University, Kuala Lumpur, Malaysia.
- Anh, N.D. (2007), *An Improved Approach to Kalman Bucy Filter Using the Identification Algorithm*, Technische Mechanik.
- ANSYS Training Manual, (2009), Chapter 1 Introduction to CFD/ CFX, *Inc. Proprietary*.
- Astroom, K.J. and Wittenmark, B. (2008), *Adaptive Control*, Dover Publications, Inc., N.Y
- Beard, R.W. and Knoebel, N. (2006), An α 1 Adaptive Pitch Controller for Miniatur Air Vehicles, *AIAA Guidance, Guidance and Control Conference and Exhibit*, 21-24 August 2006, Colorado.
- Benson, T. (2005), Downwash Effect on Lift, *Glenn Research Center*, NASA.
- Blowt, D.L. and Fox, D.L. (2000). *Hydrodynamics of Fast Ship and Boats*.

- Capello, E., Guglieri, G., Quagliotti, F. and Sartori, D. (2013), Design and Validation of an ℓ_1 Adaptive Controller for Mini UAV Autopilot, J. Intel Robot Syst., Torino, Italy.
- Caughey, D.A. (2011), *Introduction to Aircraft Stability and Control Course Notes for M & AE 5070*, Sibley School of Mechanical & Aerospace Engineering Cornell University.
- Chawla M.D. (1988), Wind Tunnel Investigation of Wing-in-Ground Effects, *Collect. Techn. Pap. AIAA 6th Appl. Aerodyn. Conf.*, 147-153
- Collu, M., Patel, M.H. and Trarieux, F. (2007), *A Unified Mathematical Model for High Speed Hybrid (Air and Water borne) Vehicles*, Cranfield University, United Kingdom.
- Collu, M., Patel, M.H. and Trarieux, F. (2008), A Mathematical Model to Analyze the Static Stability of Hybrid (Aero-Hydrodynamically Supported) Vehicles, *Presented at the 8 th. Symposium on High Speed Marine Vehicle*, Naples.
- Collu, M., Patel, M.H. and Trarieux, F. (2009), The Longitudinal Static Stability of An Aerodynamically Alleviated Marine Vehicle, A Mathematical Model, *Proceeding of The Royal Society a Mathematical, Physical & Engineering Sciences*, Department of Offshore and Process Engineering, School of Engineering, University of Cranfield, Cranfield MK 43 OAL, UK.
- Crawford, B. (2009), Axes and Derivatives, *Flight Emergency and Advances Maneuver Trainings Inc., Flightlab*
- Cui, E. and Zhang, X. (2010), Chapter 18 Ground Effect Aerodynamics, *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, John Wiley and Sons, UK
- Dunham, J. (1998), CFD Validation For Propulsion System Components, *Technical Report, AGARD-AR 355*.
- Dorobantu, R. and Gerlach, C. (2004), *Investigation of a Navigation Grade RLG SIMU Type iNAV-RQH*, Institut fuer Astronomische und Physikalische Geodesie Forschungseinrichtung Satellitengeodesie, Muenchen.
- El Saady, G., Ibrahim, E.N.A. and Rafaat, A.A (2013), Longitudinal Automatic Landing System, Design for CHARLIE Aircraft by Root Locus, *International Journal of Scientific and Research Publications*, Volume 3, Issue 7, Assiut University

- Faltinsen, O.M. (2005), *Hydrodynamics of High Speed Marine Vehicles*, Norwegian University of Science and Technology, Cambridge University Press.
- Faragher, R. (2012), *Understanding the Basis of the Kalman Filter via a Simple and Intuitive Iteration*, Lecture Notes, IEEE Signal Processing Magazine.
- Fielding, C. (2000), *The Design of Fly By Wire Flight Control Systems*, BAE Systems Ltd., Aerodynamics (W427D), Warton Aerodrome, Preston (PR4 1 AX).
- Fossen, T.I. (2005), *A Nonlinear Unified State Space Model for Ship Maneuvering and Control in Seaway*, Department of Engineering Cybernetics, Norwegian University of Science and Technology, Norway.
- Freeman, P.M. (2014), *Reliability Assessment for Low Cost Unmanned Aerial Vehicles*, A Dissertation Submitted To The Faculty of the Graduate School of the University of Minnesota.
- Gimenes, R., Silva, D.C., Reis, L.P. and Oliveira, E. (2008), Flight Simulation Environments Applied to Agent Based Autonomous UAVs, *ICEIS 2008 – International Conference on Enterprise Information Systems*, pp. 243-246.
- Go, T.H. and Maqsood, A. (2015), Effect of Aspect Ratio on Wing Rock at Low Reynolds number, *Aerospace Science and Technology, Science Direct*, pp. 267-273, USA.
- Hassan, M.Y. (2012), *Adaptive Control for the 4 th. Class of Control Engineering in the Control and Systems Engineering*, Department at the University of Technology CCE CN445
- Hasnan, K., Saesar, L.B., Ikhmatiar, M.S. and Herawan, T. (2012), JOMS: System Architecture for Telemetry and Visualization on Unmanned Vehicle, *International Workshop on Information and Electronics Engineering (IWIEE), Procedia Engineering, ELSEVIER*.
- Hull, D.G. (2007), *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*, Springer.
- Iskendar. (2011), The Input Assessment of Kapal Bersayap 8 Seaters Wind Tunnel Test During Planing Before Take Off, *Teknologi Dirgantara Journal*, Volume 8 no. 1, pp. 1-11.
- Iskendar. (2011), *Kajian Aspek Hidro-Aerodinamika dan Gerakan Fase Pra Take Off Pada Kapal Bersayap*, Program Doktor, Studi Teknologi Kelautan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.

- Jacklin, S.A. (2008), *Closing the Certification Gaps in Adaptive Flight Control Software*, NASA Ames Research Center, Guidance, Navigation, and Control Conference, Honolulu, Hawaii.
- Jamaluddin, A. (2004), *Laporan Akhir Analisis dan Pengujian Hidrodinamika Pesawat WISE (PESAWAT WISE 10)*, Indonesia Hydrodynamic Laboratory, IHL, Surabaya, Indonesia (*unpublished*).
- Jeffery, J. and Docksey, P. (2008), *Cost Benefit of Aerodynamic Data Generation Techniques for Aircraft Stability and Control Using the J2 Universal Tool Kit*, Liverpool, England.
- Jenie, S.D. and Wiriadidjaja, S. (2006), Analisis Tinggal Permukaan (Take off) Pesawat WISE (Winged Ship Craft), *LAGG.TR.06.0004.R, Laboratorium Aero-Gas Dinamika dan Getaran (Aero Gas Dynamics and Vibration Laboratory)*, PUSPIPTEK, Serpong
- Johansen, I.H. (2012), *Autopilot Design for Unmanned Aerial Vehicles*, Master of Science in Engineering Cybernetics, Norwegian University of Science and Technology.
- Kannan, S.K. (2012), Adaptive Control of Unmanned Aerial Vehicles, Theory and Flight Tests, *Department of Aeronautics and Astronautics*, Massachusetts Institute of Technology, USA
- Kaviyarasu, A. and Senthil, K.K. (2014), Simulation of Flapping-Wing Unmanned Aerial Vehicle Using X-Plane and Matlab, *Defence Science Journal*, Vol. 64, No. 4, July 2014, pp. 327-331, DOI : 10.14429/dsj.64.4933, DESIDOC.
- Kirill, V. R (2006), Wing In Ground Effect Vehcles, *Progress In Aerospace Sciences*, Volume 42, Issue 3, Elsevier.
- Kobylinski, L.K. and Kastner, S. (2003), Stability and Safety of Ships, *ELSEVIER Ltd*, UK.
- Kohlman, D.L. and Schweikhard, W.G. (1990), *Flight Test Principles and Practices*, The University of Kansas, Kansas, USA.
- Kornev N., Matveev K. (2003), Complex Numerical Modelling of Dynamics and Crashes of Wing-In-Ground vehicles, *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*

- Lasauskas, E., Lutz, T. and Dietz, M. (2007), Influence of Trailing Edge Tab on Moment Characteristics of NACA 23012 airfoil, ISSN 1648-7788, *Aviation*, vol. XI no. 4.
- Lewandowski, E.M. (2008), *The Dynamics of Marine Craft, Maneuvering and Seakeeping*, World Scientific Publications, Singapore.
- Lwin, N. and Tun, H.M. (2014), Implementation Of Flight Control System Based On Kalman and PID Controller For UAV, *International Journal of Scientific & Technology Research*, Volume 3, ISSN 2277-8616, pp. 309-312.
- Mehaute, B.L. (1976), *An Introduction to Hydrodynamics and Water Waves*, Springer-Verlag, New York.
- Merabet, A. and Necib, B. (2003), Characterisation of Wings with NACA 0012 Airfoils, *Rev. Energ. Ren.: IPWE*
- Mobassher, M B T, Maimun, A , Ahmed, Y M, Jamei S, (2012). Take off Resistance Estimation of Wing In Ground Effect (WIG) Craft. The 6th Asia-Pacific Workshop on Marine Hydrodynamics (APHydro2012).September 3-4, 2012. Malaysia.
- Muhammad, H. (2003), Perancangan Sistem Kendali Otomatik Longitudinal Pesawat WISE Wing In Surface Effect, Studi Kasus Pesawat WISE: NWIG10B-Wing 01, *Departemen Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Bandung*
- Muhammad, H. (2004), Analisis Kestabilan Berdasar Data Hasil Uji Terowongan Angin, *Tim WIGE ITB & PT. DI, BPPT, Jakarta*
- Muhammad, H. (2005 a), *Technical Report, Design Configuration, Preliminary Design, Part I-A WiSE Aerodynamic Prediction based on DATCOM*, LPPM ITB, Bandung (*unpublished*).
- Muhammad, H. (2005 b), *Laporan Akhir, Desain Konfigurasi, Preliminary Design, Part I-A: Pesawat WISE 8 Design Requirements and Objectives*, LPPM-ITB (*unpublished*).
- Muliadi, J. and Kusumoputro, B. (2018), Neural Network Control System of UAV Altitude Dynamics and Its Comparison With the PID Control System, *Hindawi Journal of Advanced Transportation*, Volume 2018, Article ID 3823201, 18 pages, <https://doi.org/10.1155/2018/3823201>

- Murray, R.M. (2010), *Optimization Based Control*, Chapter 5 Kalman Filtering, Control and Dynamical Systems, California Institute of Technology, Draft.
- Nebylov, A., Daniel, D., Sharan, S. and Nebylov, V. (2007), Flight Automatic Control for The Wing In Ground Effect Craft Buchon-1, *State University of Aerospace Instrumentation*, 67, Bolshaya Morskaya, Saint-Petersburg, 190000 Russia.
- Nugroho, F. (2009), Bab 3 Vortex dan Ground Effect, www.ilmuterbang.com
- Ogata, K. (1978), *Modern Control Engineering*, Prentice Hall of India, New Delhi.
- Ogata, K. (1994), *Solving Control Engineering Problems with Matlab*, Prentice Hall, New Jersey.
- Orsag, M. (2013), Mobile Manipulating Unmanned Aerial Vehicle (MM-UAV): Towards Aerial Manipulators, *Faculty of Electrical Engineering and Computing, University of Zagreb*, Unska 3, Ukrania
- Parra, S. L. and Angle, J. (2005), Low Cost Navigation System for UAV's, *Aerospace Science and Technology*, Flight Mechanics Laboratory, Flight Test Department, INTA, Elsevier, Madrid, Spain.
- Pascale, L. and Nicolosi, F. (2008), *Design of A Twin Engine Propeller Aircraft; Aerodynamic Investigation on Fuselage and Nacelle Effects*, Industrie Aeronautiche Tecnam Casoria, Napoli.
- Perez, T. and Fossen, T.I. (2007), NTNU, *Manoeuvring Models (Module 4)*, New Castle, Australia.
- Perez, T., Smogeli, O.N., Fossen, T.I. and Sorensen, A.J. (1999), *An Overview of The Marine Systems Simulator (MSS): A Simulink Toolbox for Marine Control Systems*, Centre for Ships and Ocean Structures, Department of Marine Technology, Trondheim, Norway.
- Perez, T. (2005), *Ship Motion Control*, Springer-Verlag, London.
- Pettersson. (2002), *Variable Stability Transfer Function Simulation*, Thesis in Aerospace Henrik Engineering, Virginia Polytechnic Institute & State University, Blacksburg, Virginia.
- Pratt, R.W. (2000), *Flight Control Systems, Practical Issues in Design and Implementation*, United Kingdom & USA.
- Priandana, K. and Kusumoputro, B. (2015), Development of Self Organizing Maps Neural Networks Based Control System for a Boat Model, Computational Intelligence and Intelligent Systems Research Group, Department of Electrical

- Engineering, Faculty of Engineering, Universitas Indonesia, Kampus Baru Universitas Indonesia, Depok, West Java, *Journal of Telecommunication, Electronic and Computer Engineering*, e-ISSN 2289-8131, Vol. 9 No. 1-3
- Priyanto, A., Maimun, A., Noverdo, S., Saeed, J., Faizal, A. and Waqiyuddin, M. (2012), A Study On Estimation Of Propulsive Power For Wing In Ground Effect Craft (WIG) To Take Off, Department of Marine Technology, Faculty of Mechanical Engineering, Universiti Teknologi Malaysia, *Jurnal Teknologi UTM*, eISSN 2180 3172, Johor Bahru, Malaysia
- Qihui, L. (2006), *Stability, Control and Performance for an Inverted Delta Wing In Ground Effect aircraft*, Department of Mechanical Engineering, Engineering National University of Singapore.
- Quah, Y.S. and Jonathan. (2005), *Stability, Performance & Control for Wing In Gound Vehicle*, In Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree of Bachelor of Engineering, National University of Singapore
- Roglev, P. (2013), *Multidisciplinary Design Optimization of Amphibious Aircraft of Unconventional Aerodynamic Configurations*, Po. Box 26, 4001, Plovdiv, Bulgaria.
- Sajnekar, D. M, Deshpande, S. B. and Mohril, R. M. (2013), Comparison Of Pole Placement & Pole Zero Cancellation Method For Tuning PID Controller Of A Digital Excitation Control System, *International Journal Of Scientific And Research Publications, Volume 3, Issue 4*, Nagpur
- Santoso, F., Liu, M. and Egan, G. (2008). Root Locus Based Autopilot PID's Parameters Tuning for a Flying Wing Unmanned Aerial Vehicle, *ITB J Eng. Sci.*, Vol. 40, No. 1, 14-39.
- Sarhan, A. and Ashry, M. (2013), Self-Tuned PID Controller for the Aerosonde UAV Autopilot, *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, Vol. 2 Issue 12, December – 2013, ISSN: 2278-0181.
- Seif, M.S. and Amini, E. (2004), Performance Comparison Between Planing Monohull and Catamaran at High Froude Numbers, *Iranian Journal of Science and Technology, Transaction B*, Vol. 28, No. B4, Shiraz University, Tehran
- Shin, Y. and Calise, A.J. (2005), Application of Adaptive Autopilot Designs for An Unmanned Aerial Vehicle, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Georgia

- Skulstadt, R. (2014), *Low-Cost Instrumentation System for Recovery of Fixed-Wing UAV in A Net*, Master of Science in Engineering Cybernetics (2 year), Supervisor: Tor Arne Johansen, ITK, Department of Engineering Cybernetics, Norwegian University of Science and Technology.
- Stengel, R. (2016), Cruising Flight Performance, *Aircraft Flight Dynamics*, Princeton Edu, pp. 118-130
- Subchan. and Zbikowski, R. (2009), *Computational Optimal Control, Tools and Practice*, Cranfield University at Shrivenham, UK, John Wiley and Sons.
- Sumer, M.A.M. and Fredsoe, J. (2006). *Hydrodynamics around Cylindrical Structures*, Revised Edition, Technical University of Denmark, World Scientific, New Jersey.
- Svahn, D. (2009), Performance Prediction of Hulls with Transverse Steps, *Marina System Centre for Naval Architecture*, Stockholm.
- Syamsuar, S. (2011), Adaptive Compliant Control analysis for Take off on Hump Drag Speed of Pesawat WISE-craft, *SITIA Seminar*, ITS.
- Syamsuar, S., Djatmiko, E.B., Wilson, P.A., Erwandi. and Subchan. (2013), The Flight Performance Criteria for Adaptive Control Design during Hydro Planing and Ground Effect Altitude for Wing In Surface Effect craft, *International Review of Mechanical Engineering (I.R.E.M.E)*, page 633-645, Vol. 7 No. 4, ISSN 1970-8734, Praise Worthy Prize S.r.l.
- Syamsuar, S. (2013), Uji Prestasi Terbang Pesawat Wing in Ground Effect saat Hydro Planing, *Jurnal Warta Penelitian Perhubungan*, ISSN 0852-1824, Kementerian Perhubungan, Badan Penelitian dan Pengembangan, Volume 25, Nomor 7, hal 460-467, Jakarta.
- Syamsuar, S., Djatmiko, E.B., Mujahid, A.S., Erwandi, Subchan. (2015), Computational Fluid Dynamics Investigation on the Outer Wing of Flying Boat Remote Control Model, *Jurnal Teknologi*, page 221-228, eISSN 2180-3722, Penerbit UTM Press.
- Syamsuar, S. (2015 a), Perbandingan Gaya Propulsi Terhadap Berat Pada Prototipe Pesawat WISE A2C Tipe B Konfigurasi *Lippisch* Saat Hydro Planing, *Jurnal Warta Penelitian Perhubungan*, ISSN 0852-1824, Kementerian Perhubungan, Badan Penelitian dan Pengembangan, Volume 27, Nomor 1, hal 11-17, Jakarta.

- Syamsuar, S. (2015 b), The Aerodynamic Characteristics of A Flying Boat on the Ground Effect Altitude (Case Study: A Flying Boat Remote Control Model at 0.2 m and 1 m altitude), *Jurnal Warta Ardhia Perhubungan Udara*, ISSN 0215-9066, Kementerian Perhubungan, Badan Penelitian dan Pengembangan, Volume 41, Nomor 3, hal 139-146, Jakarta.
- Syamsuar, S., Djatmiko, E.B., Erwandi, Subchan. and Mujahid, A.S. (2015), The Hydro Planing and Surface Effect Altitude Characteristics of Full Configurations of Flying Boat Remote Control Model, Proceedings ISAST III, *Development of Aeronautics and Space Technology to Support Maritime Application*, LAPAN, pp. 94-105, Bogor.
- Syamsuar, S., Djatmiko, E.B., Erwandi, Mujahid, A. S. and Subchan. (2016), The Hydro Planing Simulation of Flying Boat Remote Control Model, *Jurnal Teknologi*, page 191-197, eISSN 2180-3722, Penerbit UTM Press.
- Syamsuar, S. (2016 a), The Hydro Planing Flight Performance Simulation and Verification of a Flying Boat Remote Control Model, *Jurnal Warta Ardhia Perhubungan Udara*, ISSN 0215-9066, Kementerian Perhubungan, Badan Penelitian dan Pengembangan, Volume 42, Nomor 1, hal (1 - 6), Jakarta.
- Syamsuar, S. (2016 b), The Hump Drags During Hydro Planing and Aerodynamic Lift During Cruise in Surface Effect Altitude Of Wing In Surface Effect Craft, *Jurnal Warta Ardhia Perhubungan Udara*, ISSN 0215-9066, Kementerian Perhubungan, Badan Penelitian dan Pengembangan, Volume 42, Nomor 2, hal (71 - 77), Jakarta.
- Szafranski, G. and Czyba, R. (2011), Different Approaches of PID Control UAV Type Quadrotor, *Proceedings of the International Micro Air Vehicles Conference*, 2011 Summer Edition, pp. 70-75.
- Tavakoli, S., Ghadimi, P., Dashtimanesh, A. and Djeddi, S.R. (2013), Mathematical Modeling of Longitudinal Dynamic Pressure Distribution on Planing Hulls, *Global Journal of Mathematical Analysis*, Science Publishing Corporation, *ResearchGate*, Amirkabir University of Technology
- Taylor, G. (2003), Re-Defining Sea Level: The Hoverwing Wing in Ground Effect Vehicle, Fischer Flugmechanik/AFD Airfoil Development GmbH, Germany, *Paper for the Hovercraft Society, Air Cushion Technology Conference & Exhibition*, England.

- Teimourian, A. and Firouzbakht, D. (2013), A Practical Method for Determination of the Moments of Inertia of Unmanned Aerial Vehicles, *Italian Association of Aeronautics and Astronautics, XXII Conference*, Napoli, Italia.
- Teimourian, A. and Firouzbakht, D. (2013), Flight Simulation of a High Wing Unmanned Aerial Vehicle, *7. Ankara International Aerospace Conference*, Metu, Ankara Turkey, AIAC-2013-035.
- Tofa, M. H. B., Maimun, A., Ahmed, Y. M., and Jamei, S. (2012), Take off Resistance Estimation of Wing In Ground Effect (WIG) Craft, *The 6 th. Asia Pacific Workshop on Marine Hydrodynamics (APHydro 2012)*, UTM, Malaysia
- Toru, K. (2000), Porpoising Oscillations of Very High Speed Marine Craft, Department of Marine System Engineering, Osaka Prefecture University, Mathematical, Physical & Engineering Sciences, *Philosophical Transactions of The Royal Society*, series A, vol. 358, no 1771, pp. 1905-1915, The Royal Institution of Naval Architects, UK.
- Utama, I.K.A.P. and Hantoro, R. (2010), Computational Fluid Dynamics (CFD) Dengan Ansys CFX, *Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya (unpublished)*.
- Vukic, Z., Kuljaca, L., Donlagic, D. and Tesnjak, S. (2003), *Nonlinear Control Systems*, Marcel Dekker Inc., New York.
- Wang, H., Teo, C.J., Khoo, B.C. and Goh, C.J. (2013), Computational Aerodynamics and Flight Stability of Wing in Ground (WIG) Craft, *7 th. Asian Pacific Conference of Aerospace Technology and Science, APCATS*, Elsevier, Procedia Engineering 67 (2013) 15-24
- Wei, Y. and Zhigang, Y. (2010), Schemed Power Augmented Flow for Wing in Ground Effect Craft in Cruise, *Chinese Journal of Aeronautics*, Elsevier, China
- Weigel, A. L. (2004), *Controls and Stability Lecture*.
- Wellstead, P.E. and Zarrop, M.B. (1995), *Self Tuning Systems Control and Signal Processing*, John Willey, USA.
- Wijiatmoko, G. (2006), *Laporan Pengujian WISE-8 Di ILST (Eksperimen 123)*, Laboratorium Aero-Gas Dinamika dan Getaran, LAGG-BPPT, Serpong (unpublished)
- Wiriadidjaja, S., Hillal binti Mohammad, Z., Rafie, A.S.M., Elhadi, M., Fariduzzaman. and Hasim, F. (2016), Wing In Ground Effect Craft as a Potential

- Domestic Transport Vehicle, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*
- Woods, R.L. and Kent, L.L. (1997), *Modeling and Simulation of Dynamic Systems*, Prentice Hall International Inc., New Jersey.
- Xue, D., Chen, Y.Q. and Atherton, D.P. (2007), *PID Controller Design*, Chapter 6, “Linear Feedback Control”, the Society for Industrial and Applied Mathematics.
- Yades. (2008), Power and Propeller Requirements For Hard Chine Planing Crafts
- Yang, Z., Wei, Y. and Yulong, L. (2009), Analysis of Two Configurations for a Commercial WIG Craft Based on CFD, *27 th. AIAA Applied Aerodynamic Conference*, San Antonio, Texas, USA.
- Yang, W., Yang, Z. and Collu, M. (2015), Longitudinal Static Stability Requirements for Wing in Ground Effect Vehicle, *Int. J. Nav. Archit. Ocean Eng.* 7: 259-269, *pISSN 2092-6782, eISSN 2092-6790*, Thongji University, Shanghai, China; School of Engineering, Cranfield University, UK
- Yu, C.C. (2006), *Autotuning of PID Controllers, A Relay Feedback Approach*, 2 nd. Edition, Springer, London
- Yun, C. and Li, X.M. (2013), Aerodynamic Model Analysis and Flight Simulation Research of UAV Based on Simulink, *Journal of Software Engineering and Applications*, pp. 43-47.
- Yoshiho, I. (2000), Simulator (MSS): A Simulink Toolbox for Marine Control Systems, *Centre for Ships and Ocean Structures*, Department of Marine Technology.
- Yoshiho, I. and Toru, K. (2000), *Porpoising Oscillations of a Very High Speed Marine craft*, Department of Marine System Engineering, Osaka Prefecture University.
- Zaeri, R., Ghanbarzadeh, A. and Attaran, B. (2011), Fuzzy Logic Controller Based Pitch Control Of Aircraft Tuned With Bees Algorithm, *ICCIA*, Shiraz University, UK
- Zong, Z., Liang. H. and Zhou, L. (2012), Lifting Line Theory For Wing In Ground Effect in Proximaity To A Free Surface, *J. Eng. Math.*, Springer, Republic of China

halaman ini sengaja dikosongkan

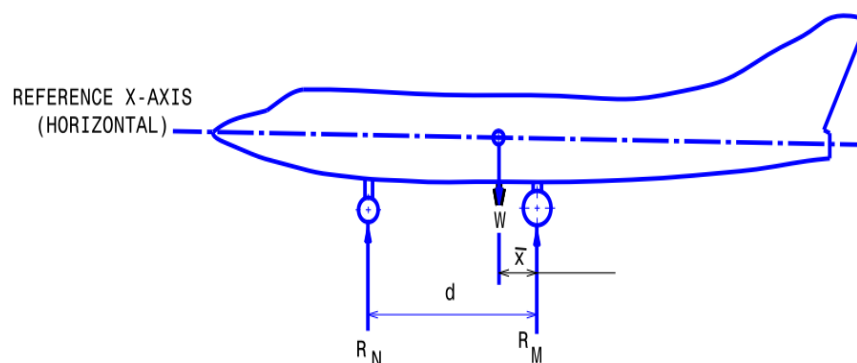
LAMPIRAN 1

Pada Lampiran 1 ini, diuraikan tentang metoda penimbangan dan pengukuran titik pusat gravitasi CG secara teoretikal dan eksperimental dari wahana terbang dan prototipe pesawat WISE L8 pada program DIPA yang dilaksanakan tahun (2000-2010) oleh unit PTIST (TIRBR-BPPT). Pengukuran gaya statik propulsi dari mesin yang terpasang pada posisi di atas badan wahana terbang ketika wahana terbang prototipe dalam keadaan diam, seperti pengukuran di hanggar B2TKS, Serpong. Cara lain pengukuran gaya statik propulsi adalah dengan menempatkan mesin terpisah dari badan wahana terbang dan diujikan di laboratorium BT2MP, Serpong.

RC model dari pesawat WISE L8 versi 1 dan versi 2 berhasil melakukan uji terbang di atas danau Jati Luhur, propinsi Jawa Barat. Tidak berapa lama kemudian, prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang diujikan di Pantai Carita, propinsi Banten, di mana wahana tersebut tidak berhasil *take off* karena kelebihan berat dan posisi titik pusat gravitasi CG yang tidak tepat.

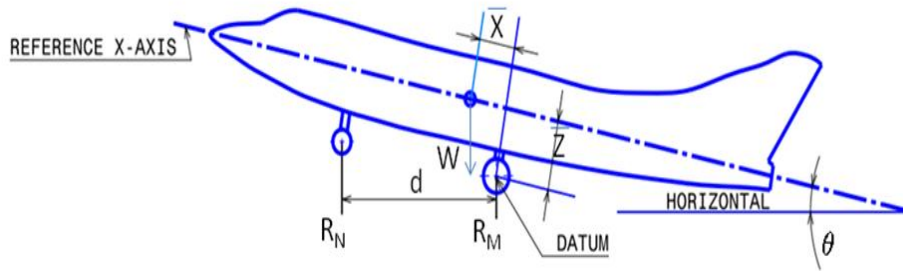
L1.1 PENIMBANGAN UNTUK MENGETAHUI LETAK TITIK PUSAT GRAVITASI CG

Penimbangan dan penempatan titik pusat gravitasi CG merupakan hal penting untuk kestabilan sebelum pelaksanaan uji terbang wahana terbang baru. Pada Gambar L1.1 diperlihatkan metoda penimbangan pada posisi mendatar dan vertikal ke atas dan ke bawah. Jarak d , adalah dari roda depan ke roda utama belakang. R_N dan R_M adalah gaya pada hidung wahana terbang dan roda pendarat utama. Penimbangan ini adalah untuk mengetahui letak titik keseimbangan titik pusat gravitasi CG dari rancangan wahana terbang baru.



Gambar L1.1 Posisi horizontal saat penimbangan (Kohlman *et al.*, 1990).

Pada Gambar L1.2 terlihat metoda penimbangan untuk mengetahui titik pusat gravitasi CG di mana konfigurasi wahana terbang membentuk sudut *pitch* θ terhadap horizontal. Menurut Kohlman *et al.*, (1990), posisi penimbangan seperti ini disebut *tilting*.



Gambar L1.2 Posisi *tilting* saat penimbangan (Kohlman *et al.*, 1990).

Cara menghitung X_{CG} , adalah dengan menggunakan rumus:

$$X_{CG} = \frac{[(LC1) + (LC2)]xd}{W} \quad (L1.1)$$

Cara menghitung Z_{CG} , adalah dengan menggunakan rumus:

$$Z_{CG} = \frac{\{X_{CG} - \frac{xd}{W \cos \theta}\} [(LC1) + (LC2)]}{\tan \theta} \quad (L1.2)$$

Cara menghitung Y_{CG} , adalah dengan menggunakan rumus:

$$Y_{CG} = \frac{b}{2} - \frac{(LC2xb) + (LC3x(b/2))}{LC2 + LC3} \quad (L1.3)$$

di mana,

LC : *load cell*.

$L1$: jarak dari *nose* ke *load cell* di bagian depan ($LC1$ dan $LC2$).

- $L2$: jarak dari *nose* ke *load cell* di bagian belakang ($LC3$).
- D : jarak dari *load cell* bagian depan ($LC1$ dan $LC2$) ke *load cell* bagian belakang ($LC3$).
- B : lebar badan wahana pesawat WISE
- X_{CG} : letak titik CG pada arah tata acuan koordinat sumbu X_{benda} diukur dari titik (0, 0, 0) ke *nose*
- Z_{CG} : letak titik CG pada arah tata acuan koordinat sumbu Z_{benda} diukur dari titik (0, 0, 0) ke *waterline*.
- Y_{CG} : letak titik CG pada arah tata acuan koordinat sumbu Y_{benda} diukur dari titik (0, 0, 0) ke *outer wing*.

Perhitungan *mean aerodynamic chord* (MAC) adalah sebagai berikut:

$$MAC = (X_{CG} - Lemac) / MAC * 100 \quad (L1.4)$$

di mana,

$$Lemac : 3.465 \text{ [m]}; \quad MAC : 2.5 \text{ [m]}$$

Pada saat *RC model* dari pesawat WISE L8 melakukan uji terbang, maka dilakukan metoda penimbangan dengan proses yang lebih cepat dengan hasil yang lebih tepat, sehingga mempercepat dan menghemat waktu proses uji terbang. Perlu persiapan beberapa peralatan pendukung.

L1.2 PENIMBANGAN PROTOTIPE PESAWAT WISE L8 KAPASITAS 2 ORANG

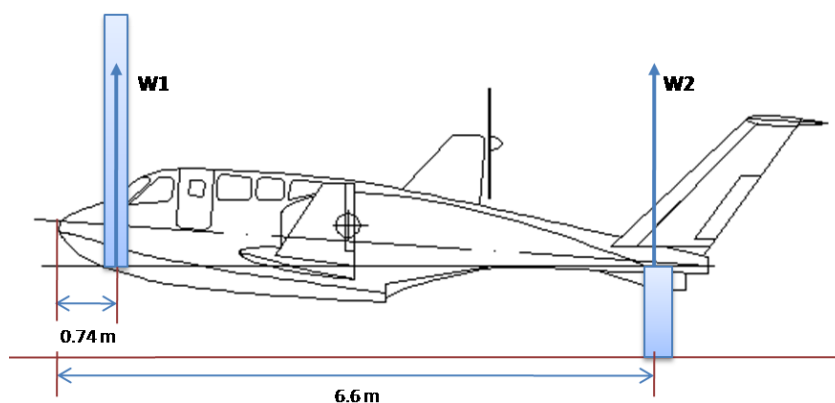
Terdapat beberapa metodologi penimbangan untuk menentukan letak titik pusat gravitasi CG dari pesawat WISE. Metoda penimbangan yang dilakukan di sini berdasarkan ketersediaan alat ukur, seperti *crain*, *ballast*, *load cell* dan tali yang dimiliki oleh laboratorium. Analisis perilaku dan kestabilan pesawat WISE diketahui lebih awal sebelum pelaksanaan uji terbang. Proses penimbangan adalah untuk mengetahui titik pusat gravitasi

pada arah X_{CG} Y_{CG} Z_{CG} pada kondisi awal titik pusat gravitasi CG prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang.

Penambahan massa dalam proses penimbangan yaitu dengan meletakkan sejumlah potongan logam pemberat per massa 10.0 kg sebagai *ballast* pada bagian bawah kokpit.

Metoda penentuan titik pusat gravitasi CG dibahas sesuai dengan data massa dari penimbangan oleh spesialis sebagai berat maksimum *MTOW*. Kemudian hasil penimbangan dibandingkan dengan data *D R & O*. Prosedur penimbangan pada prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang dengan menggunakan beberapa *load cell* dan posisi pemasangan sensor tersebut tergantung pada bagian depan dan belakang wahana terbang. Penimbangan dilaksanakan di laboratorium uji konstruksi, B2TKS, Puspiptek, Serpong pada tanggal 29 Agustus tahun 2008, seperti pada Gambar L1.3.

Pada penimbangan ini digunakan 3 *load cell* yang tergantung pada tali di mana posisi awal wahana terbang adalah horizontal dan membentuk sudut *pitch* θ pada posisi *tilting*. Pada bagian depan dipasang 1 *load cell* dan pada bagian belakang dipasang 2 *load cell* di mana masing-masing jarak disesuaikan dengan kondisi lapangan. Terdapat 2 kondisi, yaitu horizontal dan posisi *tilting* berguna untuk mengetahui jarak pada tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} sebagai titik pusat gravitasi CG pada arah 3-Dimensi. Masing-masing ballast seberat 100.0 N disusun secara bertahap di lantai kokpit, sehingga mencapai gaya berat maksimum $MTOW = 7,000.0$ N. Proses pencatatan secara *on-line* oleh alat perekam data saat berlangsungnya penimbangan di lapangan.



Gambar L1.3 Proses penimbangan pada prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang dengan masing-masing posisi *load cell*.

Deskripsi penimbangan adalah posisi 1 *load cell* berada pada jarak 0.74 m dari depan hidung wahana terbang dan posisi 2 *load cell* ditempatkan pada bagian belakang

dengan jarak 6.6 m dari hidung wahana terbang. Penimbangan awal dimulai dengan massa kosong tanpa Pilot dan bahan bakar sampai dengan kondisi gaya berat maksimum. Proses penimbangan di lapangan, diperlihatkan pada Gambar L1.4. Prinsip kerja penimbangan berdasarkan keseimbangan gaya dan momen pada masing-masing tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Y_{benda} Z_{benda} . Pada penimbangan pertama, posisi titik pusat gravitasi CG pada jarak 4.34 m adalah 54.6 % MAC. Posisi pengukuran ini dikategorikan sudah keluar dari batas limitasi CG yang diinginkan dari *D R & O* dan kondisi wahana terbang disebut *tail heavy*. Hasil penimbangan pertama pada tata acuan koordinat sumbu X_{benda} diperlihatkan pada Tabel L1.1. Hasil penimbangan kedua pada tata acuan koordinat sumbu X_{benda} terlihat pada Tabel L1.2, di mana posisi titik pusat gravitasi CG berada pada jarak 3.56 m dari bagian depan hidung wahana terbang, atau 31.44 % MAC di mana kondisi wahana terbang disebut pada posisi *tail heavy*.



Gambar L1.4 Penimbangan pada prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang dengan alat perekam data.

Tabel L1.1 Hasil Penimbangan Pertama Dari Prototipe Pesawat WISE L8 Kapasitas 2 Orang

| DATA | W1 (N) | L1 (m) | W2 (N) | L2 (m) | TOTAL Momen (N-m) | TOTAL Gaya Berat (N) | CG (m) | CG (% MAC) |
|-----------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-------------------------|----------------------------|-----------|---------------|
| 1 | 2,320 | 0.74 | 5,138 | 6.6 | 3,229 | 7,457 | 4.3 | 54.3 |
| 2 | 2,306 | 0.74 | 5,158 | 6.6 | 3,244 | 7,464 | 4.3 | 54.8 |
| Harga rata-rata | | | | | 3,236.7 | 7,461 | 4.3 | 54.6 |

Tabel L1.2 Hasil Penimbangan Kedua Dari Prototipe Pesawat WISE L8 Kapasitas 2

Orang

| Komponen | Gaya Berat (N) | L (m) | TOTAL Momen (N-m) | TOTAL Gaya berat (N) | CG (m) | CG (% MAC) |
|------------------|----------------|---------|-------------------|----------------------|--------|------------|
| W&B | | | 3,237 | 7,461 | 4.3 | 54.6 |
| <i>Pilot</i> | 730.0 | 1.67 | 3,359 | 8,191 | 4.1 | 47.5 |
| <i>Co-Pilot</i> | 700.0 | 2.4 | 3,527 | 8,891 | 3.9 | 43.6 |
| <i>Fuel Tank</i> | 10.0 | 3.35 | 3,530 | 8,901 | 3.9 | 43.5 |
| <i>Fuel</i> | 120.0 | 3.35 | 3,570 | 9,020 | 3.9 | 43.3 |
| <i>Rudder RH</i> | 38.05 | 7.4 | 3,598 | 9,059 | 3.9 | 43.7 |
| <i>Rudder LH</i> | 37.41 | 7.4 | 3,626 | 9,096 | 3.9 | 44.1 |
| Ballast | 546.0 | 0.1 | 3,631 | 9,642 | 3.7 | 37.6 |
| | 520.0 | 0.2 | 3,642 | 10,162 | 3.6 | 32.2 |
| | 320.0 | 2.4 | 3,719 | 10,482 | 3.5 | 31.1 |
| <i>Canopy</i> | -100.0 | 2.4 | 3,695 | 10,382 | 3.5 | 31.4 |

Pada penimbangan atau *weight and balance* prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang yang telah dilaksanakan sebelum uji terbang, memperlihatkan hasil yang di luar batas limitasi, di mana batas atau limitasi yang diperbolehkan menurut *D R & O* adalah titik pusat gravitasi CG adalah pada (18.0 – 28.0) % atau (0.53 – 0.82) atau (2.57 – 2.86) m; *mean aerodynamic chord* (MAC) sebesar 2.94 m. Penimbangan perlu dilakukan sebelum uji terbang prototipe, sehubungan dengan jumlah orang dan berat barang yang diangkut oleh wahana terbang tersebut mengikuti batas atau limitasi.

L1.3 PROTOTIPE PESAWAT WISE L8 KAPASITAS 1 ORANG

Permasalahan kelebihan massa pada prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang di atasi dengan rancang bangun prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang dengan menggunakan perbandingan (T_s/W) *ratio* ≈ 0.4 . *Lay-out* dan prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang terlihat pada Gambar L1.5 sebagai disain dan Gambar L1.6 sebagai prototipe.

Prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang belum sempat mengikuti program uji terbang di mana diharapkan pesawat WISE L8 ini perlu diujikan di pantai Carita, propinsi

L1.4 UJI STATIK GAYA PROPULSI PROTOTIPE PESAWAT WISE L8 KAPASITAS 2 ORANG DAN KAPASITAS 1 ORANG

Pada bagian ini diuraikan tentang uji statik gaya propulsi T_s dari pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang dan kapasitas 1 orang. Uji statik gaya propulsi menggunakan mesin tunggal yang terpasang pada badan wahana terbang di lapangan. Sedangkan, uji statik mesin pada pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang diujikan di laboratorium propulsi, BT2MP, Serpong.

L1.4.1 Uji Statik Gaya Propulsi Pada Prototipe Pesawat WISE L8

Kapasitas 2 orang

Uji statik gaya propulsi T_s prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang dari mesin penggerak wahana terbang dengan daya propulsi $EHP = 180.0$ HP. Program uji terbang prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang, untuk mengetahui respons dari gaya-gaya aerodinamika, hidrodinamika, berat dan propulsi yang bekerja pada tata acuan koordinat sumbu X_{benda} Z_{benda} . Data hasil uji statik gaya propulsi T_s digunakan sebagai data pendukung untuk mengetahui perilaku pesawat WISE L8. Uji statik gaya propulsi T_s dengan daya propulsi $EHP \approx 180.0$ HP dari prototipe Pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang di hanggar Bojonegara, Banten pada tahun 2007 diperlihatkan oleh Gambar L1.7. Alat ukur dalam pengukuran ini seperti terlihat pada Gambar L1.8.



Gambar L1.7 Uji statik gaya propulsi T_s dari prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang pada *cradle* (Syamsuar, 2015 a).

Alat ukur ditempatkan antara mobil yang menarik dan prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang. Kemudian mobil bergerak perlahan ketika menarik wahana terbang, sampai mulai terjadi pergeseran posisi wahana terbang sesaat, sebagai gaya gesek antara ban dengan lantai. Kemudian, dicatat besarnya nilai gaya gesek pada alat ukur. Uji statik gaya propulsi T_s dengan menempatkan alat timbangan melalui seutas tali diantara wahana terbang dengan penyangga yang kuat. Pengukuran ini mendata nilai gaya propulsi statik T_s sesuai dengan kecepatan/ putaran *propeller n*. Gaya propulsi statik T_s dibandingkan dengan gaya berat hasil penimbangan untuk memperoleh (T_s/W) ratio dari prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang. Hasil uji statik gaya propulsi T_s adalah 2,255.5 N pada kecepatan *propeller n* maksimum, di mana gaya gesek roda *cradle* terhadap lantai adalah 122.6 N. Perbedaan gaya gesek antara roda *cradle* tempat wahana terbang ditumpangkan dengan lantai saat pengujian gaya propulsi statik T_s di darat dan terjadinya gaya gesek atau gaya hambat antara lambung pesawat WISE dengan air berbeda sekitar 80 kali. Hal ini yang membuat terjadinya koreksi perhitungan dari pengukuran gaya gesek di darat dan gaya hambat pesawat WISE yang terjadi dengan permukaan air. Kebutuhan daya propulsi *EHP* yang berbeda saat *hydro planing* di permukaan air di mana jauh lebih besar dari pada kebutuhan daya propulsi saat mengudara di *surface effect*.



Gambar L1.8 Uji statik gaya propulsi T_s pada prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang yang terletak di atas *cradle*.

Selanjutnya, untuk mengetahui respons gaya-gaya aerodinamika, hidrodinamika, propulsi dan berat yang bekerja pada prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang, maka dilaksanakan uji terbang di Pantai Carita, Bojonegara, propinsi Banten pada tahun 2007.

L1.4.2 Uji Statik Gaya Propulsi Pada Prototipe Pesawat WISE L8 Kapasitas

1 Orang

Uji statik gaya propulsi T_s merupakan persamaan yang berbanding lurus terhadap kecepatan/ putaran *propeller*. Pengukuran dimulai dengan menempatkan alat timbangan pada seutas tali diantara wahana terbang dengan penyangga. Data statik gaya propulsi T_s yang diperoleh dibandingkan dengan gaya berat W hasil penimbangan. Sehingga, diperoleh perbandingan antara (T_s/W) *ratio* dari prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang sebagai persyaratan *take off* dari permukaan air. Hasil uji statik gaya propulsi T_s adalah 2,255.53 N pada kecepatan *propeller* maksimum dan gaya gesek sebesar 122.58 N antara roda *cradle* terhadap lantai. Prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang mempunyai daya propulsi $EHP \approx 115.0$ HP. Uji statik gaya propulsi T_s telah dilaksanakan di laboratorium Balai Teknologi Termodinamika Motor Bakar dan Propulsi, BT2MP, Puspiptek, Serpong tahun 2013, seperti terlihat pada Gambar L1.9.



Gambar L1.9 Uji statik gaya propulsi T_s dari daya propulsi EHP sebesar 115.0 HP di BT2MP, Serpong (Syamsuar *et al.*, 2011).

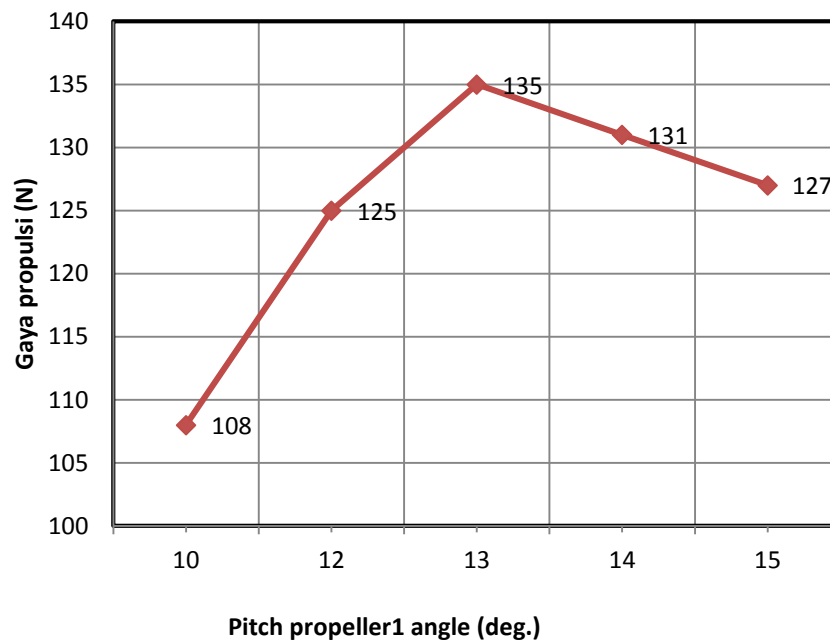
Pengukuran gaya propulsi statik T_s dari prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 1 orang dengan daya propulsi EHP sebesar 115.0 HP di laksanakan di Balai Teknologi Termodinamika Motor dan Propulsi (BT2MP), Puspiptek, Serpong, tahun 2013. Instalasi mesin berkedudukan statis pada saat uji statik gaya propulsi T_s , seperti terlihat pada Gambar L1.10.

Pada penjelasan sebelumnya, diperlukan perkiraan tentang cara menghitung daya propulsi EHP dari hasil pengukuran. Hasil pengukuran beban sebagai output, gaya propulsi

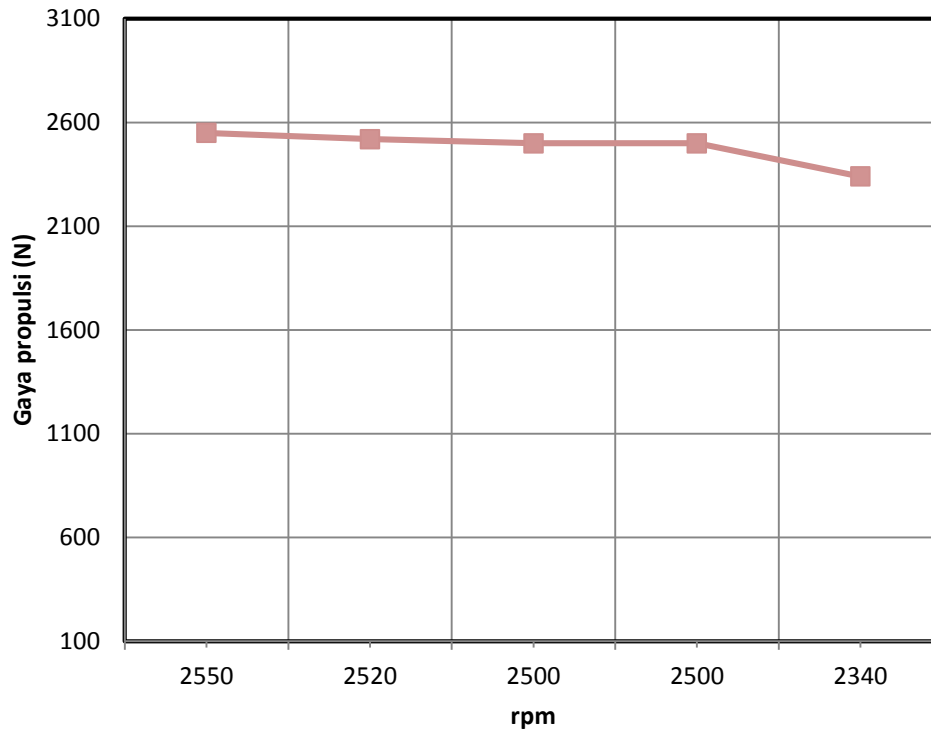
statik T_s sebesar 1,480 N dengan putaran *propeller* n (*throttle* = 59 %) = 2,440 RPM. Hasil uji statik gaya propulsi T_s digunakan untuk menentukan harga (T_s/W) ratio. *Setting throttle* δ_{th} dilakukan dalam pengujian ini dan disesuaikan dengan kebutuhan operasional.



Gambar L1.10 Uji statik gaya propulsi T_s dari daya propulsi $EHP \approx 115.0$ HP di BT2MP, Serpong.



Gambar L1.11 (a) Hasil uji statik gaya propulsi T_s sebagai fungsi dari sudut *pitch propeller* θ_p dari daya propulsi $EHP \approx 115.0$ HP di BT2MP, Serpong.



Gambar L1.11 (b) Hasil uji statik gaya propulsi T_s sebagai fungsi dari putaran *propeller* (rpm) dari daya propulsi $EHP \approx 115.0$ HP di BT2MP, Serpong.

L1.5 RC MODEL

RC model dari pesawat WISE L8 dengan masing masing wahana terbang mempunyai lebar punuk di atas sayap utama yang berbeda. Pada bagian ini, kurva gaya propulsi statik T_s versus kecepatan putaran *propeller* RPM tidak ditampilkan.

L1.5.1 RC Model Dari Pesawat WISE L8 Versi 1

Pada Gambar L1.12 diperlihatkan *RC model* dari pesawat WISE L8 dengan gaya berat $W = 420.0$ N dan daya propulsi EHP sebesar 11.0 HP sedang melakukan gerak fase *high speed water run* di permukaan air. *RC model* dari pesawat WISE L8 ini mengalami *porpoising* akibat adanya gelombang yang cukup besar dan titik berat pusat gravitasi CG yang tidak tepat saat uji coba di Danau Jati Luhur. Apabila cuaca baik dan posisi titik pusat gravitasi *most forward* CG, maka wahana terbang dapat *lift off* dengan sempurna tanpa mengalami *porpoising*.



Gambar L1.12 *RC model* dari pesawat WISE L8 saat *high speed water run* di mana mulai terjadi *porpoising*.

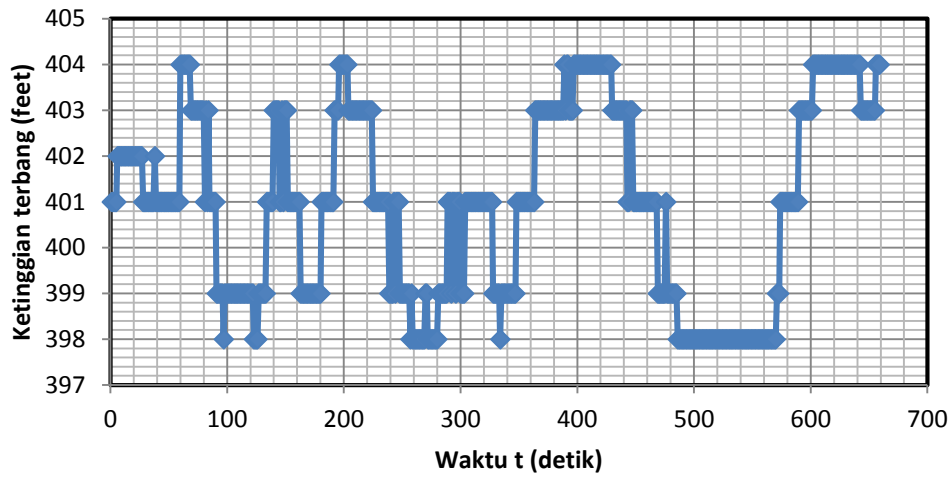
L1.5.2 *RC Model* Dari Pesawat WISE L8 Versi 2

Pada Gambar L1.13 adalah *RC model* dari pesawat WISE L8, gaya berat $W = 420.0$ N dan daya propulsi $EHP \approx 11.0$ HP saat dilakukan penimbangan di Jati Luhur. Cuaca saat itu cukup baik, karena kecepatan angin yang tidak terlalu besar.

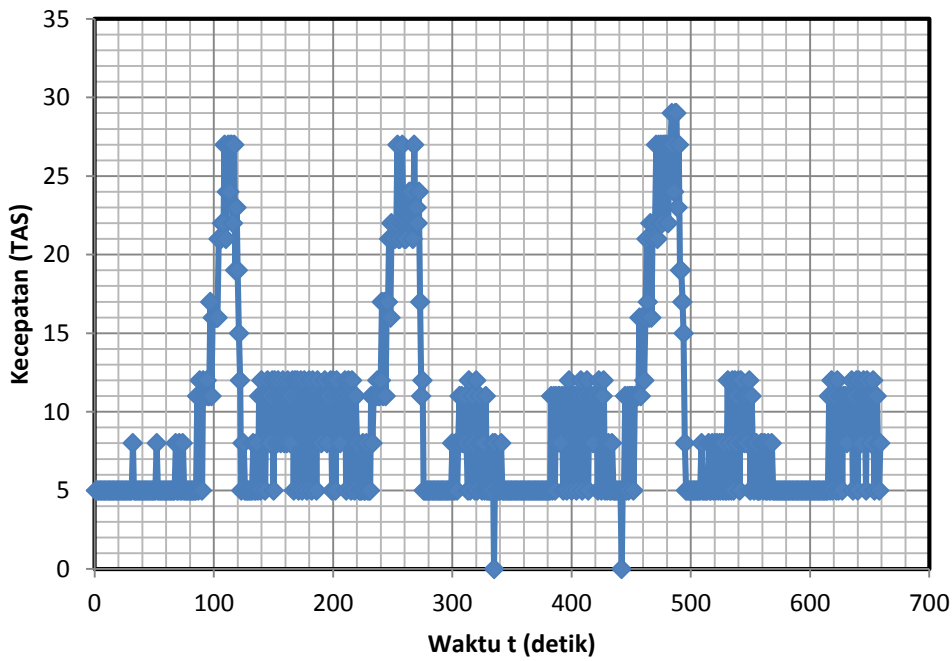


Gambar L1.13 *RC model* dari pesawat WISE L8 saat terbang stasioner di *surface effect*.

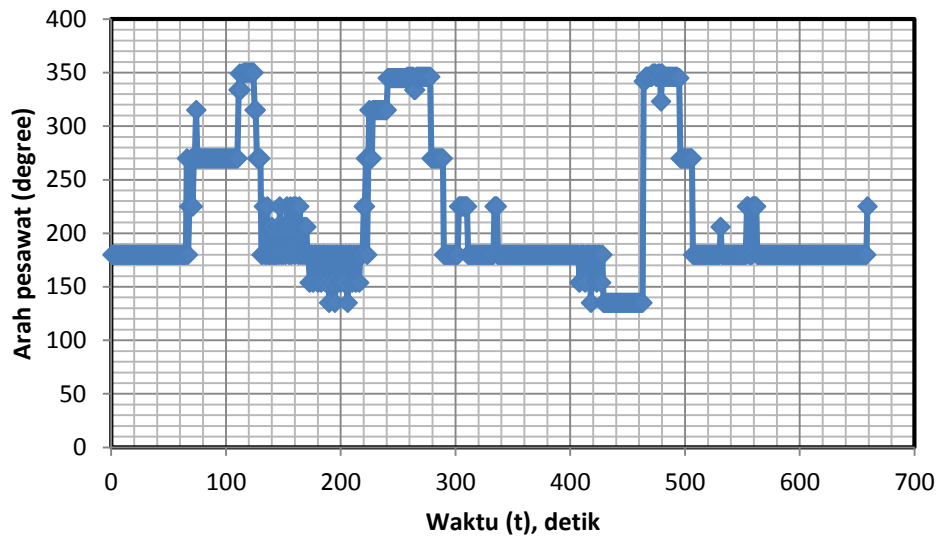
Pada eksperimen ini, berdasarkan uji statik gaya propulsi T_s maka diperoleh perbandingan (T_s/W) *ratio* ≈ 0.4 , sehingga daya propulsi EHP sebesar 11.0 HP membuat wahana terbang mampu *take off* dari permukaan air. Data uji terbang dengan menggunakan pengukuran dari *GPS* saat *hydro planing*, pada tanggal 30 Mai 2007, di Jati Luhur ditampilkan pada Gambar L1.14, Gambar L1.15 dan Gambar L1.16.



Gambar L1.14 Kurva ketinggian terbang h versus waktu t dari *RC model* dari pesawat WISE L8.



Gambar L1.15 Kurva kecepatan V versus waktu t dari *RC model* dari pesawat WISE L8.



Gambar L1.16 Kurva arah ψ wahana terbang versus waktu t dari *RC model* dari pesawat WISE L8.

L1.6 PROTOTIPE PESAWAT WISE L8 KAPASITAS 2 ORANG SAAT *HYDRO PLANING*

Program uji terbang *low speed* dan *high speed* dari prototipe Pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang di Pantai Carita, Banten, Indonesia, pada tanggal (21 – 22) April 2007. Pada fase *high speed water run* sampai fase *hydro planing*, terjadi efek *porpoising* pada lambung depan dan *sticking* pada lambung belakang prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang. Beberapa data pengukuran melalui *GPS*, seperti kecepatan, *surge* dan penentu arah olah gerak prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang fase *high speed water run* dan fase *hydro planing*, seperti terlihat pada Gambar L1.17. Pada kasus ini Pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang tidak berhasil *lift off*. Fase *high speed water run* ditandai dengan gerak perlahan sampai dengan terjadi keseimbangan gerak matra longitudinal. Sedangkan, fase *hydro planing* terjadi pada kecepatan pesawat WISE yang sudah tinggi dan diiringi oleh gerak naik turun pesawat WISE sebagai efek *porpoising*. Pada saat ini terjadi *water spray* yang menyebar ke sebelah kiri dan kanan dengan kapasitas sesuai dengan kecepatan pesawat WISE L8 tersebut dan merupakan komponen gaya hambat hidrodinamika tambahan.

Fase *lift off* adalah fase di mana pesawat WISE mulai meninggalkan permukaan air dan mulai mengudara, di mana gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} sama dengan nol. Fase mengudara adalah fase di mana pesawat WISE sudah mulai terbang mendatar stasioner

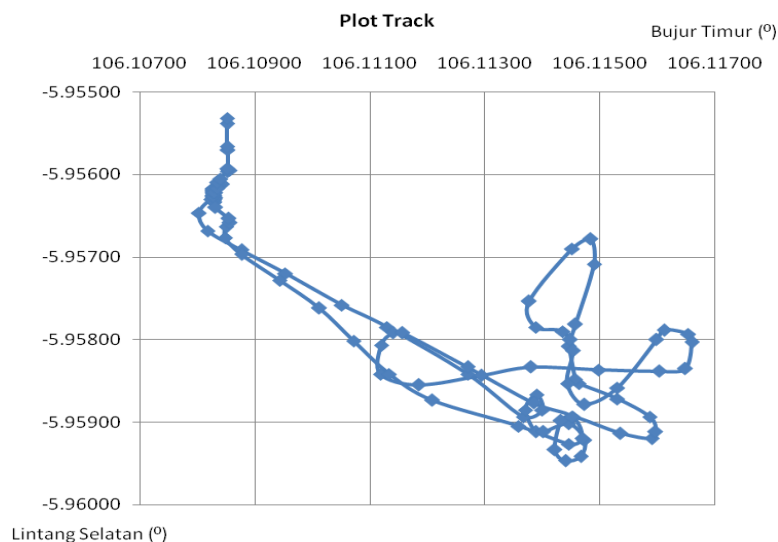
dengan menggunakan daya propulsi *EHP* optimum. Pada saat itu, gaya propulsi mulai dikurangi agar wahana terbang mendarat dengan sempurna, karena tenaga untuk mengimbangi gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} yang besar sudah bisa teratasi.



Gambar L1.17 Prototipe Pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang saat *hydro planing* kecepatan $V = 32.0$ knots.

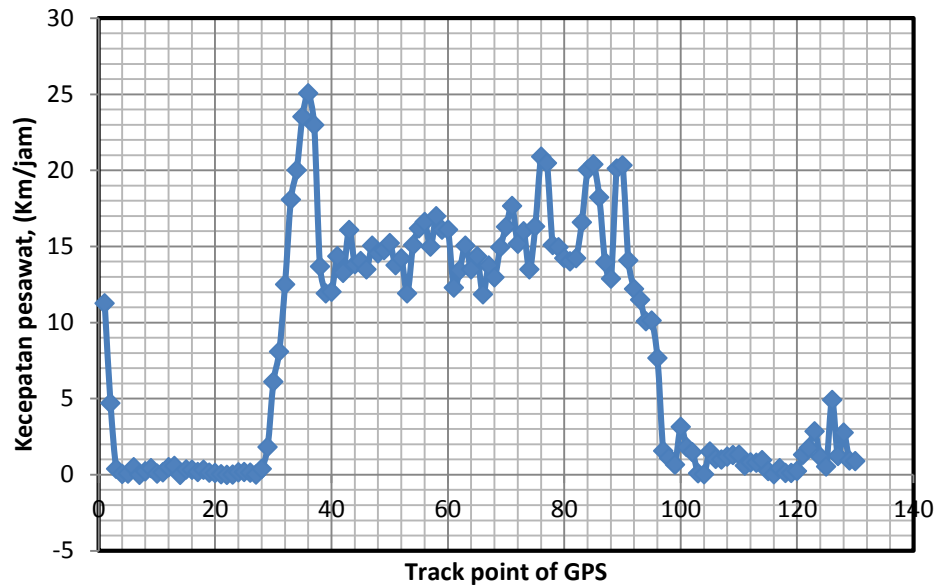
L1.6.1 Prototipe Pesawat WISE L8 Kapasitas 2 Orang Di Permukaan Air

Lintasan tertutup yang direkam melalui peralatan *GPS*, seperti gerak *turning*, *low speed taxi* dan *high speed taxiing* dari prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang di permukaan laut diperlihatkan oleh Gambar L1.18.



Gambar L1.18 Titik penjejakan lintasan prototipe Pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang direkam oleh *GPS* saat *low speed taxiing*, *high speed taxiing* dan *turning circle*.

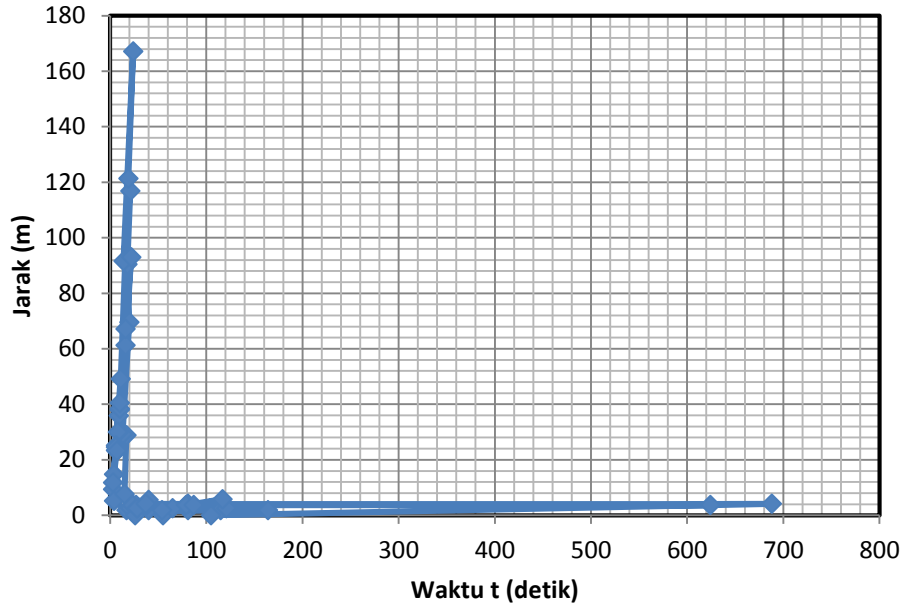
Karakteristik perilaku wahana terbang, diperlihatkan pada Gambar L1.19, Gambar L1.20, Gambar L1.21 dan Gambar L1.22. Pada Gambar L1.18 sampai dengan Gambar L1.22, terlihat proses uji terbang di Pantai Carita, Banten, tetapi wahana terbang tidak berhasil *take off*. Pengukuran oleh *GPS* hanya menghasilkan kecepatan, jarak tempuh, *surge* dan putaran *propeller* di masing masing titik sesuai dengan posisi penjejakan antara Bujur Timur dan Lintang Selatan.



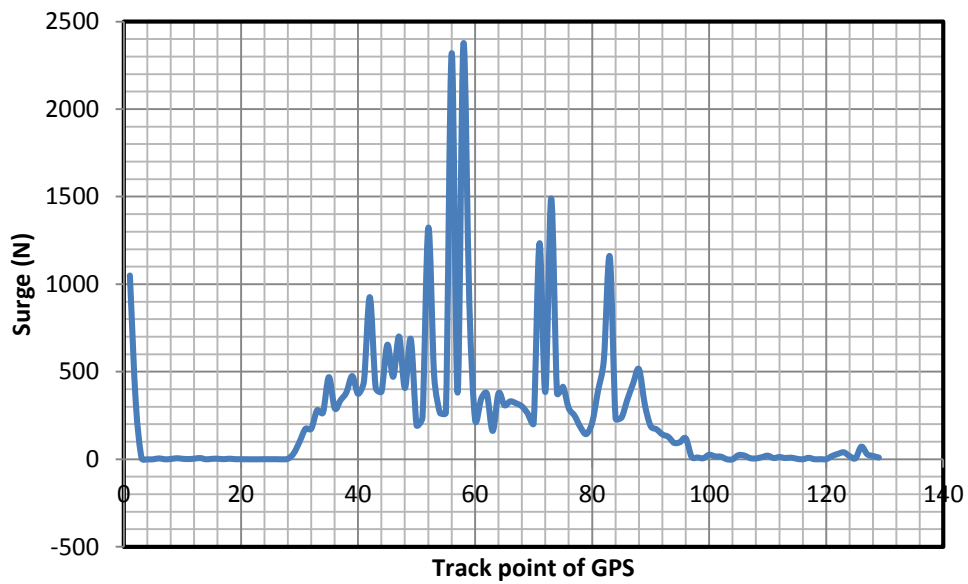
Gambar L1.19 Kecepatan versus *track point* prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang direkam oleh *GPS* saat *low speed taxiing*, *high speed taxiing* dan *turning circle*.

Jarak untuk mengukur panjang antara dua titik koordinat dalam satuan meter dengan pendekatan rumus yang mengasumsikan bahwa Bumi berbentuk bulat. Besar kecepatan dihitung dengan membagi jarak dengan interval waktu t , dan *bearing* mengukur orientasi gerakan wahana terbang dengan menggunakan arah utara lokal sebagai acuan. Putaran dari arah utara ke timur diasumsikan (+) dan putaran dari arah utara ke barat diasumsikan (-).

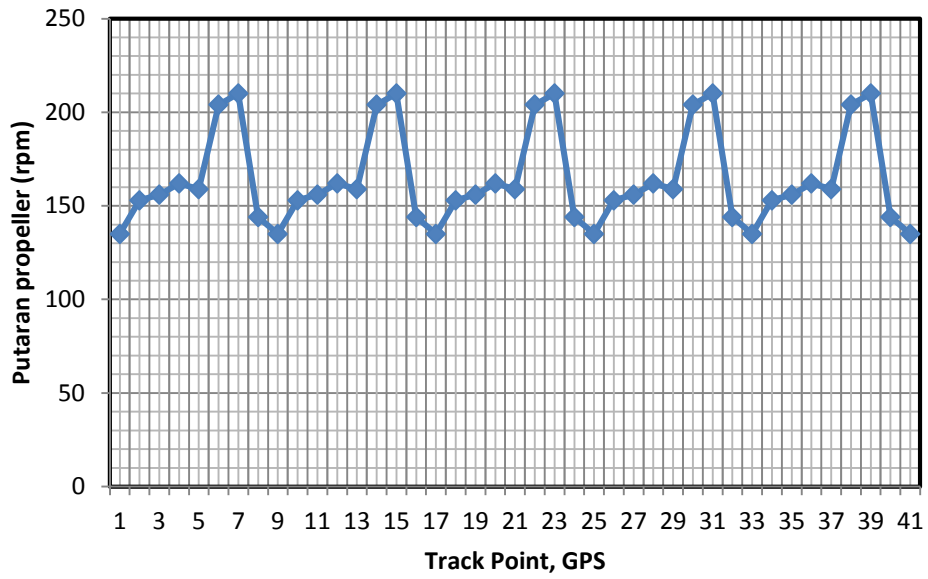
Dalam analisis ini, selain dihitung besar kecepatan V juga dihitung besar parameter lain dari Pesawat WISE selama pengujian, seperti jarak tempuh dan arah kecepatan. Input yang diperlukan dalam pelaksanaan analisis ini adalah posisi/ koordinat prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang yang diperoleh dari pengukuran GPS dan interval waktunya.



Gambar L1.20 Jarak versus waktu t prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang direkam oleh *GPS* saat *low speed taxiing*, *high speed taxiing* dan *turning circle*.



Gambar L1.21 *Surge* versus *track point* prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang direkam oleh *GPS* saat *low speed taxiing*, *high speed taxiing* dan *turning circle*.



Gambar L1.22 Putaran *propeller* versus *track point* prototipe pesawat WISE L8 kapasitas 2 orang direkam oleh *GPS* saat *low speed taxiing*, *high speed taxiing* dan *turning circle*.

halaman ini sengaja dikosongkan

LAMPIRAN 2

Pada Lampiran 2 dari tutorial program CFD ini diuraikan tentang langkah langkah yang dilakukan dalam pembuatan beserta perintah perintah yang diberikan serta penentuan kondisi batas pada *Flow Solver (Solution)*. Perhatikan hal hal berikut ini.

L2.1 Tutorial dari sub Bab 2.3

Flow Solver (Solution)

Setelah *meshing* pada geometri yang dibuat pada program ICEM CFD, maka langkah selanjutnya adalah penentuan kondisi batas yang dilakukan pada program CFD berdasarkan sub Bab 2.3.

Perintah yang digunakan;

➤ *Settings > product > ANSYS ICEM CFD – ANSYS solvers version > apply > restart program. Buka lagi program ICEM CFD > output > output to CFX > done.*

Perintah yang digunakan untuk membuka program CFD;

➤ *Start menu > all programs > ANSYS > CFX > CFD > CFX-Pre > file > new simulation > general > OK > mesh > import mesh > select file > ubah file ke ICEM CFD > open.*

Saat melakukan komputasi pada dua medium (udara dan air), maka perlu pengaturan fluida secara khusus, yaitu dengan menggunakan metoda *VOF (volume of fluid)*. Pengaturan dapat dimasukkan dalam *CEL (CFX expression language)*.

L2.2 Pembuatan *expressions in CEL (CFX expression language)*

1. *Right-click expressions, functions and variables > expressions in the tree view and select **Insert > Expression**.*
2. *Set the name to UpH and click **OK** to create the upstream free surface height.*
3. *Set **Definition** to 17 [m], and then click **Apply**.*
4. *Use the same method to create the expressions listed in the table below. These are expressions for the downstream free surface height, the fluid density, the buoyancy reference density, the calculated density of the fluid (density – buoyancy reference density), the upstream volume fractions of air and water, the upstream pressure distribution, the downstream volume fractions of air and water, and the downstream pressure distribution.*

| Nama | Definisi |
|--------------------|-------------------------------------|
| <i>DownH</i> | 17 [m] |
| <i>DenWater</i> | 1025 [kg m ⁻³] |
| <i>DenRef</i> | 1.185 [kg m ⁻³] |
| <i>DenH</i> | (<i>DenWater</i> – <i>DenRef</i>) |
| <i>UpVFAir</i> | <i>step((y-UpH)/1[m])</i> |
| <i>UpVFWater</i> | <i>1-UpVFAir</i> |
| <i>UpPres</i> | <i>DenH*g*UpVFWater*(UpH-y)</i> |
| <i>DownVFAir</i> | <i>step((y-DownH)/1[m])</i> |
| <i>DownVFWater</i> | <i>1-DownVFAir</i> |
| <i>DownPres</i> | <i>DenH*g*DownVFWater*(DownH-y)</i> |

5. Proceed to Creating the Domain.

Untuk menentukan *fluid properties* perintah yang digunakan:

default domain > general options > location > domain type > fluid domain > fluid list > water, Air > Buoyancy > option > x = 0 [m s⁻²], y = -g, z = 0 [m s⁻²] > turbulence > optoin > k-epsilon > apply

| Tab | Setting | Nilai |
|-----------------------|--|---------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Fluid and Particle Definitions</i> | <i>Air</i> |
| | <i>Fluid and Particle Definitions > Air > Material</i> | <i>Air at 25° C</i> |

| Tab | Setting | Nilai |
|-----------------------|---|----------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Fluid and Particle Definitions</i> | <i>Water</i> |
| | <i>Fluid and Particle Definitions > Water > Material</i> | <i>Water^[a]</i> |
| | <i>Domain Models > Pressure > Reference Pressure</i> | 1 [atm] |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Option</i> | <i>Buoyant</i> |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Gravity X Dirn.</i> | 0 [m s ⁻²] |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Gravity Y Dirn.^[b]</i> | -g |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Gravity Z Dirn.</i> | 0 [m s ⁻²] |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|---|--|-------------------|
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Buoy. Ref. Density^[c]</i> | <i>DenRef</i> |
| <i>Fluid Models</i> | <i>Multiphase > Homogeneous Model^[d]</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase > Free Surface Model > Option</i> | <i>Standard</i> |
| | <i>Heat Transfer > Option</i> | <i>Isothermal</i> |
| | <i>Heat Transfer > Fluid Temperature</i> | <i>25 [C]</i> |
| | <i>Turbulence > Option</i> | <i>k-epsilon</i> |
| <p>^[a] <i>The models selected here describe how the fluids interact. No mass transfer between the phases occurs in this example. You do not need to model surface tension.</i></p> <p>^[b] <i>You need to click Enter Expression beside the field first.</i></p> <p>^[c] <i>Always set Buoyancy Reference Density to the density of the least dense fluid in free surface calculations.</i></p> <p>^[d] <i>The homogeneous model solves for a single solution field.</i></p> | | |

Kondisi batas yang digunakan adalah *inlet*, *outlet*, dan *wall*. Untuk menentukan kondisi batas *inlet*, perintah yang digunakan:

➤ *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "inlet" > OK > penentuan lokasi inlet > boundary details > flow regime > option > subsonic > normal speed 3.11 m/s > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|-------------------------|--|-----------------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Inlet</i> |
| | <i>Location</i> | <i>INFLOW</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Mass and Momentum > Option</i> | <i>Normal Speed</i> |
| | <i>Mass and Momentum > Normal Speed</i> | <i>80 [knots]</i> |
| | <i>Turbulence > Option</i> | <i>Intensity and Length Scale</i> |
| | <i>Turbulence > Fractional Intensity</i> | <i>0.05</i> |
| | <i>Turbulence > Eddy Len. Scale^[a]</i> | <i>UpH</i> |
| <i>Fluid Values</i> | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Air</i> |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|--|---|------------------|
| | <i>Boundary Conditions > Air > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFAir</i> |
| | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Water</i> |
| | <i>Boundary Conditions > Water > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFWater</i> |
| ^[a] <i>Click the Enter Expression icon.</i> | | |

Pada saat menentukan kondisi batas *outlet*, perintah yang digunakan:

➤ *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "outlet" > OK > penentuan lokasi outlet > boundary details > flow regime > option > average static pressure > Relative Pressure DownPres > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|-------------------------|---|------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Outlet</i> |
| | <i>Location</i> | <i>OUTFLOW</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Flow Regime > Option</i> | <i>Subsonic</i> |
| | <i>Mass and Momentum > Option</i> | <i>Static Pressure</i> |
| | <i>Mass and Momentum > Relative Pressure</i> | <i>DownPres</i> |

Pada saat menentukan kondisi batas *wall*, perintah yang digunakan:

➤ *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "wall" > OK > penentuan lokasi wall > boundary details > wall influence flow > option > no slip > wall roughness > option > smooth wall > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|-------------------------|--------------------------------------|---------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Wall</i> |
| | <i>Location</i> | <i>BOTTOM, WISE</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Mass and Momentum > Option</i> | <i>No Slip Wall</i> |
| | <i>Wall Roughness > Option</i> | <i>Smooth Wall</i> |

Pada saat menentukan kondisi “batas samping”, perintah yang digunakan:

- *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "front" > OK > penentuan lokasi boundary > Boudary Type > Symetri > apply*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|---|----------------------|-------------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Symmetry^[a]</i> |
| | <i>Location</i> | <i>WALL</i> |
| <i>[a] Symmetry, which makes a 3D problem into a 2D problem, can be used when geometry and mesh are invariant normal to the symmetry surface.</i> | | |
| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Symmetry</i> |
| | <i>Location</i> | <i>WALL</i> |

Pada saat menentukan kondisi “batas atas”, perintah yang digunakan:

- *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "Top" > OK > penentuan lokasi boundary > Boudary Type > Opening > apply*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|-------------------------|---|----------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Opening</i> |
| | <i>Location</i> | <i>TOP</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Mass And Momentum > Option</i> | <i>Entrainment</i> |
| | <i>Mass And Momentum > Relative Pressure</i> | <i>0 [Pa]</i> |
| | <i>Turbulence > Option</i> | <i>Zero Gradient</i> |
| <i>Fluid Values</i> | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Air</i> |
| | <i>Boundary Conditions > Air > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>1.0</i> |
| | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Water</i> |
| | <i>Boundary Conditions > Water > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>0.0</i> |

Pada saat menentukan *fluid properties* perintah yang digunakan:

➤ *default domain > general options > location > domain type > fluid domain > fluid list > water > turbulence > optoin > k-epsilon > initialisation > initial conditions > velocity type > cartesian > option > automatic with value > u = 16 knots, v = 0 knots, w = 0 knots > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|------------------------|---|-----------------------------|
| <i>Global Settings</i> | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > U</i> | 80 [knots] |
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > V</i> | 0 [m s ⁻¹] |
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > W</i> | 0 [m s ⁻¹] |
| | <i>Initial Conditions > Static Pressure > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Initial Conditions > Static Pressure > Relative Pressure</i> | <i>UpPres</i> |
| <i>Fluid Settings</i> | <i>Fluid Specific Initialization</i> | <i>Air</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Air > Initial Conditions > Volume Fraction > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Air > Initial Conditions > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFAir</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization</i> | <i>Water</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Water > Initial Conditions > Volume Fraction > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Water > Initial Conditions > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFWater</i> |

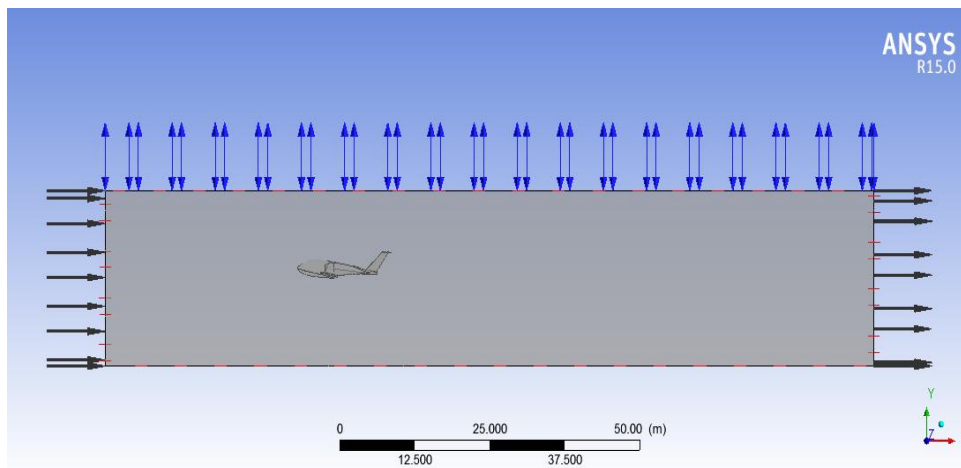
Pada saat menentukan jumlah perhitungan iterasi, perintah yang digunakan:

➤ *solver control > basic settings > advection scheme > option > high resolution > max. Iterations 1000 > time scale control automatic > time scale factor 10 > residual type RMS > residual target 1e-05 > equation class settings > continuity > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|-----------------------|---|--------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Convergence Control > Max. Iterations</i> | 500 |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Nilai</i> |
|---|---|---------------------------|
| | <i>Convergence Control > Fluid Timescale Control > Timescale Control</i> | <i>Physical Timescale</i> |
| | <i>Convergence Control > Fluid Timescale Control > Physical Timescale</i> | 0.25 [s] ^[a] |
| | <i>Convergence Criteria > Residual Target</i> | 1e-04 |
| <i>Advanced Options</i> | <i>Multiphase Control</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase Control > Volume Fraction Coupling</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase Control > Volume Fraction Coupling > Option</i> | <i>Coupled</i> |
| ^[a] <i>This value is based on the time it takes the water to flow over the bump.</i> | | |

Sampai tahap ini semua proses pada tahap *pre-processor* telah selesai. Untuk menyimpan *file*, perintah yang digunakan adalah *solver > write solver file > save*. Langkah selanjutnya adalah ke tahap *flow solver (solution)*. Perhatikan Gambar L2.1.



Gambar L2.1 Tahap *flow solver (solution)*.

halaman ini sengaja dikosongkan

LAMPIRAN 3

Pada Lampiran 3 ini dibahas tentang tutorial seperti pendefinisian *Transient Simulation*, *editing domain*, *creating a rigid body*, *creating the boundary condition*, *setting initial value* dan *setting the solver control* dan *setting the output control* program CFD.

L3.1 Tutorial dari sub Bab 2.3

A. Defining a Transient Simulation

1. *In the Outline tree view, right-click Analysis Type and select Edit.*
2. *Configure the following setting(s):*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|---|---|-----------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Analysis Type > Option</i> | <i>Transient</i> |
| | <i>Analysis Type > Time Duration > Option</i> | <i>Total Time</i> |
| | <i>Analysis Type > Time Duration > Total Time</i> | 10.0 [s] |
| | <i>Analysis Type > Time Steps > Option</i> | <i>Timesteps</i> |
| | <i>Analysis Type > Time Steps > Timesteps</i> | 0.01 [s] ^a |
| | <i>Analysis Type > Initial Time > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Analysis Type > Initial Time > Time</i> | 0 [s] |
| <p>a. <i>A total time of 10.0 [s] is implemented so that you get an adequate overview of the rigid body motion during postprocessing. The 0.01[s] timestep provides enough detail in the solution without requiring an excessive amount of computation time for CFX-Solver.</i></p> | | |

3. *Click OK.*








Note: *You may ignore the physics validation messages regarding the lack of definition of transient results files and the lack of initial condition values. You will set up the transient results files and set the initial conditions later.*


B. Editing the Domain

In this section you will create the fluid domain to reflect the multiphase, homogeneous region surrounding the wise, define the fluids, and enable mesh motion.

1. Edit Case Options > General in the Outline tree view, ensure Automatic Default Domain and Automatic Default Interfaces are both selected, and click OK.
2. In the tree view, right-click Default Domain, select Rename, and set the new name to wise.
3. In the tree view, right-click the newly renamed domain and select Edit.
4. Configure the following setting(s):

| Tab | Setting | Value |
|----------------|---|---|
| Basic Settings | Location and Type > Location | Assembly ^[a] |
| | Fluid and Particle Definitions | Delete Fluid 1 ^[b] |
| | Fluid and Particle Definitions | Create a new fluid named Air at 25 C ^[c] |
| | Fluid and Particle Definitions | Create a new fluid named Water at 25 C ^[c] |
| | Fluid and Particle Definitions > Air at 25 C > Material | Air at 25 C |
| | Fluid and Particle Definitions > Water at 25 C > Material | Water at 25 C ^[d] |
| | Domain Models > Buoyancy Model > Option | Buoyant |
| | Domain Models > Buoyancy Model > Gravity X Dirn. | 0 [m s ⁻²] |
| | Domain Models > Buoyancy Model > Gravity Y Dirn. | -g ^[e] |
| | Domain Models > Buoyancy Model > Gravity Z Dirn. | 0 [m s ⁻²] |
| | Domain Models > Buoyancy Model > Buoy. Ref. Density | denAir ^{[e][f]} |
| | Domain Models > Mesh Deformation > Option | Regions of Motion Specified ^[g] |

| Tab | Setting | Value |
|--|---|--|
| | <i>Domain Models > Mesh Deformation > Mesh Motion Model > Option</i> | <i>Displacement Diffusion</i> ^{[h]/[i]} |
| | <i>Domain Models > Mesh Deformation > Mesh Motion Model > Mesh Stiffness > Option</i> | <i>Value</i> |
| | <i>Domain Models > Mesh Deformation > Mesh Motion Model > Mesh Stiffness > Mesh Stiffness</i> | 1.0 [m ⁵ s ⁻¹] / volcvol ^{[e]/[i]} |
| <i>Fluid Models</i> | <i>Multiphase > Homogeneous Model</i> | <i>(Selected)</i> ^[k] |
| | <i>Multiphase > Free Surface Model > Option</i> | <i>Standard</i> |
| | <i>Multiphase > Free Surface Model > Interface Compression Level</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase > Free Surface Model > Interface Compression Level > Interface Compression</i> | 2 |
| | <i>Heat Transfer > Homogeneous Model</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Turbulence > Option</i> | <i>Shear Stress Transport</i> |
| <i>Fluid Pair Models</i> | <i>Fluid Pair > Air at 25 C Water at 25 C > Interphase Transfer > Option</i> ^[l] | <i>Mixture Model</i> |
| | <i>Fluid Pair > Air at 25 C Water at 25 C > Interphase Transfer > Interface Len. Scale</i> | 1.0 [mm] |
| <p>a. Click Multi-select from extended list  to open the Selection Dialog box, then select Assembly from this list. Click OK.</p> <p>b. Ensure that you have Fluid 1 selected and click Remove Selected Item .</p> <p>c. To create a new item, you must first click the Add new item  icon, then enter the name as required and click OK.</p> <p>d. Click Select from extended list  and then on Import Library Data  in the upper right corner of the resulting Material dialog box. When the Select Library Data to Import box appears, click Expand  located beside Water Data. Select Water at 25 C from the list. Click OK.</p> <p>e. In order to enter an expression, you must first click Enter Expression .</p> | | |

| Tab | Setting | Value |
|------------|--|--------------|
| f. | <i>The buoyancy reference density is set to 1.185 kg/m³, which is representative of air.</i> | |
| g. | <i>This mesh deformation option enables you to specify the motion of the boundary mesh nodes using user-defined expressions created in the CFX Expression Language (CEL). These expressions of mesh motion are included in the CCL file that was imported at the beginning of the tutorial.</i> | |
| h. | <i>To see the additional mesh motion settings, you may need to click Roll</i> | |
| | <i>Down  located beside Mesh Motion Model.</i> | |
| i. | <i>The Displacement Diffusion model for mesh motion preserves the relative mesh distribution of the initial mesh.</i> | |
| j. | <i>The variable volcvol (volume of finite volumes) is a predefined variable related to the local mesh element volume. It is used here in the calculation of the mesh stiffness value. In this example, the mesh stiffness is set to be inversely proportional to volcvol, which results in higher stiffness in regions of smaller element size; these are the regions that are most likely to experience mesh folding. This is similar to the default setting of Mesh Stiffness > Option set to Increase Near Small Volumes with Reference Volume > Option set to Mean Control Volume.</i> | |
| k. | <i>In a homogeneous, multiphase model, all fluids share a flow field, turbulence field, and so on. This is valid for models where the fluids have completely stratified; this is the case in this simulation.</i> | |
| l. | <i>The interphase transfer model controls the calculation of interfacial area density, which is required by certain interfacial transfer processes. In this case, the homogeneous model is used and no other interfacial transfer processes are active so the actual setting does not matter. For further discussion, see <u>The Homogeneous Model in the CFX-Solver Modeling Guide</u>.</i> | |

5. Click OK.

C. Creating a Rigid Body

In this section you will specify the properties of a rigid body with two degrees of freedom: translation in the Y directions and rotation about the Z axis. The rigid body definition will be applied to the wall boundary of the wise to define the motion characteristics of the WISE. Further, you will specify the direction of gravity that acts upon the wise's mass. Aside from

gravity, no external forces are specified to act continuously on the wise, however the motion of the wise will be driven by fluid forces (air) acting of the rigid body.

1. It is very important to give the rigid body a coordinate frame that is centered on its center of mass. Create a coordinate frame centered on the rigid body in its initial position, and oriented with its axes aligned with the rigid body axes/global coordinate axes as follows:

- a. Select *Insert > Coordinate Frame*.
- b. In the dialog box that appears, set *Name* to *RigidBodyCoordFrame* and click *OK*.

The *Basic Settings* tab for the coordinate frame appears.

- c. Set *Option* to *Axis Points*.
- d. Set *Origin* to *0, -0.1438, 0.05*.
- e. Set *Z Axis Point* to *0, -0.1438, 1*.
- f. Set *X-Z Plane Pt* to *1, -0.1438, 0.05*.
- g. Click *OK*.


2. In the *Outline tree view*, right-click *Flow Analysis 1* and select *Insert > Rigid Body*.

3. Accept the default name, *Rigid Body 1*, by clicking *OK*.

4. Configure the following setting(s):

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-----------------------|---|--------------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Mass</i> | 3200 [kg] ^[a] |
| | <i>Location</i> | <i>WISE</i> |
| | <i>Coordinate Frame</i> | <i>RigidBodyCoordFrame</i> |
| | <i>Mass Moment of Inertia > XX Component</i> | 14925.758 [kg m ²] |
| | <i>Mass Moment of Inertia > YY Component</i> | 31454.848 [kg m ²] |
| | <i>Mass Moment of Inertia > ZZ Component</i> | 43728.721 [kg m ²] |
| | <i>Mass Moment of Inertia > XY Component</i> | 0 [kg m ²] |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|--|---|--------------------------------|
| | <i>Mass Moment of Inertia > XZ Component</i> | 0 [kg m ²] |
| | <i>Mass Moment of Inertia > YZ Component</i> | 0 [kg m ²] |
| <i>Dynamics</i> | <i>Degrees of Freedom > Translational Degrees of Freedom > Option</i> | <i>Y axis</i> |
| | <i>Degrees of Freedom > Rotational Degrees of Freedom > Option</i> | <i>Z axis</i> |
| | <i>Gravity</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Gravity > Option</i> | <i>Cartesian Components</i> |
| | <i>Gravity > Gravity X Dirn.</i> | 0 [m s ⁻²] |
| | <i>Gravity > Gravity Y Dirn.</i> | -g ^[b] |
| | <i>Gravity > Gravity Z Dirn.</i> | 0 [m s ⁻²] |
| <i>Initial Conditions</i> | <i>Center of Mass</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Center of Mass > Option</i> | <i>Automatic^[c]</i> |
| | <i>Linear Velocity</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Linear Velocity > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Linear Velocity > X Component</i> | 0 [m s ⁻¹] |
| | <i>Linear Velocity > Y Component</i> | 0 [m s ⁻¹] |
| | <i>Linear Velocity > Z Component</i> | 0 [m s ⁻¹] |
| | <i>Angular Velocity</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Angular Velocity > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Angular Velocity > X Component</i> | 0 [radians s ⁻¹] |
| | <i>Angular Velocity > Y Component</i> | 0 [radians s ⁻¹] |
| | <i>Angular Velocity > Z Component</i> | 0 [radians s ⁻¹] |
| <p>a. The values in this table are taken directly from the problem description found in the <u>Overview of the Problem to Solve</u> section.</p> | | |

| Tab | Setting | Value |
|-----|--|-------|
| b. | In order to enter an expression, you must first click Enter Expression  . | |
| c. | Setting this option to Automatic defaults the center of mass of the rigid body to the origin of theRigidBodyCoordFrame. In most cases, this will be the correct setting. | |

5. Click OK.

D. Creating the Boundary Conditions

- **Flow solver (Solution)**

Setelah *meshing* pada geometri pada program ICEM CFD, maka langkah selanjutnya adalah penentuan kondisi batas pada program CFX.

Perintah yang digunakan:

- *Settings > Product > ANSYS ICEM CFD – ANSYS solvers version > apply > restart program. Buka lagi program ICEM CFD > output > output to CFX > done.*

Perintah yang digunakan untuk membuka program CFD:

- *Start menu > All Programs > ANSYS > CFX > ANSYS CFX > CFX-Pre > file > new simulation > general > OK > mesh > import mesh > select file > ubah file ke ICEM CFD > open.*

Analisis pada dua medium (udara dan air) memerlukan pengaturan fluida secara khusus, yaitu dengan menggunakan metode VOF (*Volume of Fluid*). Pengaturan dimasukkan dalam CEL (*CFX Expression Language*).

Pembuatan *Expressions in CEL (CFX Expression Language)*

6. *Right-click Expressions, Functions and Variables > Expressions in the tree view and select Insert > Expression.*
7. *Set the name to UpH and click OK to create the upstream free surface height.*
8. *Set Definition to 10 [m], and then click Apply.*
9. *Use the same method to create the expressions listed in the table below. These are expressions for the downstream free surface height, the fluid density, the buoyancy reference density, the calculated density of the fluid (density – buoyancy reference density), the upstream volume fractions of air and water, the upstream pressure distribution, the downstream volume fractions of air and water, and the downstream pressure distribution.*

| <i>Name</i> | <i>Definition</i> |
|--------------------|-------------------------------------|
| <i>DownH</i> | 10 [m] |
| <i>DenWater</i> | 1025 [kg m ⁻³] |
| <i>DenRef</i> | 1.185 [kg m ⁻³] |
| <i>DenH</i> | (<i>DenWater</i> – <i>DenRef</i>) |
| <i>UpH</i> | 10 [m] |
| <i>UpVFAir</i> | <i>step((y-UpH)/1[m])</i> |
| <i>UpVFWater</i> | <i>1-UpVFAir</i> |
| <i>UpPres</i> | <i>DenH*g*UpVFWater*(UpH-y)</i> |
| <i>DownVFAir</i> | <i>step((y-DownH)/1[m])</i> |
| <i>DownVFWater</i> | <i>1-DownVFAir</i> |
| <i>DownPres</i> | <i>DenH*g*DownVFWater*(DownH-y)</i> |

10. Proceed to Creating the Domain.

Untuk menentukan *fluid properties* perintah yang digunakan:

default domain > *general options* > *location* > *domain type* > *fluid domain* > *fluid list* > *water, Air* > *Buoyancy* > *option* > *x = 0 [m s⁻²], y = -g, z = 0 [m s⁻²]* > *turbulence* > *optoin* > *k-epsilon* > *apply*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-----------------------|--|---------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Fluid and Particle Definitions</i> | <i>Air</i> |
| | <i>Fluid and Particle Definitions > Air > Material</i> | <i>Air at 25° C</i> |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-----------------------|---|-----------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Fluid and Particle Definitions</i> | <i>Water</i> |
| | <i>Fluid and Particle Definitions > Water > Material</i> | <i>Water^[a]</i> |
| | <i>Domain Models > Pressure > Reference Pressure</i> | <i>1 [atm]</i> |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Option</i> | <i>Buoyant</i> |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Gravity X Dirn.</i> | <i>0 [m s⁻²]</i> |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Gravity Y Dirn.^[b]</i> | <i>-g</i> |
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Gravity Z Dirn.</i> | <i>0 [m s⁻²]</i> |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|---|--|-------------------|
| | <i>Domain Models > Buoyancy > Buoy. Ref. Density^[c]</i> | <i>DenRef</i> |
| <i>Fluid Models</i> | <i>Multiphase > Homogeneous Model^[d]</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase > Free Surface Model > Option</i> | <i>Standard</i> |
| | <i>Heat Transfer > Option</i> | <i>Isothermal</i> |
| | <i>Heat Transfer > Fluid Temperature</i> | <i>25 [C]</i> |
| | <i>Turbulence > Option</i> | <i>k-epsilon</i> |
| <p>^[a] <i>The models selected here describe how the fluids interact. No mass transfer between the phases occurs in this example. You do not need to model surface tension.</i></p> <p>^[b] <i>You need to click Enter Expression beside the field first.</i></p> <p>^[c] <i>Always set Buoyancy Reference Density to the density of the least dense fluid in free surface calculations.</i></p> <p>^[d] <i>The homogeneous model solves for a single solution field.</i></p> | | |

Kondisi batas yang digunakan adalah *inlet*, *outlet* dan *wall*. Sedangkan, untuk menentukan kondisi batas *inlet*, perintah yang digunakan adalah:

➤ *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "inlet" > OK > penentuan lokasi inlet > boundary details > flow regime > option > subsonic > normal speed 80 knots > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-------------------------|--|-----------------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Inlet</i> |
| | <i>Location</i> | <i>INFLOW</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Mass and Momentum > Option</i> | <i>Normal Speed</i> |
| | <i>Mass and Momentum > Normal Speed</i> | <i>80 [knots]</i> |
| | <i>Turbulence > Option</i> | <i>Intensity and Length Scale</i> |
| | <i>Turbulence > Fractional Intensity</i> | <i>0.05</i> |
| | <i>Turbulence > Eddy Len. Scale^[a]</i> | <i>UpH</i> |
| <i>Fluid Values</i> | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Air</i> |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|--|---|------------------|
| | <i>Boundary Conditions > Air > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFAir</i> |
| | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Water</i> |
| | <i>Boundary Conditions > Water > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFWater</i> |
| ^[a] <i>Click the Enter Expression icon.</i> | | |

Untuk menentukan kondisi batas *outlet*, perintah yang digunakan:

➤ *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "outlet" > OK > penentuan lokasi outlet > boundary details > flow regime > option > average static pressure > RelativePressure DownPres > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-------------------------|---|------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Outlet</i> |
| | <i>Location</i> | <i>OUTFLOW</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Flow Regime > Option</i> | <i>Subsonic</i> |
| | <i>Mass and Momentum > Option</i> | <i>Static Pressure</i> |
| | <i>Mass and Momentum > Relative Pressure</i> | <i>DownPres</i> |

Untuk menentukan kondisi batas *wall*, perintah yang digunakan:

➤ *insert > boundarycondition > beri nama kondisi batas "wall" > OK > penentuan lokasi wall > boundarydetails > wall influence flow > option > no slip > wall roughness > option > smoothwall > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-------------------------|--------------------------------------|---------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Wall</i> |
| | <i>Location</i> | <i>BOTTOM, Wise</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Mass and Momentum > Option</i> | <i>No Slip Wall</i> |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|------------|-----------------------------------|--------------------|
| | <i>Wall Roughness > Option</i> | <i>Smooth Wall</i> |

Untuk menentukan kondisi batas samping, perintah yang digunakan

- *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "front" > OK > penentuan lokasi boundary > Boudary Type > Symetri > apply*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|---|----------------------|-------------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Symmetry^[a]</i> |
| | <i>Location</i> | <i>WALL</i> |
| <i>[a] Symmetry, which makes a 3D problem into a 2D problem, can be used when geometry and mesh are invariant normal to the symmetry surface.</i> | | |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-----------------------|----------------------|-----------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Symmetry</i> |
| | <i>Location</i> | <i>WALL</i> |

Untuk menentukan kondisi batas Atas, perintah yang digunakan

- *insert > boundary condition > beri nama kondisi batas "Top" > OK > penentuan lokasi boundary > Boudary Type > Opening > apply*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-------------------------|---|----------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Boundary Type</i> | <i>Opening</i> |
| | <i>Location</i> | <i>TOP</i> |
| <i>Boundary Details</i> | <i>Mass And Momentum > Option</i> | <i>Entrainment</i> |
| | <i>Mass And Momentum > Relative Pressure</i> | <i>0 [Pa]</i> |
| | <i>Turbulence > Option</i> | <i>Zero Gradient</i> |
| <i>Fluid Values</i> | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Air</i> |
| | <i>Boundary Conditions > Air > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>1.0</i> |
| | <i>Boundary Conditions</i> | <i>Water</i> |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|------------|---|--------------|
| | <i>Boundary Conditions > Water > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | 0.0 |

Untuk menentukan *fluid properties* perintah yang digunakan:

➤ *default domain > general options > location > domain type > fluid domain > fluid list > water > turbulence > optoin > k-epsilon > initialisation > initial conditions > velocity type > cartesian > option > automatic with value > u = 16 knots, v = 0 knots, w = 0 knots > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|------------------------|---|-----------------------------|
| <i>Global Settings</i> | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > U</i> | 80 [knots] |
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > V</i> | 0 [m s ⁻¹] |
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > W</i> | 0 [m s ⁻¹] |
| | <i>Initial Conditions > Static Pressure > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Initial Conditions > Static Pressure > Relative Pressure</i> | <i>UpPres</i> |
| <i>Fluid Settings</i> | <i>Fluid Specific Initialization</i> | <i>Air</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Air > Initial Conditions > Volume Fraction > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Air > Initial Conditions > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFAir</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization</i> | <i>Water</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Water > Initial Conditions > Volume Fraction > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Water > Initial Conditions > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>UpVFWater</i> |

Untuk menentukan banyaknya perhitungan iterasi, maka perintah yang digunakan:


➤ *solver control > basic settings > advection scheme > option > high resolution > max. Iterations 1000 > time scale control automatic > timescale factor 10 > residual type RMS > residual target 1e-05 > equation class settings > continuity > apply.*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|---|---|---------------------------|
| <i>Basic Settings</i> | <i>Convergence Control > Max. Iterations</i> | 500 |
| | <i>Convergence Control > Fluid Timescale Control > Timescale Control</i> | <i>Physical Timescale</i> |
| | <i>Convergence Control > Fluid Timescale Control > Physical Timescale</i> | 0.25 [s] ^[a] |
| | <i>Convergence Criteria > Residual Target</i> | 1e-05 |
| <i>Advanced Options</i> | <i>Multiphase Control</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase Control > Volume Fraction Coupling</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase Control > Volume Fraction Coupling > Option</i> | <i>Coupled</i> |
| ^[a] <i>This value is based on the time it takes the water to flow over the bump.</i> | | |

Sampai tahap ini, semua proses pada tahap *pre-processor* telah selesai. Untuk menyimpan *file* perintah yang digunakan adalah *solver > write solver file > save*. Langkah selanjutnya adalah ke tahap pengaturan *initial value*.

E. Setting Initial Values

Because a transient simulation is being modeled, initial values are required for all variables.


1. *Click Global Initialization*  .
2. *Configure the following setting(s):*

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|------------------------|---|--------------|
| <i>Global Settings</i> | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > U</i> | 80 [knots] |
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > V</i> | 0 [knots] |

| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|-----------------------|---|---|
| | <i>Initial Conditions > Cartesian Velocity Components > W</i> | 0 [knots] |
| | <i>Initial Conditions > Static Pressure > Option</i> | <i>Automatic with Value</i> |
| | <i>Initial Conditions > Static Pressure > Relative Pressure</i> | <i>hypres ^[a][b]</i> |
| | <i>Initial Conditions > Turbulence > Option</i> | <i>Intensity and Eddy Viscosity Ratio</i> |
| <i>Fluid Settings</i> | <i>Fluid Specific Initialization > Air at 25 C > Initial Conditions > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>airvol ^[a]</i> |
| | <i>Fluid Specific Initialization > Water at 25 C > Initial Conditions > Volume Fraction > Volume Fraction</i> | <i>watvol ^[a][c]</i> |

F. Setting the Solver Control

In this section, you will adjust the solver control settings to promote a quicker solution time and to enable the frequency of when the rigid body solver is run.

1. Click Solver Control  .
2. Configure the following setting(s):


| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|--------------------------------|---|-------------------|
| <i>Equation Class Settings</i> | <i>Equation Class > Mesh Displacement</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Equation Class > Mesh Displacement > Convergence Control</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Equation Class > Mesh Displacement > Convergence Control > Max. Coeff. Lingkars</i> | 4 ^[a] |
| | <i>Equation Class > Mesh Displacement > Convergence Control > Min. Coeff. Lingkars</i> | 2 |
| | <i>Rigid Body Control</i> | <i>(Selected)</i> |


| <i>Tab</i> | <i>Setting</i> | <i>Value</i> |
|---|---|--|
| <i>Rigid Body Control</i> | <i>Rigid Body Control > Rigid Body Solver Coupling Control > Update Frequency</i> | <i>Every Coefficient Linkar ^[b]</i> |
| | <i>Rigid Body Control > Angular Momentum Equation Control</i> | <i>(Selected) ^[c]</i> |
| <i>Advanced Options</i> | <i>Multiphase Control</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase Control > Initial Volume Fraction Smoothing</i> | <i>(Selected)</i> |
| | <i>Multiphase Control > Initial Volume Fraction Smoothing > Option</i> | <i>Volume-Weighted ^[d]</i> |
| <p>a. The maximum number of coefficient linkars is set to 4 and the minimum number of coefficient linkars to 2 to ensure that the solver completes at least 2 linkars per timestep, and no more than 4. In this simulation it will ensure a relatively resolved and accurate solution within a short period of time.</p> <p>b. By setting the update frequency to every coefficient linkar you are specifying that CFX-Solver will call the rigid body solver during every coefficient linkar within each timestep. This may increase total solution time, however the motion of the rigid body will be better resolved.</p> <p>c. This sets the integration scheme for the angular momentum equations to the second-order Simo Wong scheme, which is robust and energy-conserving.</p> <p>d. If the initial conditions for volume fraction have a discontinuity, startup robustness problems may occur. Choosing volume-weighted smoothing of these volume fractions may improve startup robustness.</p> | | |

3. Click OK.



G. Setting the Output Control

In this section, you will set transient results for selected variables to be captured every three timesteps. You will also create two monitor points so that you can track the progress in CFX-Solver Manager.

1. Click Output Control .
2. Click the Trn Results tab.


3. In the Transient Results editor, click Add new item  , set Name to Transient Results 1, and click OK.

4. Configure the following setting(s) of Transient Results 1:

| Setting | Value |
|---|---|
| Transient Results 1 > Option | Selected Variables |
| Transient Results 1 > Output Variables List | Pressure, Total Mesh Displacement, Velocity, Water at 25 C.Volume Fraction ^[a] |
| Transient Results 1 > Output Frequency > Option | Time Interval |
| Transient Results 1 > Output Frequency > Time Interval | tOn ^[b] |
| <p>a. Click Multi-select from extended list  beside the entry box, and make multiple selections in the Output Variables List by holding down the Ctrl key and clicking on the required variables.</p> <p>b. In order to enter an expression, you must first click Enter Expression .</p> | |


5. Click the Monitor tab and configure the following setting(s):

| | |
|---|---|
| Monitor Objects | (Selected) |
| Monitor Objects > Monitor Points and Expressions | Create a new Monitor Point and enter the name Wise Force ^{[a][b]} . |
| Monitor Objects > Monitor Points and Expressions > Buoy Force > Option | Expression |
| Monitor Objects > Monitor Points and Expressions > Buoy Force > Expression Value | force_y()@wise |
| Monitor Objects > Monitor Points and Expressions | Create a new Monitor Point and enter the name Wise Torque ^{[a][c]} . |
| Monitor Objects > Monitor Points and Expressions > Buoy Torque > Option | Expression |
| Monitor Objects > Monitor Points and Expressions > Buoy Torque > Expression Value | torque_z()@Wise |

- a. To create a new item, you must first click the Add new item  icon, then enter the name as required and click OK.
- b. This monitor point will track the force acting on the rigid body in the Y direction.

6. Click **OK**.

H. Writing the CFX-Solver Input (.def) File

1. Click Define Run  .
2. Configure the following setting(s):

| Setting | Value |
|-----------|----------|
| File name | Wise.def |

3. Click Save.
4. CFX-Solver Manager automatically starts and, on the Define Run dialog box, the Solver Input File is set.
5. Quit CFX-Pre, saving the simulation (.cfx) file.

halaman ini sengaja dikosongkan

LAMPIRAN 4

Pertumbuhan gaya hidrodinamika, aerodinamika dan propulsi dari pesawat WISE L8 dibahas dengan persamaan keseimbangan gaya-gaya yang bekerja pada sumbu benda wahana terbang mulai *fase high speed water run, hydro planing* dan mengudara. Piranti lunak yang digunakan adalah program Matlab dengan program *listing*.

L4.1 Persamaan Umum Dinamika

Persamaan gerak wahana terbang berdasarkan persamaan keseimbangan gaya dan momen propulsi, gravitasi, aerodinamika dan hidrodinamika sesuai dengan persamaan *Six Degree of Freedom* (enam derajat kebebasan):

$$m \frac{dV}{dt} = F_{prop_x} + F_{grav_x} + F_{aero_x} + F_{hidro_x}$$

$$m \frac{dw}{dt} = F_{prop_z} + F_{grav_z} + F_{aero_z} + F_{hidro_z}$$

$$I_{yy} \frac{dq}{dt} = M_{prop} + M_{aero} + M_{hidro}$$

L4.2 Persamaan Umum Kinematika

Persamaan umum kinematika wahana terbang yang disebabkan oleh kecepatan V diuraikan sebagai berikut:

$$\frac{dh}{dt} = w$$

$$\frac{dx}{dt} = V$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q$$

di mana,

$$M = W / g$$

$$\theta = \alpha + \gamma$$

W : berat wahana terbang

α : sudut serang

g : percepatan gravitasi

γ : sudut lintasan terbang

L4.3 Gaya Dan Momen Propulsi

Propulsi memberikan gaya propulsi T_d yang sejajar dengan sumbu putar *propeller*. Jika sudut pasang mesin terhadap terhadap sumbu benda X_{benda} adalah ε , maka gaya dan momen propulsi dapat dinyatakan sebagai berikut:

$$F_{prop_x} = T \cos (\varepsilon + \alpha)$$

$$F_{prop_y} = T \sin (\varepsilon + \alpha)$$

$$M_{prop} = -T z_T$$

di mana,

z_T adalah jarak tegak lurus garis kerja gaya dorong T terhadap titik berat wahana terbang. Tanda (-) menunjukkan momen *pitch* ini memutar bidang wahana terbang ke bawah (*pitch down moment*).

Gaya propulsi dinamik T_d diberikan sebagai fungsi dari kecepatan V ke depan dan *setting* daya π dari *throttle* mesin dan tinggi terbang h . Sehingga, hubungan tersebut persamaan dapat ditulis:

$$T_d = T(V, \pi, h)$$

Berlaku persamaan gaya propulsi dinamik T_d sebagai berikut:

$$T_d = (SP_{SL} \eta_p)/V$$

di mana,

T_d : gaya propulsi dinamik

SP : *Shaft Power*

V : kecepatan wahana terbang

η_p : efisiensi *propeller*

L4.4 Gaya Gravitasi

Uraian gaya gravitasi pada tata acuan koordinat sumbu sumbu aerodinamika X_a dan Z_a seperti berikut:

$$F_{grav_x} = -W \sin \gamma$$

$$F_{grav_z} = +W \cos \gamma$$

Dalam hal ini γ adalah sudut lintas terbang, sudut yang dibentuk vektor kecepatan V ke depan dengan bidang horizon lokal. Percepatan gravitasi g memberikan gaya gravitasi W yang tegak lurus bidang horizon lokal.

L4.5 Perhitungan Gaya Dan Momen Aerodinamika

Pergerakan wahana terbang di medan udara akan membangkitkan gaya dan momen aerodinamika. Dalam hal ini gaya angkat aerodinamika L_{aero} akan searah dengan sumbu Z_w negatif dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} akan searah dengan X_w negatif. Momen *pitch* aerodinamika M_{aero} mempunyai poros putar terhadap titik pusat aerodinamika a.c., yang sejajar dengan sumbu y_w . Maka, gaya dan momen aerodinamika dapat ditulis:

$$F_{aero_x} = -D_{aero}$$

$$F_{aero_z} = -L_{aero}$$

$$M_{aero} = M_{aero} - l_{aero} L_{aero}$$

Dalam hal ini, l_{aero} adalah jarak sepanjang sumbu X_w antara titik berat CG dengan titik pusat aerodinamika a.c. Gaya dan momen aerodinamika dapat dinyatakan sebagai fungsi dari kecepatan V , tinggi terbang h dalam efek permukaan, sudut serang α , *pitch rate* q dan defleksi *elevator* δ_e sebagai berikut:

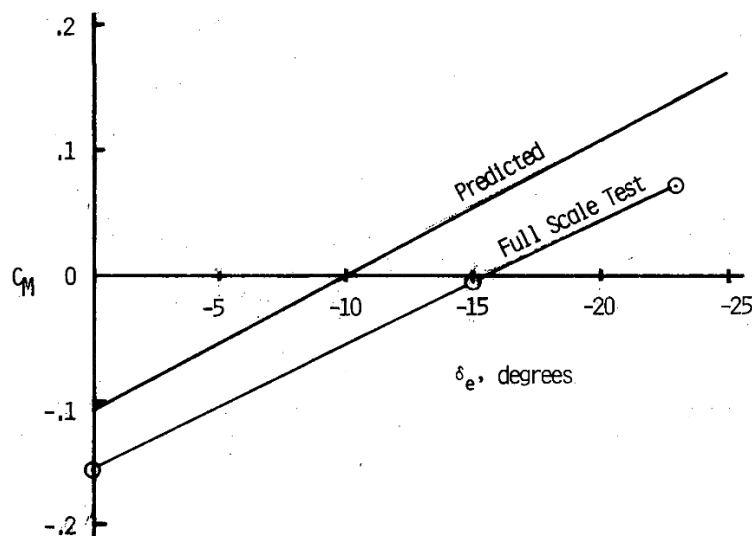
$$C_D = C_D(\alpha, h, \delta_e)$$

$$C_L = C_L(\alpha, q, h, \delta_e)$$

$$C_m = C_m(q, h, \delta_e)$$

Persamaan ini ditampilkan dalam bentuk grafik hasil perhitungan program DATCOM terhadap airfoil *Clark Y* konfigurasi sayap 2-D dari pesawat WISE L8, seperti terlihat pada Gambar 2.3, Gambar 2.4 dan Gambar 2.5.

Pada Gambar L4.1 diperlihatkan contoh variasi koefisien *pitching moment* C_M versus defleksi *elevator* δ_e yang diperlukan sebagai fungsi kestabilan dari NASA Langley.



Gambar L4.1 Variasi koefisien *pitching moment* C_M versus defleksi *elevator* δ_e (Chevalier, 1981)

L4.6 Perhitungan Gaya Dan Momen Hidrodinamika

Perhitungan ini mengikuti kaidah persamaan hidrodinamika dan hidrostatika seperti dalam menentukan koefisien gaya angkat total hidrodinamika $C_{l\beta}$, sudut *dead rise* β , luas permukaan basah, panjang *keel* L_k dan panjang garis *chine* L_c , lihat Jenie dan Wiriadidjaja, (2006).

L4.7 Program *listing* dari perhitungan gaya dan momen fase *take off*:

```
lift_aero=[];
drag_hidro=[];
thrust=[];
jutu=[];
v=[];
ter=[];
comp=[];
comp1=[];
```

```
comp2=[];
comp3=[];
comp4=[];
comp5=[];
yoto=0;
jui=[];
nihi=[];
LIFT_HYDRO=[];
L_w=[];
jum=[];
sudser=[];
teta_dot=[];
teta_dot_nol=[];
alfa=[];
distance=[];
teta_w=[];
h=[];
yi=[];
L_w=[];
D_w=[];
dwe_dt=[];
dv_dt=[];
F_Hx=[];
Nw=[];
T=[];
D_a=[];
L_a=[];
kec=[];
ket=[];
jarak=[];
sudser=[];
llamda=[];
rho_w=1030;
teta_w= 10.5*pi/180; %sudut pitch di air dalam derajat
alfa=6.5;
alfao=6.5;
```

```

tetaw= 2.5; %sudut pitch di air dalam derajat
betaw=2.5;
beta= 2.5;%dead rise
L_ko=11.2;
L_k=11.2;%panjang keel
L_c=1.9;%panjang chine
b= 1.9 ;%beam=lebar lambung kapal
kecepatan=[];
g=9.8;
v=0.1;
yi=0;
Iyy=14900;
di=0.64;
h=0.2;
C_f =0.02;%0.0017;0.000017
zt=3.5;
delta_C_f=0.1;%0.0004
w=32000; %32000;
ket=[];
kec=[];
jarak=0;
eps=1.5*pi/180;
ui=0;
rho=1.225;
yi=0;
vyy=0;
h=0.2;
teta_dot_nol=0;
yoi=0;
lokon=0;
while yi <20000
    lix=yi;
    yi=yi+1;
    teta=alfa;
if h <= 0.84
L_k=((1-(h/di)^2))*L_ko;

```

```

kiuy(yi,1)=L_k;
cl= (-2*10^-7*alfa^6 + 0.000008*alfa^5 - 0.0001*alfa^4 + 0.0014*alfa^3 - 0.012*alfa^2 +
0.1353*alfa + 1.256);
cd = (-2*10^-5*alfa^3 + 0.0006*alfa^2 + 0.004*alfa + 0.0215);
cm =( 6*10^-8*alfa^6 - 4*10^-6*alfa^5 + 7*10^-5*alfa^4 - 0.0004*alfa^3 - 0.0007*alfa^2 -
0.0272*alfa - 0.0123);
else
    L_k=0;%0.4*L_ko;
end
aix = L_k - (b*tan(beta*pi/180)/(pi*tan(teta_w)));
if aix >0
    L_c=aix;
else
    L_c=0;
end
jutu(yi,1)=L_c;
L_m=(L_k + L_c)/(2*b);
kuyu(yi,1)=L_m;
lamda=L_m/b;
llamda(yi,1)=lamda;
Cv=v/(g*b)^0.5;
C_Lo=6.5^1.1*(0.012*lamda^0.5 + 0.0055*lamda^2.5/Cv^2);
Clox(yi,1)=C_Lo;
C_Lb=C_Lo-0.0065*C_Lo^0.6*beta;
lum(yi,1)=C_Lb;
L_w =real(0.5*rho_w*b^2*v^2*C_Lb);
LIFT_HYDRO(yi,1)=L_w;
v_m_v=(1-(0.012*lamda^0.5*teta_w^1.1-0.0065*beta*(0.012*lamda^0.5...
    *teta_w^1.1)^0.6 / (lamda*cos(teta_w*pi/180))))^0.5;
kjhg(yi,1)=v_m_v;
xx=real(0.5*rho_w*v^2*b^2*((0.075/(log10(1030*v*L_c/(0.969*10^-
3))))*((v_m_v)^2*lamda...
    +0.1)/(cos(beta*pi/180)));
D_w=xx;
drag_hidro(yi,1)=xx;
L_a=0.5*1.225*v^2*64*cl;

```

```

lift_aero(yi,1)=L_a;
ghim(yi,1)=L_a;
D_a=0.5*1.225*v^2*64*cd;
drag_aero(yi,1)=D_a;
T= 350*735.5*0.8/v;
thrust(yi,1)=T;
nettt=T-D_a;
kol(yi,1)=nettt;
Nw=(L_w+D_w*sin(teta_w))/cos(teta_w);
F_Hx=Nw*sin(alfa*pi/180)-D_w*cos(alfa*pi/180);
dv_dt=(T*cos(alfa*pi/180)-D_a+(L_w+D_w*sin(teta_w)/cos(teta_w))*sin(alfa*pi/180)-
D_w*cos(alfa*pi/180)-w*(sin(teta_w-alfa)))*9.8/w;
ayu(yi,1)=dv_dt;
dwe_dt=(T*sin(alfa*pi/180)+L_a+(L_w+D_w*sin(teta_w)/cos(teta_w))*cos(alfa*pi/180)-
D_w*sin(alfa*pi/180)-w*(cos(teta_w-alfa)))*9.8/w;
dfg(yi,1)=dwe_dt;
dxx_dt=(T*sin(alfa*pi/180)+L_a+(L_w+D_w*sin(teta_w)/cos(teta_w))*cos(alfa*pi/180)- 0-
0);
h=vyy*0.001+ 0.5* dwe_dt*0.001^2+h;
if h >0.84
    while yoi <=2500
        alfau=alfa;
        nihi(yi,1)=alfau;
        cl = 1*10^-7*alfau^6 - 6*10^-6*alfau^5 +9*10^-5*alfau^4 - 0.0004*alfau^3 -
0.0054*alfau^2 + 0.1494*alfau + 0.8251;
        %y = 1E-07x6 - 6E-06x5 + 9E-05x4 - 0,0004x3 - 0,0054x2 + 0,1494x + 0,8251
        cd = -1*10^-8*alfau^6 + 5.10^-7*alfau^5 - 1*10^-5*alfau^4 + 7*10^-5*alfau^3 +
0.0005*alfau^2 + 0.0052*alfau+ 0.0271
        cm = 7*10^-8*alfau^6 - 4*10^-6*alfau^5 + 8*10^-5*alfau^4 - 0.0005*alfau^3 -
0.0007*alfau^2 - 0.023*alfau + 0.0181;
        L_a=0.5*1.225*v^2*64*cl;
        ter(yi,1)=9*10^-5*alfau^4 ;
        lift_aero(yi,1)=L_a;
        %neto(yoi,1)=L_a;
        D_a=0.5*1.225*v^2*64*cd;
        drag_aero(yi,1)=D_a;

```



```

yoi=yoi+1;
if h>=2.5
    while yoto <=2000
        jum(yi,1)=h;
        ket(yi,1)=2.5;
        luy(yi)=2.5;
        alfau=6.5;
        sudser(yi,1)=alfau;
        cl = -1*10^-8*alfau^6 - 3*10^-7*alfau^5 +3*10^-5*alfau^4 -0.0005*alfau^3 - 2*10^-
5*alfau^2 + 0.1292*alfau + 0.5811;
        iuy(yi,1)=cl;
        cd = -7*10^-7*alfau^4 - 8*10^-6*alfau^3 + 0.0008*alfau^2 + 0.0062*alfau + 0.0295;
        cm= 8*10^-8*alfau^6 - 4*10^-6*alfau^5 + 8*10^-5*alfau^4 - 0.0005*alfau^3 -
0.0008*alfau^2 - 0.0212*alfau + 0.0329;
        L_a= -T*sin(alfau*pi/180)+w*cos(alfau*pi/180);
        lift_aero(yi,1)=L_a;
        dv_dt=(T*cos(alfau*pi/180)-0.5*rho*v^2*64*cd)*9.8/w;
        v=(L_a*2/(1.225*64*cl))^0.5;
        T= 350*735.5*0.8/v; %1847403
        yono(yi,1)=T;
        thrust(yi,1)=T;
        D_a=0.5*1.225*v^2*64*cd;
        drag_aero(yi,1)=D_a;
        kec(yi,1)=v;
        kecepatan(yi,1)=v/0.514;
        jarak=v*0.001+jarak;
        distance(yi,1)=jarak;
        yoto=yoto+1;
        yi=yi+1;
    if yoto==20
        lokon=1
        nana=2
    end
end
if lokon==1
    lokon=2

```

```

        break
    end
end
end
end
end
vyy=dwe_dt*0.001+vyy;
v=dv_dt*0.001+v;
kec(yi,1)=v;
kecepatan(yi,1)=v/0.514;
ket(yi,1)=h;
j=v*0.001+0.5*dv_dt*0.001^2;
jarak=v*0.001+0.5*dv_dt*0.001^2+jarak;
distance(yi,1)=jarak;
ji=h;
Lcp_Lm=0.75-(1/((5.21*Cv^2/lamda^2)+2.39));
ex=L_k-(Lcp_Lm)*b*lamda;
nbv(yi,1)=ex;
dq_dt=(-T*2.5+0.5*1.225*64*v^2*(cm*1.5/5+1.5*cl*3.5)+L_w*ex/cos(teta*pi/180)-
D_w*2.5)/lyy;
comp1(yi,1)=-T*2.5 ;
comp2(yi,1)=0.5*1.225*64*v^2*cm*1.5/5 ;
comp3(yi,1)=0.5*1.225*64*v^2*1.5*cl*3.5;
comp4(yi,1)=-L_w*ex/cos(teta*pi/180);
comp5(yi,1)=-D_w*2.5;
comp=[comp1 comp2 comp3 comp4 comp5];
jkk=dq_dt;
jui(yi,1)=dq_dt;
dqq_dt=dq_dt;
teta_dot=dqq_dt*0.001 +teta_dot_nol;
pitch_rate(yi,1)=teta_dot;
alfax=teta_dot_nol*0.001+0.5*dqq_dt*0.001^2+alfao;
alfao=alfax;
alfa=alfao;
sudser(yi,1)=alfa;
dq_dt=dqq_dt;
teta_dot_nol=teta_dot;

```

```
niyehh=alfa;
%if ji < 0
    %h=0;
%end
imi(yi,1)=cl;
if lokon==2
    break
end
end
%kec=kec(hg,1);
keti=ket;
hg=length(ket(:,1));
```

LAMPIRAN 5

Pada Lampiran 5 ini, persamaan matriks ruang keadaan berukuran (4 x 4) digunakan untuk mengetahui stabilitas dinamik pesawat WISE L8 dengan program root locus dan kontroler Tune PID sistem lingkaran terbuka dan lingkaran tertutup dengan Single Input Single Output (SISO) matriks longitudinal fase mengudara. Berikut adalah *listing* program kedua metoda tersebut:

L5.1 Program Utama Matlab Menggunakan Kontroler Tune PID Dan Root Locus

```
%A=[Xu Xw 0= -g*cos(tetao*pi/180);Zu Zw uo -g*sin(tetao*pi/180);Mu+Mwdot*Zu
Mw+Mwdot*Zw Mq+uo*Mwdot -Mwdot*g*sin(tetao*pi/180); 0 0 1 0];
h=1;% ketinggian terbang m
p=100000;%tekanan udara pa
T=298;%suhu
rho=1.225;%massa jenis udara kg/m^3
uo=35*0.514;% kecepatan WISE m/s
c=0.21 ;%MAC m
q=(1/2)*rho*uo^2;
a=(1.4*p/rho);
m=3200;% kg
Iy=14987.941 ;
M=uo/a;
s=64;%luas sayap m^2
st=16;%1.12*0.34;%luas tail m^2
b=11.4;%panjang span m
AR=b^2/s;
tetao=0*pi/180;%sudut pitch awal sebelum menerima gangguan
lt=8*0.8;
eff=0.9;%%%%%%%%%%%
%%5
vh=lt*st/(c*s);
at=25*3.14/180;%%%%%%%%%%%
dea=0.9;
czaldot=-2*eff*vh*at*dea
czq=-2*eff*vh*at
```

```

cmaldot=lt*czaldot/c
cmq=-2*eff*lt*vh*at/c
clo=0.4
cdo=0.05
cla=1.3
%cda=0.003*180/3.14;
cdm=0;%perubahan coef drag terhadap mach number u/ pswt sub sonic berharga nol
cma=-0.1;
Xu=(q*s/(m*uo))*(3*cdo+clo*tan(tetao)+M*cdm);
Xw=(q*s/(m*uo))*(clo-cla*2*clo/(3.14*0.8*AR));%(-cda+clo);
Zu=(q*s/(m*uo))*clo*(2 + (M^2/(1-M^2)));
Zw=(q*s/(m*uo))*(cdo+cla);%%
Zwdot=(q*s*c/(2*m*uo^2))*czaldot;
Zq=(q*s*c/(2*m*uo))*czq;
Mw=(q*s*c/(Iy*uo))*cma;
Mwdot=(q*s*c^2/(2*Iy*uo^2))*cmaldot;
Mq=(q*s*c^2/(2*Iy*uo))*cmq;
g1=-10*cos(0*pi/180);
g2=-10*sin(0*pi/180);
A=[Xu Xw 0/uo g1/uo;Zu/(1-Zwdot) Zw/(1-Zwdot) (uo+Zq)/(uo*(1-Zwdot)) g2/(uo*(1-
Zwdot)) ; Mwdot*Zu*uo/(1-Zwdot) (Mw+(Mwdot*Zw/(1-Zwdot)))*uo
(Mq+(uo+Zq)*Mwdot)/(1-Zwdot) 0;0 0 1 0]
%A=[-0.0212 0.0466 0 -0.1153; -0.2229 -0.5839 0.9404 0;0.015 -0.5031 -0.5015 0;0 0 1 0]
B=[0;-0.0340 ; -0.5746; 0]
C=[0 0 1 0]
D=[0]
[n,d]=ss2tf(A,B,C,D)
Kp=0.01;
Ki=0.5;
Kd=1;
nn=[Kd Kp Ki]
dd=[0 1 0]
[num,den]=series(nn,dd,n,d)
%[num,den]=series(num1,den1,num2,den2)
t=0:0.1:10
step(num,den)

```

```

%cicix=-(A)^-1*B*0.1
%gg=B(3,1)
%A=[Xu Xw 0/uo g1/uo;Zu/(1-zwdot) Zw/(1-zwdot) (uo+zq)/(uo*(1-zwdot)) g2/(uo*(1-
zwdot)) ; 0.015 -0.5031 g2*Mwdot/(1-zwdot) 0;0 0 1 0]
[v,d]=eig(A);
ling2=d;
loyi=v;
tt1=((d(1,1)));
tt1r=real(tt1);
tt1im=imag(tt1);
tt2=((d(2,2)));
tt2r=real(tt2);
tt2im=imag(tt2);
tt3=((d(3,3)))
tt3r=real(tt3);
tt3im=imag(tt3);
tt4=((d(4,4)));
tt4r=real(tt4);
tt4im=imag(tt4);
xo=[0.11;5*pi/180;0;0]%cicix%[1;5*pi/180;0;0]%
konst=v^-1*xo;
t=0:1:1000;
moi=konst(1,1)*v(1,1)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(1,2)*exp(complex(tt2r,tt2
im)*t)+konst(3,1)*v(1,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(1,4)*exp(complex(tt4r,t
t4im)*t);
doi=konst(1,1)*v(1,2)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(2,2)*exp(complex(tt2r,tt2i
m)*t)+konst(3,1)*v(2,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(2,4)*exp(complex(tt4r,tt
4im)*t);
coi=konst(1,1)*v(1,3)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(3,2)*exp(complex(tt2r,tt2i
m)*t)+konst(3,1)*v(3,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(3,4)*exp(complex(tt4r,tt
4im)*t);
noi=konst(1,1)*v(1,4)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(4,2)*exp(complex(tt2r,tt2i
m)*t)+konst(3,1)*v(4,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(4,4)*exp(complex(tt4r,tt
4im)*t);
%longit= plot(t,moi,t,doi,t,coi,t,noi);
%title('Grafik Parameter Kestabilan Matra Longitudinal')

```

```

%xlabel('waktu') % x-axis label
%ylabel('parameter kestabilan longitudinal') % y-axis label
%legend('y = kecepatan','y = angle of attack','y=pitch rate','y= pitch
angle','location','southwest')
stab=[B A*B A^2*B A^3*B];
stabil=det(stab);
stabiy=rank(stab);
AAX=[Zw uo; Mw + Mwdot*Zw Mq+Mwdot*uo];
BBX=[B(2,1); B(3,1)];
syms k1 k2 lamda
cc=AAX-(BBX*([k1 k2 ]));
dd= det(cc-lamda*[ 1 0 ; 0 1]);
yiyi=coeffs(dd, lamda);
uu=yiyi(1,1);
uuu=yiyi(1,2);
uuuu=yiyi(1,3);
vi=coeffs(uu,k1);
vvi=coeffs(uu,k2);
vix=coeffs(vi(1,1),k2);
vvix=coeffs(vvi(1,1),k1);
lini=vix(1,1);
linii=vvix(1,1);
if lini==linii
x=1;
ai=625-lini;
else
x=2;
end
vivi=coeffs(uuu,k1);
vvivvi=coeffs(uuu,k2);
vixvix=coeffs(vivi(1,1),k2);
vvixvvix=coeffs(vvivvi(1,1),k1);
limii=vixvix(1,1);
limuu=vvixvvix(1,1);
if limii==limuu
y=1;

```

```

bi=35.35-limuu
else
    y=2;
end
am=[vi(1,2) vvi(1,2);vivi(1,2) vvivvi(1,2)];
ccv=inv(am);
ddv=[ai; bi];
k1k2=inv(am)*[ai;bi];
k1=double(k1k2(1,1));
k2=double(k1k2(2,1));
Anew=AAX-(BBX*[k1 k2]);
[v,d]=eig(A);
[vv,dd]=eig(AAX);
%ling2=d;
loyi=v;
loyix=vv;
tt1=((d(1,1)));
tt1r=real(tt1);
t11=((dd(1,1)));
t11r=real(t11);
t11im=imag(tt1);
t11imim=imag(t11);
tt2=((d(2,2)));
tt2r=real(tt2);
tt2im=imag(tt2);
t22=((dd(2,2)));
t22r=real(t22);
t22imim=imag(t22);
tt3=((d(3,3)));
tt3r=real(tt3);
tt3im=imag(tt3);
tt4=((d(4,4)));
tt4r=real(tt4);
tt4im=imag(tt4);
xo=[0.11;5*pi/180;0;0]%cicix%[1;5*pi/180;0;0]%
konst=v^-1*xo;

```



```

konstt=vv^-1*[xo(2,1); xo(3,1)]
t=0:1:300;
moi=konst(1,1)*v(1,1)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(1,2)*exp(complex(tt2r,tt2im)*t)+konst(3,1)*v(1,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(1,4)*exp(complex(tt4r,tt4im)*t);
doi=konst(1,1)*v(1,2)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(2,2)*exp(complex(tt2r,tt2im)*t)+konst(3,1)*v(2,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(2,4)*exp(complex(tt4r,tt4im)*t);
coi=konst(1,1)*v(1,3)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(3,2)*exp(complex(tt2r,tt2im)*t)+konst(3,1)*v(3,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(3,4)*exp(complex(tt4r,tt4im)*t);
noi=konst(1,1)*v(1,4)*exp(complex(tt1r,tt1im)*t)+konst(2,1)*v(4,2)*exp(complex(tt2r,tt2im)*t)+konst(3,1)*v(4,3)*exp(complex(tt3r,tt3im)*t)+konst(4,1)*v(4,4)*exp(complex(tt4r,tt4im)*t);
ddoi=konstt(1,1)*vv(1,1)*exp(complex(ttt1r,ttt1imim)*t)+konst(2,1)*vv(1,2)*exp(complex(ttt2r,ttt2imim)*t);
ccoi=konstt(1,1)*vv(1,2)*exp(complex(ttt2r,ttt1imim)*t)+konst(2,1)*vv(2,2)*exp(complex(ttt2r,ttt2imim)*t);

```

LAMPIRAN 6

Program *neural networks* yang digunakan pada disertasi ini terdiri dari 3 tahap perhitungan. Pada masing masing tahapan perhitungan diperlihatkan melalui program *listing* di Matlab. Masing masing tahapan diuraikan sebagai berikut.

L6.1 Program *Listing* Pada Program *Neural Networks*

Program *neural networks* terbagi menjadi 3 tahap sebagai *Fine Tuning Plant*, Identifikasi *Plant* dan *Fine Tuning* berikut ini: Program ini dikerjakan di Matlab.

L6.1.1 Program *listing* pada *Fine Tuning Plant*

```
bcx=0;
fdsa=[];
datax=[];
dataxx=[];
input=[];
dataxm=[];
total=[];
tagg=[];
tass=[];
axxx=[];
bxxx=[];
vijnew=[];
wijnew=[];
B=[];
A=[];
M=[];
max=[];
As=[];
yinp=[];
target=[];
targett=[];
targetx=[];
y=[];
z=[];
xi=[];
```

```
zinp=[];
input=[];
inputt=[];
wijnew=[];
Anew=[];
epoch=0;
ayut=[];
error=0;
min=[];
bbx=0;
deje=[];
fh=0;
erornya=[];
error=[];
x=[];
y=[];
data=[];
vv=[];
sun=0;
kq=2005;
banyak_data_pembelajaran=1001%1003;
zinp=[];
vmagn=[];
vijnew=[];
wmagn=[];
wijnew=[];
alfa=0.2;%0.1%0.1;
dew=[];
miu=0.6;%%0.8;
erornya=[];
zinp=[];
deje=[];
dejex=[];
dev=[];
zzz=0;
vvijnew=[];
```

```

dev=[];
datax=[];
%%%PEMBANGKIT_DATA%%%
filename='teta_elev_sys.xls';
datax= xlsread('teta_elev_sys.xls', 1, 'P7:P9')%xlsread(filename,'A1:A150')
dataxx= xlsread('teta_elev_sys.xls', 1, 'Q7:Q5012');
n=7;%unit_input
p=14;%unit hidden(2xoutput)
nn=14;
pp=1;
filename='teta_elev_NN.xls';
vv1= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'C42:C55')%xlsread(filename,'A1:A150')
vv2= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'D42:D55');
vv3= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'E42:E55')%xlsread(filename,'A1:A150')
vv4= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'F42:F55');
vv5= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'G42:G55')%xlsread(filename,'A1:A150')
vv6= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'H42:H55');
vv7= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'I42:I55')%xlsread(filename,'A1:A150')
vv8= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'J42:J55')%xlsread(filename,'A1:A150')
vijnew=[vv1 vv2 vv3 vv4 vv5 vv6 vv7 vv8];
wijnew=xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'C58:Q58');
vijjnew=vijnew;
wijjnew=wijnew;
filename='teta_elev_NN.xls';
va1= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'C24:C35')%xlsread(filename,'A1:A150')
va2= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'D24:D35');
va3= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'E24:E35')%xlsread(filename,'A1:A150')
va4= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'F24:F35');
va5= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'G24:G35')%xlsread(filename,'A1:A150')
va6= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'H24:H35');
va7= xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'I24:I35')%xlsread(filename,'A1:A150')
vixnew=[va1 va2 va3 va4 va5 va6 va7];
wixnew=xlsread('teta_elev_NN.xls', 1, 'C38:O38');
fghj=0;
epoch=0;
bbx=0;

```

```

cvb=0;
dataxm=datax;
datay=datax;
cy=0;
for ch=1:4
    cy=cy+1;
    dataxxx(cy,1)=dataxx(ch,1);%kumpulan target output
end
dasil=2503;
bbx=4;
asg=2500
while epoch<asg
    if bbx==4
        %bbx=bbx+1;
        iniePOCH=epoch;
        fh=0;
        input=[datax(bbx-1,1) datax(bbx-2,1) datax(bbx-3,1) dataxx(bbx,1)^3-Datxxx(bbx-1,1)
        dataxx(bbx-2,1) dataxx(bbx-3,1)];
        inputt= [input 1];
        xi=transpose(inputt);
        %target=[datax(bbx-1,1)];
        zinp=vijnew * xi;
        min=length(zinp(:,1));
        for zzz = 1:min
            z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
        end
        zout=[z; 1];
        yinp=wijnew*zout;
        min=length(yinp(:,1));
        for zzz = 1:min
            y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
        end
        target=y ; %%nilai x
        datay(bbx,1)=target;%%nilai input-x
        datax(bbx,1)=target;%%nilai input-x
    end
end

```

```

%%%%%%%%%%plant%%%%%%%%%
%%%%%%%%%5
z=[];
input=[datay(bbx,1)^3-Datay(bbx-1,1)^2 datay(bbx-2,1) dataxxx(bbx-1,1)^3-Dataxxx(bbx-
2,1)^2 dataxxx(bbx-3,1)];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
%target=[out1(bbx,2)];
zinp=vixnew * xi;
min=length(zinp(:,1))
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));%z(zzz,1)=1/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
%yf=length(zout(:,1))
yinp=wixnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%y(zzz,1)=1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
dataxxx(bbx,1)=y;%%nilai y nya
%%%%%%%%%%plant
end%%%%%%%%%
input=[dataxm(bbx-1,1) dataxm(bbx-2,1) dataxm(bbx-3,1) dataxxx(bbx,1)^3-Dataxxx(bbx-
1,1) dataxxx(bbx-2,1) dataxxx(bbx-3,1)];
z=[];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
zinp=vijnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
lalin=wijnew;
yinp=wijnew*zout;

```

```

min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1))));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
niih=y;
dataxm(bbx,1)=y;
error=(y-target)^2;
bcx=bcx+1;
fdsa(bcx,:)= [y target];
sun=sun+1;
error(sun,1)=0.5*(error);
for zz=1:min
    yasinn=(1-exp(-yinp(zz,1)))/(1+exp(-yinp(zz,1)));
deltak(zz,1)=(target(zz,1)-y(zz,1))*2*exp(-yinp(zz,1))/(1+exp(-yinp(zz,1)))^2;
end
for x= 1:pp
    for y =1:nn+1
        dew(x,y)=alfa*deltak(x,1)*zout(y,1);%%delta we jeka
    end
end
for cc=1:nn
    dfg=0;
    xim=[];
    for dd=1:pp %pp=3
        dfg=dfg+1;
dekaweka(dfg,1)=wijnew(dd,cc)*deltak(dd,1);
        xim=sum(dekaweka);%%delta i en j
    end
    %%%%%%%%%%%%%test%%%%%%%%%%%%
    dejex(cc,1)=xim;%%delta i en j
end
for cc=1:length(dejex(:,1))
    %yuss=(1-exp(-zinp(cc,1)))/(1+exp(-zinp(cc,1)));
    deje(cc,1)=dejex(cc,1)*2*exp(-zinp(cc,1))/(1+exp(-zinp(cc,1)))^2 ;
end
for x= 1:p %p=6

```

```

    for y = 1:n+1 %n=4
        dev(x,y)=alfa*deje(x,1)*xi(y,1);
    end
end
fh=fh+1;
if fh==1
vvijnew = vijnew + dev;
wwijnew = wijnew + dew;
vijnew=vvijnew;
wijnew=wwijnew;
av=dev;
bw=dew;
else
simix=vijnew;
vvijnew = vijnew + dev + miu*av;
wwijnew = wijnew + dew +miu*bw;
vijnew =vvijnew;
wijnew =wwijnew;
av=dev;
bw=dew;
end
if bbx==dasil
epoch=epoch+1
errornya=sum(error)/1000
error=[];
errornya=[];
else
bbx=bbx+1;
end
else
%bbx=bbx+1;
iniepoch=epoch;
fh=0;
input=[datax(bbx-1,1) datax(bbx-2,1) datax(bbx-3,1) dataxx(bbx,1)^3-Dataxx(bbx-1,1)
dataxx(bbx-2,1) dataxx(bbx-3,1)];
inputt= [input 1];

```



```

xi=transpose(inputt);
%target=[datax(bbx-1,1)];
zinp=vijnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
yinp=wijnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
target=y ; %%nilai x
datay(bbx,1)=target;%%nilai input-x
datax(bbx,1)=target;%%nilai input-x
%%%%%%%%%%plant%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%5
z=[];
input=[datay(bbx,1)^3-Datay(bbx-1,1)^2 datay(bbx-2,1) dataxxx(bbx-1,1)^3-Dataxxx(bbx-
2,1)^2 dataxxx(bbx-3,1)];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
%target=[out1(bbx,2)];
zinp=vixnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));%z(zzz,1)=1/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
%yf=length(zout(:,1))
yinp=wixnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%y(zzz,1)=1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end

```

```

dataxxx(bbx,1)=y;%%%nilai y nya
%%%%%%%%%%%%%%plant
end%%%%%%%%%%%%%%
input=[dataxm(bbx-1,1) dataxm(bbx-2,1) dataxm(bbx-3,1) dataxxx(bbx,1)^3-Dataxxx(bbx-
1,1) dataxxx(bbx-2,1) dataxxx(bbx-3,1)];
z=[];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
zinp=vijnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
lalin=wijnew;
yinp=wijnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
niih=y;
dataxm(bbx,1)=y;
bcx=bcx+1;
fdsa(bcx,:)= [y target];
error=(y-target)^2;
sun=sun+1;
error(sun,1)=0.5*(error);
for zz=1:min
    yasinn=(1-exp(-yinp(zz,1)))/(1+exp(-yinp(zz,1)));
deltak(zz,1)=(target(zz,1)-y(zz,1))*2*exp(-yinp(zz,1))/(1+exp(-yinp(zz,1)))^2;
end
for x= 1:pp
    for y =1:nn+1
        dew(x,y)=alfa*deltak(x,1)*zout(y,1);%%delta we jika
    end
end
end

```

```

for cc=1:nn
    dfg=0;
    xim=[];
    for dd=1:pp %pp=3
        dfg=dfg+1;
    dekaweka(dfg,1)=wijnew(dd,cc)*deltak(dd,1);
    xim=sum(dekaweka);%%delta i en j
    end
    %%%%%%%%%%%%%test%%%%%%%%%%%%%
    dejex(cc,1)=xim;%%delta i en j
end
for cc=1:length(dejex(:,1))
    %yuss=(1-exp(-zinp(cc,1)))/(1+exp(-zinp(cc,1)));
    deje(cc,1)=dejex(cc,1)*2*exp(-zinp(cc,1))/(1+exp(-zinp(cc,1)))^2 ;
end
for x= 1:p %p=6
    for y =1:n+1 %n=4
        dev(x,y)=alfa*deje(x,1)*xi(y,1);
    end
end
fh=fh+1;
if fh==1
    vvijnew = vijnew + dev;
    wwijnew = wijnew + dew;
    vijnew=vvijnew;
    wijnew=wwijnew;
    av=dev;
    bw=dew;
else
    simix=vijnew;
    vvijnew = vijnew + dev + miu*av;
    wwijnew = wijnew + dew +miu*bw;
    vijnew =vvijnew;
    wijnew =wwijnew;
    av=dev;
    bw=dew;

```

```

end
if bbx==dasil
epoch=epoch+1
errornya=sum(error)/1000
error=[];
errornya=[];
else
bbx=bbx+1;
end
end
if epoch==asg
    uuy=fdsa;
    ai=length(fdsa(:,1));
figure;
rr=1:1:ai;
plot(rr,fdsa(1:1:ai,1),':.r');
hold on
plot(rr,fdsa(1:1:ai,2),':.b');
hold off
end
end

```

L6.1.2 Program *listing* pada Identifikasi *Plant*

```

total=[];
tagg=[];
tass=[];
axxx=[];
bxxx=[];
vijnew=[];
wijnew=[];
B=[];
A=[];
M=[];
max=[];
As=[];
yinp=[];

```

```
target=[];
targett=[];
targetx=[];
y=[];
z=[];
xi=[];
zinp=[];
input=[];
inputt=[];
wijnew=[];
Anew=[];
epoch=0;
ayut=[];
error=[];
min=[];
deje=[];
fh=0;
erornya=[];
error=[];
x=[];
y=[];
data=[];
vv=[];
kq=5006;%banyak_data
banyak_data_pembelajaran=2503%1003;
zinp=[];
vmagn=[];
vijnew=[];
wmagn=[];
wijnew=[];
alfa=0.4;%0.1%0.1;
dew=[];
miu=0.7;%%0.8;
erornya=[];
zinp=[];
deje=[];
```

```

dejex=[];
dev=[];
%%%PEMBANGKIT_DATA%%%
filename='tetaelev.xls';
x= xlsread('tetaelev.xls', 1, 'P7:P5012');%xlsread(filename,'A1:A150')
y=xlsread('tetaelev.xls', 1, 'Q7:Q5012');%xlsread(filename,'B1:B150')
zx=x;
bv=y;
h=0;
for d=3:kq
    h=h+1;
    vv(h,:)=zx(d,1) bv(d,1)];
end
data=vv;%[-0.570493806907389 -0.161731287294934;...
    %0.071894099689933 -0.196892978681726;...
    % 0.276426592945064 -0.002405196778175;...
    % -0.919922247164664 0.048088809143665;...
    % 0.874683758905989 -0.332795813071180;...
    %0.539424291805208 0.370088089914652;...
    % -0.212775035852534 0.157816690483870;...
    % 0.275499829592201 0.029844140427515;...
    %0.129031463738151 0.141722312160290;...
    % -0.296380386094490 0.061979601611248;...
    % -0.570146431438710 -0.068461348022041]
    %vv
    ku=length(data(:,1))
%cari nilai maksimum
oi=0
datanya=[];
for ttu=1:ku
    oi=oi+1;
    datanya(oi,:)=data(ttu,:);
end
panjang_data=length(datanya(:,1))
for c=1:ku
    vg=data(c,1);

```

```

if c==1
    fd=vg;
else
    if vg >= fd
        nilaimaxx=vg;
        fd=nilaimaxx;
    else
        nilaimaxx=fd;
        fd=nilaimaxx;
    end
end
end
vg=[];
fd=[];
for c=1:ku
    vg=data(c,2);
    if c==1
        fd=vg;
    else
        if vg >= fd
            nilaimaxy=vg;
            fd=nilaimaxy;
        else
            nilaimaxy=fd;
            fd=nilaimaxy;
        end
    end
end
end
vg=[];
fd=[];
for c=1:ku
    vg=data(c,1);
    if c==1
        fd=vg;
    else
        if vg <= fd

```

```

        nilaiminx=vg;
        fd=nilaiminx;
    else
        nilaiminx=fd;
        fd=nilaiminx;
    end
end
end
vg=[];
fd=[];
for c=1:ku
    vg=data(c,2);
    if c==1
        fd=vg;
    else
        if vg <= fd
            nilaiminy=vg;
            fd=nilaiminy;
        else
            nilaiminy=fd;
            fd=nilaiminy;
        end
    end
end
vc=0;
vj=kq; %length(data(:,1));
for bj=1:vj-2
    vc=vc+1;
    datax(vc,:)=[(2*(data(vc,1)-nilaiminx)/(nilaimaxx-nilaiminx))+(-1) ...
        (2*(data(vc,2)-nilaiminy)/(nilaimaxy-nilaiminy))+(-1)] ;
end
lihat=datax;
n=7;%unit_input
p=14;%unit hidden(2xoutput)
nn=14;
pp=1;

```



```

xmin=-0.5;
xmax=0.5;
beta=0.7*p^(1/n);
vij=xmin+rand(p,n)*(xmax-xmin);
wij=xmin+rand(pp,nn)*(xmax-xmin);
% vij=[-0.482614515754184  0.342992931027572  0.132589916236958...
% -0.130906646226288 -0.100157842507190  0.280737350255516...
%0.350990142098807...
% ; -0.385667911908248 -0.437484377507540 -0.125890638233181...
% -0.090973678698355  0.287710222583569  0.356501844070538...
% -0.152279255665094]
%wij=[-0.685818031980262  0.356328945738222]
%vvc=0;
for y=1:n
    for x=1:p
        vmagn(x,y)=(vij(x,y))^2;
    end
end
vmagn=vmagn;
vmagnnx=sum(vmagn,2);%jumlah per baris
vmagnn=vmagnnx.^0.5;
%hitung vijbaru
for y=1:n
    for x=1:p
        vijnew(x,y)=beta*vij(x,y)/vmagnn(x,1);
    end
end
%hitung magnitudo wj
for y=1:nn
    for x=1:pp
        wmagn(x,y)=(wij(x,y))^2;
    end
end
wmagn=wmagn;
wmagnnx=(sum(wmagn,2));
wmagnn=wmagnnx.^0.5;

```

```

%hitung vijbaru
for y=1:nn
    for x=1:pp
        wijnew(x,y)=beta*wij(x,y)/wmagnn(x,1);
    end
end
vijnew(:,n+1)=0.3;
lv=length(vijnew(:,1));
kv=length(vijnew(1,:));
wijnew(:,p+1)=0.3;
fghj=0;
epoch=0;
poi=banyak_data_pembelajaran;
while epoch <50
    iniePOCH=epoch
    fh=0;
    for bbx=5:poi
        mooi=(poi-5)+1;
        if bbx==poi
            break
        end
        liat=bbx;
        input=[datax(bbx-1,1) datax(bbx-2,1) datax(bbx-3,1) datax(bbx,2)^3-Datax(bbx-1,2)
        datax(bbx-2,2) datax(bbx-3,2)];
        inputt= [input 1];
        xi=transpose(inputt);
        lx=length(xi(:,1));
        kx=length(xi(:,1));
        target=[datax(bbx,1)];
        zinp=vijnew * xi;
        min=length(zinp(:,1));
        for zzz = 1:min
            z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
        end
        zout=[z; 1];
        yinp=wijnew*zout;

```

```

min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1))">%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
inioutput=y;
error=(y-target)^2;
error(bbx,1)=0.5*(error);
for zz=1:min
  yasinn=(1-exp(-yinp(zz,1)))/(1+exp(-yinp(zz,1)));
deltak(zz,1)=(target(zz,1)-y(zz,1))*2*exp(-yinp(zz,1))/(1+exp(-yinp(zz,1)))^2;
end
for x= 1:pp
  for y =1:nn+1
    dew(x,y)=alfa*deltak(x,1)*zout(y,1);%%delta we jika
  end
end
for cc=1:nn
  dfg=0;
  xim=[];
  for dd=1:pp %pp=3
    dfg=dfg+1;
  dekaweka(dfg,1)=wijnew(dd,cc)*deltak(dd,1);
  xim=sum(dekaweka);%%delta i en j
  end
  %%%%%%%%%%%%%test%%%%%%%%%%%%%
  dejex(cc,1)=xim;%%delta i en j
end
for cc=1:length(dejex(:,1))
  %yuss=(1-exp(-zinp(cc,1)))/(1+exp(-zinp(cc,1)));
  deje(cc,1)=dejex(cc,1)*2*exp(-zinp(cc,1))/(1+exp(-zinp(cc,1)))^2 ;
end
for x= 1:p %p=6
  for y =1:n+1 %n=4
    dev(x,y)=alfa*deje(x,1)*xi(y,1);
  end
end
end

```

```

fh=fh+1;
if fh==1
vvijnew = vijnew + dev;
wwijnew = wijnew + dew;
vijnew=vvijnew;
wijnew=wwijnew;
av=dev;
bw=dew;
else
simix=vijnew;
vvijnew = vijnew + dev + miu*av;
wwijnew = wijnew + dew +miu*bw;
vijnew =vvijnew;
wijnew =wwijnew;
av=dev;
bw=dew;
end
end
epoch=epoch+1;
tagg=vijnew(1,1)
tass=wijnew(1,1)
% sxxx = xlswrite('tempdata.xls', vijnew, 'A1');
% syyy = xlswrite('tempdata.xls', wijnew, 'A2');
erornya=sum(error)/mooi
epoch=epoch+1;
fghj=fghj+1;
ayut(fghj,1)=epoch;
ayut(fghj,2)=erornya;
if erornya < 0.0000001
    xixi=error;
    piroerornya=erornya;
    break
end
end
longitt= plot(ayut(:,1),ayut(:,2));
title('Grafik Error vs Epoch ')%Parameter Kestabilan Matra Longitudinal')

```

```

xlabel('Epoch') % x-axis label
ylabel('Error')
bay=0;
xum=0;
target=[];
io=0;
for bbx=banyak_data_pembelajaran+1:kq-4
input=[datax(bbx-1,1) datax(bbx-2,1) datax(bbx-3,1) datax(bbx,2)^3-Datax(bbx-1,2)
datax(bbx-2,2) datax(bbx-3,2)];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
target=[datax(bbx,1)];
zinp=vijnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));%z(zzz,1)=1/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
yinp=wijnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%y(zzz,1)=1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
xum=xum+1;
inioutput=y;
loyut=transpose(y);
initarget=target;
%comparxe(xum,:)= [ initarget(1,1) initarget(1,2) initarget(1,3)]
bay=bay+1;
%comp1(bay,:)= [inioutput(bbx,1) inioutput(bbx,2) inioutput(bbx,3)];
%comp2(bay,:)= [initarget(bbx,1) initarget(bbx,2) initarget(bbx,3) ];
%comp3=[comp1(bbx,:) comp2(bbx,:)];
eyy(bbx,:)= [inioutput initarget];
error=(y-target)^2;
io=io+1;
ais(io,1)=error;

```

```

errornyaa=0.5*error;
error(bbx,1)=errornyaa;%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%5
%error = [];
%error = [];
compare(xum,:)=[inioutput initarget];
end
munu=xum;
lili=compare;
lku=length(lili(:,1));
vbb=0;
for tt=1:lku
errr=(lili(tt,1)-(lili(tt,2)))^2;
if errr <= 10^-4
    vbb=vbb+1;
end
end
lihati=vc;
RR=vbb/lku;
jhg=length(lili(:,1));
jhf=ku
figure;
rr=1:1:munu;
plot(rr,compare(1:1:munu,1),':.r');
hold on
plot(rr,compare(1:1:munu,2),':.b');
hold off
lkn=sum(ais)/munu
limi=bbx

```

L6.1.3 Program *listing* pada *Fine Tuning*

```

bcx=0;
fdsa=[];
datax=[];
dataxx=[];
input=[];

```

```
dataxm=[];
total=[];
tagg=[];
tass=[];
axxx=[];
bxxx=[];
vijnew=[];
wijnew=[];
B=[];
A=[];
M=[];
max=[];
As=[];
yinp=[];
target=[];
targett=[];
targetx=[];
y=[];
z=[];
xi=[];
zinp=[];
input=[];
inputt=[];
wijnew=[];
Anew=[];
epoch=0;
ayut=[];
error=0;
min=[];
bbx=0;
deje=[];
fh=0;
erornya=[];
error=[];
x=[];
y=[];
```

```
data=[];
vv=[];
sun=0;
kq=2005;
banyak_data_pembelajaran=1001%1003;
zinp=[];
vmagn=[];
vijnew=[];
wmagn=[];
wijnew=[];
alfa=0.2;%0.1%0.1;
dew=[];
miu=0.6;%%0.8;
erornya=[];
zinp=[];
deje=[];
dejex=[];
dev=[];
zzz=0;
vvijnew=[];
dev=[];
datax=[];
dataxx=[];
vijnew=[];
wijnew=[];
vixnew=[];
wixnew=[];
vv1=[];
vv2=[];
vv3=[];
vv4=[];
vv5=[];
vv6=[];
vv7=[];
vv8=[];
va1=[];
```



```

va2=[];
va3=[];
va4=[];
va5=[];
va6=[];
va7=[];
va8=[];
%%PEMBANGKIT_DATA%%
filename='datanya.xls';
datax= xlsread('datanya.xls', 1, 'B2:B7');%xlsread(filename,'A1:A150')
dataxx= xlsread('datanya.xls', 1, 'C2:C609');
n=9;%unit_input
p=30;%unit hidden(2xoutput)
nn=30;
pp=1;
filename='datap1.xls';
vv1= xlsread('datap1.xls', 1, 'A1:A30');%xlsread(filename,'A1:A150')
vv2= xlsread('datap1.xls', 1, 'B1:B30');
vv3= xlsread('datap1.xls', 1, 'C1:C30');%xlsread(filename,'A1:A150')
vv4= xlsread('datap1.xls', 1, 'D1:D30');
vv5= xlsread('datap1.xls', 1, 'E1:E30');%xlsread(filename,'A1:A150')
vv6= xlsread('datap1.xls', 1, 'F1:F30');
vv7= xlsread('datap1.xls', 1, 'G1:G30');%xlsread(filename,'A1:A150')
vv8= xlsread('datap1.xls', 1, 'H1:H30');%xlsread(filename,'A1:A150')
vv9= xlsread('datap1.xls', 1, 'I1:I30');%xlsread(filename,'A1:A150')
vv10= xlsread('datap1.xls', 1, 'J1:J30');%xlsread(filename,'A1:A150')
vijnew=[vv1 vv2 vv3 vv4 vv5 vv6 vv7 vv8 vv9 vv10];
wijnew=xlsread('datap1.xls', 1, 'A31:AE31');
vijjnew=vijnew;
wijjnew=wijnew;
filename='datap1.xls';
va1= xlsread('datap1.xls', 1, 'A33:A62');%xlsread(filename,'A1:A150')
va2= xlsread('datap1.xls', 1, 'B33:B62');
va3= xlsread('datap1.xls', 1, 'C33:C62');%xlsread(filename,'A1:A150')
va4= xlsread('datap1.xls', 1, 'D33:D62');
va5= xlsread('datap1.xls', 1, 'E33:E62');%xlsread(filename,'A1:A150')

```

```

va6= xlsread('datap1.xls', 1, 'F33:F62');
va7= xlsread('datap1.xls', 1, 'G33:G62');%xlsread(filename,'A1:A150')
va8= xlsread('datap1.xls', 1, 'H33:H62');%xlsread(filename,'A1:A150')
va9= xlsread('datap1.xls', 1, 'I33:I62');%xlsread(filename,'A1:A150')
va10= xlsread('datap1.xls', 1, 'J33:J62');%xlsread(filename,'A1:A150')
vixnew=[va1 va2 va3 va4 va5 va6 va7 va8 va9 va10];
wixnew=xlsread('datap1.xls', 1, 'A64:AE64');
fghj=0;
epoch=0;
bbx=0;
cvb=0;
dataxm=datax;
datay=datax;
cy=0;
for ch=1:6
    cy=cy+1;
    dataxxx(cy,1)=dataxx(ch,1);
end
dasil=409;
bbx=6;
asg=100
while epoch<asg
if bbx==6
%bbx=bbx+1;
iniepoch=epoch;
fh=0;
input=[datax(bbx-4,1) datax(bbx-3,1) datax(bbx-2,1) datax(bbx-1,1) dataxx(bbx-1,1)
dataxx(bbx-2,1) dataxx(bbx-3,1) dataxx(bbx-4,1) dataxx(bbx-5,1)];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
%target=[datax(bbx-1,1)];
zinp=vijnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end

```

```

zout=[z; 1];
yinp=wijnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
target=y ; %%nilai x
datay(bbx,1)=target;%%nilai input-x
datax(bbx,1)=target;%%nilai input-x
%%%%%%%%%%plant%%%%%%%%%%
%%%%%%%%%%5
z=[];
input=[datay(bbx-4,1) datay(bbx-3,1) datay(bbx-2,1) datay(bbx-1,1) dataxxx(bbx-1,1)
dataxxx(bbx-2,1) dataxxx(bbx-3,1) dataxxx(bbx-4,1) dataxxx(bbx-5,1)];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
%target=[out1(bbx,2)];
zinp=vixnew * xi;
min=length(zinp(:,1))
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));%z(zzz,1)=1/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
%yf=length(zout(:,1))
yinp=wixnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%y(zzz,1)=1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
dataxxx(bbx,1)=y;%%nilai y nya
%%%%%%%%%%plant
end%%%%%%%%%%
input=[dataxm(bbx-4,1) dataxm(bbx-3,1) dataxm(bbx-2,1) dataxm(bbx-1,1) dataxxx(bbx-
1,1) dataxxx(bbx-2,1) dataxxx(bbx-3,1) dataxxx(bbx-4,1) dataxxx(bbx-5,1)];
z=[];
inputt= [input 1];

```

```

xi=transpose(inputt);
zinp=vijnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
lalin=wijnew;
yinp=wijnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
niih=y;
dataxm(bbx,1)=y;
error=(y-target)^2;
bcx=bcx+1;
fdsa(bcx,:)= [y target];
sun=sun+1;
error(sun,1)=0.5*(error);
for zz=1:min
    yasinn=(1-exp(-yinp(zz,1)))/(1+exp(-yinp(zz,1)));
deltak(zz,1)=(target(zz,1)-y(zz,1))^2*exp(-yinp(zz,1))/(1+exp(-yinp(zz,1)))^2;
end
for x= 1:pp
    for y =1:nn+1
        dew(x,y)=alfa*deltak(x,1)*zout(y,1);%%delta we jeka
    end
end
for cc=1:nn
    dfg=0;
    xim=[];
    for dd=1:pp %pp=3
        dfg=dfg+1;
    end
    dekaweka(dfg,1)=wijnew(dd,cc)*deltak(dd,1);
    xim=sum(dekaweka);%%delta i en j

```

```

end
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%test%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
dejex(cc,1)=xim;%%delta i en j
end
for cc=1:length(dejex(:,1))
    %yuss=(1-exp(-zinp(cc,1)))/(1+exp(-zinp(cc,1)));
    deje(cc,1)=dejex(cc,1)*2*exp(-zinp(cc,1))/(1+exp(-zinp(cc,1)))^2 ;
end
for x= 1:p %p=6
    for y =1:n+1 %n=4
        dev(x,y)=alfa*deje(x,1)*xi(y,1);
    end
end
fh=fh+1;
if fh==1
    vvijnew = vijnew + dev;
    wwijnew = wijnew + dew;
    vijnew=vvijnew;
    wijnew=wwijnew;
    av=dev;
    bw=dew;
else
    simix=vijnew;
    vvijnew = vijnew + dev + miu*av;
    wwijnew = wijnew + dew +miu*bw;
    vijnew =vvijnew;
    wijnew =wwijnew;
    av=dev;
    bw=dew;
end
if bbx==dasil
    epoch=epoch+1
    errornya=sum(error)/1000
    error=[];
    errornya=[];
else

```

```

bbx=bbx+1;
end
else
    %bbx=bbx+1;
    iniepoche=epoch;
    fh=0;
    mnb=bbx
    input=[datax(bbx-4,1) datax(bbx-3,1) datax(bbx-2,1) datax(bbx-1,1) dataxx(bbx-1,1)
    dataxx(bbx-2,1) dataxx(bbx-3,1) dataxx(bbx-4,1) dataxx(bbx-5,1)];
    inputt= [input 1];
    xi=transpose(inputt);
    %target=[datax(bbx-1,1)];
    zinp=vijnew * xi;
    min=length(zinp(:,1));
    for zzz = 1:min
        z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
    end
    zout=[z; 1];
    yinp=wijnew*zout;
    min=length(yinp(:,1));
    for zzz = 1:min
        y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
    end
    target=y; %%nilai x
    datay(bbx,1)=target;%%nilai input-x
    datax(bbx,1)=target;%%nilai input-x
    %%%%%%%%%%plant%%%%%%%%%
    %%%%%%%%%%5
    z=[];
    input=[datay(bbx-4,1) datay(bbx-3,1) datay(bbx-2,1) datay(bbx-1,1) dataxxx(bbx-1,1)
    dataxxx(bbx-2,1) dataxxx(bbx-3,1) dataxxx(bbx-4,1) dataxxx(bbx-5,1)];
    inputt= [input 1];
    xi=transpose(inputt);
    %target=[out1(bbx,2)];
    zinp=vixnew * xi;
    min=length(zinp(:,1));

```

```

for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));%z(zzz,1)=1/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
%yf=length(zout(:,1))
yinp=wixnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%y(zzz,1)=1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
dataxxx(bbx,1)=y;%%%nilai y nya
%%%%%%%%%%%%%%plant
end%%%%%%%%%%%%%%
input=[dataxm(bbx-4,1) dataxm(bbx-3,1) dataxm(bbx-2,1) dataxm(bbx-1,1) dataxxx(bbx-
1,1) dataxxx(bbx-2,1) dataxxx(bbx-3,1) dataxxx(bbx-4,1) dataxxx(bbx-5,1)];
z=[];
inputt= [input 1];
xi=transpose(inputt);
zinp=vijnew * xi;
min=length(zinp(:,1));
for zzz = 1:min
z(zzz,1)=(1-exp(-zinp(zzz,1)))/(1+exp(-zinp(zzz,1)));
end
zout=[z; 1];
lalin=wijnew;
yinp=wijnew*zout;
min=length(yinp(:,1));
for zzz = 1:min
y(zzz,1)=(1-exp(-yinp(zzz,1)))/(1+exp(-yinp(zzz,1)));%1/(1+exp(-yinp(zzz,1)));
end
niih=y;
dataxm(bbx,1)=y;
bcx=bcx+1;
fdsa(bcx,:)= [y target];
error=(y-target)^2;
sun=sun+1;

```

```

error(sun,1)=0.5*(error);
for zz=1:min
    yasinn=(1-exp(-yinp(zz,1)))/(1+exp(-yinp(zz,1)));
deltak(zz,1)=(target(zz,1)-y(zz,1))*2*exp(-yinp(zz,1))/(1+exp(-yinp(zz,1)))^2;
end
for x= 1:pp
    for y =1:nn+1
        dew(x,y)=alfa*deltak(x,1)*zout(y,1);%%delta we jeka
    end
end
for cc=1:nn
    dfg=0;
    xim=[];
    for dd=1:pp %pp=3
        dfg=dfg+1;
    dekaweka(dfg,1)=wijnew(dd,cc)*deltak(dd,1);
    xim=sum(dekaweka);%%delta i en j
    end
    %%%%%%%%%%%%%test%%%%%%%%%%%%
    dejex(cc,1)=xim;%%delta i en j
end
for cc=1:length(dejex(:,1))
    %yuss=(1-exp(-zinp(cc,1)))/(1+exp(-zinp(cc,1)));
    deje(cc,1)=dejex(cc,1)*2*exp(-zinp(cc,1))/(1+exp(-zinp(cc,1)))^2 ;
end
for x= 1:p %p=6
    for y =1:n+1 %n=4
        dev(x,y)=alfa*deje(x,1)*xi(y,1);
    end
end
fh=fh+1;
if fh==1
    vvijnew = vijnew + dev;
    wwijnew = wijnew + dew;
    vijnew=vvijnew;
    wijnew=wwijnew;

```



```

av=dev;
bw=dew;
else
    simix=vijnew;
    vvijnew = vijnew + dev + miu*av;
    wwijnew = wijnew + dew +miu*bw;
    vijnew =vvijnew;
    wijnew =wwijnew;
av=dev;
bw=dew;
end
if bbx==dasil
    epoch=epoch+1
    errornya=sum(error)/1000
    error=[];
    errornya=[];
else
    bbx=bbx+1;
    end
end
if epoch==asg
    uuy=fdsa;
    ai=length(fdsa(:,1));
figure;
rr=1:1:ai;
plot(rr,fdsa(1:1:ai,1),':.r');
hold on
plot(rr,fdsa(1:1:ai,2),':.b');
hold off
end
end

```

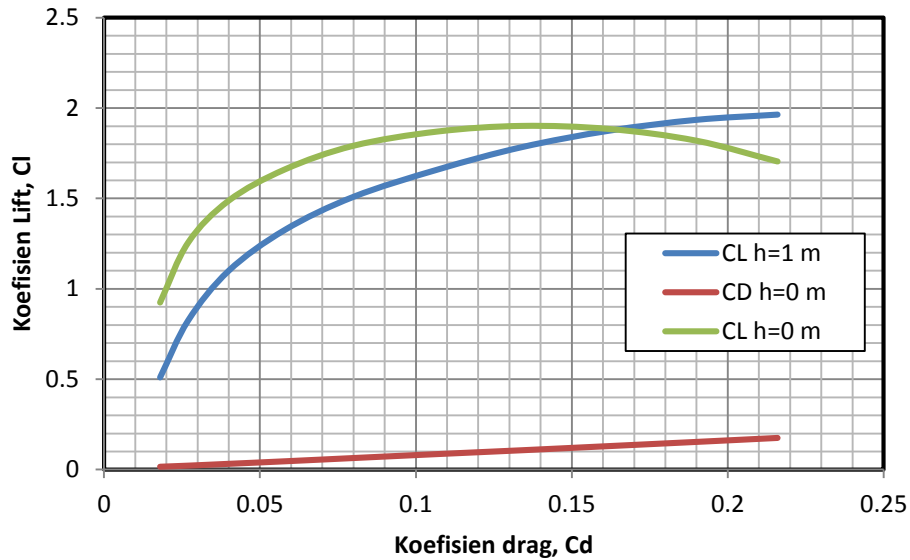
LAMPIRAN 7

Pada Lampiran 7 ini, ditampilkan data aerodinamika dan hidrodinamika hasil perhitungan teoretikal menggunakan program DATCOM, Maxsurf dan hasil uji terowongan angin serta uji *towing tank* sebagai bagian dari Kajian Pustaka, di mana data yang diperoleh berasal dari ITB, BTH dan BBTA3 pada program DIPA tahun (2000-2010) unit PTIST (TIRBR-BPPT). Berikut ini adalah hasil yang diperoleh sebagai data pendukung dalam disertasi ini.

L7.1 Gaya-gaya Aerodinamika Konfigurasi *Lippisch* Secara Komputasional

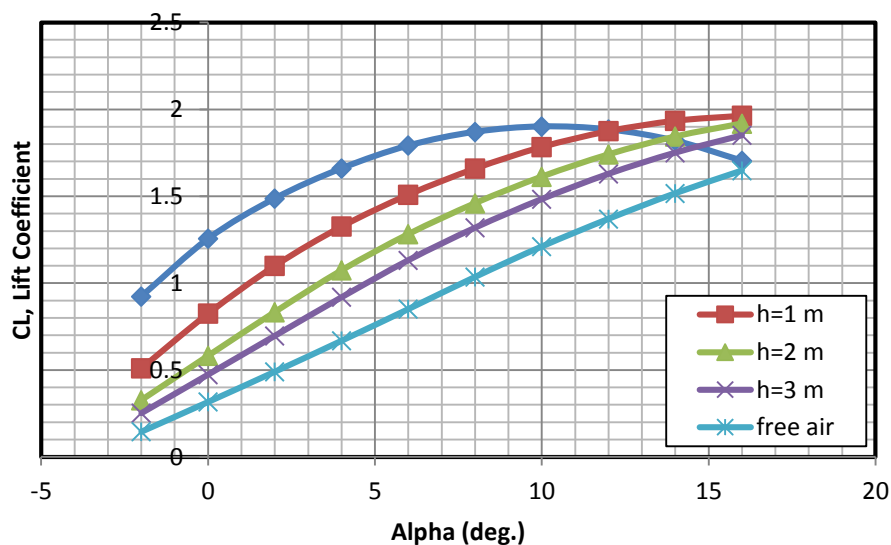
Analisis komputasional 2-D dari pesawat WISE L8 menggunakan program DATCOM dilakukan oleh Muhammad (2005 a) dari departemen Teknik Aeronotika dan Astronotika, FTMD, ITB. Parameter turunan aerodinamika dari hasil komputasional program DATCOM beserta parameter fisis lain menghasilkan perilaku dan karakteristik dinamik pesawat WISE L8. Analisis melalui program DATCOM tersebut untuk mengetahui parameter gaya, momen dan turunan aerodinamika. Perhitungan gaya angkat aerodinamika L_{aero} dari kurva *drag polar* sebagai koefisien gaya angkat aerodinamika C_L dan koefisien gaya hambat aerodinamika C_D pada pasangan sudut serang α sayap utama $\alpha = -2^\circ$ ke 16° ke ketinggian terbang $h = 0.0$ m dan $h = 1.0$ m hasil perhitungan program DATCOM terhadap model 2-D pesawat WISE menggunakan airfoil jenis *Clark Y* pada sayap utama konfigurasi *Lippisch*, diperlihatkan oleh Gambar L7.1. Kurva koefisien gaya angkat aerodinamika C_L versus sudut serang α sayap utama $\alpha = -2^\circ$ ke 16° untuk beberapa ketinggian terbang $h = 0.0, 1.0, 2.0, 3.0$ m dan udara bebas diperlihatkan pada Gambar L7.2. Kurva koefisien gaya hambat aerodinamika C_D versus sudut serang α sayap utama $\alpha = -2^\circ$ ke 16° dan beberapa ketinggian terbang $h = 0.0, 1.0, 2.0, 3.0$ m dan udara bebas, seperti diperlihatkan pada Gambar L7.3. Kurva koefisien *pitching moment* aerodinamika C_M versus sudut serang α sayap utama $\alpha = -2^\circ$ ke 16° dan beberapa ketinggian terbang $h = 0.0, 1.0, 2.0, 3.0$ m dan udara bebas, seperti pada Gambar L7.4. Kurva kurva ini memperlihatkan kecenderungan perbaikan gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} pada ketinggian $h = (2.0 - 3.0)$ m.

Persamaan diferensial dari matriks ruang keadaan yang diturunkan sebagai matriks berukuran (4 x 4). Metoda root locus lingkaran terbuka dan metoda kontroler Tune PID lingkaran tertutup pada program Matlab yang dijadikan sebagai perancangan awal sistem kontrol adaptif.

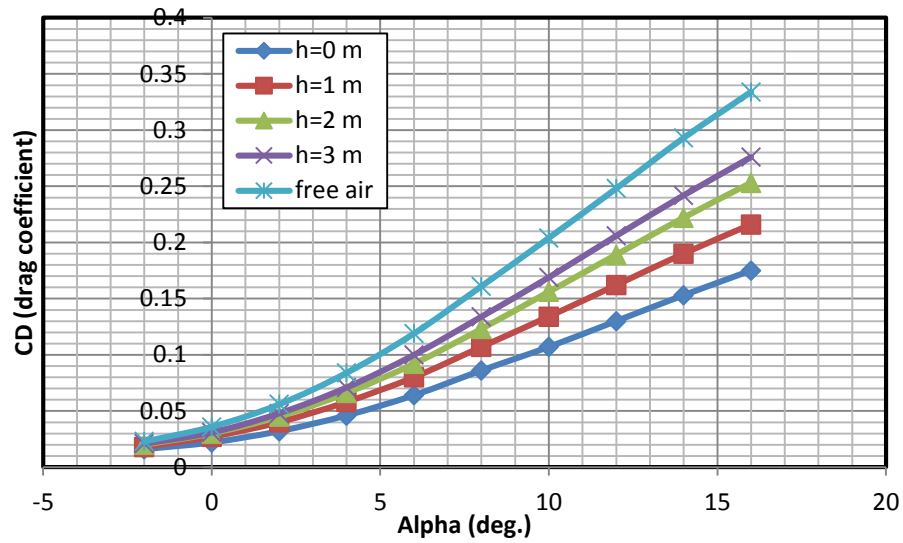


Gambar L7.1 Kurva *drag polar* C_L versus C_D dengan sudut serang $\alpha = -2^\circ$ ke 16° untuk ketinggian terbang $h = 0.0$ m dan 1.0 m perhitungan program DATCOM. (Muhammad, 2005 a).

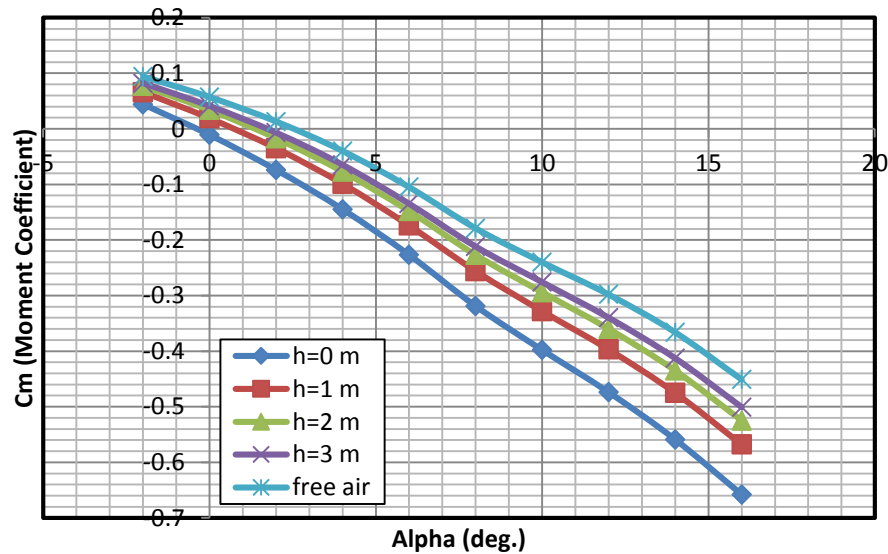
Drag polar merupakan spesifikasi dari sayap suatu wahana terbang yang selalu dirahasiakan oleh perusahaan/ pembuat wahana terbang tersebut terhadap kompetitor. Persaingan bisnis yang berasal dari aspek perilaku wahana terbang fase *take off*.



Gambar L7.2 Kurva C_L versus sudut serang $\alpha = -2^\circ$ ke 16° untuk berbagai ketinggian terbang perhitungan program DATCOM. (Muhammad, 2005 a).



Gambar L7.3 Kurva C_D versus sudut serang $\alpha = -2^\circ$ ke 16° untuk berbagai ketinggian terbang h perhitungan program DATCOM. (Muhammad, 2005 a).



Gambar L7.4 Kurva C_M versus sudut serang $\alpha = -2^\circ$ ke 16° untuk berbagai ketinggian terbang perhitungan program DATCOM. (Muhammad, 2005 a).

L7.2 Uji Model 3-D dari Aerodinamika Sayap Airfoil Clark Y Di Terowongan Angin

Menurut Wijiatmoko *et al.*, (2006) tentang simulasi dengan *vortex lattice method (VLM)* dan uji model aerodinamika di terowongan angin pada beberapa variasi ketinggian h . Uji terowongan angin dari pesawat WISE L8 telah dilaksanakan di *ILST*, BBTA3,

Serpong pada tahun 2006. Hasil uji terowongan angin, adalah untuk mengetahui parameter aerodinamika, seperti koefisien gaya angkat aerodinamika C_L ; koefisien gaya hambat aerodinamika C_D dan koefisien momen aerodinamika C_M versus sudut serang α sayap utama pada beberapa kecepatan aliran udara di terowongan angin. Hasil uji terowongan angin ini mempunyai kurva/ *slope* dari *pitching moment* $C_{M\alpha}$ versus sudut *alpha* α sayap utama dengan nilai negatif, di mana nilai tersebut memenuhi kriteria Irodov dan Staufenbiel.

Berdasarkan hasil uji terowongan angin, menurut kriteria Irodov dan Staufenbiel dikatakan bahwa pesawat WISE konfigurasi *Lippisch* dalam kondisi stabil statik pada gerak matra longitudinal pada kecepatan fluida $V_f = 30.0$ m/detik. Perhitungan komputasional dinamika fluida CFD pada ketinggian $h = 2.5$ m mempunyai kecepatan $V = 80.0$ knots. Beberapa konfigurasi terbang yang diseleksi untuk beberapa ketinggian terbang h dan kecepatan V yang bervariasi dari pesawat WISE L8 menghasilkan karakteristik aerodinamika kategori *surface effect* sesuai hasil perhitungan program DATCOM. Data kestabilan statik diperlihatkan juga oleh hasil uji model 3-D di terowongan angin *ILST*, Puspiptek, Serpong.

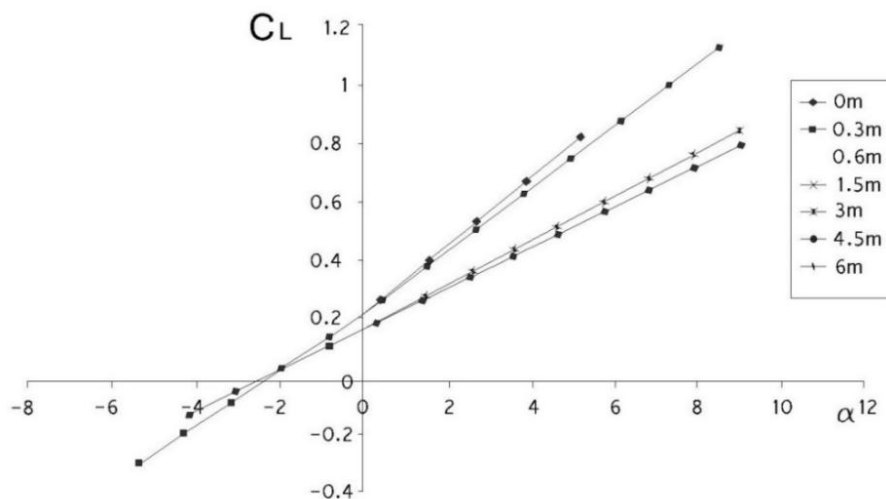
Model 3-D dari pesawat WISE L8 yang berada di seksi uji mempunyai variasi ketinggian *ground board* (H_{GB}) saat uji terowongan angin di *ILST*-(BBTA3), Puspiptek, Serpong, seperti diperlihatkan pada Gambar L7.5.



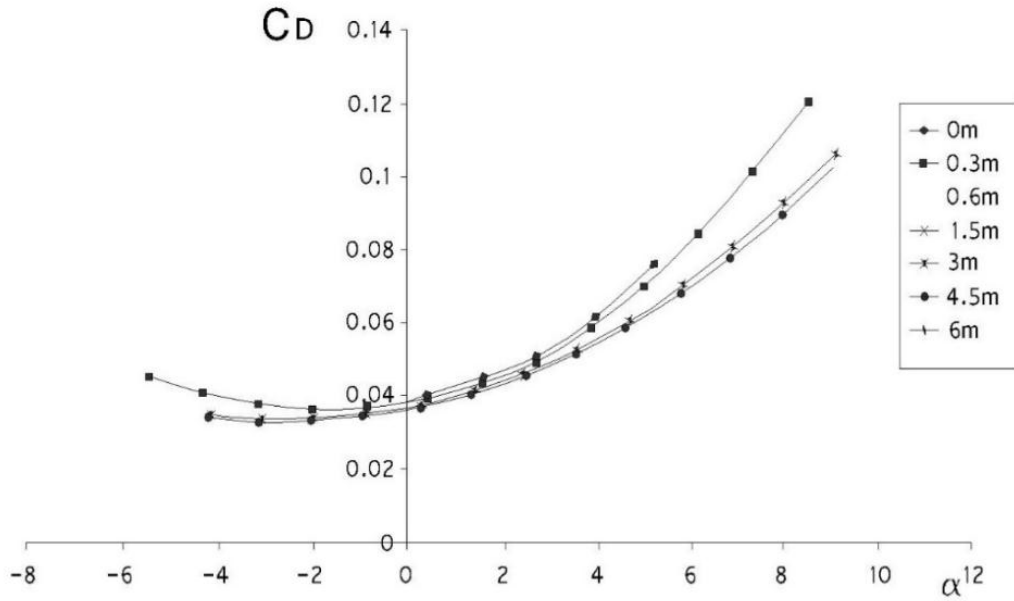
Gambar L7.5 Uji terowongan angin terhadap model 3-D pesawat WISE L8 kapasitas 8 orang (Wijiatmoko *et al.*, 2006).

Kurva koefisien gaya-gaya dan momen aerodinamika dari hasil uji terowongan angin model 3-D konfigurasi penuh dengan kecepatan V tertentu, menghasilkan koefisien gaya angkat aerodinamika C_L versus sudut serang α sayap utama untuk beberapa variasi ketinggian *ground board* (H_{GB}) diperlihatkan oleh Gambar L7.6. Koefisien gaya hambat aerodinamika C_D versus sudut serang α sayap utama dengan kecepatan V tertentu dan variasi sudut serang α sayap utama untuk beberapa variasi ketinggian *ground board* (H_{GB}) diperlihatkan pada Gambar L7.7. Koefisien momen aerodinamika C_M versus sudut serang α sayap utama dengan kecepatan V tertentu dan variasi sudut serang α sayap utama untuk beberapa variasi ketinggian *ground board* (H_{GB}) yang diperlihatkan pada Gambar L7.8.

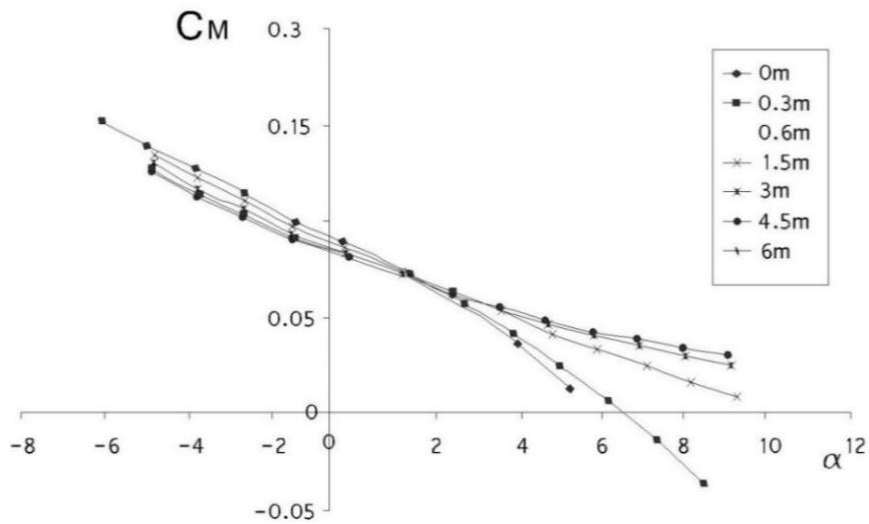
Beberapa data hasil uji terowongan angin dari *ILST* dan *NLST* ditampilkan dalam bab ini sebagai data pendukung dalam kajian pustaka berbentuk parameter non dimensional aerodinamik di *surface effect* dan data kestabilan statik menurut kriteria Irodov dan Staufenbiel. Data koefisien aerodinamika dari hasil uji terowongan angin identik dengan hasil perhitungan program DATCOM, di mana nilai C_L dan C_D hasil uji terowongan angin *ILST* lebih kecil dari hasil perhitungan program DATCOM. Masalah perbedaan ini, menyangkut dengan ketelitian dari sensor, *error* pengukuran dan data kalibrasi saat pengujian model 3-D berlangsung di terowongan angin.



Gambar L7.6 Hasil uji terowongan angin terhadap model 3-D, kurva C_L versus sudut serang α sayap utama konfigurasi penuh 3-D dengan variasi H_{GB} (Wijiatmoko *et al.*, 2006).



Gambar L7.7 Hasil uji terowongan angin terhadap model 3-D, kurva C_D versus sudut serang α sayap utama konfigurasi penuh 3-D dengan variasi H_{GB} (Wijiatmoko *et al.*, 2006).



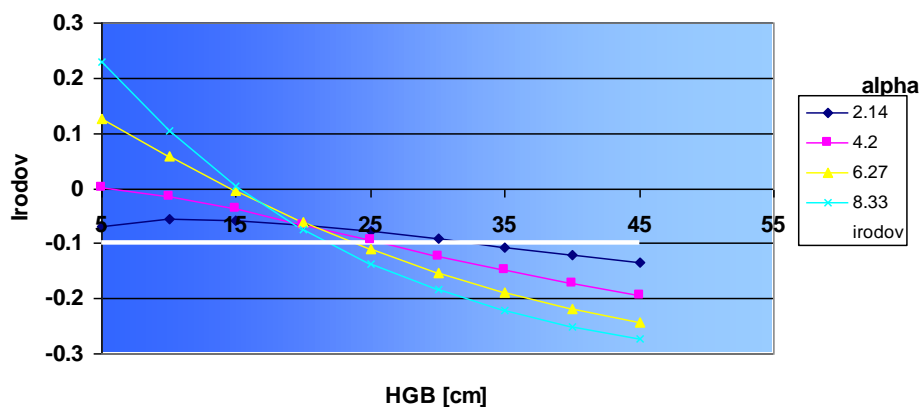
Gambar L7.8 Hasil uji terowongan angin terhadap model 3-D, kurva C_M versus sudut serang α sayap utama konfigurasi penuh 3-D dengan variasi H_{GB} (Wijiatmoko *et al.*, 2006).

Pada penelitian Muhammad (2005 a dan 2004), terlihat data hasil perhitungan teoretikal program DATCOM lebih besar dari hasil uji model 3-D pesawat WISE L8 konfigurasi *Lippisch* di terowongan angin *ILST*, Serpong. Gambar L7.9 ada terowongan angin *NLST* di PT. Dirgantara Indonesia, Bandung.



Gambar L7.9 Terowongan angin *NLST* milik PT. Dirgantara Indonesia, Bandung

Kestabilan statik sesuai dengan kriteria Irodov & Staufenbiel serta menurut Stewart & Koenig (1966), *pitch stability* $X_a = C_{ma}/C_{La}$; *height stability* $X_h = C_{mh}/C_{Lh}$, sehingga kriteria Irodov = $(X_a - X_h) < - 0.1$ pada pesawat WISE L8 konfigurasi *Lippisch*, seperti pada Gambar L7.10.



Gambar L7.10 Kriteria Irodov stabil statik untuk gerak *pitch* dan *height* pada rentang $2 < \alpha < 8$ deg. dengan harga Irodov $< - 0.1$ (Muhammad, 2004)

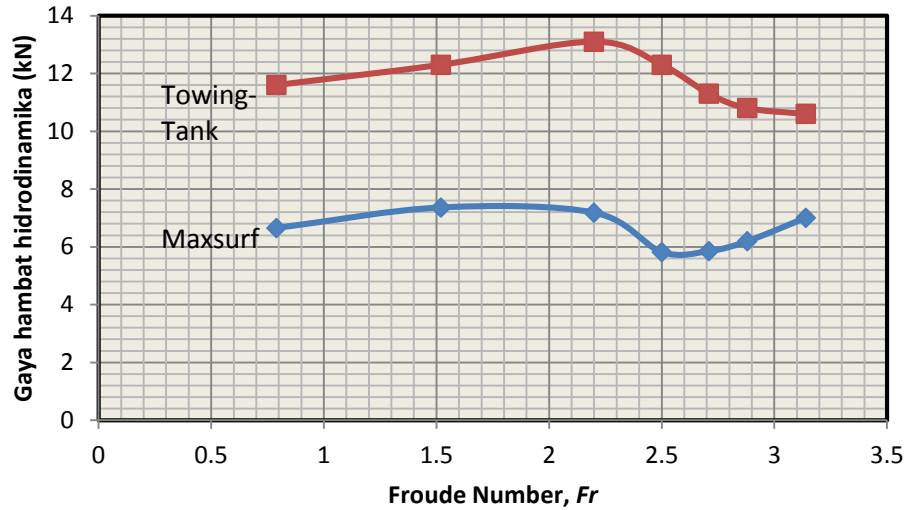
Menurut Yang dan Yulong (2009), diperlihatkan bahwa konfigurasi *Lippisch* lebih stabil statik dari pada sayap *rectangular* dengan arah gerak matra longitudinal di ketinggian *surface effect*. Hal ini dibuktikan dalam penelitian terpisah oleh Syamsuar (2015 b), di mana distribusi tekanan P pada sayap utama bagian atas dari pesawat WISE L8 lebih merata dibandingkan dengan konfigurasi sayap *rectangular*.

Perhitungan gaya angkat aerodinamika L_{aero} dan gaya hambat aerodinamika D_{aero} dengan memasukkan data *mass inertia* pada komputasional dinamika fluida CFD, sehingga diperoleh kriteria terbang dari pesawat WISE dengan ketinggian terbang, $h = 2.5$ m pada kecepatan $V = 80.0$ knots menghasilkan daya propulsi $EHP = 299.73$ HP (jika kecepatan $V = 90.0$ knots, maka daya propulsi = 425.51 HP).

L7.3 Data hidrodinamika Pesawat WISE Konfigurasi Lippisch

Program Maxsurf menghitung gaya hambat D_{hidro} hidrodinamika dari model 2-D pesawat WISE L8 dengan perubahan sudut *trim* $\tau(t)$ mengikuti metoda Savitsky. Pada analisis tersebut, di mana sudah ada sudut *trim* $\tau(t)$ awal yang menghasilkan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} maksimum pada kecepatan $V = 24.0$ knots ($Fr = 2.2$). Gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} tersebut semakin berkurang setelah melewati $Fr = 2.2$ maksimum dan menjadi minimum pada $Fr = 2.5$, kemudian naik lagi dan terputus pada $Fr = 3.3$. Pada hasil eksperimen, terlihat bahwa, gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} lebih besar dari gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} hasil komputasi Maxsurf sesuai dengan *wetted surface area*, di mana gaya angkat aerodinamika L_{aero} dari sayap utama sudah bangkit pada kecepatan $V = 22.0$ knots.

Menurut Jamaluddin (2004), program Maxsurf adalah untuk menghitung gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus Froude Number Fr pada lambung secara teoretikal tanpa menghitung gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} yang terjadi pada kedua *pontoon*, seperti terlihat pada kurva Gambar L7.11. Karakteristik dari fenomena hidrodinamika yang dihasilkan oleh kurva hasil komputasional program Maxsurf mempunyai harga yang lebih kecil jika dibandingkan dengan kurva hasil uji model 3-D dari pesawat WISE L8 di *towing tank*. Perlu alasan tersendiri untuk mengetahui kenapa terjadi perbedaan antara perhitungan numerik dengan uji model di *towing tank*, seperti adanya *water spray* saat pengujian di *towing tank*. Gaya angkat aerodinamika L_{aero} dari sayap utama sudah bangkit pada kecepatan $V = 55.0$ knots sebagai hasil komputasional CFD.



Gambar L7.11 Kurva gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} versus Froude Number Fr pesawat WISE L8 hasil perhitungan Maxsurf dan uji *towing tank* (Jamaluddin, 2004).

Menurut Blowt *et al.*, (2000) dan Faltinsen (2005), perhitungan gaya hambat hidrodinamika D_{hidro} diperuntukkan pada bagian lambung saja dan tidak untuk konfigurasi wahana terbang *surface effect* yang memiliki sayap, posisi *step* pada lambung dan 2 *pontoon* pada sebelah kiri dan kanan sayap utama, seperti konfigurasi *Lippisch*. Lihat Tavakoli *et al.*, (2013) tentang analisis distribusi tekanan P pada lambung suatu kapal.

halaman ini sengaja dikosongkan