



ITS
Institut
Teknologi
Sepuluh Nopember

TUGAS AKHIR - EE 184801

IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER MODEL *UNMANNED AERIAL VEHICLE* HEKSAKOPTER DENGAN METODE *NON-LINEAR EXTENDED LEAST SQUARE*

Erlanda Septi Andika
NRP 07111640000004

Dosen Pembimbing
Ir. Rusdhianto Effendi A. K., M.T.
Yusuf Bilfaqih, S.T., M.T.

DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO
Fakultas Teknologi Elektro dan Informatika Cerdas
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020



TUGAS AKHIR - EE 184801

IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER MODEL *UNMANNED AERIAL VEHICLE* HEKSAKOPTER DENGAN METODE *NON-LINEAR EXTENDED LEAST SQUARE*

Erlanda Septi Andika
NRP 07111640000004

Dosen Pembimbing
Ir. Rusdhianto Effendi A. K., M.T.
Yusuf Bilfaqih, S.T., M.T.

DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO
Fakultas Teknologi Elektro dan Informatika Cerdas
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2020



FINAL PROJECT - EE 184801

***PARAMETER IDENTIFICATION AND ESTIMATION OF UNMANNED
AERIAL VEHICLE HEXACOPTER MODEL USING NON-LINEAR
EXTENDED LEAST SQUARE***

Erlanda Septi Andika
NRP 07111640000004

Supervisor

Ir. Rusdhianto Effendi A. K., M.T.
Yusuf Bilfaqih, S.T., M.T.

***ELECTRICAL ENGINEERING DEPARTEMENT
Faculty of Intelligent Electrical and Informatics Technology
Sepuluh Nopember Institute of Technology
Surabaya 2020***

PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR

Dengan ini saya menyatakan bahwa isi keseluruhan Tugas Akhir saya dengan judul **“IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER MODEL *UNMANNED AERIAL VEHICLE* HEKSAKOPTER DENGAN METODE *NON-LINEAR EXTENDED LEAST SQUARE*”** adalah benar-benar hasil karya intelektual mandiri, diselesaikan tanpa menggunakan bahan-bahan yang tidak diijinkan dan bukan merupakan karya pihak lain yang saya akui sebagai karya sendiri.

Semua referensi yang dikutip maupun dirujuk telah ditulis secara lengkap pada daftar pustaka.

Apabila ternyata pernyataan ini tidak benar, saya bersedia menerima konsekuensi sesuai aturan yang berlaku.

Surabaya, Juli 2020

A handwritten signature in black ink, consisting of a long horizontal stroke followed by a loop and a small flourish at the end.

Erlanda S. Andika
07111640000004

**IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER MODEL
UNMANNED AERIAL VEHICLE HEKSAKOPTER DENGAN
METODE *NON-LINEAR EXTENDED LEAST SQUARE***

TUGAS AKHIR

Diajukan Guna Memenuhi Sebagai Persyaratan
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik

Pada

Bidang Studi Teknik Sistem Pengaturan
Departemen Teknik Elektro
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Menyetujui :

Dosen Pembimbing I

A handwritten signature in dark ink, appearing to read 'R. Effendi', with a horizontal line underneath the name.

Ir. Rusdhianto Effendi A. K., M.T.
NIP. 195704241985021001

**SURABAYA
JULI 2020**

**IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER MODEL
UNMANNED AERIAL VEHICLE HEKSAKOPTER DENGAN
METODE *NON-LINEAR EXTENDED LEAST SQUARE***

TUGAS AKHIR

Diajukan Guna Memenuhi Sebagai Persyaratan
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik

Pada

Bidang Studi Teknik Sistem Pengaturan
Departemen Teknik Elektro
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Menyetujui :

Dosen Pembimbing II



Yusuf Bilfaqih, S.T., M.T.
NIP. 197203251999031001

**SURABAYA
JULI 2020**

**IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER MODEL
UNMANNED AERIAL VEHICLE HEKSAKOPTER DENGAN
METODE NON-LINEAR EXTENDED LEAST SQUARE**

Nama : Erlanda Septi Andika
Dosen : 1. Ir. Rusdhianto Effendi A. K., M.T.
2. Yusuf Bilfaqih, S.T., M.T.

ABSTRAK

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) adalah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu terbang secara otomatis dengan menggunakan Hukum Aerodinamika untuk terbang serta dapat digunakan kembali. Untuk mengendalikan sebuah UAV heksakopter, diperlukan model matematika sebagai bahan acuan untuk mengendalikan sistem dengan baik serta desain kontroler yang tepat. Model matematika didapatkan dengan analisis gaya-gaya yang bekerja pada dinamika gerak heksakopter, lalu dilakukan identifikasi dan estimasi parameternya dengan metode *Non-Linear Extended Least Square*. Serta untuk mengetahui seberapa dekat hasil pemodelan dengan persamaan asli sistem, dilakukan perhitungan nilai error menggunakan metode *Root Mean Square Error* (RMSE). Didapatkan hasil nilai untuk tiap parameter 6 derajat kebebasan gerak dinamika bodi heksakopter sebesar $\mu = -0,0918$, $CA_x = 0,1081 \text{ m}^2$, $CA_y = 0,2569 \text{ m}^2$, $CA_z = 0,4543 \text{ m}^2$, $I_{xx} = 0,5319 \text{ kgm}^2$, $I_{yy} = 0,6388 \text{ kgm}^2$, $I_{zz} = 0,2562 \text{ kgm}^2$, dan $J_r = 6,1129 \times 10^{-4} \text{ kgm}^2$. Dengan nilai untuk tiap error percepatannya sebesar $\dot{u} = 0,8166$, $\dot{v} = 0,6919$, $\dot{w} = 3,3259$, $\dot{p} = 0,5637$, $\dot{q} = 0,4968$ dan $\dot{r} = 0,5784$.

Kata Kunci: *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), heksakopter, estimasi parameter, *Non-Linear Extended Least Square*, *Root Mean Square Error* (RMSE).

Halaman ini sengaja dikosongkan

**PARAMETER IDENTIFICATION AND ESTIMATION OF
UNMANNED AERIAL VEHICLE HEXACOPTER MODEL USING
NON-LINEAR EXTENDED LEAST SQUARE**

Name : Erlanda Septi Andika
Supervisor : 1. Ir. Rusdhianto Effendi A. K., M.T.
2. Yusuf Bilfaqih, S.T., M.T.

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is a flying machine that functions with remote control by pilots or is able to fly automatically using Aerodynamic Law to fly and can be reused. To control UAV hexacopter, a mathematical model is needed as a reference material to control the system properly and the right controller design. The mathematical model is obtained by analyzing the dynamic motion of hexacopter, then identifying and estimating the parameters with the Non-Linear Extended Least Square method. Also to find out how close the results of modeling with the original system equation, an error value was calculated using the Root Mean Square Error (RMSE) method. The results obtained for each 6 degrees of freedom parameter of hexacopter body dynamics is $\mu = -0,0918$, $CA_x = 0,1081 \text{ m}^2$, $CA_y = 0,2569 \text{ m}^2$, $CA_z = 0,4543 \text{ m}^2$, $I_{xx} = 0,5319 \text{ kgm}^2$, $I_{yy} = 0,6388 \text{ kgm}^2$, $I_{zz} = 0,2562 \text{ kgm}^2$, and $J_r = 6,1129 \times 10^{-4} \text{ kgm}^2$. With values for each acceleration error is $\dot{u} = 0,8166$, $\dot{v} = 0,6919$, $\dot{w} = 3,3259$, $\dot{p} = 0,5637$, $\dot{q} = 0,4968$ and $\dot{r} = 0,5784$.

Keywords: *Unmanned Aerial Vehicle (UAV), hexacopter, parameter estimation, Non-Linear Extended Least Square, Root Mean Square Error (RMSE).*

Halaman ini sengaja dikosongkan

KATA PENGANTAR

Segala Puji Syukur ke Hadirat Allah Subhanallahu Wa Ta'ala yang senantiasa memberikan ridha dan inayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir ini. Shalawat serta Salam kepada junjungan kita Nabi Muhammad Shallallahu Alaihi Wasallam serta para sahabat tabi' tabi'in, dengan ilmu pengetahuan yang telah diberikan sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir dengan judul “**Identifikasi dan Estimasi Parameter Model *Unmanned Aerial Vehicle* Heksakopter Dengan Metode *Non-Linear Extended Least Square***”.

Banyak pihak telah berperan dalam membantu selama proses studi maupun penelitian ini. Oleh karena itu, penulis menyampaikan terimakasih kepada:

1. Orang tua serta keluarga penulis yang telah memberi dukungan waktu, pembelajaran dan doa kepada penulis.
2. Bapak Ir. Rusdhianto Effendi A. K., M.T. dan Bapak Yusuf Bilfaqih, S.T., M.T. yang dengan baik dan sabar dalam mengarahkan dan membimbing selama proses pengerjaan Tugas Akhir ini.
3. Tenaga Didik serta anggota Lab AJ204 yang telah memberikan izin pinjaman alat untuk menyelesaikan studi penulis.
4. Teman-teman Prodi Sistem Pengaturan serta rekan-rekan SATG dan HIMATEKTRO ITS yang selalu membantu dan mendukung untuk menyelesaikan Tugas Akhir ini.
5. Kepada semua pihak, rekan, teman, para guru yang telah membantu penulis selama proses studi.

Penulis berharap Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi pembaca. Saran dan kritik membangun selalu penulis harapkan untuk kelengkapan pengetahuan penulis terkait Tugas Akhir ini.

Surabaya, Juli 2020

Penulis

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR ISI

| | |
|---|-------------|
| HALAMAN JUDUL | |
| PERNYATAAN KEASLIAN | |
| LEMBAR PENGESAHAN | |
| ABSTRAK | i |
| ABSTRACT | iii |
| KATA PENGANTAR | v |
| DAFTAR ISI | vii |
| DAFTAR GAMBAR | xi |
| DAFTAR TABEL | xiii |
| BAB 1 PENDAHULUAN | |
| 1.1 Latar Belakang | 1 |
| 1.2 Rumusan Masalah | 1 |
| 1.3 Batasan Masalah | 2 |
| 1.4 Tujuan | 2 |
| 1.5 Metode Penelitian | 2 |
| 1.6 Sistematika Penulisan | 4 |
| 1.7 Relevansi | 5 |
| BAB 2 IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER UAV HEKSAKOPTER | |
| 2.1 <i>Unmanned Aerial Vehicle</i> dan Heksakopter | 7 |
| 2.2 Pemodelan Bodi Heksakopter | 9 |
| 2.2.1 Sistem Koordinat | 9 |
| 2.2.2 Kinematika Heksakopter | 10 |
| 2.2.3 Dinamika Heksakopter | 11 |
| 2.2.3.1 <i>Dinamika Translasi</i> | 14 |
| 2.2.3.2 <i>Dinamika Rotasi</i> | 15 |
| 2.2.3.3 <i>Persamaan Total Dinamika</i> | 17 |
| 2.3 Pemodelan Motor dan <i>Propeller</i> | 19 |
| 2.3.1 Motor BLDC | 19 |
| 2.3.2 <i>Propeller</i> | 21 |
| 2.3.3 Torsi Motor | 23 |
| 2.4 Turunan Numerik | 24 |
| 2.5 Metode <i>Non-Linear Least Square</i> | 24 |
| 2.6 Metode Levenberg-Marquardt | 25 |
| 2.7 <i>Root Mean Square Error</i> (RMSE) | 28 |
| 2.8 Kontroler <i>Proportional Integral Derivative</i> (PID) | 28 |

| | | |
|--------------------------------------|---|----|
| 2.8.1 | <i>Proportional</i> | 28 |
| 2.8.2 | <i>Integral</i> | 29 |
| 2.8.3 | <i>Derivative</i> | 29 |
| 2.8.4 | Persamaan Total | 29 |
| 2.9 | <i>Hardware</i> Heksakopter | 30 |
| 2.9.1 | Kerangka Heksakopter | 30 |
| 2.9.2 | <i>Pixhawk Cube 2.1</i> | 31 |
| 2.9.3 | Motor BLDC | 32 |
| 2.9.4 | ESC (<i>Electronic Speed Controller</i>) | 32 |
| 2.9.5 | <i>Propeller</i> | 33 |
| 2.9.6 | Baterai Li-Po | 34 |
| 2.9.7 | Modul <i>GPS</i> | 34 |
| 2.9.8 | <i>Remote Control</i> (RC) | 35 |
| 2.9.9 | Modul <i>Telemetry</i> | 36 |
| 2.10 | <i>Software Mission Planner</i> | 36 |
| BAB 3 TEKNIK PENGAMBILAN DATA | | |
| 3.1 | Pengukuran <i>Thrust</i> | 39 |
| 3.1.1 | Komponen | 39 |
| 3.1.2 | Eksperimen | 40 |
| 3.2 | Pengukuran Torsi | 41 |
| 3.2.1 | Komponen | 41 |
| 3.2.2 | Eksperimen | 42 |
| 3.3 | Perancangan Eksperimen Kecepatan Motor | 43 |
| 3.3.1 | Komponen | 44 |
| 3.3.2 | Eksperimen | 44 |
| 3.4 | Eksperimen Manuver Terbang | 45 |
| 3.5 | Perancangan Estimasi Parameter | 46 |
| 3.5.1 | Parameter Dinamika Bodi | 46 |
| 3.5.2 | Pembacaan Data <i>Pixhawk</i> | 48 |
| 3.5.3 | Estimasi Parameter | 49 |
| 3.6 | Validasi Model | 50 |
| 3.7 | Desain Kontroler | 50 |
| 3.7.1 | Kontrol PID <i>Altitude</i> dan <i>Attitude</i> | 51 |
| 3.7.1.1 | <i>Kontrol Altitude</i> | 51 |
| 3.7.1.2 | <i>Kontrol Attitude</i> | 52 |
| 3.7.2 | <i>Invert</i> Kecepatan Motor | 53 |
| BAB 4 HASIL DAN ANALISIS | | |
| 4.1 | Analisis Data Pengukuran <i>Thrust</i> | 55 |
| 4.2 | Analisis Data Pengukuran Torsi | 55 |
| 4.3 | Analisis Eksperimen Kecepatan Motor | 56 |

| | |
|--|------------|
| 4.4 Analisis Data Eksperimen Terbang Heksakopter | 57 |
| 4.4.1 Data Mentah | 57 |
| 4.4.2 Hasil Olah Data | 67 |
| 4.5 Hasil Estimasi dan Koreksi Parameter | 78 |
| 4.5.1 Parameter Inersia Motor | 78 |
| 4.5.2 Persamaan Parameter Baru | 79 |
| 4.5.3 Hasil Estimasi Parameter | 81 |
| 4.5.4 Koreksi Parameter | 81 |
| 4.6 Validasi Model | 82 |
| BAB 5 PENUTUP | |
| 5.1 Kesimpulan | 87 |
| 5.2 Saran | 87 |
| DAFTAR PUSTAKA | 89 |
| LAMPIRAN | 91 |
| BIOGRAFI PENULIS | 107 |

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

| | | |
|--------------------|--|----|
| Gambar 2.1 | <i>Frame</i> Heksakopter | 8 |
| Gambar 2.2 | Derajat Kebebasan UAV | 9 |
| Gambar 2.3 | Diagram Blok Dinamika Heksakopter | 11 |
| Gambar 2.4 | Jarak Motor Terhadap Titik Berat Heksakopter | 15 |
| Gambar 2.5 | Rangkaian Motor 3-Fasa Konfigurasi <i>Star</i> | 19 |
| Gambar 2.6 | Aliran Udara Pada <i>Propeller</i> | 22 |
| Gambar 2.7 | Kerangka Heksakopter | 30 |
| Gambar 2.8 | <i>Pixhawk Cube 2.1</i> | 31 |
| Gambar 2.9 | Motor BLDC | 32 |
| Gambar 2.10 | ESC | 33 |
| Gambar 2.11 | <i>Propeller</i> 2 Bilah | 34 |
| Gambar 2.12 | Baterai Li-Po | 34 |
| Gambar 2.13 | Modul <i>GPS</i> | 35 |
| Gambar 2.14 | <i>Remote Control</i> | 35 |
| Gambar 2.15 | <i>Reciever RadioLink</i> | 36 |
| Gambar 2.16 | Modul <i>Telemetry</i> | 36 |
| Gambar 2.17 | Navigasi <i>Mission Planner</i> | 37 |
| Gambar 2.18 | Pengaturan <i>Time Sampling</i> Sensor | 37 |
| Gambar 2.19 | <i>Telemetry Log</i> | 38 |
| Gambar 3.1 | Eksperimen Pengukuran <i>Thrust</i> | 41 |
| Gambar 3.2 | Eksperimen Pengukuran Torsi | 43 |
| Gambar 3.3 | Eksperimen Kecepatan Putar Motor | 45 |
| Gambar 3.4 | Diagram Blok Kontrol Heksakopter | 51 |
| Gambar 4.1 | Data Mentah Percepatan Sumbu <i>X</i> | 58 |
| Gambar 4.2 | Data Mentah Percepatan Sumbu <i>Y</i> | 58 |
| Gambar 4.3 | Data Mentah Percepatan Sumbu <i>Z</i> | 59 |
| Gambar 4.4 | Data Mentah Percepatan Sudut <i>Roll</i> | 59 |
| Gambar 4.5 | Data Mentah Percepatan Sudut <i>Pitch</i> | 60 |
| Gambar 4.6 | Data Mentah Percepatan Sudut <i>Yaw</i> | 60 |
| Gambar 4.7 | Data Mentah Kecepatan Sumbu <i>X</i> | 61 |
| Gambar 4.8 | Data Mentah Kecepatan Sumbu <i>Y</i> | 61 |
| Gambar 4.9 | Data Mentah Kecepatan Sumbu <i>Z</i> | 62 |
| Gambar 4.10 | Data Mentah Kecepatan Sudut <i>Roll</i> | 62 |
| Gambar 4.11 | Data Mentah Kecepatan Sudut <i>Pitch</i> | 63 |
| Gambar 4.12 | Data Mentah Kecepatan Sudut <i>Yaw</i> | 63 |
| Gambar 4.13 | Data Mentah PWM Motor 1 | 64 |
| Gambar 4.14 | Data Mentah PWM Motor 2 | 64 |
| Gambar 4.15 | Data Mentah PWM Motor 3 | 65 |

| | | |
|--------------------|---|----|
| Gambar 4.16 | Data Mentah PWM Motor 4 | 65 |
| Gambar 4.17 | Data Mentah PWM Motor 5 | 66 |
| Gambar 4.18 | Data Mentah PWM Motor 6 | 66 |
| Gambar 4.19 | Data Percepatan Sumbu <i>X</i> | 67 |
| Gambar 4.20 | Data Percepatan Sumbu <i>Y</i> | 68 |
| Gambar 4.21 | Data Percepatan Sumbu <i>Z</i> | 68 |
| Gambar 4.22 | Data Percepatan Sudut <i>Roll</i> | 69 |
| Gambar 4.23 | Data Percepatan Sudut <i>Pitch</i> | 69 |
| Gambar 4.24 | Data Percepatan Sudut <i>Yaw</i> | 70 |
| Gambar 4.25 | Data Kecepatan Sumbu <i>X</i> | 70 |
| Gambar 4.26 | Data Kecepatan Sumbu <i>Y</i> | 71 |
| Gambar 4.27 | Data Kecepatan Sumbu <i>Z</i> | 71 |
| Gambar 4.28 | Data Kecepatan Sudut <i>Roll</i> | 72 |
| Gambar 4.29 | Data Kecepatan Sudut <i>Pitch</i> | 72 |
| Gambar 4.30 | Data Kecepatan Sudut <i>Yaw</i> | 73 |
| Gambar 4.31 | Data Sudut Gerak <i>Roll</i> | 73 |
| Gambar 4.32 | Data Sudut Gerak <i>Pitch</i> | 74 |
| Gambar 4.33 | Data Sudut Gerak <i>Yaw</i> | 74 |
| Gambar 4.34 | Data Kecepatan Putar Motor 1 | 75 |
| Gambar 4.35 | Data Kecepatan Putar Motor 2 | 75 |
| Gambar 4.36 | Data Kecepatan Putar Motor 3 | 76 |
| Gambar 4.37 | Data Kecepatan Putar Motor 4 | 76 |
| Gambar 4.38 | Data Kecepatan Putar Motor 5 | 77 |
| Gambar 4.39 | Data Kecepatan Putar Motor 6 | 77 |
| Gambar 4.40 | Perbandingan Data Percepatan Sumbu <i>X</i> | 83 |
| Gambar 4.41 | Perbandingan Data Percepatan Sumbu <i>Y</i> | 83 |
| Gambar 4.42 | Perbandingan Data Percepatan Sumbu <i>Z</i> | 84 |
| Gambar 4.43 | Perbandingan Data Percepatan Sudut <i>Roll</i> | 84 |
| Gambar 4.44 | Perbandingan Data Percepatan Sudut <i>Pitch</i> | 85 |
| Gambar 4.45 | Perbandingan Data Percepatan Sudut <i>Yaw</i> | 85 |

DAFTAR TABEL

| | | |
|-------------------|---|----|
| Tabel 2.1 | Notasi Simbol Kinematika Heksakopter | 11 |
| Tabel 2.2 | Faktor Utama Gerak Heksakopter | 12 |
| Tabel 2.3 | Keterangan Notasi Dinamika Heksakopter | 18 |
| Tabel 3.1 | Spesifikasi Komponen Pengukuran <i>Thrust</i> | 40 |
| Tabel 3.2 | Spesifikasi Komponen Pengukuran Torsi | 42 |
| Tabel 3.3 | Spesifikasi Komponen Pengukuran PWM | 43 |
| Tabel 3.4 | Tabel Persamaan Parameter 1 | 47 |
| Tabel 3.5 | Tabel Persamaan Parameter 2 | 48 |
| Tabel 3.6 | Tabel Pembacaan Data <i>Pixhawk</i> | 49 |
| Tabel 4.1 | Data Eksperimen Pengukuran <i>Thrust</i> | 55 |
| Tabel 4.2 | Data Eksperimen Pengukuran Torsi | 56 |
| Tabel 4.3 | Data Eksperimen Kecepatan Motor dan PWM | 57 |
| Tabel 4.4 | Parameter Olah Data Kecepatan Motor | 67 |
| Tabel 4.5 | Input Parameter Terukur Estimasi Parameter | 78 |
| Tabel 4.6 | Persamaan Parameter Inersia Motor 1 | 78 |
| Tabel 4.7 | Persamaan Parameter Inersia Motor 2 | 79 |
| Tabel 4.8 | Persamaan Parameter Baru | 80 |
| Tabel 4.9 | Input Parameter Terukur Baru | 81 |
| Tabel 4.10 | Hasil Estimasi Parameter | 81 |
| Tabel 4.11 | Hasil Koreksi Parameter | 82 |
| Tabel 4.12 | Nilai RMSE Hasil Estimasi Parameter | 86 |

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

Pada bab ini akan dipaparkan tentang latar belakang penelitian, permasalahan yang akan diselesaikan, tujuan dari penelitian, metodologi yang digunakan, sistematika penulisan serta relevansi penelitian ini terhadap penelitian sejenis atau lebih rumit di masa mendatang.

1.1 Latar Belakang

Pengambilan keputusan dan penyelesaian masalah bergantung pada informasi yang didapat sehingga masalah dapat terpecahkan. Seringnya, ketersediaan informasi didapat dari data atau observasi yang dapat merepresentasikannya sebelum dilakukannya analisis. Penggambaran suatu sistem berdasarkan data observasi dapat disebut identifikasi sistem dan hasilnya adalah suatu model.

Model sangat diperlukan karena dapat merepresentasikan hasil observasi dari pengukuran yang didapat dari pembelajaran suatu sistem. Karena model erat kaitannya dengan eksperimen dan pengambilan keputusan, pemodelan dan identifikasi model secara nyata penting untuk semua ilmu terapan, termasuk di bidang teknologi.

Salah satu jenis teknologi yang sedang berkembang saat ini adalah *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). UAV atau pesawat tanpa awak adalah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu terbang secara otomatis dengan menggunakan Hukum Aerodinamika untuk terbang serta dapat digunakan kembali. Penelitian ini berfokus pada UAV heksakopter karena mempunyai kelebihan dimana dapat mengangkat beban yang lebih besar dan lebih stabil ketika terbang. [1]

Untuk mengendalikan sebuah UAV heksakopter, diperlukan model matematika sebagai bahan acuan untuk mengendalikan sistem dengan baik serta desain kontroler yang tepat sesuai kegunaan. Karena UAV memiliki model dinamik yang kompleks sehingga diperlukan suatu metode untuk mendapatkan model matematika serta parameter-parameternya dengan cara melakukan identifikasi dan estimasi parameter.

1.2 Rumusan Masalah

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) menggunakan pendekatan 6 derajat kebebasan (*Degree of Freedom* (DoF)) untuk dinamika gerak bodi UAV. Maka dari itu diperlukan metode estimasi yang dapat

menemukan parameter-parameter dari model dinamika UAV heksakopter, berdasarkan data observasi variabel sistem yang tersedia dan dapat diukur.

Diperlukan pula suatu metode untuk me-validasi hasil parameter yang telah didapatkan dengan tujuan melihat seberapa dekat model hasil identifikasi dengan plant asal. Serta membuat perancangan kontroler yang dibutuhkan guna mengendalikan hasil estimasi parameter yang telah didapatkan.

1.3 Batasan Masalah

Perlu diperhatikan batasan dalam melakukan penelitian ini, antara lain sebagai berikut:

- a. *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) yang digunakan adalah UAV model heksakopter.
- b. Menggunakan heksakopter tipe *frame* 'X'.
- c. Model matematika didekati dengan 6 derajat kebebasan.
- d. Metode yang digunakan untuk estimasi adalah *Non-Linear Least Square* dengan algoritma Levenberg-Marquardt.
- e. Validasi model dilakukan dengan menghitung nilai dari *Root Mean Square Error* (RMSE).

1.4 Tujuan

Tujuan penelitian ini adalah mendapatkan nilai parameter model matematika dinamika bodi UAV heksakopter dengan menggunakan metode identifikasi dan estimasi parameter. Serta seberapa dekat hasil estimasi parameter tersebut dengan plant asli dengan melakukan validasi model.

1.5 Metode Penelitian

Pada Tugas Akhir ini digunakan suatu tahapan sistematis sehingga tujuan dari Tugas Akhir ini dapat tercapai. Tahapan yang akan diterapkan untuk penelitian Tugas Akhir kali ini adalah sebagai berikut:

1. Studi Literatur

Pada tahap awal penelitian ini, dilakukan studi literatur untuk mempelajari dan mengkaji teori-teori serta mengumpulkan data penelitian yang relevan dan terpercaya untuk keabsahan Tugas Akhir ini. Literatur yang digunakan dalam penelitian ini memiliki batasan yaitu literatur yang digunakan harus bersumber dari paper, jurnal, buku, maupun artikel yang berasal dari badan pemerintahan atau institusi akademik terpercaya.

2. **Pemodelan UAV Heksakopter**
Merupakan tahap dimana dirancang model komponen-komponen heksakopter berdasarkan literatur yang sudah diperoleh. Adapun komponen yang akan dimodelkan adalah dinamika translasi bodi heksakopter dan dinamika rotasi bodi heksakopter serta persamaan-persamaan matematika yang mendukung gerak dinamika-nya.
3. **Pengujian Komponen Heksakopter**
Pengujian ini berfungsi untuk mendapatkan parameter-parameter penting terhadap komponen yang ada pada heksakopter yang akan digunakan melalui pengukuran secara langsung. Karena beberapa informasi memiliki nilai yang berbeda-beda tergantung dari setiap komponen yang digunakan. Sebagai contoh dilakukan pengukuran parameter-parameter seperti massa heksakopter, panjang lengan (diukur berdasarkan pusat motor terhadap pusat massa heksakopter), koefisien *thrust*, koefisien torsi dan lain-lain.
4. **Identifikasi dan Estimasi Parameter UAV Heksakopter**
Identifikasi dan estimasi parameter heksakopter dengan cara melakukan pengukuran sinyal *input-output* terhadap data yang didapat dari hasil pengujian terbang heksakopter. Dalam melakukan identifikasi dan estimasi parameter heksakopter pada penelitian ini, akan digunakan metode *Non-Linear Least Square* dengan algoritma Levenberg-Marquardt dengan program yang telah dirancang.
5. **Validasi Model**
Dilakukan validasi terhadap identifikasi model sistem dengan tujuan melihat seberapa dekat model hasil identifikasi dengan plant asal. Dalam melakukan validasi model, dilakukan pengukuran eror dengan meminimalkan nilai RMSE yang didapat dari variabel pengujian terbang dan hasil estimasi parameter.
6. **Desain Kontroler**
Setelah parameter dan persamaan-persamaan dari model matematika dinamika heksakopter didapatkan, tahap selanjutnya adalah pembuatan strategi kontroler (penelitian ini menggunakan kontroler PID) agar sistem yang didapatkan dari hasil estimasi parameter dapat bekerja sesuai dengan kriteria yang diinginkan pengguna.
7. **Analisis Data dan Evaluasi**
Pada tahap ini, akan dilakukan analisis terhadap data yang didapatkan dari hasil percobaan-percobaan. Sehingga didapatkan karakteristik sistem yang telah dirancang. Analisis dilakukan khususnya pada nilai RMSE yang didapat, apakah sudah memenuhi kriteria karakteristik model yang sudah ditetapkan. Jika eror masih relatif besar maka dilakukan koreksi parameter. Lalu dilakukan

analisis terhadap data yang dihasilkan oleh keseluruhan sistem, apakah sudah dianggap memenuhi kriteria parameter asli sistem atau belum.

8. Penyusunan Laporan

Penyusunan laporan adalah tahap terakhir dalam penelitian ini. Berisi tentang keseluruhan tugas akhir yang dikerjakan, meliputi pendahuluan, studi literatur, perancangan dan pembuatan sistem, pengujian dan analisis, serta penutup.

1.6 Sistematika Penulisan

Sistematika penulisan yang diterapkan pada buku tugas akhir ini terbagi menjadi lima bab, yaitu:

BAB 1 PENDAHULUAN

Pada bab pendahuluan membahas tentang latar belakang, permasalahan yang ada, batasan masalah, tujuan pelaksanaan tugas akhir, metodologi pelaksanaan, sistematika penulisan laporan tugas akhir, dan relevansi dalam melakukan penelitian kedepannya.

BAB 2 IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER UAV HEKSAKOPTER

Berisikan tentang dasar-dasar teori yang digunakan dalam melakukan pemodelan UAV heksakopter dengan berpedoman pada literatur yang terpercaya mencakup penjelasan heksakopter, penurunan model matematika gerak heksakopter, pemodelan motor yang digunakan serta persamaan-persamaan yang diperlukan, metode melinierkan persamaan non-linier dengan *feedback linearization decoupler*, turunan numerik, metode estimasi parameter *non-linear least square* serta metode validasi model dan yang terakhir adalah *hardware* dan *software* yang digunakan.

BAB 3 TEKNIK PENGAMBILAN DATA

Membahas tentang tahapan-tahapan dalam melakukan pengukuran parameter terukur yang mencakup pengukuran terhadap motor dan gaya-gaya yang bekerja pada motor, menjelaskan juga bagaimana mendapatkan persamaan parameter dinamika bodi heksakopter diolah dari persamaan-persamaan yang didapat, serta tahapan melakukan estimasi parameter dengan membaca data hasil eksperimen, tahapan validasi model serta desain kontroler yang diinginkan.

BAB 4 HASIL DAN ANALISIS

Bab ini berisi analisis data setelah dilakukan eksperimen mulai dari pengukuran *thrust*, pengukuran torsi, pengukuran kecepatan motor dan hasil estimasi parameter dinamika bodi heksakopter serta dilakukan validasi model untuk setiap eksperimen.

BAB 5 PENUTUP

Menarik kesimpulan dari penelitian yang dilakukan dengan berpedoman pada hasil yang didapat pada Bab 4 yang berisikan data kuantitatif dan dapat dipertanggung jawabkan, serta pemberian saran untuk penelitian yang akan menggunakan topik dan objek serupa dengan Tugas Akhir ini.

1.7 Relevansi

Hasil dari Tugas Akhir ini diharapkan dapat diimplementasikan untuk menyelesaikan permasalahan khususnya UAV heksakopter di waktu mendatang. Penelitian ini juga diharapkan menjadi referensi bagi penelitian lain yang lebih kompleks untuk UAV heksakopter.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 2

IDENTIFIKASI DAN ESTIMASI PARAMETER UAV HEKSAKOPTER

Berisikan tentang dasar-dasar teori yang digunakan dengan berpedoman pada literatur yang terpercaya dalam melakukan penelitian ini, yaitu mencakup penjelasan secara umum *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) heksakopter, penurunan model matematika dari dinamika bodi heksakopter, pemodelan *thrust* dan torsi bodi, pemodelan motor yang digunakan serta model matematika *propeller*, cara melinierkan persamaan non-linier dengan cara melakukan *feedback linearization decoupler*, penjelasan turunan numerik, metode estimasi parameter *Non-Linear Least Square*, metode Levenberg-Marquardt, penjelasan metode validasi data *Root Mean Square Error* (RMSE), penjelasan secara umum kontroler PID dan yang terakhir *hardware-software* yang digunakan pada penelitian ini.

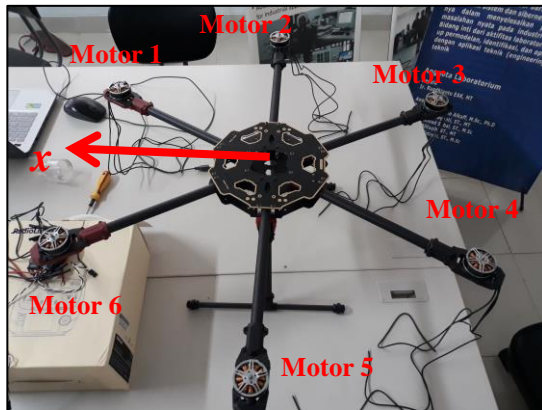
2.1 *Unmanned Aerial Vehicle* dan Heksakopter

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau pesawat tanpa awak adalah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot dan dapat mampu terbang secara otomatis dengan menggunakan hukum aerodinamika untuk terbang serta dapat digunakan kembali.

Perkembangan UAV akhir-akhir ini terus mengalami peningkatan. Pada mulanya, UAV banyak digunakan untuk kepentingan militer seperti pengintaian dan menghancurkan kekuatan musuh. Seiring berjalannya waktu, UAV atau *drone* dikembangkan untuk kepentingan sipil seperti pemotretan suatu wilayah, pemantauan perbatasan, penelitian, agrikultur dan lain sebagainya. UAV ini biasanya memiliki beberapa komponen dasar seperti *frame*, ESC (*Electronics Speed Controller*), motor, *propeller* (baling-baling), baterai, *control board* dan IMU (*Inertial Measurement Unit*).

Salah satu jenis UAV yang sedang berkembang saat ini adalah UAV berjenis heksakopter. Pesawat tanpa awak dengan 6 motor ini banyak digunakan dalam bidang penelitian dan pekerjaan-pekerjaan berat karena memiliki keuntungan dalam hal kestabilan dan daya angkat yang baik sehingga dapat beroperasi dengan baik di ruang terbuka. Seperti contoh pada penggunaan pengawasan di wilayah hutan dimana variabel lingkungan tidak dapat dikontrol tetapi heksakopter dapat terbang dengan stabil. [1]

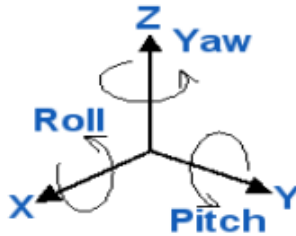
UAV penelitian ini menggunakan *drone* berjenis heksakopter dimana terdapat 6 motor yang mendukungnya untuk terbang dan membentuk hexagonal seperti pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 *Frame* Heksakopter

Heksakopter yang digunakan dalam penelitian ini adalah heksakopter model *frame* 'X' dengan arah gerak depan (x) berada diantara motor 1 dan motor 6 yang dapat dilihat pada Gambar 2.1 yang akan digunakan dalam pengambilan data dan sebagai objek yang akan dilakukan estimasi parameter.

UAV memiliki tiga buah sumbu ortogonal yang masing-masing adalah sumbu X , Y , dan Z . Disetiap sumbu tersebut, heksakopter melakukan gerak translasi dan gerak rotasi. Gerak translasi pada heksakopter adalah gerakan yang menempuh lintasan pada sumbu X , Y , dan Z . Sedangkan gerak rotasi adalah gerakan melingkar dilihat berdasarkan manuver-manneuver dari heksakopter yang terdiri dari *roll* (ϕ), *pitch* (θ), *yaw* (ψ) dimana masing-masing adalah gerak rotasi terhadap sumbu X , Y , dan Z . Pergerakan UAV dinyatakan dalam 6 derajat kebebasan atau *Degree of Freedom* (DoF) seperti Gambar 2.2.



Gambar 2.2 Derajat Kebebasan UAV [4]

2.2 Pemodelan Bodi Heksakopter

Model matematika dapat menggambarkan pergerakan dari UAV dan hubungan antara input dan *output* pada UAV. Model matematika dapat diamati sebagai fungsi pemetaan input-*output*.

2.2.1 Sistem Koordinat

Ada berbagai macam sistem koordinat, namun untuk mendapatkan model matematika dalam penelitian ini, penting untuk menetapkan sistem koordinat yang digunakan, yaitu *earth frame* dan *body frame*.

Earth frame adalah penggambaran model dengan kerangka acuan bumi yang bersifat tetap dan tidak bergerak, dimana arah sumbu positif *Z* menuju ke arah bumi. *Body frame* adalah kerangka acuan dilihat berdasarkan pergerakan bodi dari UAV dan dapat terbaca dengan sensor yang terdapat pada UAV itu sendiri. Dimana sensor tersebut membaca data dari setiap pergerakan dari bodi yang dikendalikan oleh sebuah *Remote Control* (RC) dan dapat diasumsikan *body frame* terletak pada titik berat dari UAV. [2]

Posisi heksakopter dalam *earth frame* dideskripsikan dengan persamaan vektor,

$$\xi = [X \ Y \ Z]^T \quad (2.1)$$

Attitude dari heksakopter dideskripsikan dengan tiga sudut Euler, yaitu *roll* (ϕ), *pitch* (θ), *yaw* (ψ) dan membentuk vektor,

$$\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2.2)$$

Persamaan gerak dari UAV lebih cocok untuk dirumuskan dalam koordinat *body frame* karena beberapa alasan yaitu, matriks inersia sistem bersifat *time-invariant*, penyederhanaan persamaan menjadi lebih mudah karena bentuk dari UAV yang simetris, pembacaan sensor lebih banyak menggunakan acuan *body frame* (jika sensor menggunakan

earth frame akan lebih mudah dikonversi ke *body frame*) serta penyederhanaan persamaan variabel kontrol. [2]

2.2.2 Kinematika Heksakopter

Kinematika referensi *body frame* dari UAV yang mempunyai 6 derajat kebebasan dideskripsikan sebagai berikut:

$$\dot{\varepsilon} = J v \quad (2.3)$$

dimana $\dot{\varepsilon}$ adalah vektor kecepatan referensi *earth frame* dan terdiri dari vektor posisi dan *attitude*, v adalah vektor kecepatan di *body frame*, dan J secara umum adalah matriks rotasi dan matriks transformasi.

$$\varepsilon = [\xi \ \eta]^T = [X \ Y \ Z \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2.4)$$

Seperti halnya vektor pada Persamaan (2.4). Vektor v didefinisikan:

$$v = [v^B \ \omega^B]^T = [u \ v \ w \ p \ q \ r]^T \quad (2.5)$$

Matriks transformasi dan matriks rotasi yang mengubah kecepatan dari *body frame* ke *earth frame* diperoleh dalam bentuk matriks:

$$J = \begin{bmatrix} R & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & T \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

R adalah matriks rotasi dan bersifat matriks orthogonal,

$$R = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

dan T adalah matriks transformasi,

$$T = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \psi \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Maka, dengan menggabungkan persamaan-persamaan di atas, Persamaan (2.3) dapat dijabarkan sebagai persamaan,

$$\begin{bmatrix} \dot{\xi}^E \\ \dot{\eta}^E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v^B \\ \omega^B \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Dapat ditarik kesimpulan, untuk mengubah hasil pengukuran kecepatan atau percepatan translasi yang menggunakan referensi *body frame* ke *earth frame*, lakukan perkalian vektor dengan matriks rotasi. Sedangkan untuk mengubah hasil pengukuran kecepatan atau percepatan sudut referensi *body frame* ke *earth frame*, menggunakan matriks transformasi. Dan jika ingin mengubah referensi sebaliknya, lakukan dengan perkalian invers dari matriks rotasi atau matriks transformasi.

Sebagai contoh pengukuran kecepatan dengan sensor *accelerometer-x,y,z* menggunakan *earth frame*. Untuk mendapatkan kecepatan dalam *body frame* maka jadikan pengukuran *accelerometer-x,y,z* sebagai vektor kolom dan lakukan perkalian dengan invers matriks rotasi seperti pada Persamaan (2.10). Berlaku juga untuk pengukuran kecepatan sudut, namun menggunakan matriks transformasi.

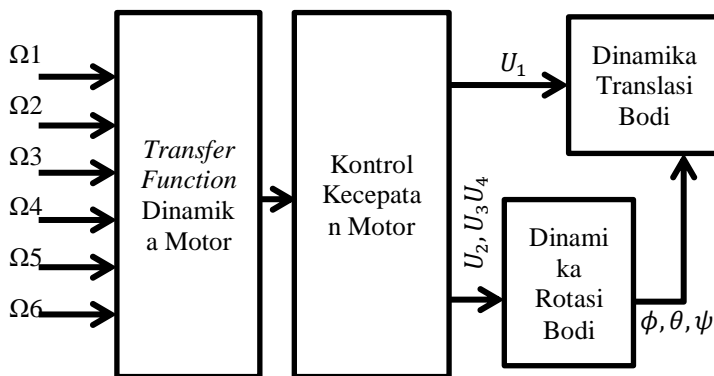
$$accel^B = R^{-1} accel^E \quad (2.10)$$

Tabel 2.1 Notasi Simbol Kinematika Heksakopter

| Simbol | Penjelasan |
|----------------------|--|
| X, Y, Z | Sumbu derajat kebebasan |
| ϕ, θ, ψ | Sudut Euler: <i>roll, pitch, yaw</i> (rad) |

2.2.3 Dinamika Heksakopter

Secara umum [3], dinamika heksakopter dapat digambarkan dengan diagram blok sebagai berikut,



Gambar 2.3 Diagram Blok Dinamika Heksakopter

dimana Ω_i adalah kecepatan putar pada motor i , U_1, U_2, U_3, U_4 adalah berturut-turut gaya *thrust-roll-pitch-yaw*, ϕ, θ, ψ adalah berturut-turut sudut *roll-pitch-yaw*.

UAV yang menggunakan mesin penggerak motor mempunyai persamaan yang cukup kompleks. Pergerakan mereka dilihat berdasarkan beberapa aspek berupa mekanik dan aerodinamik. Faktor gaya-gaya yang bekerja pada pergerakan UAV dijabarkan seperti pada Tabel (2.2).

Tabel 2.2 Faktor Utama Gerak Heksakopter

| Efek | Asal Gaya |
|-------------------------------|---|
| Efek Aerodinamis | Perputaran <i>propeller</i> |
| Efek Gaya Lawan Inersia Torsi | Perubahan kecepatan dari <i>propeller</i> |
| Efek Gaya Gravitasi | Posisi titik berat heksakopter |
| Efek <i>Gyroscopic</i> | Perubahan arah dari heksakopter |

Untuk mendapatkan persamaan dari keseluruhan sistem gerak heksakopter, diasumsikan beberapa hal:

- Heksakopter mempunyai tubuh yang kaku (*rigid body*).
- Bentuk heksakopter simetris.

Berdasarkan referensi [4]. Dinamika gerak dari heksakopter pada dasarnya berasal dari turunan Metode Newton-Euler. Persamaan *body frame* dengan 6 derajat kebebasan berhubungan dengan massa bodi m dan inersia I , maka pada Newton-Euler dideskripsikan persamaan bodi yang terpengaruh gaya luar dan torsi sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B \times (mv^B) \\ \omega^B \times (Iv^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

m (kg) adalah massa benda, $I_{3 \times 3}$ adalah matriks identitas berdimensi 3×3 , $0_{3 \times 3}$ adalah matriks nol berdimensi 3×3 , I (Nms^2) adalah momen inersia, $v^B = [u \ v \ w]$ (m/s) adalah kecepatan linier di *body frame*, $\omega^B = [p \ q \ r]$ (rad/s) adalah kecepatan sudut *body frame*, F^B (N) adalah gaya yang mempengaruhi heksakopter pada *body frame*, τ^B (Nm) adalah gaya torsi yang mempengaruhi *body frame* heksakopter,

Dengan menggunakan perkalian vektor *cross-product* dan dapat dinyatakan sebagai perkalian matriks *skew-symmetric*,

$$a \times b = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

dan dengan matriks inersia,

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Dengan menggunakan Persamaan (2.12) dan (2.13), maka Persamaan (2.11) dapat dijabarkan menjadi 2 persamaan berikut,

$$mI_{3 \times 3} \dot{v}^B + \omega^B \times m v^B = \begin{bmatrix} m\dot{u} \\ m\dot{v} \\ m\dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} mu \\ mv \\ mw \end{bmatrix} = F^B \quad (2.14)$$

$$I\dot{\omega}^B + \omega^B \times I\omega^B = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} \\ I_{yy}\dot{q} \\ I_{zz}\dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} = \tau^B \quad (2.15)$$

hasilnya menjadi,

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{m} F_x^B \\ \frac{1}{m} F_y^B \\ \frac{1}{m} F_z^B \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} \tau_x^B \\ \frac{1}{I_{yy}} \tau_y^B \\ \frac{1}{I_{zz}} \tau_z^B \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Persamaan (2.16) dan (2.17) adalah persamaan dengan referensi *body frame* pada helikopter. Namun untuk menjelaskan gaya-gaya yang

bekerja pada heksakopter, harus menjabarkan tiap elemen dari F^B dan τ^B dengan menganalisis gerak dinamika translasi dan dinamika rotasi.

2.2.3.1 Dinamika Translasi

Ada beberapa gaya yang bekerja dan berpengaruh terhadap pergerakan translasi bodi heksakopter, diantaranya gaya gravitasi, gaya dorong (*thrust*), gaya gesek motor (*drag*), dan gaya gesek udara.

a. Gaya gravitasi

Dalam *earth frame*, gaya gravitasi selalu menuju ke arah pusat bumi dan bernilai negatif terhadap arah sumbu Z. Berdasarkan hal tersebut, dengan menggunakan matriks rotasi dengan mengubah *earth frame* menjadi *body frame* didapatkan persamaan,

$$F_g = R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \cos \theta \sin \phi \\ -mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

dengan m (kg) adalah massa total dari heksakopter dan g (m/s^2) adalah konstanta gravitasi bumi.

b. Gaya dorong (*thrust*)

Gaya *thrust* adalah gaya dorong/angkat yang dihasilkan dari perputaran motor dan *propeller*. Dalam kondisi *hover*, gaya *thrust* dapat dihitung dengan menjumlahkan kecepatan putar dari tiap motor, dan didapat persamaan,

$$F_{Thrust} = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (2.19)$$

dengan b (Ns^2) adalah koefisien *thrust* dari motor dan Ω (rad/s) adalah kecepatan putar dari tiap motor.

c. Gaya gesek motor (*drag*)

Terdapat gaya gesek yang mempengaruhi pergerakan bodi heksakopter saat terbang [4]. Gesekan ini mengurangi kecepatan linier pada sumbu X dan Y dengan persamaan,

$$F_{drag} = \begin{bmatrix} -\mu u \\ -\mu v \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

dimana μ (kg/s) adalah sebuah koefisien.

d. Gaya gesek udara

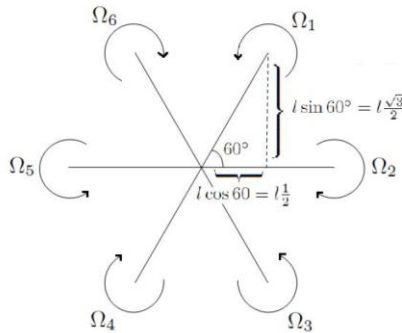
Heksakopter ketika terbang mendapatkan gaya gesek dari udara yang dapat mengurangi kecepatan liniernya,

$$F_{air} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}CA_x\rho u|u| \\ -\frac{1}{2}CA_y\rho v|v| \\ -\frac{1}{2}CA_z\rho w|w| \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

C adalah matriks tak berdimensi (dapat dianggap sebuah koefisien), A (m^2) adalah luas dari benda yang terhambat oleh gesekan udara (dapat dianggap sebuah koefisien) dan ρ (kg/m^3) adalah massa jenis udara.

2.2.3.2 Dinamika Rotasi

Gaya torsi bodi terbentuk dari gaya-gaya memutar terhadap sumbu X , Y , Z yang bekerja dari bodi heksakopter, seperti gerakan *roll*, *pitch*, *yaw*. Gerakan dari aktuator tiap motor sangat dominan ketika mengidentifikasi gaya-gaya torsi yang bekerja pada bodi karena manuver-manuver dari heksakopter sendiri berasal dari kecepatan putar tiap motor yang saling berhubungan.



Gambar 2.4 Jarak Motor Terhadap Titik Berat Heksakopter [4]

a. Aktuator motor

Berdasarkan Gambar 2.3, gerakan aktuator motor heksakopter dilihat dari kecepatan putar motor Ω (rad/s) dan jarak motor terhadap titik berat bodi heksakopter l (m), serta terdapat efek dari gaya *thrust* b (Ns^2) dan gaya putar motor terhadap bodi d (Nms^2) dari tiap motor sehingga menimbulkan gaya torsi terhadap bodi. Untuk menganalisis

gaya-gaya yang dihasilkan pada tiap motor terhadap lengan heksakopter, menggunakan persamaan,

$$F_{motor_i} = l_i \times \Omega_i^2 \quad (2.22)$$

dimana F_{motor_i} adalah gaya yang dihasilkan oleh motor i ($i=1,2,3,4,5,6$), l_i (m) adalah jarak motor i terhadap pusat massa, Ω_i (rad/s) adalah kecepatan putar motor i tiap waktu.

a) *Roll*

Gerak *roll* terjadi ketika bodi mengalami gerakan memutar terhadap sumbu X . *Roll* positif terjadi ketika motor 1, 2, dan 3 menurunkan kecepatan putarnya dan motor 4, 5, dan 6 menambah kecepatan putarnya.

$$\tau_{roll} = b(-l_2\Omega_2^2 + l_5\Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-l_1\Omega_1^2) - (l_3\Omega_3^2) + l_4\Omega_4^2 + l_6\Omega_6^2) \quad (2.23)$$

b) *Pitch*

Pitch adalah gerakan memutar terhadap sumbu Y dan *pitch* positif terjadi ketika motor 1 dan 6 menurunkan kecepatan putarnya dan motor 3 dan 4 menaikkan kecepatan putarnya.

$$\tau_{pitch} = \frac{b\sqrt{3}}{2}(-l_2\Omega_1^2) - (l_6\Omega_6^2) + l_3\Omega_3^2 + l_4\Omega_4^2 \quad (2.24)$$

c) *Yaw*

Yaw adalah gerakan memutar terhadap sumbu Z dan *yaw* positif terjadi ketika motor 1, 3, dan 5 menurunkan kecepatan putarnya dan motor 2, 4, dan 6 menambah kecepatan putarnya. Perlu diingat bahwa *yaw* juga terpengaruh dari arah putar tiap motor, dimana motor yang berputar searah jarum jam menghasilkan gaya *yaw* yang berlawanan arah jarum jam, begitupun sebaliknya.

$$\tau_{yaw} = d(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 - \Omega_5^2 + \Omega_2^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2) \quad (2.25)$$

dimana d (Nms^2) adalah koefisien resistansi motor terhadap putarannya.

b. Efek *gyroscopic propeller*

Putaran dari *propeller* menghasilkan gaya *gyroscopic* terhadap torsi bodi.

$$\tau_{gyro} = \begin{bmatrix} -J_r \dot{\theta} \Omega_r \\ J_r \dot{\phi} \Omega_r \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

dimana J_r (Nms^2) adalah momen inersia dari putaran *propeller* dan Efek Coreolis adalah total perbedaan kecepatan putar *propeller* yang dipengaruhi oleh arah putarnya $\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6$.

- c. Gaya lawan inersia torsi motor

Gaya lawan torsi motor adalah gaya hambat putaran motor terhadap bodi heksakopter.

$$\tau_{counter} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r \dot{\Omega}_r \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

2.2.3.3 Persamaan Total Dinamika

Dari identifikasi dan analisis gaya-gaya yang bekerja terhadap bodi heksakopter di atas, maka dapat dijadikan persamaan total (dengan mengabaikan gangguan-gangguan eksternal yang lain) sebagai berikut,

$$\begin{bmatrix} \ddot{u} \\ \ddot{v} \\ \ddot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw + g \sin \theta - \frac{\mu}{m} u - \frac{1}{2m} CA_x \rho u |u| \\ pw - ru - g \cos \theta \sin \phi - \frac{\mu}{m} v - \frac{1}{2m} CA_y \rho v |v| \\ qu - pv - g \cos \theta \cos \phi + \frac{1}{m} F_{thrust} - \frac{1}{2m} CA_z \rho w |w| \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{1}{I_{xx}} \tau_{roll} - \frac{1}{I_{xx}} J_r \dot{\theta} \Omega_r \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr - \frac{1}{I_{yy}} \tau_{pitch} + \frac{1}{I_{yy}} J_r \dot{\phi} \Omega_r \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{1}{I_{zz}} \tau_{yaw} + \frac{1}{I_{zz}} J_r \dot{\psi} \Omega_r \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

dimana

$$F_{Thrust} = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (2.30)$$

$$\tau_{roll} = b(- (l_2 \Omega_2^2) + l_5 \Omega_5^2 + \frac{1}{2}(- (l_1 \Omega_1^2) - (l_3 \Omega_3^2) + l_4 \Omega_4^2 + l_6 \Omega_6^2)) \quad (2.31)$$

$$\tau_{pitch} = \frac{b\sqrt{3}}{2}(- (l_2 \Omega_1^2) - (l_6 \Omega_6^2) + l_3 \Omega_3^2 + l_4 \Omega_4^2) \quad (2.32)$$

$$\tau_{yaw} = d(- \Omega_1^2 - \Omega_3^2 - \Omega_5^2 + \Omega_2^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2) \quad (2.33)$$

$$\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 \quad (2.34)$$

Tabel 2.3 Keterangan Notasi Dinamika Heksakopter

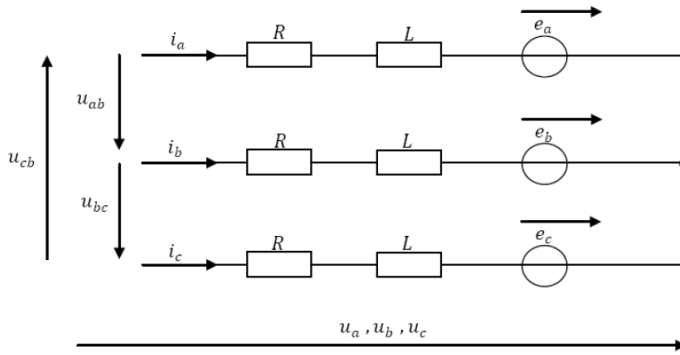
| Notasi | Keterangan |
|-----------------------------|--|
| ϕ, θ, ψ | Sudut Euler: <i>roll, pitch, yaw</i> (rad) |
| u, v, w | Kecepatan translasi (m/s) |
| p, q, r | Kecepatan sudut <i>roll, pitch, yaw</i> (rad/s) |
| $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$ | Percepatan translasi (m/s ²) |
| $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ | Percepatan sudut <i>roll, pitch, yaw</i> (rad/s ²) |
| l_i | Jarak motor <i>i</i> terhadap pusat massa (m) |
| m | Massa total UAV heksakopter (kg) |
| ρ | Massa jenis udara (kg/m ³) |
| μ | Koefisien berdasarkan referensi (kg/s) |
| g | Percepatan gravitasi bumi (m/s ²) |
| I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} | Momen inersia pada sumbu X-Y-Z (kgm ²) |
| b | Koefisien <i>thrust</i> (Ns ²) |
| d | Koefisien putar motor (Nms ²) |
| C | Konstanta hambatan udara |
| J_r | Inersia motor (kgm ²) |
| A_x, A_y, A_z | Luas gesekan udara terhadap sumbu X-Y-Z (m ²) |
| Ω_r | Efek Coreolis (rad/s) |

2.3 Pemodelan Motor dan *Propeller*

Mesin penggerak yang memberikan gaya dorong terhadap pergerakan heksakopter yaitu motor BLDC dan *propeller* yang menjadi komponen penting dalam penelitian ini serta hubungan antara gaya *thrust* dan torsi yang dihasilkan dari perputaran motor dan *propeller*.

2.3.1 Motor BLDC

Motor BLDC terdiri dari bagian *Current Generation*, Back EMF Generation, dan bagian *Mechanical*. Motor BLDC yang digunakan adalah motor BLDC 3 fasa dengan konfigurasi *star* seperti Gambar 2.5.



Gambar 2.5 Rangkaian Motor 3-Fasa Konfigurasi *Star* [5]

Dilihat dari Gambar 2.5, dengan asumsi tiap resistansi dari tiap fasa adalah sama. Maka,

$$R_a = R_b = R_c = R \quad (2.35)$$

dengan induktansinya,

$$L_a = L_b = L_c = L = L_s - M \quad (2.36)$$

serta hubungan arus dan tegangan sebagai berikut,

$$i_a + i_b + i_c = 0 \quad (2.37)$$

$$u_{ab} + u_{bc} + u_{ca} = 0 \quad (2.38)$$

Persamaan di atas dapat mendeskripsikan persamaan dari rangkaian pada Gambar 2.5 menjadi,

$$u_{ab} = R(i_a - i_b) + L \frac{d}{dt}(i_a - i_b) + e_a - e_b \quad (2.39)$$

$$u_{bc} = R(i_b - i_c) + L \frac{d}{dt}(i_b - i_c) + e_b - e_c \quad (2.40)$$

$$u_{ca} = R(i_c - i_a) + L \frac{d}{dt}(i_c - i_a) + e_c - e_a \quad (2.41)$$

dimana R adalah resistansi jangkar, L_s adalah induktansi jangkar, M induktansi *mutual*, $e_{a,b,c}$ adalah *Back-EMF*, $i_{a,b,c}$ adalah arus jangkar, $u_{a,b,c}$ adalah tegangan fasa, u_{ab} u_{bc} u_{ca} adalah tegangan fase ke fase.

Karena tiap tegangan adalah kombinasi persamaan linier terhadap dua tegangan lainnya, maka dapat disederhanakan menjadi dua persamaan berikut, [5]

$$u_{ab} = R(i_a - i_b) + L \frac{d}{dt}(i_a - i_b) + e_a - e_b \quad (2.42)$$

$$u_{bc} = R(i_b - 2i_c) + L \frac{d}{dt}(i_a - 2i_b) + e_b - e_c \quad (2.43)$$

Menggunakan Hukum Newton, hubungan torsi T_e dan kecepatan motor Ω_m menjadi persamaan,

$$T_e - T_l = J \frac{d\Omega_m}{dt} + B\Omega_m \quad (2.44)$$

$$\Omega_m = \frac{d\theta_m}{dt} \quad (2.45)$$

dimana T_l (Nm) adalah torsi, J (kg/m^2) adalah momen inersia dan B adalah koefisien *damping*.

Dapat dihubungkan persamaan *Back-EMF* dan persamaan torsi sebagai berikut,

$$e_a = \frac{k_e}{2} \Omega_m F(\theta_e) \quad (2.46)$$

$$e_b = \frac{k_e}{2} \Omega_m F(\theta_e - \frac{2\pi}{3}) \quad (2.47)$$

$$e_c = \frac{k_e}{2} \Omega_m F(\theta_e - \frac{4\pi}{3}) \quad (2.48)$$

$$T_a = \frac{k_t}{2} i_a F(\theta_e) \quad (2.49)$$

$$T_b = \frac{k_t}{2} i_b F(\theta_e - \frac{2\pi}{3}) \quad (2.50)$$

$$T_c = \frac{k_t}{2} i_c F(\theta_e - \frac{4\pi}{3}) \quad (2.51)$$

menjadi,

$$T_e = \frac{k_t}{2} \left[F(\theta_e) i_a + F\left(\theta_e - \frac{2\pi}{3}\right) i_b + F\left(\theta_e - \frac{4\pi}{3}\right) i_c \right] \quad (2.52)$$

dimana k_e k_t adalah koefisien *Back-EMF* dan koefisien torsi, θ_e adalah sudut listrik yang dapat disamakan dengan θ_m sudut mekanik dikalikan dengan banyaknya pasang kutub ($\theta_e = \frac{p}{2}(\theta_m)$), $F(\theta_e)$ adalah fungsi gelombang trapezoid dari *Back-EMF* atau fungsi posisi dari motor dengan persamaan per-periode sebagai berikut,

$$F(\theta_e) = \begin{cases} 1, & 0 \leq \theta_e < \frac{2}{3}\pi \\ 1 - \frac{6}{\pi}\left(\theta_e - \frac{2}{3}\pi\right), & \frac{2}{3}\pi \leq \theta_e < \pi \\ -1, & \pi \leq \theta_e < \frac{5}{3}\pi \\ -1 + \frac{6}{\pi}\left(\theta_e - \frac{5}{3}\pi\right), & \frac{5}{3}\pi \leq \theta_e < 2\pi \end{cases} \quad (2.53)$$

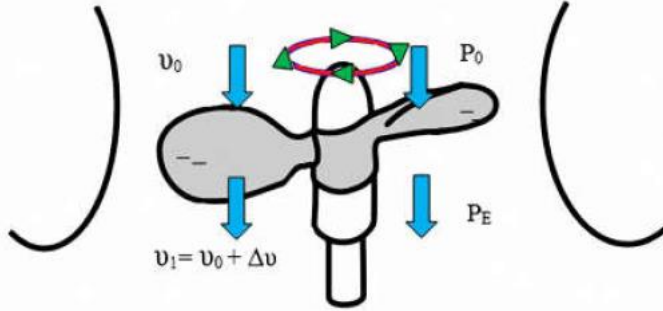
2.3.2 Propeller

Gaya *thrust* yang dihasilkan motor mempengaruhi manuver dari pergerakan heksakopter. Gaya dorong yang diberikan dari motor atau *propeller* tegak lurus terhadap sumbu X Y dan searah sumbu Z positif.

Berdasarkan [6], dasar model matematika dari gaya dorong yang dihasilkan dari perputaran *propeller* dimodelkan menggunakan teorema momentum, dimana gaya *thrust* yang dihasilkan dimodelkan dengan persamaan,

$$Thrust = A \times \rho \times v \times \Delta v \quad (2.54)$$

dimana *Thrust* (N) adalah gaya *thrust* yang dihasilkan dari perputaran propeller, A (m^2) adalah luas penampang *propeller*, ρ (kg/m^3) adalah massa jenis udara, dan v (m/s) adalah kecepatan dari udara di *propeller*.



Gambar 2.6 Aliran Udara Pada *Propeller* [6]

Dengan asumsi bahwa tidak ada rugi-rugi dalam aliran udara yang mengalir pada *propeller* seperti pada Gambar 2.6, didapatkan persamaan aliran massa dan persamaan perubahan aliran udara sebagai berikut,

$$\dot{m} = A \times \rho \times \Delta v \quad (2.55)$$

$$F = \dot{m} \times v \quad (2.56)$$

$$F \times \Delta v = \frac{1}{2} \times \dot{m} \times v^2 \quad (2.57)$$

dengan menggabungkan 3 persamaan di atas menggunakan teorema momentum, maka didapatkan,

$$\dot{m} \times v \times \Delta v = \frac{1}{2} \times A \times \rho \times \Delta v \times v^2 \quad (2.58)$$

sehingga dihasilkan persamaan,

$$v = 2 \times \Delta v \quad (2.59)$$

Dengan menggabungkan Persamaan (2.59) di atas dengan Persamaan (2.54), maka didapatkan persamaan total hubungan gaya *thrust* dari perputaran propeller sebagai berikut,

$$Thrust = 2 \times A \times \rho \times \Delta v^2 \quad (2.60)$$

$$Thrust = 2 \times \pi \times R^2 \times \rho \times \Delta v^2 \quad (2.61)$$

Karena dari persamaan tersebut, secara implementasi tidak dapat benar-benar mengukur luas penampang dari propeller, maka dapat disederhanakan menjadi,

$$Thrust = b \times \Delta v^2 = b \times \Omega^2 \quad (2.62)$$

Thrust (N) adalah gaya angkat motor terhadap benda, *b* (Ns²) adalah koefisien *thrust*, Ω (rad/s) adalah kecepatan putar motor.

2.3.3 Torsi Motor

Berdasarkan [7], dapat dihubungkan antara gaya torsi motor dengan kecepatan putar motor dengan memahami efek dari kecepatan putar *propeller* dan daya *output* yang dihasilkan dari perputaran motor. Seperti halnya pemodelan sederhana dari gaya *thrust*, didapatkan persamaan,

$$Torsi = d \times \Omega^2 \quad (2.63)$$

Torsi (Nm) adalah gaya torsi yang dihasilkan motor, *d* (Nms²) adalah koefisien resistansi motor terhadap putarannya dan Ω (rad/s) adalah kecepatan putar motor.

Karena keterbatasan alat ukur yang dapat menghitung torsi dari suatu motor, maka dari persamaan,

$$Torsi = \frac{P_{out}}{\Omega} \quad (2.64)$$

dan persamaan,

$$P_{out} = I_{out}^2 \times R \quad (2.65)$$

dimana *P_{out}* (Watt) adalah daya *output* yang dihasilkan dari perputaran motor, *I_{out}* (A) adalah arus keluaran motor, *R* (Ohm) adalah resistansi motor.

Maka, Persamaan (2.63) dapat menjadi persamaan dengan menghubungkan torsi-nya,

$$I_{out}^2 R \times \frac{1}{\Omega} = d \times \Omega^2 \quad (2.66)$$

dan menjadi,

$$I_{out}^2 R = d \times \Omega^3 \quad (2.67)$$

2.4 Turunan Numerik

Pengukuran terhadap perubahan fungsi seiring perubahan nilai input dapat disebut turunan atau derivatif. Secara umum, turunan menyatakan perubahan suatu besaran akan berubah akibat perubahan besaran lainnya. Proses dalam melakukan turunan disebut diferensiasi. Seberapa besar tingkat perubahan suatu variabel akan mempengaruhi tingkat perubahan variabel lainnya sering diselesaikan dengan pendekatan diferensial. Persamaan turunan secara umum adalah:

$$f'(x) = \lim_{h \rightarrow 0} \frac{f(x+h) - f(x)}{h} \quad (2.68)$$

atau jika dalam kasus ada banyaknya data maka menggunakan persamaan,

$$f'(x) = y' = \frac{df(x)}{dx} = \frac{dy}{dx} \quad (2.69)$$

maka diferensial dapat diartikan sebagai tingkat perubahan dari setiap variabel y sebagai tanggapan terhadap suatu perubahan dalam variabel x .

2.5 Metode *Non-Linear Least Square*

Metode *Least Square* adalah salah satu metode untuk melakukan estimasi parameter dengan cara meminimalkan jumlah eror kuadrat. Metode ini termasuk dalam metode tapis non-rekursif sehingga memungkinkan untuk identifikasi parameter dalam keadaan sistem non-linier. Diambil dari referensi [8], secara umum permasalahan *non-linear least square* yaitu meminimalkan persamaan tanpa constrain dengan bentuk sebagai berikut:

$$\underset{x}{\text{minimize}} f(x) = \sum_{i=1}^m f_i(x)^2 \quad (2.70)$$

Fungsi objektif di definisikan dalam beberapa fungsi pelengkap $\{f_i\}$. Disebut *Least Square* karena ingin meminimalkan penjumlahan kuadrat fungsi-fungsi tersebut.

Bentuk khusus turunan dalam permasalahan *least square* adalah:

$$\underset{x}{\text{minimize}} f(x) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m f_i(x)^2 \equiv \frac{1}{2} F(x)^T F(x) \quad (2.71)$$

dimana F adalah fungsi bernilai vektor

$$(x) = (f_1(x) \ f_2(x) \ \cdots \ f_m(x))^T \quad (2.72)$$

Komponen $\nabla f(x)$ dapat diturunkan dengan aturan rantai:

$$\nabla f(x) = \nabla F(x) F(x) \quad (2.73)$$

Sedangkan komponen $\nabla^2 f(x)$ dapat diperoleh dengan mendiferensiasikan formula ini terhadap x_j :

$$\nabla^2 f(x) = \nabla F(x) \nabla F(x)^T + \sum_{i=1}^m f_i(x) \nabla^2 f_i(x) \quad (2.74)$$

$\nabla f(x)$ dan $\nabla^2 f(x)$ masing-masing adalah formula untuk gradient dan hessian dari f .

2.6 Metode Levenberg–Marquardt

Pada saat ini, metode untuk menyelesaikan permasalahan *non-linear least square* sudah banyak ditemukan. Antara lain metode *vector fitting*, metode Gauss-Newton, metode *gradient descent*, dan metode Levenberg-Marquardt.

Berdasarkan penelitian yang dilakukan oleh beberapa peneliti sebelumnya yang membandingkan antar metode dalam penyelesaian permasalahan *non-linear least square* [8], menyebutkan bahwa metode Levenberg-Marquardt memiliki keunggulan dibanding metode lain seperti lebih baik pada penggunaan persamaan praktis, ketepatan yang lebih bagus (meskipun memerlukan waktu sampel yang lebih lama) daripada metode *vector fitting*, mendapatkan hasil yang lebih cepat daripada metode *gradient descent*, dan tidak memerlukan tebakan awal. Karena kelebihan dari metode Levenberg-Marquardt yang sudah dilakukan oleh penelitian sebelumnya, penelitian ini menggunakan metode Levenberg-Marquardt untuk pemodelan persamaan rekursif non-linier dari bodi UAV heksakopter.

Metode Levenberg-Marquardt adalah metode paling sederhana untuk menyelesaikan permasalahan *non-linear least square*. Metode ini adalah kombinasi dari dua metode pendahulunya, yaitu *gradient descent* dan Gauss-Newton. Metode Levenberg-Marquardt mengambil bagian dari metode *gradient descent* ketika parameternya jauh dari hasil optimalnya, dan mengambil bagian dari Gauss-Newton ketika hasil parameter mendekati nilai optimalnya.

Mengambil referensi [8], langkah-langkah untuk algoritma metode Levenberg-Marquardt ialah mendefinisikan h_{lm} dengan modifikasi persamaan berikut:

$$(J^T J + \mu I) h_{lm} = -J^T f \quad (2.75)$$

dengan $\mu \geq 0$,

Disini, $J = J(x)$ dan $f = f(x)$. Beberapa efek dari parameter damping μ yaitu,

1. Untuk semua $\mu > 0$ koefisien matriksnya definit positif, dan menjamin bahwa h_{lm} menuju ke arah bawah
2. Untuk nilai μ yang besar, didapatkan

$$h_{lm} \simeq -\frac{1}{\mu} g = -\frac{1}{\mu} F'(x) \quad (2.76)$$

3. Jika nilai μ sangat kecil, maka $h_{lm} \simeq h_{gn}$, yang merupakan step baik di stage terakhir dari iterasi, ketika x dekat dengan x^* . Jika $F(x^*) = 0$ (atau sangat kecil), maka bisa didapatkan (hampir) konvergensi *quadratic final*.

Jadi, parameter damping mempengaruhi baik arah dan ukuran dari step, dan hal ini menuntun untuk pembuatan metode tanpa sebuah *specific line search*.

Pemilihan dari nilai initial μ harus berhubungan dengan ukuran elemen-elemen di $A_0 = J(x_0)^T J(x_0)$, dengan membiarkan,

$$\mu_0 = \tau \cdot \max_i \{a_{ii}^{(0)}\} \quad (2.77)$$

dan τ dipilih oleh user. Selama berjalannya iterasi, ukuran dari μ dapat diperbaharui, pembaharuan dikontrol oleh *gain ratio*.

$$\rho = \frac{F(x) - F(x + h_{lm})}{L(0) - L(h_{lm})} \quad (2.78)$$

denominator ialah gain yang diprediksi oleh model linier

$$L(0) - L(h_{lm}) = -h_{lm}^T J^T f - \frac{1}{2} h_{lm}^T J^T J h_{lm} \quad (2.79)$$

menjadi

$$L(0) - L(h_{lm}) = \frac{1}{2} h_{lm}^T (2g + (J^T J + \mu I - \mu I) h_{lm}) \quad (2.80)$$

dan menjadi,

$$(0) - L(h_{lm}) = \frac{1}{2} h_{lm}^T (\mu h_{lm} - g) \quad (2.81)$$

Dapat dilihat bahwa $h_{lm}^T h_{lm}$ dan $-h_{lm}^T g$ bernilai positif, jadi $L(0) - L(h_{lm})$ dijamin bernilai positif.

Nilai q yang besar mengindikasikan bahwa $L(h_{lm})$ merupakan perkiraan yang baik terhadap $F(x + h_{lm})$, dan dapat mengurangi μ agar step Levenberg-Marquardt berikutnya lebih dekat dengan step Gauss-Newton. Jika nilai q kecil (atau mungkin negatif), maka $L(h_{lm})$ memiliki perkiraan yang tidak baik, dan diharuskan untuk meningkatkan μ dengan tujuan dua kali lipat untuk mendekati arah *steepest descent* dan mengurangi panjang step.

Stopping criteria untuk algoritma harus mereleksi bahwa ketika *global minimizer* didapatkan $F'(x^*) = g(x^*) = 0$, agar dapat menggunakan,

$$\|g\|_{\infty} \leq \varepsilon_1 \quad (2.82)$$

dimana nilai ε_1 kecil, positif, dan dipilih oleh user. Kriteria relevan lainnya ialah untuk berhenti jika perubahan nilai x kecil,

$$\|x_{new} - x\| \leq \varepsilon_2 (\|x\| + \varepsilon_2) \quad (2.83)$$

Eksprei ini memberikan perubahan yang bertahap dari ukuran step yang relatif ε_2 ketika $\|x\|$ bernilai besar terhadap ukuran step absolut ε_2^2 jika x dekat dengan 0.

Akhirnya, seperti pada semua proses iterative, diperlukan *safeguard* untuk *infinite loop* yaitu dengan,

$$k \geq k_{max} \quad (2.84)$$

dan juga ε_2 dan k_{max} dipilih oleh user.

Dua kriteria terakhir berefek jika ε_1 dipilih dengan nilai sangat kecil sehingga pengaruh dari kesalahan pembulatan memiliki pengaruh besar. Hal ini biasanya kelihatan di kesesuaian yang buruk antara gain di F dan di gain yang diprediksi oleh model linier dan akan menghasilkan μ ditambah pada setiap step. Strategi untuk menambah μ mengimplikasikan bahwa di dalam kasus ini μ bertumbuh secara cepat yang menghasilkan $\|h_{lm}\|$ yang kecil, dan prosesnya akan diberhentikan jika $k \geq k_{max}$.

2.7 Root Mean Square Error (RMSE)

Tujuan dari melakukan pemodelan matematika adalah mendapatkan parameter-parameter atau model matematis yang mendekati *plant* asal. Dan suatu metode untuk mengetahui apakah model matematika tersebut mendekati *plant* asal adalah melakukan validasi model dengan menghitung nilai *Root Mean Square Error* (RMSE).

RMSE adalah metode untuk mengevaluasi hasil estimasi yang digunakan untuk mengukur tingkat keakuratan hasil estimasi dengan suatu model dengan cara mengakar kuadratkan eror yang terhitung. Dimana eror merupakan pengurangan antara hasil estimasi dan hasil pengukuran sebenarnya. Secara matematis,

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (Y_{in} - Y_{out})^2}{N}} \quad (2.85)$$

di mana Y_{in} adalah data *ouput* sinyal sistem yang dimodelkan, Y_{out} adalah data *ouput* sinyal sebenarnya dan N adalah banyaknya data.

Nilai RMSE rendah menunjukkan bahwa variasi nilai yang dihasilkan oleh suatu model estimasi mendekati nilai dari pengukuran sebenarnya. RMSE menghitung seberapa berbedanya seperangkat nilai. Semakin kecil nilai RMSE, semakin dekat nilai yang diestimasi dan nilai pengukuran sebenarnya. Pada penelitian ini, metode RMSE digunakan untuk membandingkan data yang diambil melalui eksperimen dengan data keluaran sistem yang dimodelkan dimana parameternya adalah hasil estimasinya.

2.8 Kontroler *Proportional Integral Derivative* (PID)

Kontroler PID adalah kontroler dasar sederhana yang paling banyak digunakan di dunia industri. Keunggulan dari kontroler ini adalah desainnya yang sederhana dan simpel. Fungsi dari kontroler ini adalah meminimalkan eror saat ini $e(t) = r(t) - y(t)$, dimana $r(t)$ adalah nilai keinginan atau *setpoint*, dan $y(t)$ adalah nilai pengukuran dari proses. [4]

2.8.1 *Proportional*

Berikut adalah persamaan untuk pengukuran eror yang dilakukan oleh *gain proportional*

$$P = K_p e(t) \quad (2.86)$$

dimana K_p adalah konstanta *gain proportional*. Jika K_p bernilai besar, maka sinyal kontrol akan ikut besar jika error yang terukur membesar. Hal ini membuat kontroler *proportional* lebih responsif terhadap perubahan stabilitas dan potensi *overshoot*. Hal tersebut karena kontroler *proportional* ini melakukan kontrol pengurangan error yang bersifat *scaling* hingga menjadi nol dan menyisakan ukuran K_p . K_p dengan nilai tinggi akan memberikan *steady-state error* yang lebih kecil. Secara implementasi, gain K_p ini mempunyai peranan paling besar untuk sinyal kontrol.

2.8.2 Integral

Persamaan terhadap *gain integral* adalah akumulasi dari perbedaan error seperti persamaan berikut,

$$I = K_i \left(\int_0^t e(t) dt \right) \quad (2.87)$$

dimana K_i ada konstanta *gain integral*. Dengan melakukan integral terhadap error sinyal pengukuran, *outputnya* akan mencapai sinyal referensi lebih cepat dan menghilangkan *steady-state error*. Namun harus berhati-hati ketika memberikan *gain integral* yang besar menghasilkan *overshoot* karena sinyal kontrol yang dihasilkan lebih besar dari yang dibutuhkan.

2.8.3 Derivative

Persamaan terhadap *gain derivative* sebanding dengan kesalahan terhadap perhitungan turunan, sesuai persamaan,

$$D = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.88)$$

dimana K_d adalah konstanta *gain derivative*. Dengan melihat *derivative*, dapat memprediksi terhadap perubahan yang cepat dengan menekan *overshoot* yang disebabkan oleh sistem *closed loop*.

2.8.4 Persamaan Total

Output total dari kontroler PID sebagai berikut menggunakan persamaan,

$$(t) = K_p e(t) + K_i \left(\int_0^t e(t) dt \right) + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.89)$$

Ketiga kontroler tersebut tidak harus digunakan secara bersamaan, dapat menggunakan kombinasi seperti PI atau PD saja.

2.9 Hardware Heksakopter

Perangkat-perangkat yang digunakan dalam penelitian ini sangat berpengaruh terhadap hasil dari penelitian. Pada sub-bab ini dijelaskan perangkat apa saja yang digunakan untuk mencapai tujuan penelitian, yaitu mendapatkan parameter bodi UAV heksakopter. Adapun perangkat-perangkat yang digunakan adalah *frame* heksakopter konfigurasi 'X', *Pixhawk Cube 2.1*, motor BLDC, ESC (*Electronic Speed Controller*), *propeller*, baterai Li-Po, modul *GPS*, *Remote Control* (RC), dan modul *telemetry*.

2.9.1 Kerangka Heksakopter

Kerangka bodi UAV yang digunakan pada penelitian ini berjenis heksakopter dengan 6 lengan sebagai tempat meletakkan motor penggerak dan berbahan karbon yang kuat dan ringan. Fungsi utama dari kerangka bodi adalah sebagai tempat peletakan dari komponen-komponen *drone* yang lain sehingga dapat bekerja secara satu kesatuan. Dilengkapi dengan PCB yang sudah terdapat di bodi sehingga memudahkan dalam melakukan solder dan menghindari penggunaan kabel yang berlebih. Mempunyai diameter antar motor 695 mm dan mempunyai berat sekitar 810 gram.



Gambar 2.7 Kerangka Heksakopter

2.9.2 *Pixhawk Cube 2.1*

Pixhawk Cube adalah sebuah sistem *autopilot* flexibel yang digunakan untuk mengendalikan berbagai macam robot, seperti UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), USV (*Unmanned Surface Vehicle*), *Mobile Robot*, dan lain-lain. Sistem ini dirancang untuk menyederhanakan *control board* dari suatu sistem robot (yang dimana biasanya menggunakan berbagai macam kabel), menjadi suatu alat yang dengan mudah digunakan. Alat ini memiliki banyak *port* yang berguna mengirimkan sinyal perintah ke perangkat penggerak robot ataupun sebagai *port* untuk menerima sinyal kontrol dari pengguna sehingga bisa menerima sinyal dari *remote control* dengan bantuan sebuah *receiver* dan mengolah sinyal perintah tersebut menjadi sinyal perintah yang akan dikirimkan ke perangkat motor penggerak yang berada dalam wahana yang dikendalikan, contohnya mengendalikan kecepatan putar motor BLDC untuk melakukan manuver pada UAV. Karena keunggulan tersebut, *Pixhawk Cube* digunakan pada penelitian ini.

Pixhawk Cube 2.1 ini juga dilengkapi dengan sensor-sensor yang dapat membaca setiap perlakuan atau pergerakan terhadap robot yang dikendalikan dan mencatatnya setiap waktu. Data-data dalam pembacaan sensor tersebut disimpan ke dalam kartu memori yang sudah ditanamkan ke dalam alat ini. Dan dapat digunakan untuk keperluan pengguna seperti pada penelitian ini yaitu pemodelan bodi UAV. Ada banyak sensor yang terbaca oleh *Pixhawk Cube*, namun dalam penelitian ini yang dibutuhkan antara lain kecepatan linier, sudut belok, data *accelerometer*, data *gyroscope*, *throttle* dan sinyal PWM (*Pulse Width Modulation*). Perlu diingat bahwa hampir semua pengukuran sensor yang dalam pembacaannya menggunakan referensi *earth frame* dan harus diubah ke referensi *body frame*, serta dalam pembacaan datanya menggunakan format *hh.mm.ss* dan harus diolah menjadi satuan detik. *Pixhawk Cube* ini tersambung dengan semua komponen kontrol dari sistem UAV heksakopter.



Gambar 2.8 *Pixhawk Cube 2.1*

2.9.3 Motor BLDC

Motor BLDC adalah motor tanpa sikat yang sering digunakan untuk keperluan robot *remote control* seperti UAV. Motor jenis ini biasa digunakan untuk hal-hal yang berhubungan dengan kecepatan putar yang tinggi. Karena motor BLDC tidak menggunakan sikat, maka ketika motor berputar dalam kecepatan tinggi tidak akan menimbulkan percikan api seperti yang terjadi pada motor DC pada umumnya yang menggunakan sikat. Karena keuntungan ini, motor BLDC digunakan sebagai pemutar *propeller* yang memerlukan kecepatan putar yang tinggi untuk menghasilkan gaya dorong yang maksimal.

Pada penelitian ini digunakan motor BLDC *SunnySky V3508 KV700*. Menggunakan Motor *SunnySky V3508 KV700* karena berbagai keuntungan, antara lain beratnya yang hanya 97 gram, mempunyai resistansi motor 92 m Ω dan memberikan kecepatan putar yang lebih maksimal daripada motor sejenis (dilihat berdasarkan tabel *datasheet* motor *SunnySky V3508*) sehingga menghasilkan gaya *thrust*/dorong yang lebih besar. Motor BLDC ini tersambung dengan sumber tegangan pada PCB dan pengubah sinyal PWM pada ESC.



Gambar 2.9 Motor BLDC

2.9.4 ESC (*Electronic Speed Controller*)

ESC adalah pengatur elektrik motor listrik yang dapat mengontrol kecepatan putaran dan arah putar motor. Secara fungsi, ESC ini mengubah sinyal PWM menjadi sinyal putar motor dan mengubah tegangan satu fasa menjadi tegangan tiga fasa. Dalam hal ini motor BLDC memerlukan tegangan tiga fasa sebagai inputnya, sedangkan *Pixhawk* mengirimkan sinyal menggunakan tegangan satu fasa sebagai *output*nya. Amplitude dan frekuensi tegangan tiga fasa yang dikirimkan akan bergantung dengan sinyal PWM yang dikirimkan oleh *Pixhawk*.

pada ESC, hal inilah yang membuat motor BLDC bisa dikendalikan melalui *Pixhawk* dan ESC.

ESC yang digunakan adalah ESC *Hobbywings X-Motor 40A* dimana dalam penggunaannya dapat bekerja pada motor dengan kondisi normal menggunakan arus maksimal 40 A. Disamping juga spesifikasi motor yang menggunakan maksimal 32 A (*datasheet* spesifikasi motor) sangat mendukung untuk penggunaan ESC 40 A. ESC tersambung dengan motor BLDC sebagai kontrol kecepatan putar motor dan tersambung dengan *Pixhawk Cube* yang bertugas sebagai *main control* dari setiap putaran motor sehingga memberikan gerakan manuver-manuver yang diinginkan dari heksakopter ketika terbang.



Gambar 2.10 ESC

2.9.5 Propeller

Propeller adalah alat yang berfungsi sebagai penggerak mekanik dengan cara mengubah gerakan (dalam hal ini putaran *propeller*) dan menciptakan gaya dorong untuk menggerakkan bodi UAV. Bilah *propeller* berperan sebagai sayap berputar dan menghasilkan gaya yang mengaplikasikan konsep dari Hukum Bernoulli dan Hukum Newton, dimana ketika berputar menghasilkan perbedaan tekanan pada permukaan depan dan belakang *propeller* sehingga menghasilkan gaya angkat ke atas dan menerbangkan UAV.

Propeller yang digunakan pada penelitian ini adalah *propeller* berbahan karbon yang ringan dan kuat dengan 2 bilah. Berdiameter 12 inch dengan lengkungan *pitch* 5,5 inch. *Propeller* yang tersambung dengan motor ini dipilih karena dilihat dari spesifikasi motor, yaitu *SunnySky KV700* yang tidak membutuhkan *propeller* terlalu panjang karena putaran dari motor yang dapat dikatakan cepat dan hal tersebut juga untuk menjaga keseimbangan ketika terbang. Dilihat juga berdasarkan kerangka heksakopter yang mempunyai panjang lengan 13

inch dan lebih aman menggunakan *propeller* dengan ukuran yang lebih kecil dari 13 inch.



Gambar 2.11 *Propeller 2 Bilah*

2.9.6 Baterai Li-Po

Baterai Li-Po atau baterai *Lithium-Polymer* adalah jenis baterai yang sering digunakan dalam penggunaan robot RC dan merupakan baterai paling canggih untuk saat ini. Dengan keunggulan dapat memberikan tegangan yang cukup besar sangat cocok untuk dijadikan sumber tegangan dari robot RC.

Baterai yang digunakan pada penelitian ini menggunakan baterai Li-Po 4S (dengan tegangan 16,8 Volt) dilihat dari spesifikasi motor *SunnySky V3508* yang mempunyai maksimal jumlah sel yaitu 4. Mempunyai kapasitas sebesar 5000mAh mampu menerbangkan UAV heksakopter sekitar 5 hingga 7 menit (kondisi baterai penuh).



Gambar 2.12 Baterai Li-Po 4S

2.9.7 Modul GPS

Dalam modul *GPS* ini mencakup sensor *GPS* dan sensor kompas. *GPS* pada UAV berfungsi sebagai penanda lokasi dan dapat menentukan

lokasi kecepatan dan jarak suatu objek pada permukaan bumi. Kompas pada *drone* bertugas sebagai penanda arah gerak maju dan sebagai pembaca sensor kestabilan.

Modul *GPS* ini tersambung dengan *Pixhawk Cube* dan diperlukan sebagai sensor bantuan bagi pembacaan *Pixhawk* diantaranya sensor *accelerometer*, *gyroscope* dan *barometer* yang dapat tercatat pada data *Pixhawk*.



Gambar 2.13 Modul GPS

2.9.8 Remote Control (RC)

Remote Control (RC) berfungsi sebagai alat pengendali wahana UAV dengan mengirimkan sinyal berupa sinyal PWM dari *transmitter* kepada *reciever* yang tersambung dengan *Pixhawk Cube* dan diteruskan kepada ESC yang dapat mengatur kecepatan putar dari tiap motor UAV heksakopter, sehingga heksakopter menghasilkan manuver-manuver terbang yang diinginkan oleh pengguna. Paket RC yang digunakan seperti pada gambar adalah merk *RadioLink*,



Gambar 2.14 Remote Control



Gambar 2.15 *Reciever RadioLink*

2.9.9 Modul Telemetry

Modul *Telemetry* berisikan komponen *transmitter* dan *reciever*. *Transmitter telemtry* yang tersambung dengan *Pixhawk* berfungsi mengirimkan data *real-time* dari tiap sensor yang dibaca oleh *Pixhawk* kepada *reciever telemetry* yang tersambung dengan aplikasi *Mission Planner* sehingga dapat terbaca oleh pengguna ketika mengendalikan heksakopter saat terbang. Menggunakan *mRo SiK Telemetry Radio V2* 433Mhz. Digunakan modul *telemetry* merk tersebut karena jenis ini yang mempunyai *port* yang dapat tersambung dengan *Pixhawk Cube*.



Gambar 2.16 Modul *Telemetry*

2.10 Software Mission Planner

Software yang digunakan dalam pembacaan variabel-variabel yang terukur pada *Pixhawk Cube* adalah *Mission Planner*. *Mission Planner* adalah aplikasi yang terhubung untuk pengaturan perangkat-perangkat *ArduPilot*. Dimana di dalam aplikasi ini berisikan banyak fitur untuk mengatur penggunaan perangkat berbasis *ArduPilot*. Hal-hal penting yang harus diperhatikan pada penggunaan *Mission Planner* (dalam penelitian ini) adalah:

a. Panel navigasi

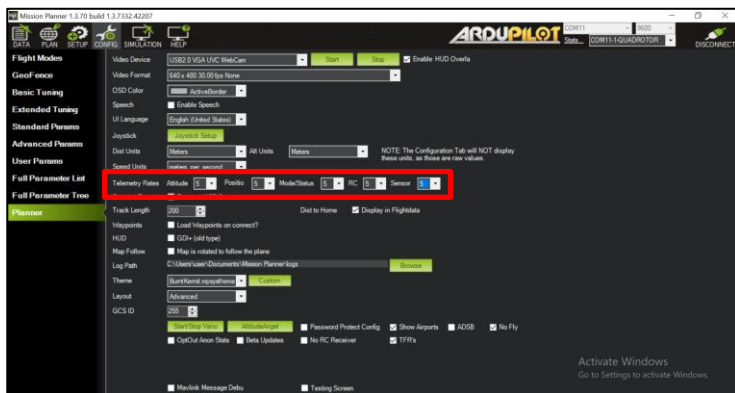
Panel navigasi terlihat pada tampilan depan aplikasi *Mission Planner*. Dengan melihat ini, dapat mengetahui kondisi terkini dari wahana baik itu kondisi sebelum terbang ataupun saat terbang.



Gambar 2.17 Navigasi Mission Planner

b. Pengaturan *time-sampling* sensor

Penelitian ini membutuhkan pembacaan sensor secara *real-time* dan bersamaan. Dengan mengatur *time-sampling* pada tiap pengukuran, didapatkan hasil *real-time* yang sama ketika dilakukan pencocokan data pada tiap variabel. Meskipun pada implementasinya terdapat pengaruh *latency* dari *telemetry* yang mengakibatkan pengambilan data tiap sensor menjadi lompat dan tidak bersamaan.

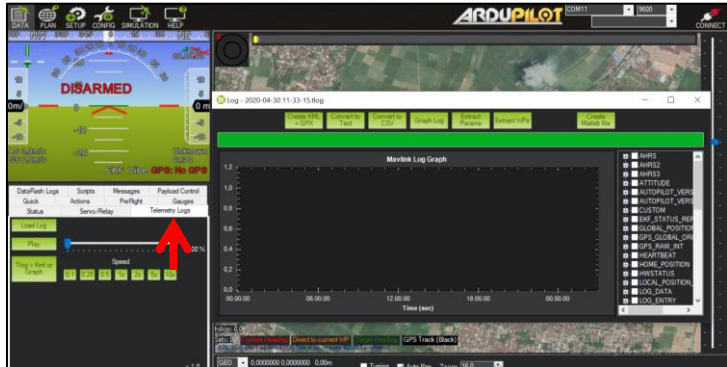


Gambar 2.18 Pengaturan Time Sampling Sensor

c. *Telemetry Logs*

Dalam melakukan penelitian pemodelan, seringkali melihat fitur ini. Karena *Telemetry Logs* memperlihatkan data-data yang terekam oleh sensor pada *Pixhawk* yang berisi parameter-parameter yang rutin

dikirim ke receiver saat terbang dan dapat terbaca sebagai tabel yang berisi angka-angka yang akan dilakukan analisis sebagai variabel input penelitian.



Gambar 2.19 *Telemetry Log*

BAB 3

TEKNIK PENGAMBILAN DATA

Pada bab ini akan dibahas tentang teknik pengumpulan data dan cara mencari semua data yang diperlukan. Adapula dijelaskan tahap-tahap dalam melakukan pengukuran parameter terukur seperti koefisien *thrust* dan koefisien torsi. Karena keterbatasan *Pixhawk* yang tidak dapat mengukur kecepatan motor secara *real-time*, dijelaskan pula hubungan kecepatan motor dan sinyal yang ada pada *Pixhawk* dan cara pengukurannya. Selanjutnya adalah menjelaskan bagaimana mendapatkan parameter dinamika bodi heksakopter diolah dari data-data hasil eksperimen, serta yang terakhir adalah merancang kontroler PID.

3.1 Pengukuran *Thrust*

Tujuan dalam pengukuran *thrust* adalah mendapatkan nilai dari koefisien *thrust* dari pengukuran secara langsung dan dapat dipertanggung jawabkan berdasarkan literatur yang terpercaya.

Sesuai pembahasan pada Sub-bab 2.3.2, dalam mencari koefisien *thrust*, terlebih dahulu harus mengukur besar gaya *thrust* yang dihasilkan oleh perputaran motor dan *propeller* serta mengukur kecepatan putarnya sesuai persamaan,

$$b = \frac{Thrust}{\Omega^2} \quad (3.1)$$

3.1.1 Komponen

Ada beberapa peralatan yang diperlukan dalam melakukan pengukuran *thrust* yaitu,

1. Motor dan *propeller*
Sebagai penghasil gaya *thrust* yang akan dilakukan pengukuran.
2. *Electronics Speed Controller* (ESC)
Pengubah tegangan 1 fasa menjadi tegangan 3 fasa untuk motor dan sebagai pengatur kecepatan putar motor.
3. *Remote Control* (RC) dan *reciever*
Befungsi mengatur kecepatan putar motor oleh pengguna dengan mengirimkan sinyal PWM.
4. Baterai Li-Po
Sumber tegangan dari motor.
5. *Pixhawk Cube*
Kontroler dalam menerima sinyal PWM dari RC kepada ESC.

6. *Tachometer*
Berfungsi mengukur kecepatan putar dari *propeller*.
7. Timbangan digital
Mengukur berat benda dan perbedaanya ketika diberikan gaya *thrust*.
8. Pemberat
Objek yang akan dijadikan pengukuran.

Tabel 3.1 Spesifikasi Komponen Pengukuran *Thrust*

| Komponen | Spesifikasi |
|------------------|---------------------------|
| Motor | BLDC SunnySky V3805 KV700 |
| <i>Propeller</i> | 13×5,5 inch |
| ESC | Hobbywing 40A |
| Baterai | Kondisi full, 4S 5000mAh |

3.1.2 Eksperimen

Eksperimen dilakukan dengan menimbang berat dari objek yang akan dilakukan pengukuran yang disambungkan/ditempelkan dengan motor (dengan *propeller*). Catat massa total pemberat dan motor-*propeller* sebelum diberikan gaya *thrust*. Lalu sambungkan RC dengan *Pixhawk* yang sudah terhubung kabel dengan motor-*propeller* seperti pada Gambar 3.1. Berikan input sinyal *throttle* pada RC sehingga motor berputar dan memberikan gaya *thrust* kepada pemberat. Catat kecepatan putar tertinggi motor menggunakan *tachometer* dan pengurangan massa terbesar dari pemberat. Menggunakan Hukum II Newton,

$$F = m \times a \quad (3.2)$$

F diatas sama dengan gaya *thrust* yang dihasilkan dari putaran *propeller* dan motor.

Didapatkan nilai dari koefisien *thrust* menggunakan persamaan,

$$b = \frac{(m_{sebelum} - m_{sesudah}) \times a}{\Omega^2} \quad (3.3)$$

dimana $m_{sebelum}$ dan $m_{sesudah}$ (kg) adalah berturut-turut massa sebelum dan sesudah diberikan gaya *thrust*, a (m/s^2) dapat diganti dengan konstanta gravitasi bumi g (kg/s^2) dan Ω (rad/s) adalah kecepatan putar motor.



Gambar 3.1 Eksperimen Pengukuran *Thrust*

3.2 Pengukuran Torsi

Tujuan pengukuran torsi adalah untuk mendapatkan koefisien torsi. Untuk mengukur koefisien torsi (sesuai pembahasan Sub-bab 2.3.3), dibutuhkan metode untuk mengukur tegangan *output* motor dan kecepatan putar motor pada persamaan,

$$d = \frac{I_{out}^2 R}{\Omega^3} \quad (3.4)$$

3.2.1 Komponen

Ada beberapa peralatan yang diperlukan dalam melakukan pengukuran torsi yaitu,

1. Motor dan *propeller*

Sebagai penghasil gaya *thrust* yang akan dilakukan pengukuran.

2. *Electronics Speed Controller* (ESC)

- Pengubah tegangan 1 fasa menjadi tegangan 3 fasa untuk motor dan sebagai pengatur kecepatan putar motor.
3. *Remote Control (RC) dan reciever*
Berfungsi mengatur kecepatan putar motor oleh pengguna dengan mengirimkan sinyal PWM.
 4. *Baterai Li-Po*
Sumber tegangan dari motor.
 5. *Pixhawk Cube*
Kontroler dalam menerima sinyal PWM dari RC kepada ESC.
 6. *Tachometer*
Berfungsi mengukur kecepatan putar dari *propeller*.
 7. *Multimeter*
Sebagai alat ukur tegangan keluaran motor.

Tabel 3.2 Spesifikasi Komponen Pengukuran Torsi

| Komponen | Spesifikasi |
|------------------|----------------------------------|
| Motor | <i>BLDC SunnySky V3805 KV700</i> |
| <i>Propeller</i> | 13×5,5 inch |
| ESC | <i>Hobbywing 40A</i> |
| Baterai | Kondisi full, 4S 5000mAh |

3.2.2 Eksperimen

Eksperimen dilakukan dengan menyambungkan RC dengan *Pixhawk* yang terhubung dengan motor. Pengukuran arus dilakukan menggunakan *multimeter* ketika motor berputar pada kecepatan yang terukur menggunakan *tachometer* seperti pada Gambar 3.2. Catat I_{input} (A) dan Ω (rad/s).

Dengan berasumsi bahwa efisiensi daya input dan daya *output* sebesar 80% (karena motor BLDC mempunyai efisiensi daya yang tinggi atau rugi-rugi daya yang kecil [5]) sesuai Persamaan (3.5),

$$P_{output} = 0,8 \times P_{input} \quad (3.5)$$

$$I_{output}^2 = 0,8 \times I_{input}^2 \quad (3.6)$$

maka didapatkan nilai koefisien torsi dengan memasukkan arus hasil pengukuran dan besaran resistansi motor, pada Persamaan (3.4).



Gambar 3.2 Eksperimen Pengukuran Torsi

3.3 Perancangan Eksperimen Kecepatan Motor

Untuk melakukan manuver yang diinginkan pengguna, *Pixhawk* mengatur kecepatan putar tiap motor sehingga membentuk suatu kesinambungan dan menghasilkan gaya yang dapat menggerakkan UAV ketika terbang.

Dikarenakan keterbatasan *Pixhawk* yang tidak dapat membaca kecepatan putar tiap motor secara *real-time* dan setiap waktu (variabel tersebut dibutuhkan dalam permodelan dinamika bodi), maka perlu dilakukan pemodelan yang dapat menghubungkan sinyal input yang terbaca pada *Pixhawk* dengan kecepatan putar tiap motor.

Sinyal yang terbaca pada *Pixhawk* berupa sinyal PWM tiap waktu yang didapat dari ESC pada tiap motor. Berdasarkan [9], hubungan antara PWM dan kecepatan putar motor tiap waktu, dapat didekati dengan persamaan sistem orde- n . Karena menurut analisis penulis lebih

sederhana menggunakan sistem orde-1, maka hubungan sinyal PWM dan kecepatan putar motor adalah,

$$\frac{\text{output}(RPM)_i}{\text{input}(PWM)_i} = K_i \times \frac{1}{\tau s + 1} \quad (3.7)$$

dengan RPM (rad/s) adalah kecepatan putar motor i , PWM (bernilai 1067 hingga 1900) adalah sinyal kiriman ESC motor i hasil pembacaan *Pixhawk*, K_i adalah *gain* PWM terhadap kecepatan putar motor i yang didapat dari hasil eksperimen pada Persamaan (3.8), τ adalah konstanta waktu kecepatan putar motor yang didapatkan dengan mendekati model motor BLDC sesuai produk motor (berdasarkan datasheet), dan s adalah *time settling* motor.

3.3.1 Komponen

Peralatan yang digunakan untuk melakukan pengukuran hubungan-hubungan sinyal *Pixhawk* dan kecepatan putar motor antara lain,

1. Set heksakopter tanpa *propeller*
Tanpa *propeller* karena untuk memudahkan pengukuran kecepatan putar motor di darat.
2. *Tachometer*
Berfungsi mengukur kecepatan putar dari motor.

Tabel 3.3 Spesifikasi Komponen Pengukuran PWM

| Komponen | Spesifikasi |
|------------------|----------------------------------|
| Motor | <i>BLDC SunnySky V3805 KV700</i> |
| <i>Propeller</i> | 13×5,5 inch |
| ESC | <i>Hobbywing 40A</i> |
| Baterai | Kondisi full, 4S 5000mAh |

3.3.2 Eksperimen

Tujuan dari eksperimen adalah mendapatkan nilai dari gain K_i . Eksperimen dilakukan dengan cara menyiapkan 1 set heksakopter. Sambungkan heksakopter dengan RC, lalu berikan input *throttle* konstan terhadap heksakopter dan catat kecepatan putar pada tiap motor seperti pada Gambar 3.3. Ulangi percobaan sebanyak 5 kali dengan input *throttle* yang berbeda sehingga mendapatkan kecepatan putar yang berbeda. Lihat pada aplikasi *Mission Planner* panel *Telemetry Log* untuk mengetahui input PWM konstan yang pengguna berikan, lakukan hal

tersebut untuk percobaan yang lain. Maka didapatkan nilai *gain* K_i untuk tiap motor menggunakan persamaan,

$$output(RPM) = K_i \times input(PWM) \quad (3.8)$$



Gambar 3.3 Eksperimen Kecepatan Putar Motor

3.4 Eksperimen Manuver Terbang

Selanjutnya adalah menerbangkan wahana heksakopter di udara untuk mendapatkan data-data yang diperlukan. Eksperimen dilakukan di tempat terbuka dan tanpa halangan. Dilakukan pengambilan data dengan cara melakukan terbang manuver untuk mendapatkan data dari 6 derajat kebebasan gerak heksakopter.

Langkah pertama adalah dengan menyambungkan heksakopter dengan *Remote Control* (RC), kemudian gerakan input *throttle* hingga lebih dari 50% sehingga motor memberikan gaya dorong yang dapat mengangkat bodi heksakopter ke udara. Gunakan mode *Normal* pada saat terbang, karena ingin menghubungkan antara sinyal PWM yang diberikan dengan kecepatan putar motor. Selanjutnya adalah menggerakkan manuver bodi heksakopter dengan cara memberikan

input *throttle-roll-pitch-yaw* pada RC sehingga bodi melakukan gerakan belok kiri-kanan, maju-mundur dan naik-turun. Lakukan pendaratan dengan baik sehingga tidak terjadi hal-hal yang tidak diinginkan dan *Pixhawk* dapat terbaca dengan baik.

3.5 Perancangan Estimasi Parameter

Dalam melakukan estimasi parameter pada dinamika bodi heksakopter, terlebih dahulu menentukan parameter apa saja yang akan dilakukan estimasi, lalu melakukan pembacaan pada data *Pixhawk* hasil eksperimen terbang dan yang terakhir adalah melakukan estimasi parameter.

3.5.1 Parameter Dinamika Bodi

Model dinamika bodi heksakopter yang telah dijabarkan pada Sub-bab 2.2 menghasilkan enam persamaan matematika sebagai berikut,

$$\dot{u} = rv - qw + g \sin \theta - \frac{\mu}{m}u - \frac{1}{2m}CA_x\rho u|u| \quad (3.9)$$

$$\dot{v} = pw - ru - g \cos \theta \sin \phi - \frac{\mu}{m}v - \frac{1}{2m}CA_y\rho v|v| \quad (3.10)$$

$$\dot{w} = qu - pv - g \cos \theta \cos \phi + \frac{1}{m}F_{thrust} - \frac{1}{2m}CA_z\rho w|w| \quad (3.11)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}qr + \frac{1}{I_{xx}}\tau_{roll} - \frac{1}{I_{xx}}J_r\dot{\theta}\Omega_r \quad (3.12)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}pr - \frac{1}{I_{yy}}\tau_{pitch} + \frac{1}{I_{yy}}J_r\dot{\phi}\Omega_r \quad (3.13)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}pq + \frac{1}{I_{zz}}\tau_{yaw} + \frac{1}{I_{zz}}J_r\dot{\Omega}_r \quad (3.14)$$

Persamaan tersebut dapat disederhanakan sehingga memiliki parameter dan variabel menjadi,

$$\dot{u} = rv - qw + g \sin \theta - A(1)\frac{u}{m} - A(2)\frac{\rho u|u|}{2m} \quad (3.15)$$

$$\dot{v} = pw - ru - g \cos \theta \sin \phi - A(1)\frac{v}{m} - A(3)\frac{\rho v|v|}{2m} \quad (3.16)$$

$$\dot{w} = qu - pv - g \cos \theta \cos \phi + \frac{U_1}{m} - A(4)\frac{\rho w|w|}{2m} \quad (3.17)$$

$$\dot{p} = A(5)qr + A(6)U_2 - A(7)\dot{\theta}\Omega_r \quad (3.18)$$

$$\dot{q} = A(8)pr - A(9)U_3 + A(10)\dot{\phi}\Omega_r \quad (3.19)$$

$$\dot{r} = A(11)pq + A(12)U_4 + A(13)\dot{\Omega}_r \quad (3.20)$$

dengan persamaan pendukung,

$$U_1 = F_{Thrust} = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (3.21)$$

$$U_2 = \tau_{roll} = b \left(-(l_2\Omega_2^2) + l_5\Omega_5^2 + \frac{1}{2}(-(l_1\Omega_1^2) - (l_3\Omega_3^2) + l_4\Omega_4^2 + l_6\Omega_6^2) \right) \quad (3.22)$$

$$U_3 = \tau_{pitch} = b \frac{\sqrt{3}}{2} (-(l_1\Omega_1^2) - (l_6\Omega_6^2) + l_3\Omega_3^2 + l_4\Omega_4^2) \quad (3.23)$$

$$U_4 = \tau_{yaw} = d(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 - \Omega_5^2 + \Omega_2^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2) \quad (3.24)$$

$$\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 \quad (3.25)$$

dengan parameter yang akan dilakukan estimasi sebagai berikut,

Tabel 3.4 Tabel Persamaan Parameter 1

| Parameter | Persamaan |
|-----------|-----------|
| $A(1)$ | μ |
| $A(2)$ | CA_x |
| $A(3)$ | CA_y |
| $A(4)$ | CA_z |

Tabel 3.5 Tabel Persamaan Parameter 2

| Parameter | Persamaan |
|-----------|----------------------------------|
| A(5) | $\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}$ |
| A(6) | $\frac{1}{I_{xx}}$ |
| A(7) | $\frac{J_r}{I_{xx}}$ |
| A(8) | $\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}$ |
| A(9) | $\frac{1}{I_{yy}}$ |
| A(10) | $\frac{J_r}{I_{yy}}$ |
| A(11) | $\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}$ |
| A(12) | $\frac{1}{I_{zz}}$ |
| A(13) | $\frac{J_r}{I_{zz}}$ |

3.5.2 Pembacaan Data *Pixhawk*

Proses selanjutnya adalah melakukan pembacaan data dengan cara mengunduh berkas *.tlog* yang ada pada *Pixhawk* menggunakan aplikasi *Mission Planner*. Data berupa tabel yang dapat terbaca jelas sesuai pada pembacaan Tabel 3.5, sehingga dapat dilakukan pengolahan data. Pada penelitian ini menggunakan data hanya pada saat terbang, dengan cara mengabaikan data pada saat *take-off* dan pada saat *landing*.

Tabel 3.6 Tabel Pembacaan Data *Pixhawk*

| Variabel | Pembacaan Data <i>Pixhawk</i> |
|-----------|--|
| \dot{u} | vx_mavlink_local_position_int_t** (cm/s) |
| \dot{v} | vy_mavlink_local_position_int_t** (cm/s) |
| \dot{w} | vz_mavlink_local_position_int_t** (cm/s) |
| \dot{p} | rollspeed_mavlink_attitude_t** (rad/s) |
| \dot{q} | pitchspeed_mavlink_attitude_t** (rad/s) |
| \dot{r} | yawspeed_mavlink_attitude_t** (rad/s) |
| u | vx_mavlink_local_position_int_t* (cm/s) |
| v | vy_mavlink_local_position_int_t* (cm/s) |
| w | vz_mavlink_local_position_int_t* (cm/s) |
| p | rollspeed_mavlink_attitude_t* (rad/s) |
| q | pitchspeed_mavlink_attitude_t* (rad/s) |
| r | yawspeed_mavlink_attitude_t* (rad/s) |
| ϕ | roll_mavlink_attitude_t (rad) |
| θ | pitch_mavlink_attitude_t (rad) |
| ψ | yaw_mavlink_attitude_t (rad) |
| PWM 1 | servo1_raw_mavlink_servo_output_raw_t |
| PWM 2 | servo2_raw_mavlink_servo_output_raw_t |
| PWM 3 | servo3_raw_mavlink_servo_output_raw_t |
| PWM 4 | servo4_raw_mavlink_servo_output_raw_t |
| PWM 5 | servo5_raw_mavlink_servo_output_raw_t |
| PWM 6 | servo6_raw_mavlink_servo_output_raw_t |

*bentuk *earth frame*, ubah dalam *body frame*

**gunakan turunan numerik, lalu ubah dalam *body frame*

3.5.3 Estimasi Parameter

Metode estimasi yang dilakukan adalah menggunakan metode *non-linear least square* dan menggunakan algoritma Levenberg-Marquardt dengan memasukkan input-input variabel serta koefisien yang telah terukur ke dalam persamaan. Tujuan estimasi parameter disini adalah mendapatkan nilai dari A(1) hingga A(13) menggunakan program yang

telah dirancang untuk dilakukan estimasi. Dapat diasumsikan bahwa nilai $A(1)$ hingga $A(13)$ merupakan parameter sementara dari persamaan dinamika bodi heksakopter.

3.6 Validasi Model

Setelah mendapatkan nilai-nilai dari tiap parameter bodi heksakopter (dengan asumsi parameter yang didapat masih bersifat sementara). Masukkan hasil-hasil parameter sementara tersebut ke dalam Persamaan (3.15) hingga Persamaan (3.20) sehingga didapatkan nilai dari $\dot{u}\dot{v}\dot{w}\dot{p}\dot{q}\dot{r}$ baru hasil permodelan (dengan asumsi *time-sampling* permodelan sama dengan *time-sampling* eksperimen). Dengan dilakukan perbandingan data dengan persamaan,

$$f_1 = \dot{u}_{model} - \dot{u}_{eksperimen} \quad (3.26)$$

$$f_2 = \dot{v}_{model} - \dot{v}_{eksperimen} \quad (3.27)$$

$$f_3 = \dot{w}_{model} - \dot{w}_{eksperimen} \quad (3.28)$$

$$f_4 = \dot{p}_{model} - \dot{p}_{eksperimen} \quad (3.29)$$

$$f_5 = \dot{q}_{model} - \dot{q}_{eksperimen} \quad (3.30)$$

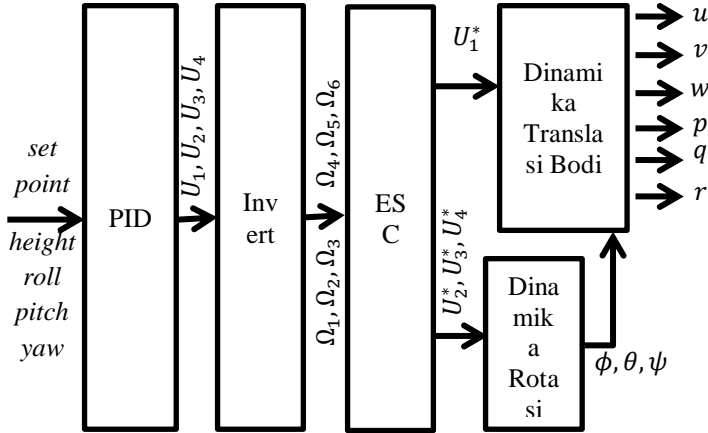
$$f_6 = \dot{r}_{model} - \dot{r}_{eksperimen} \quad (3.31)$$

f_1 hingga f_6 adalah eror dari hasil permodelan yang perlu dilakukan minimalisasi menggunakan metode *Root Mean Square Error* (RMSE) sehingga dapat dilakukan analisis apakah parameter tersebut mendekati persamaan asli atau belum dengan melihat besaran eror yang terukur dari perhitungan menggunakan metode RMSE. Kalau dirasa belum mendekati nol, maka perlu ditinjau apakah perlu dilakukan koreksi terhadap parameter yang telah didapat.

3.7 Desain Kontroler

Dilakukan perancangan strategi kontrol (penelitian ini menggunakan kontroler PID) agar sistem yang didapatkan dari hasil estimasi parameter dapat bekerja sesuai dengan kriteria yang diinginkan pengguna. Terlebih dahulu mengubah persamaan non-linier pada dinamika gerak bodi menjadi persamaan linier sehingga dapat dilakukan kontrol menggunakan kontroler PID dengan memberikan *gain* yang

sudah dijelaskan pada Sub-bab 2.8. Lalu melakukan transformasi terhadap persamaan U_1, U_2, U_3, U_4 ke persamaan per-motor. Secara lebih rinci, Gambar 3.4 menggambarkan diagram blok untuk kontrol gerak heksakopter.



Gambar 3.4 Diagram Blok Kontrol Heksakopter

dimana Ω_i adalah kecepatan putar pada motor i , U_1, U_2, U_3, U_4 adalah berturut-turut gaya *thrust-roll-pitch-yaw*, ϕ, θ, ψ adalah berturut-turut sudut *roll-pitch-yaw*, $U_1^*, U_2^*, U_3^*, U_4^*$ adalah gaya yang sudah diberikan kontrol, u, v, w, p, q, r adalah kecepatan translasi dan kecepatan sudut terhadap sumbu $X-Y-Z$.

3.7.1 Kontrol PID Altitude dan Attitude

Untuk merancang kontroler dengan persamaan non-linier, harus melakukan perubahan terhadap persamaan non-linier tersebut menjadi persamaan linier sehingga dapat diberikan persamaan kontrol. Berdasarkan [3], kontrol heksakopter dibagi menjadi 2 kontrol untuk gerak dinamika heksakopter yaitu kontrol *altitude* U_1 dan kontrol *attitude* U_2, U_3, U_4 .

3.7.1.1 Kontrol Altitude

Kontroler PID *altitude* digunakan untuk kontrol gaya *thrust* berpedoman pada *altitude* yang diinginkan dan tingkat perubahan *altitude* sesuai persamaan,

$$U_1 = K_p(z - z_d) + K_i \int_0^t (z - z_d) dt + K_d(\dot{z} - \dot{z}_d) \quad (3.32)$$

dimana z_d adalah *altitude* yang diinginkan dan \dot{z}_d adalah perubahan *altitude*.

Agar kontroler tersebut dapat digunakan dalam persamaan dinamika heksakopter pada Sub-bab 2.2.3.3, maka dilakukan linierisasi dari persamaan non-linier tersebut menjadi persamaan terhadap gaya yang berhubungan dengan U_1 yaitu persamaan \dot{w} dengan bentuk liniernya menjadi,

$$\dot{w} = \frac{F_{thrust}}{m} + w_r \quad (3.33)$$

dimana \dot{w} adalah percepatan terhadap sumbu Z dan w_r adalah variabel baru yang merupakan sinyal kontrol.

3.7.1.2 Kontrol Attitude

Kontroler PID digunakan untuk mengatur kecepatan sudut *roll-pitch-yaw* terhadap gerak bodi heksakopter dengan persamaan,

$$U_2 = K_p(\phi_d - \phi) + K_i \int_0^t (\phi_d - \phi) dt + K_d(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \quad (3.34)$$

$$U_3 = K_p(\theta_d - \theta) + K_i \int_0^t (\theta_d - \theta) dt + K_d(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \quad (3.35)$$

$$U_4 = K_p(\psi_d - \psi) + K_i \int_0^t (\psi_d - \psi) dt + K_d(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \quad (3.36)$$

dimana ϕ_d adalah sudut *roll* yang diinginkan, $\dot{\phi}_d$ adalah perubahan terhadap sudut *roll*, θ_d adalah sudut *pitch* yang diinginkan, $\dot{\theta}_d$ adalah perubahan terhadap sudut *pitch*, ψ_d adalah sudut *yaw* yang diinginkan, dan $\dot{\psi}_d$ adalah perubahan terhadap sudut *pitch*.

Dengan cara yang sama, untuk melinierkan persamaan non-linier dilakukan analisis terhadap gaya-gaya yang berpengaruh untuk gaya *roll-pitch-yaw*, maka didapatkan persamaan liniernya menjadi,

$$\dot{p} = \frac{U_2}{I_{xx}} + p_r \quad (3.37)$$

$$\dot{q} = \frac{U_3}{I_{yy}} + q_r \quad (3.38)$$

$$\dot{r} = \frac{U_4}{I_{zz}} + r_r \quad (3.39)$$

dimana $\dot{p}\dot{q}\dot{r}$ adalah berturut-turut percepatan terhadap sumbu X-Y-Z dan p_r, q_r, r_r adalah variabel baru yang merupakan sinyal kontrol.

3.7.2 *Invert Kecepatan Putar Motor*

Kontrol gaya *thrust* U_1 dan kontrol torsi U_2, U_3, U_4 berhubungan dengan kecepatan putar tiap motor pada UAV dengan 6 motornya. Dengan asumsi bahwa l atau panjang lengan terhadap pusat massa heksakopter bernilai sama. Maka didapat persamaan input-*output*-nya sebagai berikut,

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b & b & b \\ -\frac{bl}{2} & -bl & -\frac{bl}{2} & \frac{bl}{2} & bl & \frac{bl}{2} \\ -\frac{bl\sqrt{3}}{2} & 0 & \frac{bl\sqrt{3}}{2} & \frac{bl\sqrt{3}}{2} & 0 & -\frac{bl\sqrt{3}}{2} \\ -d & d & -d & d & -d & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \\ \Omega_5^2 \\ \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (3.40)$$

Dan jika dibutuhkan kecepatan putar tiap motor dari gaya-gaya yang bekerja, maka dilakukan *invert* matriks menjadi persamaan,

$$\Omega_1^2 = \frac{1}{6bl} \left(l U_1 + 2 U_2 - \frac{bl}{d} U_4 \right) \quad (3.41)$$

$$\Omega_2^2 = \frac{1}{6bl} \left(l U_1 + U_2 - \sqrt{3} U_3 + \frac{bl}{d} U_4 \right) \quad (3.42)$$

$$\Omega_3^2 = \frac{1}{6bl} \left(l U_1 - U_2 - \sqrt{3} U_3 - \frac{bl}{d} U_4 \right) \quad (3.43)$$

$$\Omega_4^2 = \frac{1}{6bl} \left(l U_1 - 2 U_2 + \frac{bl}{d} U_4 \right) \quad (3.44)$$

$$\Omega_5^2 = \frac{1}{6bl} \left(l U_1 - U_2 + \sqrt{3} U_3 - \frac{bl}{d} U_4 \right) \quad (3.45)$$

$$\Omega_6^2 = \frac{1}{6bl} \left(l U_1 + U_2 + \sqrt{3} U_3 + \frac{bl}{d} U_4 \right) \quad (3.46)$$

BAB 4

HASIL DAN ANALISIS

Pada bab ini akan dibahas mengenai hasil dan analisis dari perancangan semua percobaan yang dilakukan pada Bab 3. Berisikan data-data kuantitatif, serta dipaparkan dalam bentuk grafik, termasuk data-data pengukuran parameter terukur, dan proses olah data untuk melakukan estimasi parameter heksakopter.

4.1 Analisis Data Pengukuran *Thrust*

Eksperimen pengukuran *thrust* yang sudah dijelaskan pada Sub-bab 3.3 bertujuan untuk mendapatkan nilai koefisien *thrust* dengan mengukur kecepatan putar motor dan perubahan massa beban sesuai Persamaan (4.1). Didapatkan hasil dari beberapa kali pengukuran sebagai berikut,

$$b = \frac{(m_{sebelum} - m_{sesudah}) \times g}{\Omega^2} \quad (4.1)$$

Tabel 4.1 Data Eksperimen Pengukuran *Thrust*

| Konstanta Gravitasi Bumi (kg/s^2) | $m_{sebelum}$ (kg) | $m_{sesudah}$ (kg) | Kecepatan Putar Motor (rad/s) | b |
|--|---------------------------|---------------------------|--------------------------------------|-------------|
| 9,807 | 1,156 | 0,976 | 234,0486524 | 3,22253e-05 |
| | | 1,073 | 170,1696019 | 2,81093e-05 |
| | | 1,076 | 168,8082451 | 2,75321e-05 |
| | | 1,044 | 186,4011639 | 3,16124e-05 |
| | | 1,065 | 167,3421685 | 3,18689e-05 |
| | | | Mean | 3,02696e-05 |

Dari data tersebut didapatkan nilai dari koefisien *thrust* b (Ns^2) sebesar 3,02696e-05 dengan menghitung nilai rata-rata dari b yang didapat.

4.2 Analisis Data Pengukuran Torsi

Eksperimen pengukuran torsi yang sudah dijelaskan pada Sub-bab 3.2 bertujuan untuk mendapatkan nilai koefisien torsi sesuai Persamaan

(4.3) dengan mengukur arus input dengan perbandingan terhadap arus *output* sesuai Persamaan (4.2), resistansi motor dan kecepatan putarnya. Didapatkan data sesuai Tabel 4.2,

$$I_{output}^2 = 0,8 \times I_{input}^2 \quad (4.3)$$

$$d = \frac{I_{out}^2 R}{\Omega^3} \quad (4.2)$$

Tabel 4.2 Data Eksperimen Pengukuran Torsi

| I_{input} (A) | Resistansi (Ohm) | Kecepatan Putar Motor (rad/s) | d |
|-----------------|-------------------------|---|----------|
| 1 | 92×10^{-3} | 253,6312466 | 4,51e-09 |
| 1,75 | | 304,2108883 | 8,01e-09 |
| 1,2 | | 279,6017459 | 4,85e-09 |
| 3,2 | | 382,6459848 | 1,35e-08 |
| 4,4 | | 419,297899 | 1,93e-08 |
| | | Mean | 1e-08 |

Dari data tersebut didapatkan nilai dari koefisien torsi d (Nms^2) sebesar $1e-08$ dengan menghitung nilai rata-rata dari d yang didapat.

4.3 Analisis Eksperimen Kecepatan Motor

Pada eksperimen kali ini bertujuan mendapatkan nilai *gain* K pada motor sesuai persamaan,

$$output(RPM) = K \times input(PWM) \quad (4.4)$$

Dengan mendapatkan nilai dari K motor, maka dapat dilakukan perkalian dengan sistem orde-1 yang telah dijabarkan pada Sub-bab 3.3.

Didapatkan data sinyal PWM tertinggi pada ESC yang terhubung dengan motor 2 menggunakan aplikasi *Mission Planner* dan kecepatan putar tertinggi sebagai berikut,

Tabel 4.3 Data Eksperimen Kecepatan Motor dan PWM

| PWM | Kecepatan Putar Motor (rad/s) | K |
|------|-----------------------------------|-------------|
| 1211 | 122,2849403 | 0,100978481 |
| 1282 | 215,8725391 | 0,168387316 |
| 1345 | 213,2312415 | 0,158536239 |
| 1333 | 211,8748995 | 0,158945911 |
| 1408 | 261,9167811 | 0,186020441 |
| | Mean | 0,154573678 |

Didapatkan nilai $gain$ K dengan menghitung nilai rata-ratanya sebesar 0,154573678.

4.4 Analisis Data Eksperimen Terbang Heksakopter

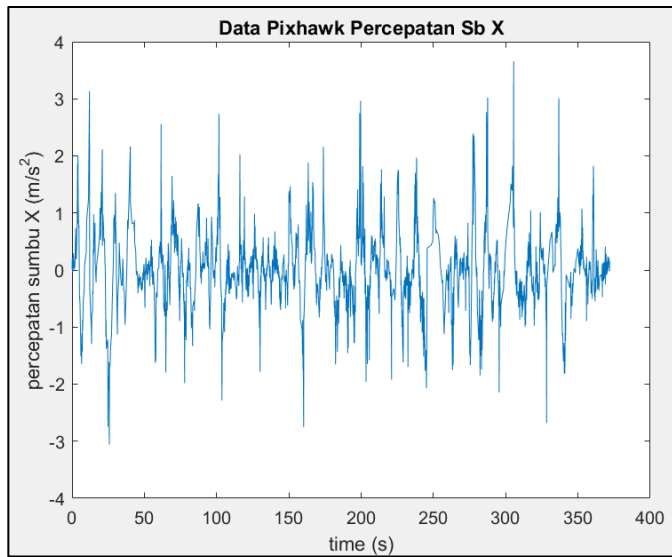
Didapatkan data manuver eksperimen terbang heksakopter dengan cara melakukan pengunduhan berkas *.tlog* yang ada pada *Pixhawk* menggunakan aplikasi *Mission Planner*. Didapatkan data mentah sebelum dilakukan olah data dan hasil olah data dengan mengubah dari *earth frame* ke bentuk *body frame*.

Karena turunan dari *vz_mavlink_local_position_int_t* bernilai mendekati 0, sedangkan pemodelan untuk \dot{w} biasanya menggunakan data *accelerometer-z* (pembacaan sensor *accelerometer* banyak *noise* dan belum difilter) yang bernilai mendekati -9,807 karena terdapat pengukuran gaya gravitasi terhadapnya. Maka, untuk data turunan dari *vz_mavlink_local_position_int_t* lakukan pengurangan dengan 9,807 untuk setiap datanya.

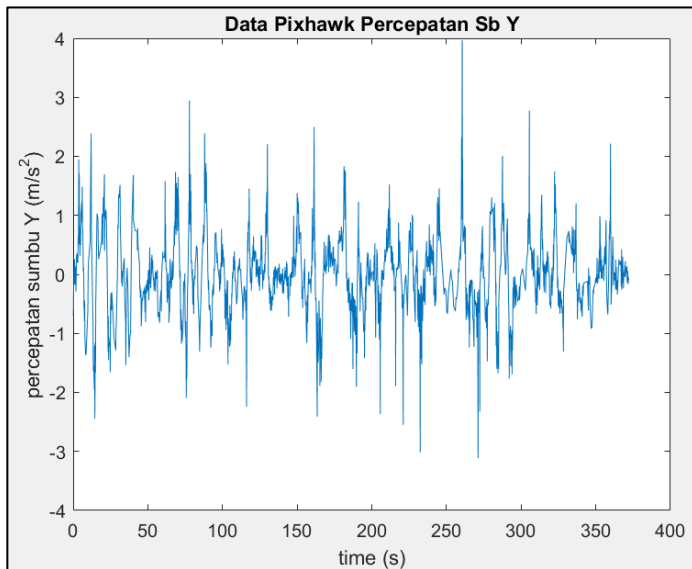
Perlu diingat juga bahwa data yang digunakan adalah data saat terbang saja serta satuan sudah diubah menjadi standart internasional begitupula dengan satuan waktu (dimana pembacaan *Pixhawk* menggunakan format *hh.mm.ss*) sudah diolah menjadi satuan detik.

4.4.1 Data Mentah

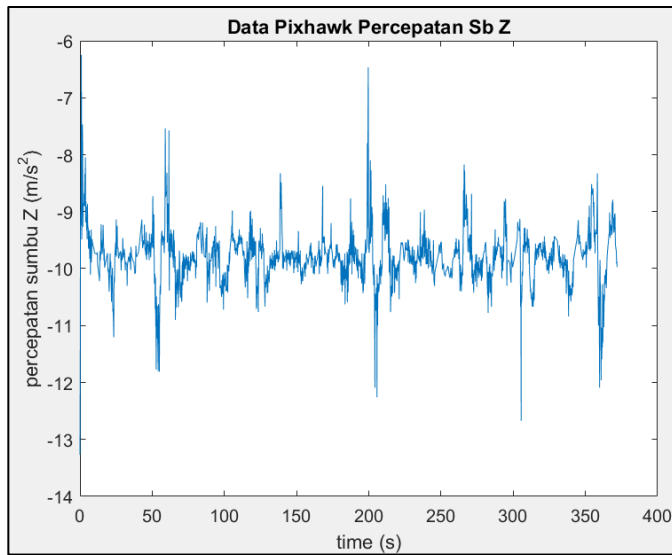
Berikut adalah data mentah dari berkas *.tlog* yang dibutuhkan seusai pada Tabel 3.5 untuk dilakukan olah data sebelum melakukan estimasi parameter dinamika bodi heksakopter.



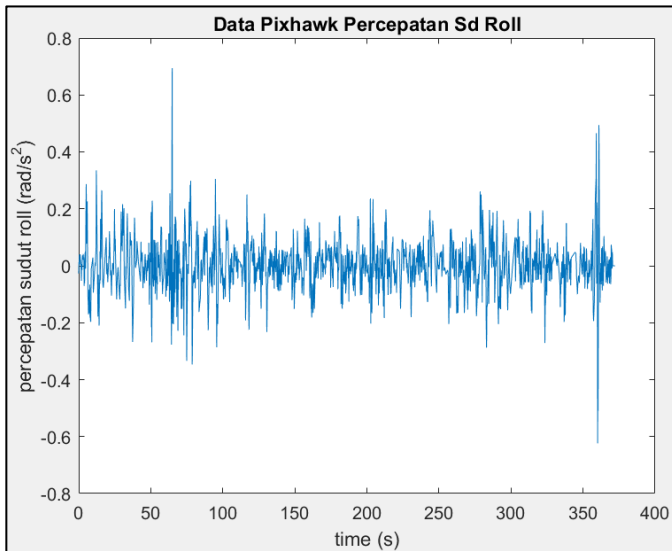
Gambar 4.1 Data Mentah Percepatan Sumbu X



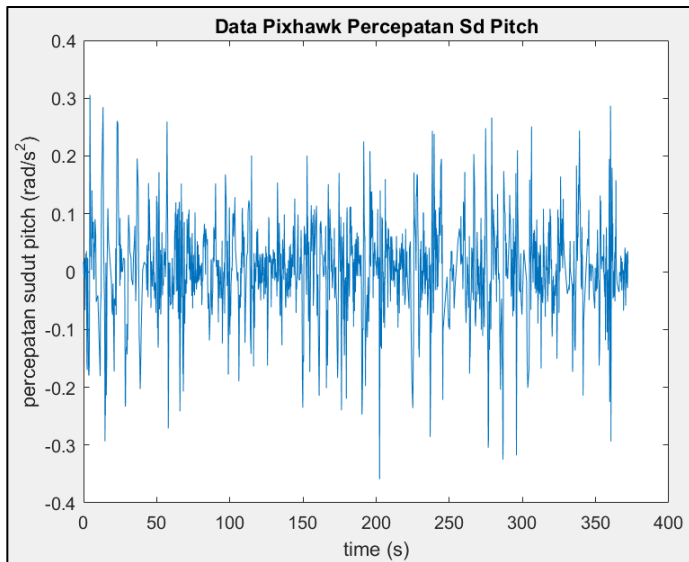
Gambar 4.2 Data Mentah Percepatan Sumbu Y



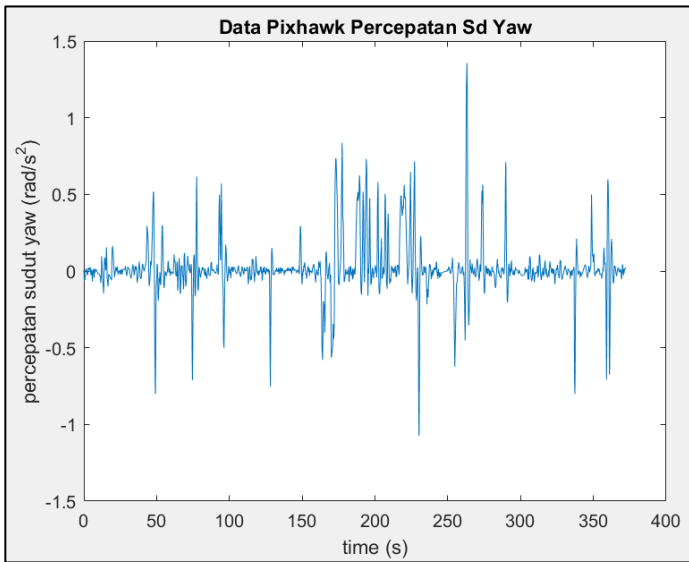
Gambar 4.3 Data Mentah Percepatan Sumbu Z



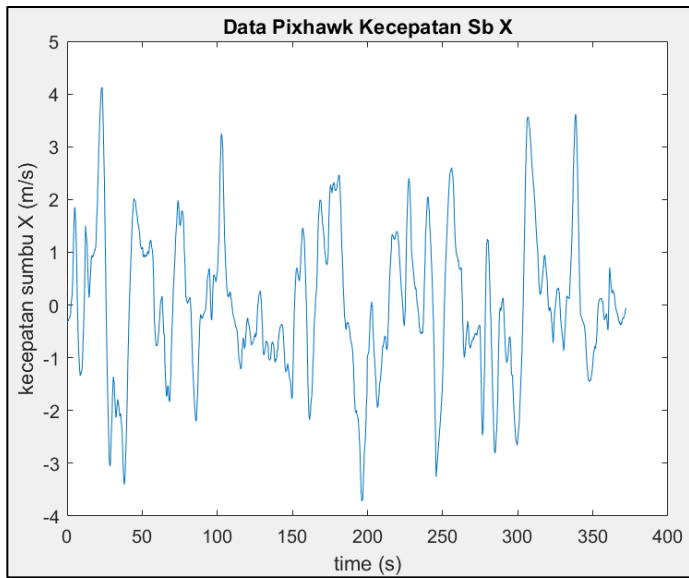
Gambar 4.4 Data Mentah Percepatan Sudut Roll



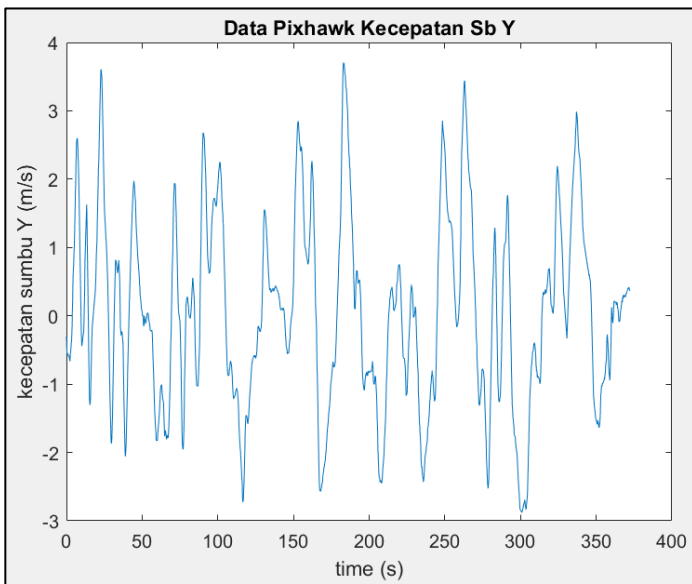
Gambar 4.5 Data Mentah Percepatan Sudut *Pitch*



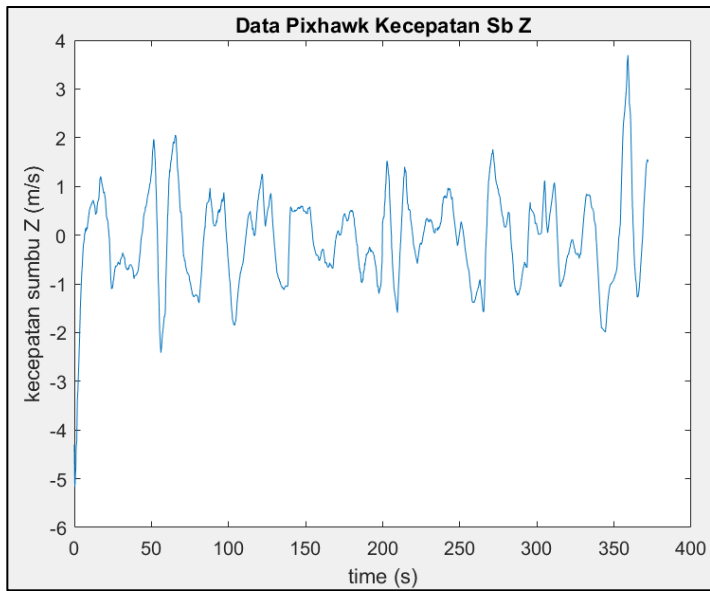
Gambar 4.6 Data Mentah Percepatan Sudut *Yaw*



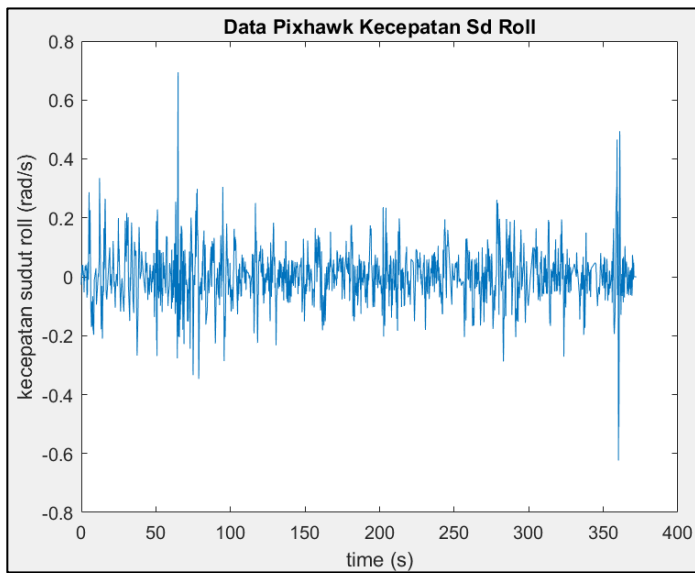
Gambar 4.7 Data Mentah Kecepatan Sumbu X



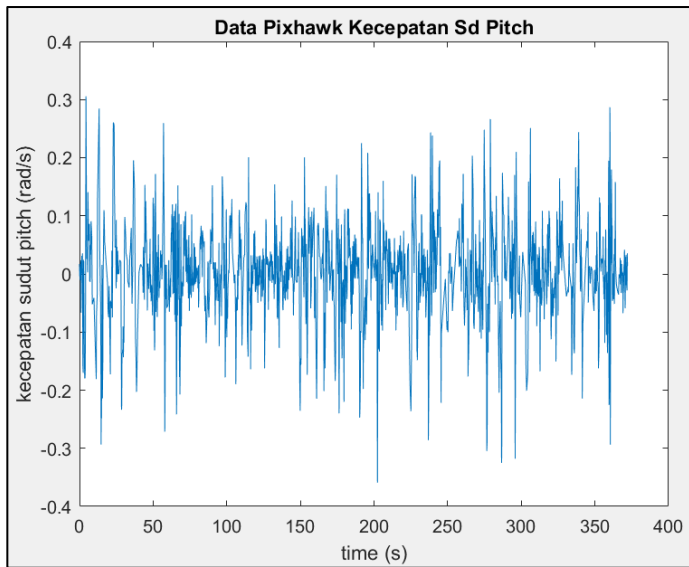
Gambar 4.8 Data Mentah Kecepatan Sumbu Y



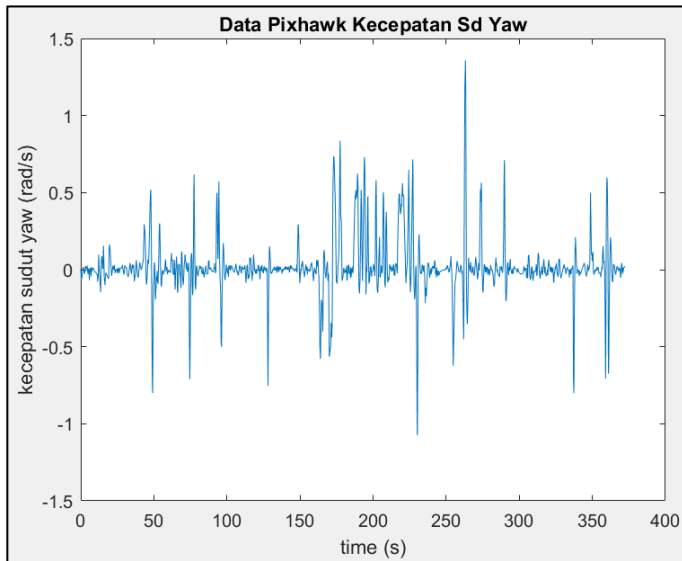
Gambar 4.9 Data Mentah Kecepatan Sumbu Z



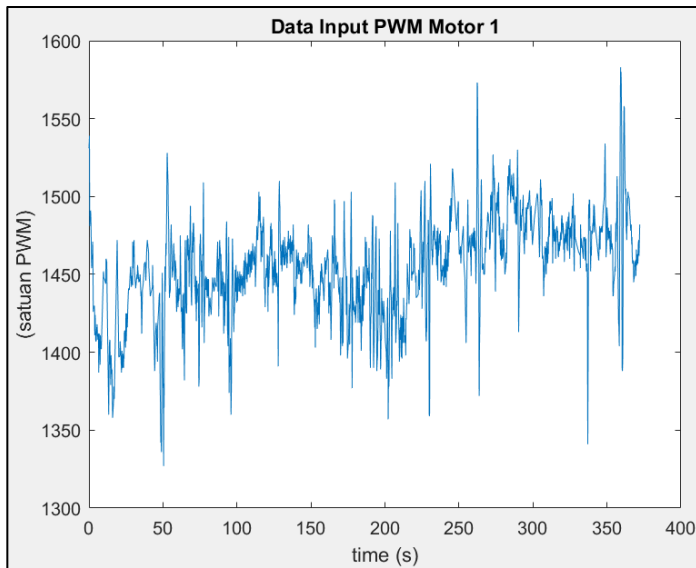
Gambar 4.10 Data Mentah Kecepatan Sudut Roll



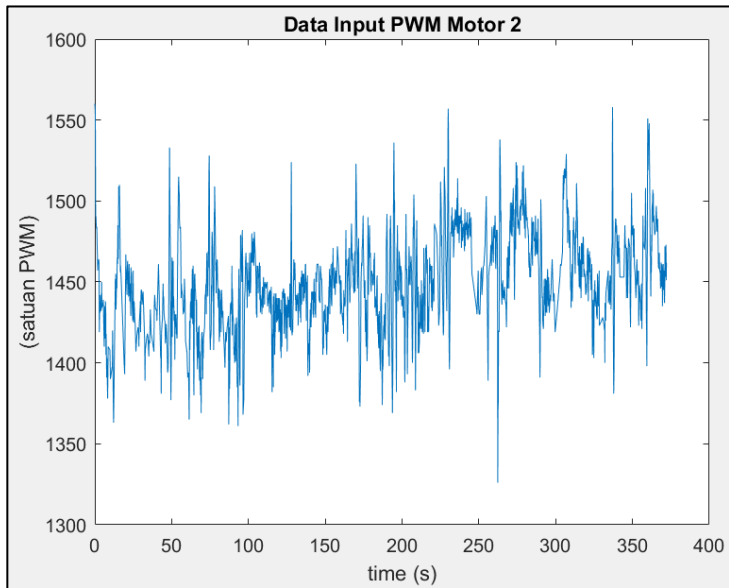
Gambar 4.11 Data Mentah Kecepatan Sudut *Pitch*



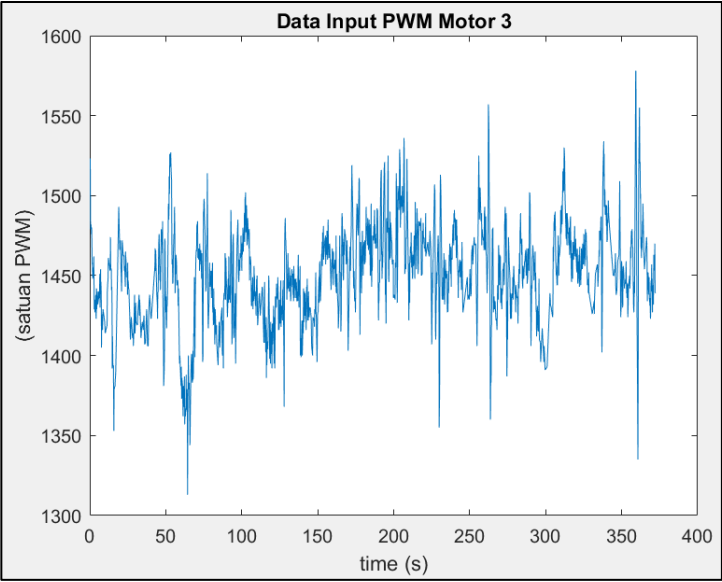
Gambar 4.12 Data Mentah Kecepatan Sudut *Yaw*



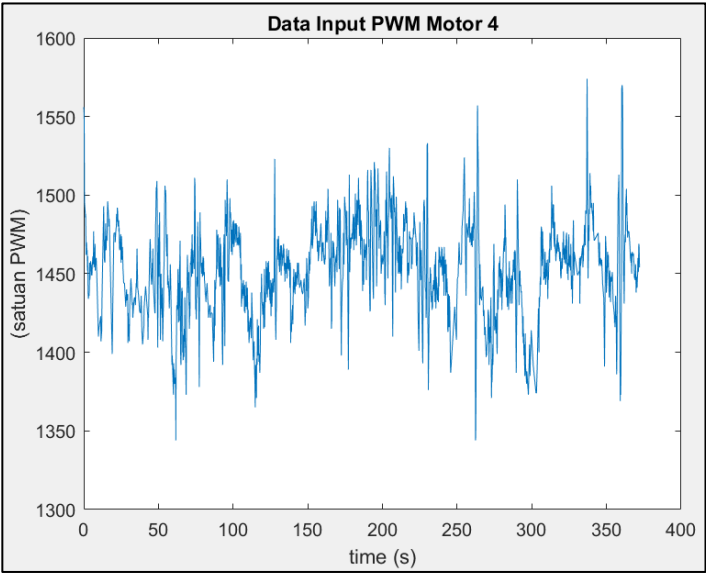
Gambar 4.13 Data Mentah PWM Motor 1



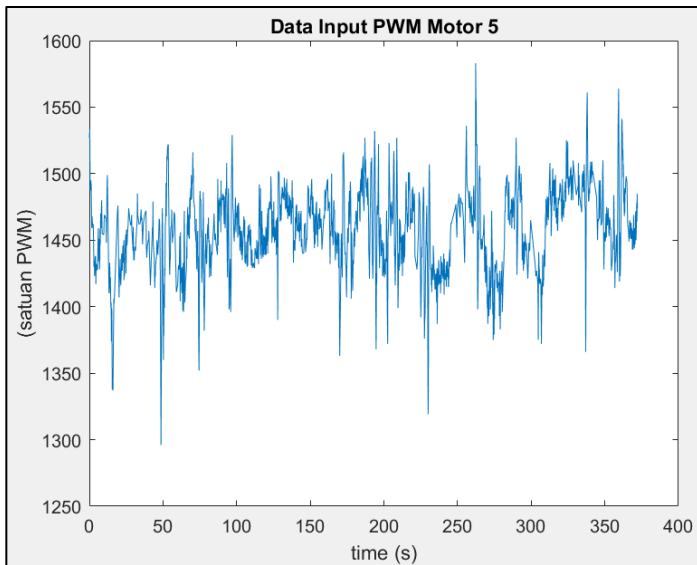
Gambar 4.14 Data Mentah PWM Motor 2



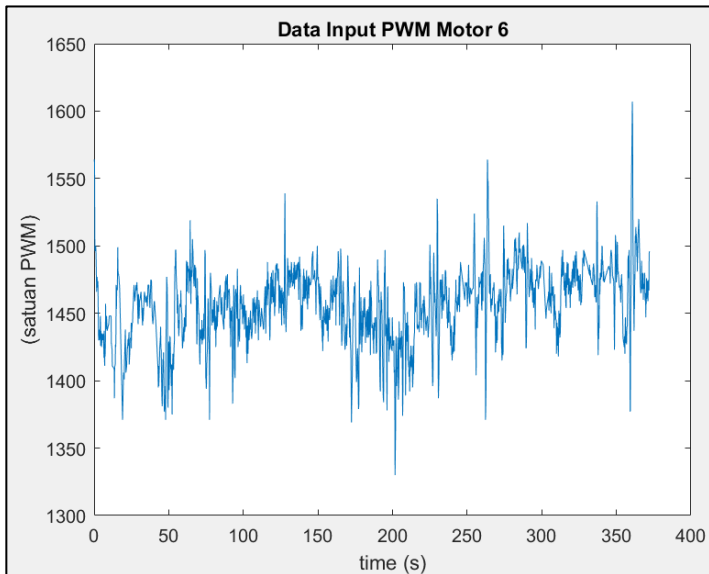
Gambar 4.15 Data Mentah PWM Motor 3



Gambar 4.16 Data Mentah PWM Motor 4



Gambar 4.17 Data Mentah PWM Motor 5



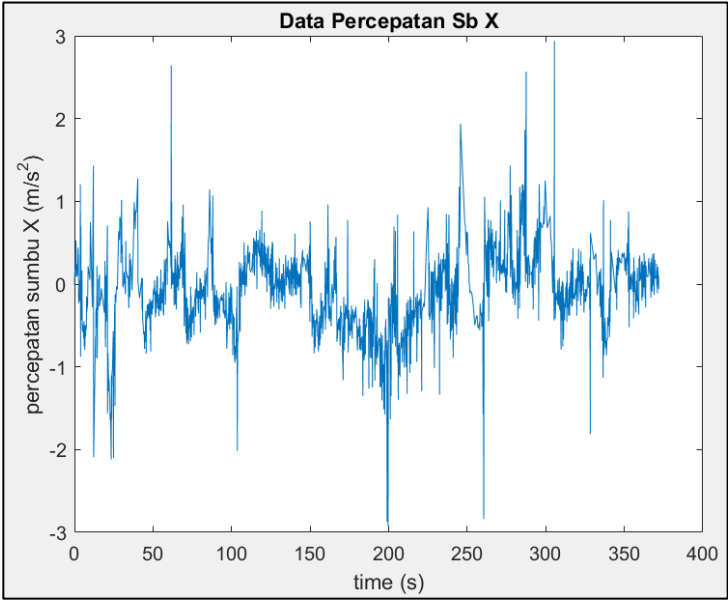
Gambar 4.18 Data Mentah PWM Motor 6

4.4.2 Hasil Olah Data

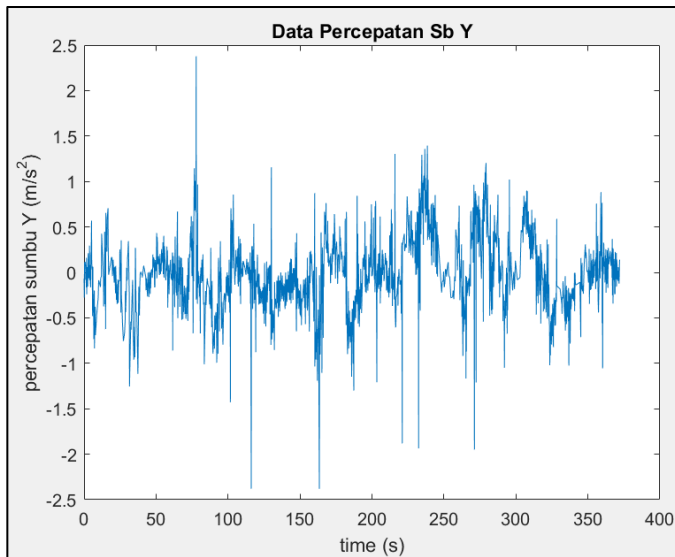
Karena persamaan dinamika yang digunakan adalah menggunakan referensi *body frame*, sedangkan data mentah masih menggunakan referensi *earth frame*, maka harus dilakukan olah data menggunakan Metode Turunan Numerik dan perkalian Matriks Transformasi-Rotasi yang telah dijabarkan pada Bab 2 dan Bab 3. Serta data PWM pada tiap motor diolah menjadi kecepatan putar motor tiap waktu yang telah dijabarkan pada Sub-bab 3.5. Berikut adalah hasil olah data dari data mentah, diubah menjadi data yang diperlukan untuk estimasi parameter dinamika bodi heksakopter.

Tabel 4.4 Parameter Olah Data Kecepatan Motor

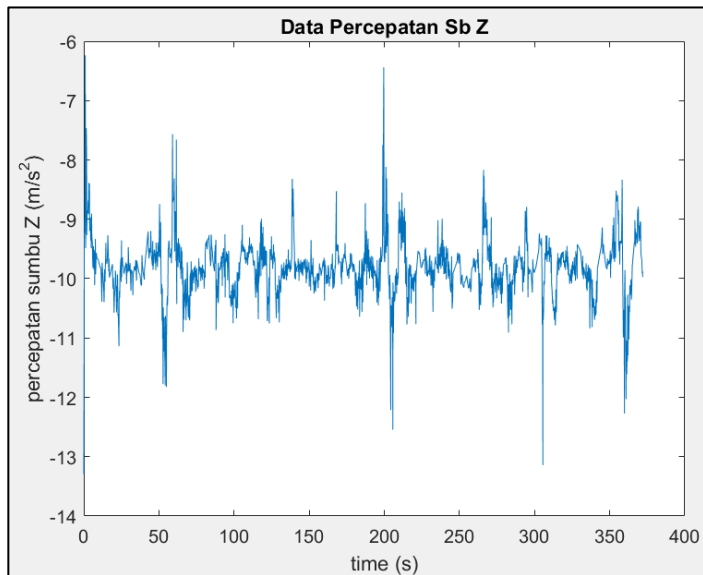
| Parameter | Penjelasan | Nilai |
|-----------|---------------------|----------|
| K | Gain PWM motor | 0,154574 |
| τ | Time constant | 0,125 s |
| s | Time settling motor | 0,100 s |



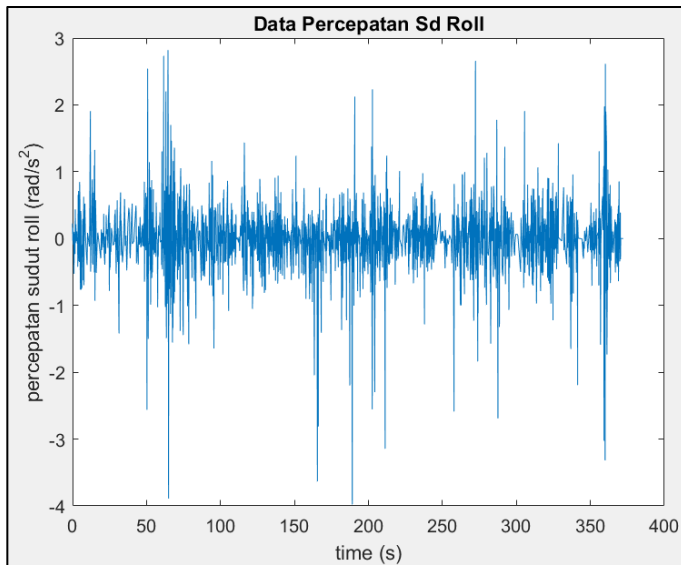
Gambar 4.19 Data Percepatan Sumbu X



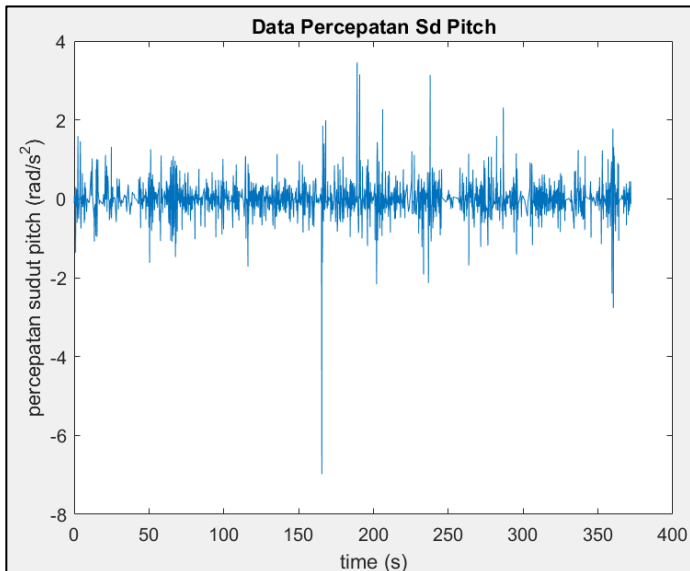
Gambar 4.20 Data Percepatan Sumbu *Y*



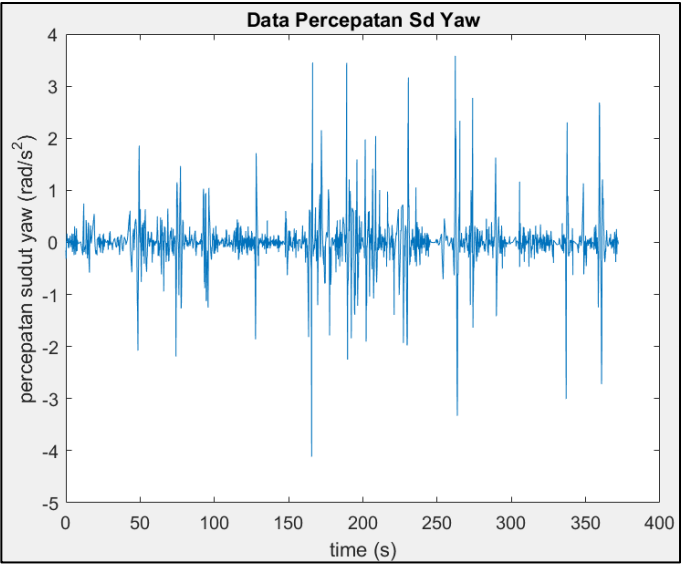
Gambar 4.21 Data Percepatan Sumbu *Z*



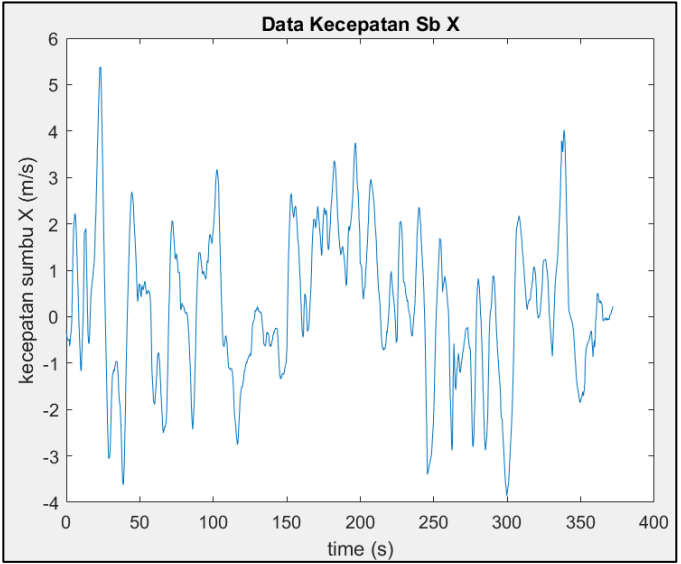
Gambar 4.22 Data Percepatan Sudut *Roll*



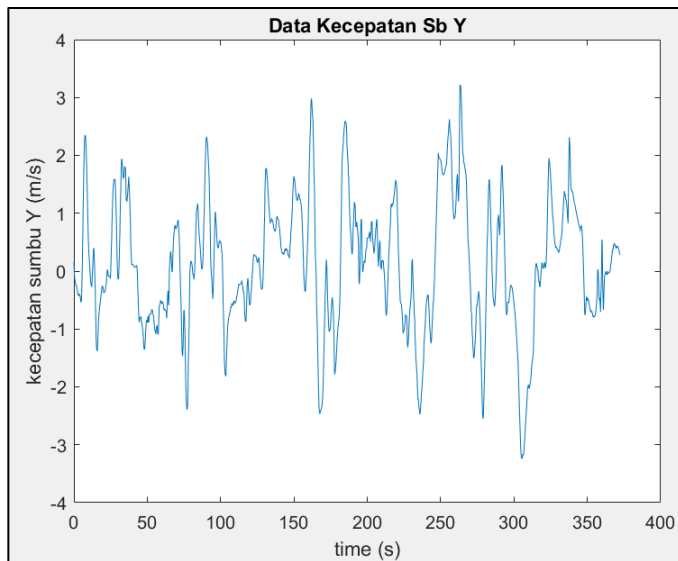
Gambar 4.23 Data Percepatan Sudut *Pitch*



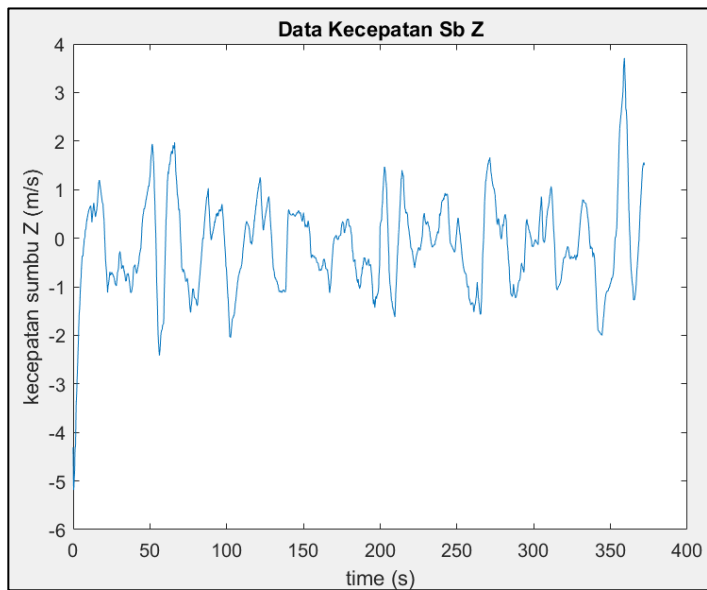
Gambar 4.24 Data Percepatan Sudut Yaw



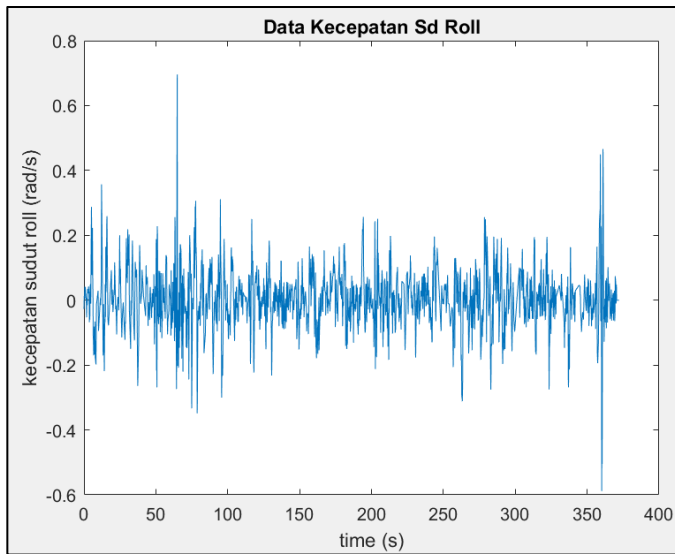
Gambar 4.25 Data Kecepatan Sumbu X



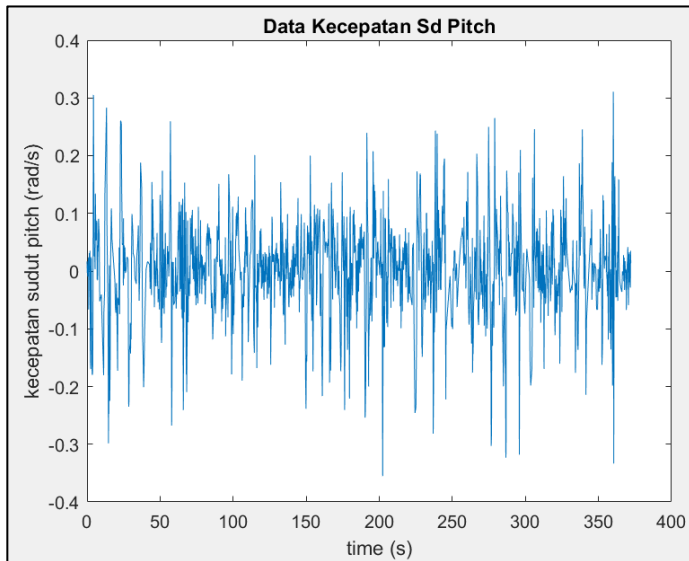
Gambar 4.26 Data Kecepatan Sumbu *Y*



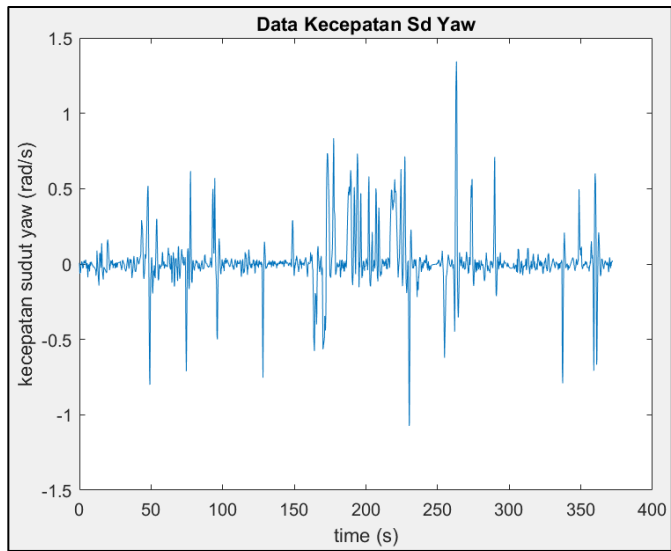
Gambar 4.27 Data Kecepatan Sumbu *Z*



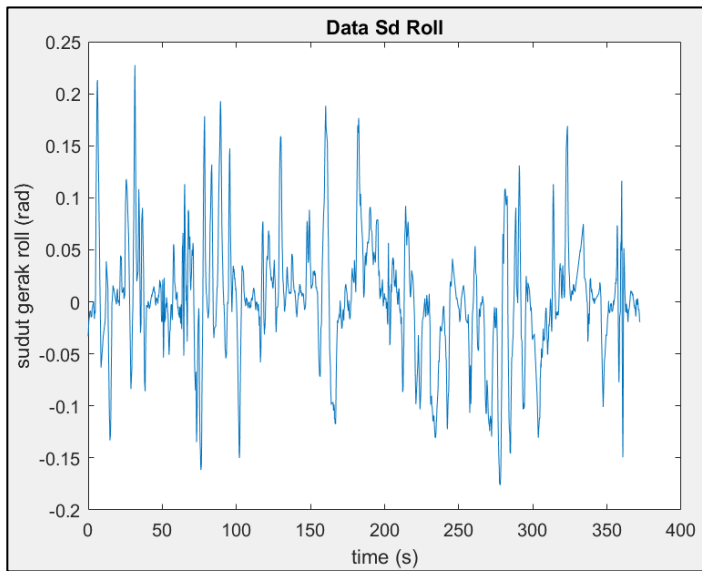
Gambar 4.28 Data Kecepatan Sudut *Roll*



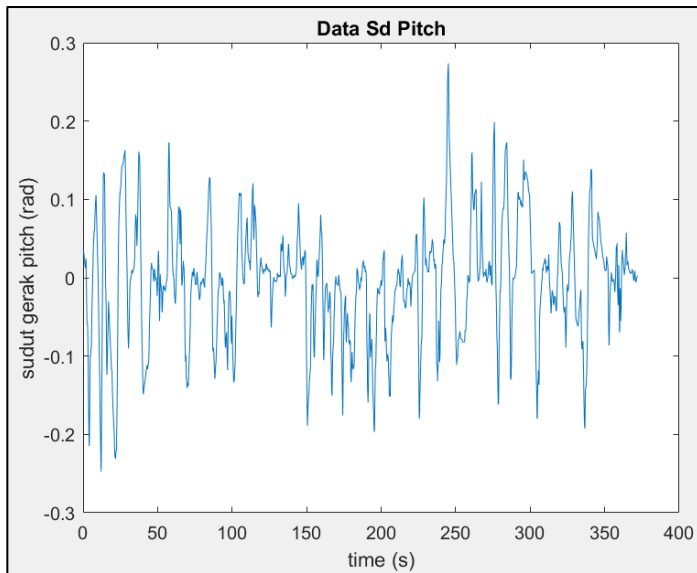
Gambar 4.29 Data Kecepatan Sudut *Pitch*



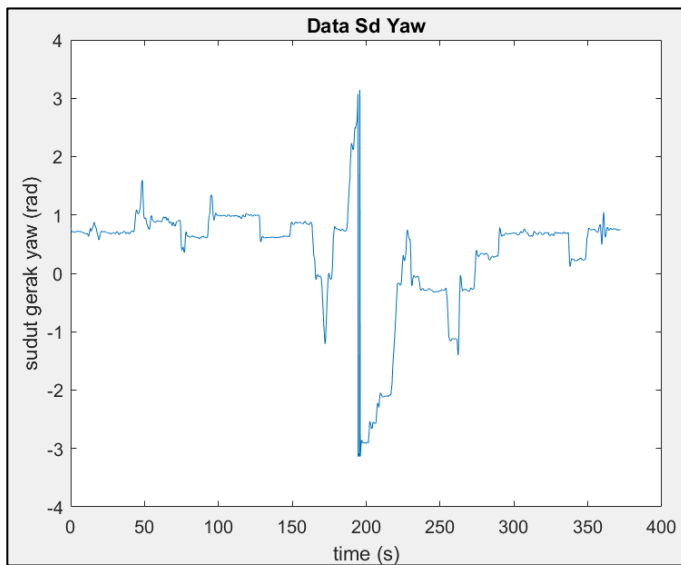
Gambar 4.30 Data Kecepatan Sudut Yaw



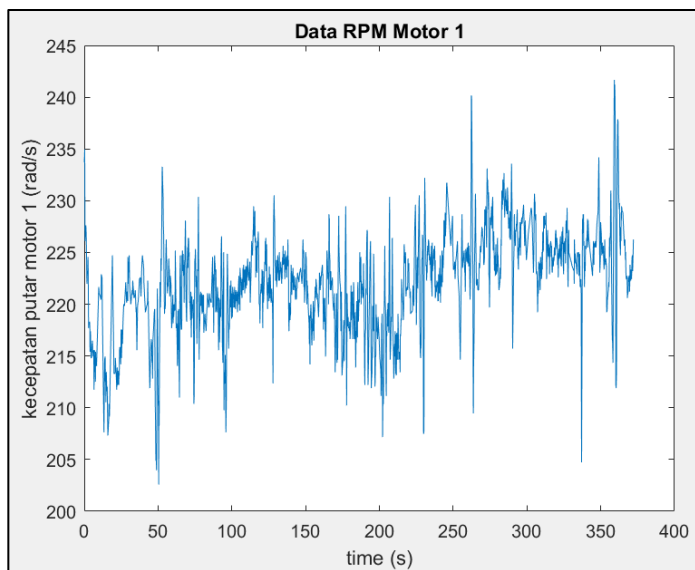
Gambar 4.31 Data Sudut Gerak Roll



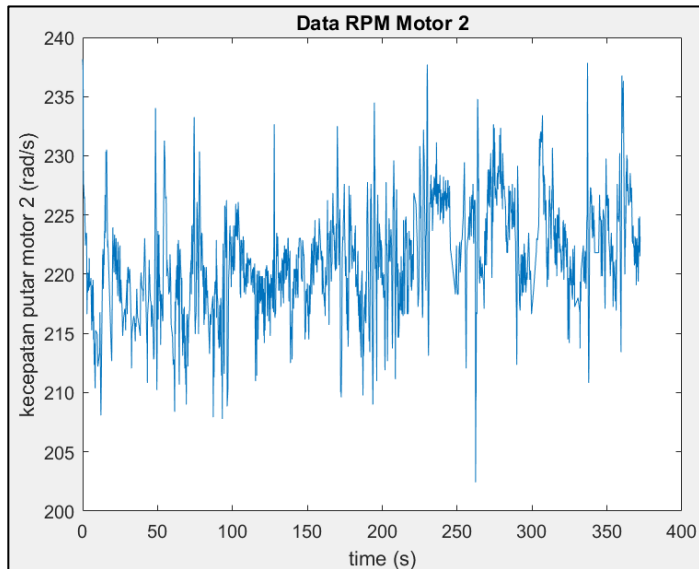
Gambar 4.32 Data Sudut Gerak *Pitch*



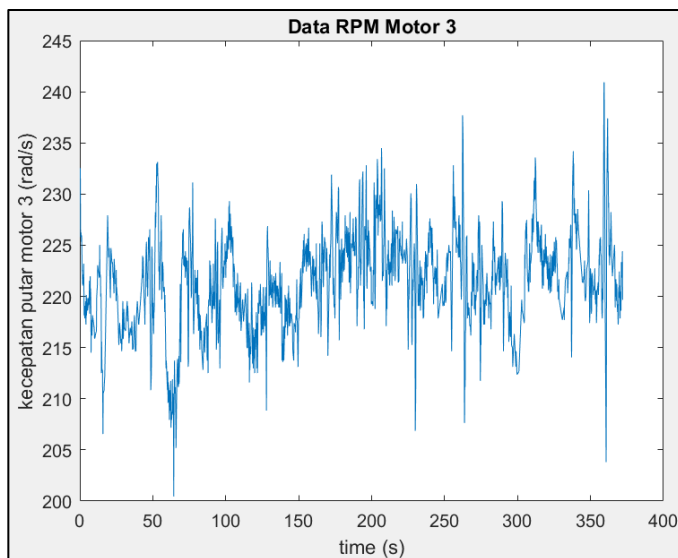
Gambar 4.33 Data Sudut Gerak *Yaw*



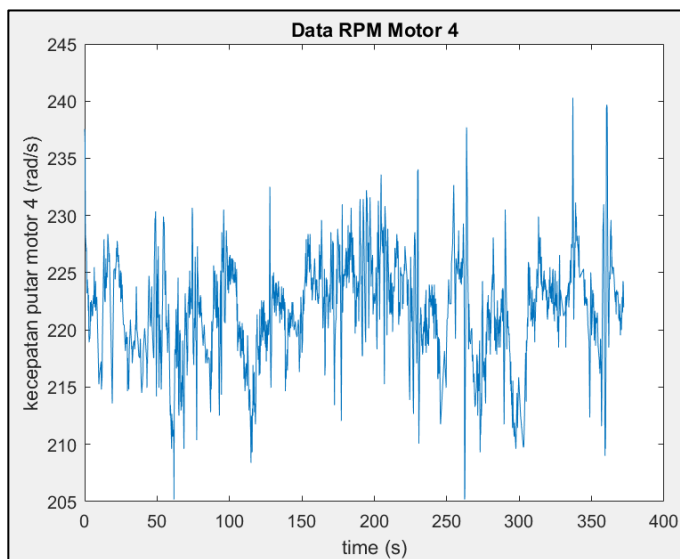
Gambar 4.34 Data Kecepatan Putar Motor 1



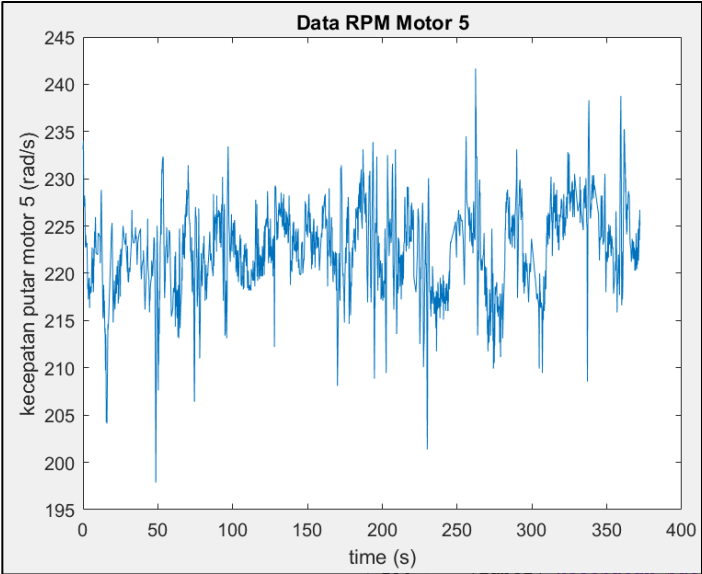
Gambar 4.35 Data Kecepatan Putar Motor 2



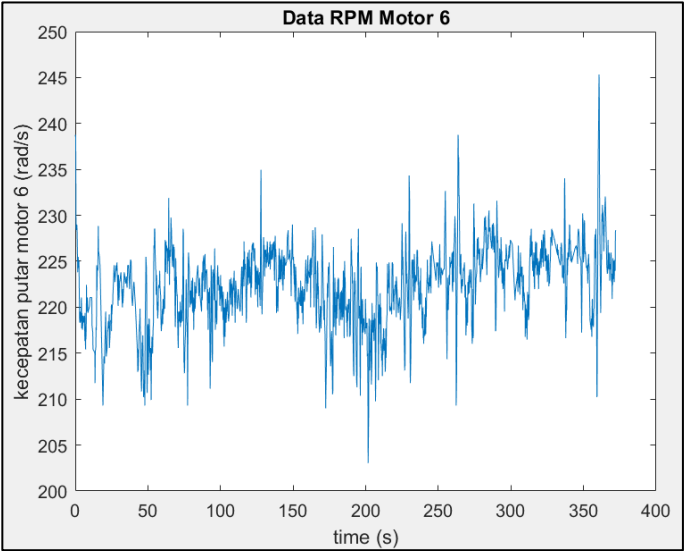
Gambar 4.36 Data Kecepatan Putar Motor 3



Gambar 4.37 Data Kecepatan Putar Motor 4



Gambar 4.38 Data Kecepatan Putar Motor 5



Gambar 4.39 Data Kecepatan Putar Motor 6

4.5 Hasil Estimasi dan Koreksi Parameter

Setelah didapatkan data yang dibutuhkan dalam melakukan estimasi parameter, maka gunakan program yang telah dirancang untuk mengestimasi parameter bodi UAV heksakopter dengan memasukkan nilai parameter terukur,

Tabel 4.5 Input Parameter Terukur Estimasi Parameter

| Parameter | Penjelasan | Nilai |
|----------------------|---|--------------------------------|
| b | Koefisien <i>thrust</i> | $3,02696 \times 10^{-5} N s^2$ |
| d | Koefisien putar motor | $1 \times 10^{-8} N m s^2$ |
| g | Konstanta gravitasi bumi | $9,807 m/s^2$ |
| m | Massa total UAV | $2,87 kg$ |
| l_1, l_3, l_4, l_6 | Panjang lengan motor 1-3-4-6 terhadap pusat massa | $0,345 m$ |
| l_2, l_5 | Panjang lengan motor 2-5 terhadap pusat massa | $0,335 m$ |
| ρ | Massa jenis udara | $1,2 kg/m^3$ |

4.5.1 Parameter Inersia Motor

Karena terdapat hubungan parameter pada persamaan dinamika gerak heksakopter antara $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$, dimana terdapat parameter inersia motor J_r yang dapat dicari terlebih dahulu. Maka pertama lakukan estimasi parameter untuk mencari nilai J_r terhadap Persamaan (4.6),

$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr + \frac{1}{I_{xx}} \tau_{roll} - \frac{J_r}{I_{xx}} \dot{\theta} \Omega_r \quad (4.5)$$

$$\dot{p} = A1(1)qr + A1(2)\tau_{roll} - A1(3)\dot{\theta}\Omega_r \quad (4.6)$$

dengan persamaan parameternya sesuai Tabel 4.6.

Tabel 4.6 Persamaan Parameter Inersia Motor 1

| Parameter | Persamaan |
|-----------|----------------------------------|
| $A1(1)$ | $\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}$ |

Tabel 4.7 Persamaan Parameter Inersia Motor 2

| Parameter | Persamaan |
|-----------|----------------------|
| $A1(2)$ | $\frac{1}{I_{xx}}$ |
| $A1(3)$ | $\frac{J_r}{I_{xx}}$ |

Untuk mencari nilai dari J_r lakukan perkalian menggunakan persamaan berikut:

$$J_r = \frac{A1(3)}{A1(2)} \quad (4.7)$$

dan didapatkan nilai dari konstanta inersia motor J_r sebesar $6,1129 \times 10^{-4} \text{ kgm}^2$.

4.5.2 Persamaan Parameter Baru

Setelah didapatkan nilai dari J_r , maka dapat disederhanakan kembali persamaan parameter dinamika gerak bodi heksakopter dari,

$$\dot{u} = rv - qw + g \sin \theta - \frac{\mu}{m}u - \frac{1}{2m}CA_x\rho u|u| \quad (4.8)$$

$$\dot{v} = pw - ru - g \cos \theta \sin \phi - \frac{\mu}{m}v - \frac{1}{2m}CA_y\rho v|v| \quad (4.9)$$

$$\dot{w} = qu - pv - g \cos \theta \cos \phi + \frac{1}{m}F_{thrust} - \frac{1}{2m}CA_z\rho w|w| \quad (4.10)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}qr + \frac{1}{I_{xx}}\tau_{roll} - \frac{1}{I_{xx}}J_r\dot{\theta}\Omega_r \quad (4.11)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}pr - \frac{1}{I_{yy}}\tau_{pitch} + \frac{1}{I_{yy}}J_r\dot{\phi}\Omega_r \quad (4.12)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}pq + \frac{1}{I_{zz}}\tau_{yaw} + \frac{1}{I_{zz}}J_r\dot{\Omega}_r \quad (4.13)$$

menjadi persamaan,

$$\dot{u} = rv - qw + g \sin \theta - A(1)\frac{u}{m} - A(2)\frac{\rho u|u|}{2m} \quad (4.14)$$

$$\dot{v} = pw - ru - g \cos \theta \sin \phi - A(1)\frac{v}{m} - A(3)\frac{\rho v|v|}{2m} \quad (4.15)$$

$$\dot{w} = qu - pv - g \cos \theta \cos \phi + \frac{U_1}{m} - A(4)\frac{\rho w|w|}{2m} \quad (4.16)$$

$$\dot{p} = \left(\left(\frac{1}{A(6)} - \frac{1}{A(7)} \right) \times A(5) \right) qr + A(5)U_2 - A(5)J_r \dot{\theta} \Omega_r \quad (4.17)$$

$$\dot{q} = \left(\left(\frac{1}{A(7)} - \frac{1}{A(5)} \right) \times A(6) \right) pr - A(6)U_3 + A(6)J_r \dot{\phi} \Omega_r \quad (4.18)$$

$$\dot{r} = \left(\left(\frac{1}{A(5)} - \frac{1}{A(6)} \right) \times A(7) \right) pq + A(7)U_4 + A(7)J_r \dot{\Omega}_r \quad (4.19)$$

Tabel 4.8 Persamaan Parameter Baru

| Parameter | Persamaan |
|-----------|--------------------|
| $A(1)$ | μ |
| $A(2)$ | CA_x |
| $A(3)$ | CA_y |
| $A(4)$ | CA_z |
| $A(5)$ | $\frac{1}{I_{xx}}$ |
| $A(6)$ | $\frac{1}{I_{yy}}$ |
| $A(7)$ | $\frac{1}{I_{zz}}$ |

4.5.3 Hasil Estimasi Parameter

Gunakan program yang telah dirancang dengan memasukkan parameter terukur serta inersia motor yang telah didapatkan,

Tabel 4.9 Input Parameter Terukur Baru

| Parameter | Penjelasan | Nilai |
|----------------------|---|--------------------------------|
| b | Koefisien <i>thrust</i> | $3,02696 \times 10^{-5} N s^2$ |
| d | Koefisien putar motor | $1 \times 10^{-8} N m s^2$ |
| g | Konstanta gravitasi bumi | $9,807 m/s^2$ |
| m | Massa total UAV | $2,87 kg$ |
| l_1, l_3, l_4, l_6 | Panjang lengan motor 1-3-4-6 terhadap pusat massa | $0,345 m$ |
| l_2, l_5 | Panjang lengan motor 2-5 terhadap pusat massa | $0,335 m$ |
| ρ | Massa jenis udara | $1,2 kg/m^3$ |
| J_r | Konstanta inersia motor | $6,1129 \times 10^{-4} kg m^2$ |

Didapatkan hasil estimasi parameter sementara, sebelum dilakukan koreksi parameter seperti yang tertera pada Tabel 4.9.

Tabel 4.10 Hasil Estimasi Parameter

| Parameter | Nilai |
|-----------|-----------------------|
| $A(1)$ | $-0,0918533577331234$ |
| $A(2)$ | $0,108143979863605$ |
| $A(3)$ | $0,256857717771862$ |
| $A(4)$ | $-0,454297192006791$ |
| $A(5)$ | $1,87987976882043$ |
| $A(6)$ | $-1,56536288053037$ |
| $A(7)$ | $3,90311028149509$ |

4.5.4 Koreksi Parameter

Penulis menganalisa parameter yang didapatkan, dan berkesimpulan bahwa ada beberapa parameter yang perlu dilakukan

koreksi dengan melihat sebab-sebab berdasarkan literasi yang ada, serta analisis logis penulis, dengan koreksi sebagai berikut:

- a. Koreksi parameter terhadap $A(4)$. Karena nilai $A(4)$ berhubungan dengan luas penampang yang tidak mungkin bernilai negatif. Sehingga untuk mendapatkan nilai positif, maka dilakukan koreksi dengan melakukan perkalian $A(4)$ dengan negatif menjadi $-A(4)$.
- b. Koreksi parameter terhadap $A(6)$. Karena $A(6)$ adalah momen inersia yang merupakan besaran skalar (hanya memiliki nilai saja dan tanpa arah) pada sumbu Y dimana rumus momen inersia adalah perkalian massa dan panjang lengan kuadrat, sehingga $A(6)$ seharusnya bertanda positif. Maka dilakukan koreksi parameter dengan melakukan perkalian dengan negatif menjadi $-A(9)$.

Sesuai analisis penulis untuk koreksi parameter di atas, didapatkan parameter baru sebagai berikut:

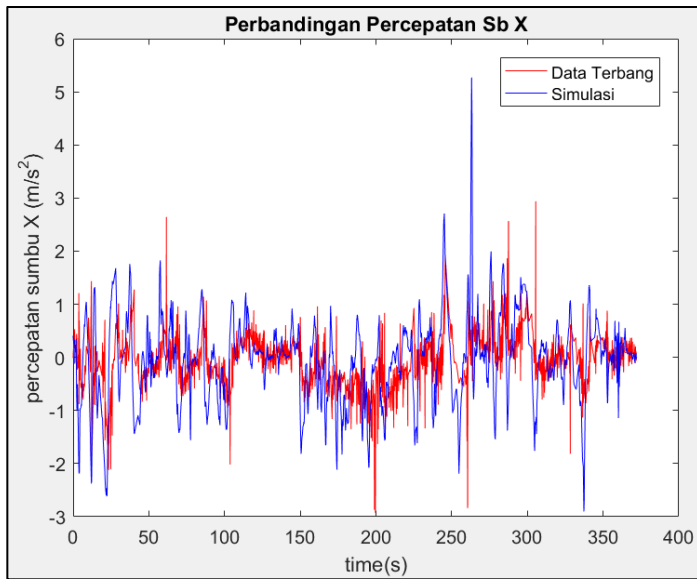
Tabel 4.11 Hasil Koreksi Parameter

| Parameter | Nilai |
|-----------|-----------------------|
| $A(1)$ | $-0,0918533577331234$ |
| $A(2)$ | $0,108143979863605$ |
| $A(3)$ | $0,256857717771862$ |
| $A(4)$ | $0,454297192006791$ |
| $A(5)$ | $1,87987976882043$ |
| $A(6)$ | $1,56536288053037$ |
| $A(7)$ | $3,90311028149509$ |

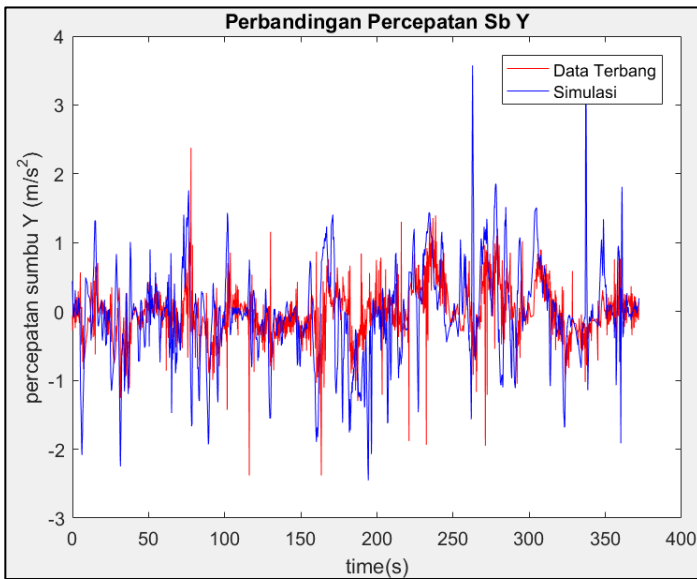
4.6 Validasi Model

Setelah didapatkan koreksi parameter dinamika bodi UAV heksakopter. Dilakukan validasi parameter untuk mengetahui kedekatan dari parameter tersebut terhadap persamaan asli.

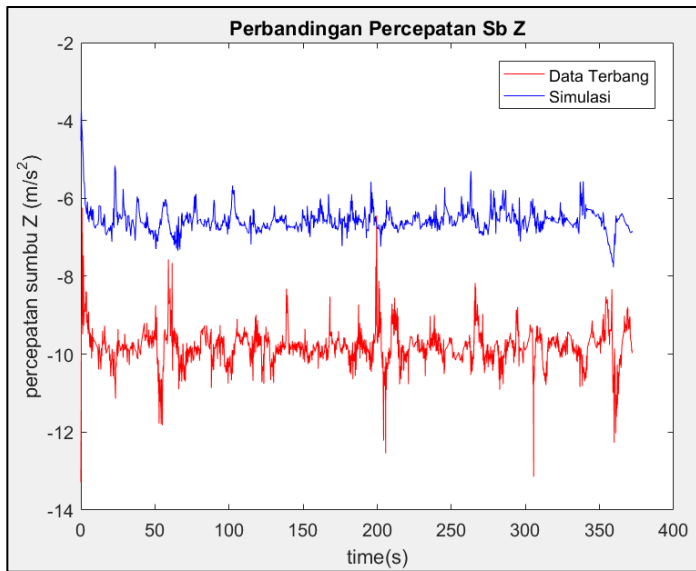
Parameter yang valid menghasilkan grafik sama antara data hasil simulasi (masukkan hasil estimasi parameter) dan data manuver. Jenis data yang dibandingkan ada 6 yaitu percepatan sumbu X , percepatan sumbu Y , percepatan sumbu Z , percepatan sudut sumbu X , percepatan sudut sumbu Y , percepatan sudut sumbu Z . Grafik perbandingan hasilnya sebagai berikut.



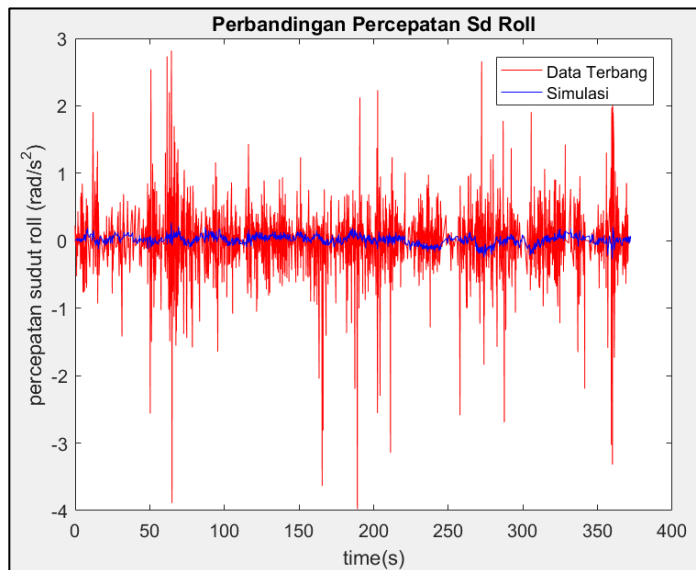
Gambar 4.40 Perbandingan Data Percepatan Sumbu X



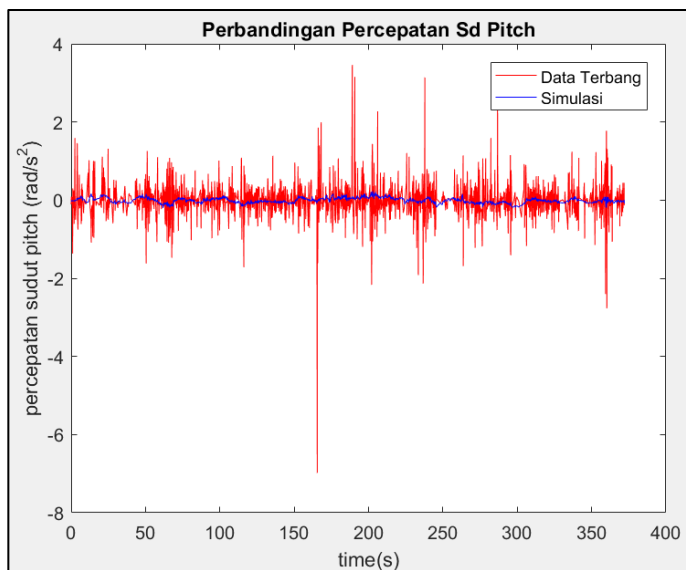
Gambar 4.41 Perbandingan Data Percepatan Sumbu Y



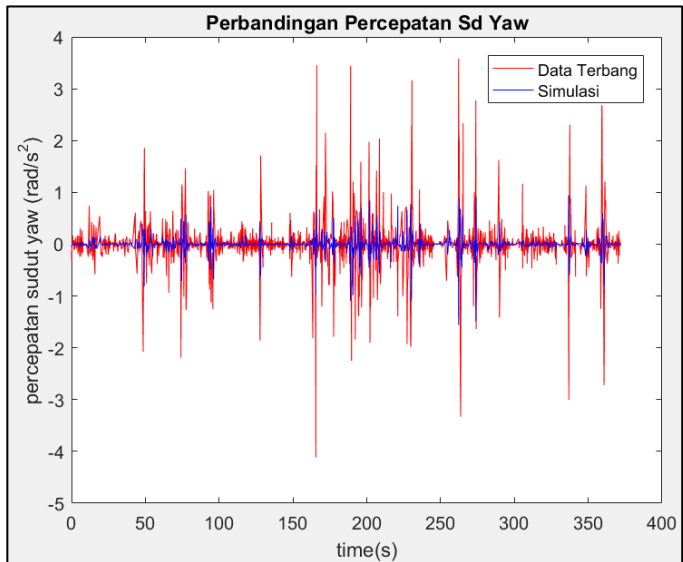
Gambar 4.42 Perbandingan Data Percepatan Sumbu Z



Gambar 4.43 Perbandingan Data Percepatan Sudut Roll



Gambar 4.44 Perbandingan Data Percepatan Sudut *Pitch*



Gambar 4.45 Perbandingan Data Percepatan Sudut *Yaw*

Untuk mendapatkan hasil yang lebih matematis, validasi dilakukan dengan menghitung nilai eror antara data terbang dan data simulasi hasil input parameter sementara yang didapatkan menggunakan Metode *Root Mean Square Error* (RMSE). Parameter dapat dikatakan valid jika nilai dari RMSE antara hasil simulasi dan data dari eksperimen manuver terbang bernilai kecil atau mendekati nol. Didapat nilai RMSE untuk tiap percepatan sebagai berikut:

Tabel 4.12 Nilai RMSE Hasil Estimasi Parameter

| Variabel | Nilai RMSE |
|-----------|-------------------|
| \dot{u} | 0,816595070974753 |
| \dot{v} | 0,691906698548740 |
| \dot{w} | 3,32594304909616 |
| \dot{p} | 0,563692406145816 |
| \dot{q} | 0,496897173053123 |
| \dot{r} | 0,578388678628742 |

Terdapat eror yang cukup besar pada pengukuran eror. Hal tersebut terjadi karena beberapa sebab, antara lain:

- Pengambilan data untuk IMU (*Internal Measurement Unit*) yang tidak bersamaan karena ada pengaruh dari *latency telemetry* sehingga dalam pembacaan sensor yang tidak bersamaan.
- Terdapat kesalahan nilai gravitasi di lokasi eksperimen terbang, karena konstanta gravitasi pada tiap daerah bernilai tidak sama.
- Pengukuran untuk percepatan biasanya menggunakan sensor *accelerometer* dan *gyroscope*, namun karena banyak noise yang terkandung dalam pembacaan sensor-nya, maka pembacaan sensor tersebut tidak digunakan dalam penelitian ini.
- Pengaruh *noise/gangguan* eksternal berupa angin terhadap kecepatan/pergerakan dinamika bodi UAV dan tidak dirancang *filter* untuk mengatasinya.

Namun, menurut analisis penulis, nilai RMSE tersebut secara keseluruhan sudah dapat dikatakan sebagai suatu nilai yang kecil. Sehingga parameter UAV hasil estimasi parameter dapat dikatakan valid. Namun seharusnya nilai dari RMSE tersebut bisa lebih kecil atau bernilai mendekati nol lagi terutama pada nilai \dot{w} .

BAB 5

PENUTUP

Pada bab ini akan dibahas mengenai kesimpulan yang didapat berdasarkan hasil analisis dan pengujian untuk menemukan parameter dinamika gerak bodi UAV heksakopter.

5.1 Kesimpulan

Dari percobaan identifikasi dan estimasi parameter gerak dinamika bodi UAV heksakopter yang telah dilakukan, dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

- a. Untuk melakukan estimasi parameter dengan persamaan yang bersifat non-linier, dapat menggunakan metode *Non-Linear Least Square* algoritma Levenberg-Marquardt. Didapatkan nilai untuk tiap parameter 6 derajat kebebasan gerak dinamika bodi heksakopter sebesar $\mu = -0,0918$, $CA_x = 0,1081 \text{ m}^2$, $CA_y = 0,2569 \text{ m}^2$, $CA_z = 0,4543 \text{ m}^2$, $I_{xx} = 0,5319 \text{ kgm}^2$, $I_{yy} = 0,6388 \text{ kgm}^2$, $I_{zz} = 0,2562 \text{ kgm}^2$, dan $J_r = 6,1129 \times 10^{-4} \text{ kgm}^2$.
- b. Untuk membuktikan parameter yang telah didapat sesuai *plant* asal, dapat dilakukan pendekatan dengan menghitung nilai eror menggunakan Metode *Root Mean Square Error* (RMSE) dengan nilai untuk tiap eror percepatannya sebesar $\dot{u} = 0,8166$, $\dot{v} = 0,6919$, $\dot{w} = 3,3259$, $\dot{p} = 0,5637$, $\dot{q} = 0,4968$ dan $\dot{r} = 0,5784$. Ada beberapa hal yang menyebabkan eror bernilai cukup besar antara lain pengambilan data IMU yang tidak bersamaan, kesalahan nilai gravitasi dimana nilainya berbeda untuk tiap daerah, tidak menggunakan sensor *accelerometer* dan *gyroscope*, serta pengaruh *noise* saat eksperimen terbang.

5.2 Saran

Untuk pengembangan penelitian selanjutnya dengan topik dan *hardware* serupa, terdapat beberapa saran dari penulis, antara lain:

- a. Jika menggunakan *Pixhawk*, coba gunakan data pada pembacaan sensor pada kartu memori yang terdapat pada *Pixhawk*. Diolah melalui *DataFlash Logs* pada panel *Mission Planner*. Karena menurut analisis penulis, data tersebut tidak dipengaruhi oleh *latency telemetry* sehingga pembacaannya yang dapat bersamaan dengan sensor-sensor lain. Namun harus dilakukan olah data lebih jauh dengan mengubah referensi yang digunakan ke referensi *body frame*.

- b. Gunakan filter yang dapat meminimalisir *noise*, sehingga dapat digunakan sensor *accelerometer* dan *gyroscope* untuk olah data lebih lanjut.
- c. Gunakan mode terbang lain yang dapat memberikan kestabilan saat terbang jika diberikan input sinyal PWM konstan. Atau gunakan ESC yang lebih baik sehingga sinyal PWM yang diberikan kepada motor dapat stabil ketika diberikan input *throttle* stabil.
- d. Menerapkan metode estimasi parameter yang lain sehingga dapat membandingkan antar metode dalam melakukan estimasi parameter dengan objek serupa.
- e. Membuat simulasi kontroler yang dapat mengendalikan gerak dinamika UAV heksakopter tanpa melakukan percobaan eksperimen terbang.
- f. Menggunakan metode kontrol adaptif, karena pada implementasinya UAV bergerak di udara dengan berbagai *noise*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] M. Megayanti, Y. P. Nugraha, I. P. Sary, E. Hidayat and B. R. Trilaksono, "Modeling and Implementation of Hexacopter Guidance System Using Fuzzy Logic Control Under Wind Disturbance," *IEEE 8th International Conference on System Engineering and Technology (ICSET 2018)*, 2018.
- [2] Z. Benić, D. Kotarski and P. Piljek, "Mathematical Modelling of Unmanned Aerial Vehicles with Four Rotors," *ResearchGate*, 2016.
- [3] M. Moussid, Adil Sayouti PhD and Hicham Medromi PhD, "Dynamic Modeling and Control of a HexaRotor using Linear and Nonlinear Methods," *International Journal of Applied Information Systems (IJAIS) – ISSN : 2249-0868*, 2015.
- [4] J. Fogelberg, Navigation and Autonomous Control of a Hexacopter in Indoor Environments, Lund University, 2013.
- [5] M. M. Momenzadeh, A. Tolba and A. F. Ahmed, "Modelling and Simulation of The BLDC Electric Drive System Using SIMULINK/MATLAB for a Hybrid Vehicle," *ResearchGate*, 2014.
- [6] H. S. Chua dan C. K. Ang, "Theoretical development and study of takeoff constraint thrust equation for a drone," *ResearchGate*, 2017.
- [7] P. E. I. Pounds, Design, Construction and Control of a Large Quadrotor Micro Air Vehicle, Australian National University, 2007.
- [8] F. A. Setiawan, R. Effendi and N. Gamayanti, DYNAMIC MODELLING AND CONTROLLING UNMANNED SURFACE VEHICLE, Surabaya: Sepuluh Nopember Institute of Technology, 2019.

- [9] A. H. Ahmed, A. Kamel, A. N. Ouda dan Y. Z. Elhalwagy, "Design and Analysis of Quadcopter Classical Controller," *ResearchGate*, 2015.

LAMPIRAN

1. Program MATLAB 2014a untuk Estimasi Parameter Dinamika Bodi UAV

```
%DEFINISIKAN FUNGSI
rollspeed1=rollspeed_mavlink_attitude_t;
pitchspeed1=pitchspeed_mavlink_attitude_t;
yawspeed1=yawspeed_mavlink_attitude_t;
u1=vx_mavlink_local_position_int_t;
v1=vy_mavlink_local_position_int_t;
w1=vz_mavlink_local_position_int_t;
phi=roll_mavlink_attitude_t;
theta=pitch_mavlink_attitude_t;
psi=yaw_mavlink_attitude_t;
pwm1=servo1_raw_mavlink_servo_output_raw_t;
pwm2=servo2_raw_mavlink_servo_output_raw_t;
pwm3=servo3_raw_mavlink_servo_output_raw_t;
pwm4=servo4_raw_mavlink_servo_output_raw_t;
pwm5=servo5_raw_mavlink_servo_output_raw_t;
pwm6=servo6_raw_mavlink_servo_output_raw_t;

taw=0.125;
s=0.1000;
k=0.154574;
g=9.807;
l_1346=0.345;
l_25=0.335;
m=2.87;
rho=1.2;
b=3.02696e-05;
d=1e-08;

%PUTAR MOTOR
%PWM2RPM(rad/s)
omegal(:,1)=pwm1(:,1);
omegal(:,2)=k/(taw*s+1)*pwm1(:,2);
omega2(:,1)=pwm2(:,1);
omega2(:,2)=k/(taw*s+1)*pwm2(:,2);
omega3(:,1)=pwm3(:,1);
omega3(:,2)=k/(taw*s+1)*pwm3(:,2);
```

```

omega4(:,1)=pwm4(:,1);
omega4(:,2)=k/(taw*s+1)*pwm4(:,2);
omega5(:,1)=pwm5(:,1);
omega5(:,2)=k/(taw*s+1)*pwm5(:,2);
omega6(:,1)=pwm6(:,1);
omega6(:,2)=k/(taw*s+1)*pwm6(:,2);

%F THRUST, TROLL, TPITCH, TYAW, OMEGAR
omega1_2=omega1(:,2).*omega1(:,2);
omega2_2=omega2(:,2).*omega2(:,2);
omega3_2=omega3(:,2).*omega3(:,2);
omega4_2=omega4(:,2).*omega4(:,2);
omega5_2=omega5(:,2).*omega5(:,2);
omega6_2=omega6(:,2).*omega6(:,2);
omega12=omega1(:,2);
omega22=omega2(:,2);
omega32=omega3(:,2);
omega42=omega4(:,2);
omega52=omega5(:,2);
omega62=omega6(:,2);

U1(:,1)=omega1(:,1);
U1(:,2)=b*(omega1_2+omega2_2+omega3_2+omega4_2+omega5_2+omega6_2);
U2(:,1)=omega1(:,1);
U2(:,2)=b*(-(1_25*omega2_2)+(1_25*omega5_2)+((1/2)*(-(1_1346*omega1_2)-(1_1346*omega3_2)+(1_1346*omega4_2)+(1_1346*omega6_2))));
U3(:,1)=omega1(:,1);
U3(:,2)=b*((sqrt(3))/2)*(-(1_1346*omega1_2)+(1_1346*omega3_2)-(1_1346*omega6_2)+(1_1346*omega4_2));
U4(:,1)=omega1(:,1);
U4(:,2)=d*(-omega1_2-omega3_2-omega5_2+omega2_2+omega4_2+omega6_2);
omegar(:,1)=omega1(:,1);
omegar(:,2)=-(omega12)-(omega32)-(omega52)+omega22+omega42+omega62;

%TURUNAN DATA
a=rollspeed1(:,1); %ROLLSPEED
b=rollspeed1(:,2);

```

```

N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
rollspeed2(:,1)=a;
rollspeed2(:,2)=dy_dx;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=pitchspeed1(:,1); %PITCHSPEED
b=pitchspeed1(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
pitchspeed2(:,1)=a;
pitchspeed2(:,2)=dy_dx;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=yawspeed1(:,1); %YAWSPEED
b=yawspeed1(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
yawspeed2(:,1)=a;
yawspeed2(:,2)=dy_dx;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=omegar(:,1); %OMEGARDOT
b=omegar(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
omegardot(:,1)=a;
omegardot(:,2)=dy_dx;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=phi(:,1); %PHIDOT
b=phi(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
phidot(:,1)=a;
phidot(:,2)=dy_dx;

```

```

a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=theta(:,1); %THETADOT
b=theta(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
thetadot(:,1)=a;
thetadot(:,2)=dy_dx;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=u1(:,1); %VXDOT
b=u1(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
vxdot1(:,1)=a;
vxdot1(:,2)=dy_dx;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=v1(:,1); %VYDOT
b=v1(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
vydot1(:,1)=a;
vydot1(:,2)=dy_dx;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

a=w1(:,1); %VZDOT
b=w1(:,2);
N=length(a);
dy_dx=diff(b)./diff(a);
dy_dx(N)=dy_dx(N-1);
vzdot1(:,1)=a;
vzdot1(:,2)=dy_dx-9.807;
a=0; b=0; N=0; dy_dx=0;

%TRANSFORMASI ROTASI DARI EARTHFRAME KE BODYFRAME UAV
phi_2=phi(:,2);
theta_2=theta(:,2);

```



```

psi_2=psi(:,2);
rollspeed2_2=rollspeed2(:,2);
pitchspeed2_2=pitchspeed2(:,2);
yawspeed2_2=yawspeed2(:,2);
rollspeed1_2=rollspeed1(:,2);
pitchspeed1_2=pitchspeed1(:,2);
yawspeed1_2=yawspeed1(:,2);
vxdot1_2=vxdot1(:,2);
vydot1_2=vydot1(:,2);
vzdot1_2=vzdot1(:,2);
u1_2=u1(:,2);
v1_2=v1(:,2);
w1_2=w1(:,2);
%ROTASI UVWDOT UVW
for i=1:length(phi_2); %RUMUS ROTASI
    Reb1_1(i,:)=[cos(psi_2(i))*cos(theta_2(i))
    (cos(psi_2(i))*sin(theta_2(i))*sin(phi_2(i)))-
    (sin(psi_2(i))*cos(phi_2(i)))
    (cos(psi_2(i))*sin(theta_2(i)))+(sin(psi_2(i))*sin(phi_2(i)
    ))];
    Reb1_2(i,:)=[sin(psi_2(i))*cos(theta_2(i))
    (sin(psi_2(i))*sin(theta_2(i))*sin(phi_2(i)))+(cos(psi_2(i)
    )*cos(theta_2(i)))
    (sin(psi_2(i))*sin(theta_2(i))*cos(phi_2(i)))-
    (cos(psi_2(i))*sin(phi_2(i)))];
    Reb1_3(i,:)=[-sin(theta_2(i))
    cos(theta_2(i))*sin(phi_2(i))
    cos(theta_2(i))*cos(phi_2(i))];
end

n=1;
for i=1:length(theta_2);
    Reb1(n:n+2,:)=[Reb1_1(i,:);Reb1_2(i,:);Reb1_3(i,:)];
    n=n+3;
end

Reb2={}; %LOGIKA PECAH MATRIX MENJADI CLASS
for nDissect=3:3:length(Reb1)
    Reb2(end+1)={Reb1(nDissect-2:nDissect,:)};
end

Reb3={}; %INVERS
for n=1:length(Reb2)

```

```

        Reb3(n)={inv(Reb2{1,n})};
        n=n+1;
end

transbody1={}; %PERKALIAN TRANSFORMASI KE BODY UAV
for n=1:length(Reb2);

transbody1(n)={Reb3{1,n}*[vxdot1_2(n,1);vydot1_2(n,1);vzdot1_2(n,1)]};
        n=n+1;
end

udot1={}; %UDOT
for n=1:length(transbody1);
        udot1(n)={transbody1{n}(1)};
        udot2(n)=cell2mat(udot1(n));
        n=n+1;
end
udot(:,1)=u1(:,1);
udot(:,2)=udot2';

vdot1={}; %VDOT
for n=1:length(transbody1);
        vdot1(n)={transbody1{n}(2)};
        vdot2(n)=cell2mat(vdot1(n));
        n=n+1;
end
vdot(:,1)=v1(:,1);
vdot(:,2)=vdot2';

wdot1={}; %WDOT
for n=1:length(transbody1);
        wdot1(n)={transbody1{n}(3)};
        wdot2(n)=cell2mat(wdot1(n));
        n=n+1;
end
wdot(:,1)=w1(:,1);
wdot(:,2)=wdot2';

transbody2={}; %PERKALIAN TRANSFORMASI KE BODY UAV
for n=1:length(Reb2);

```

```

transbody2(n)={ (Reb3{1,n}) * [u1_2(n,1);v1_2(n,1);w1_2(n,1)] }
;
    n=n+1;
end

u2={}; %U
for n=1:length(transbody2);
    u2(n)={transbody2{n}(1)};
    u3(n)=cell2mat(u2(n));
    n=n+1;
end
u(:,1)=u1(:,1);
u(:,2)=u3';

v2={}; %V
for n=1:length(transbody2);
    v2(n)={transbody2{n}(2)};
    v3(n)=cell2mat(v2(n));
    n=n+1;
end
v(:,1)=v1(:,1);
v(:,2)=v3';

w2={}; %W
for n=1:length(transbody2);
    w2(n)={transbody2{n}(3)};
    w3(n)=cell2mat(w2(n));
    n=n+1;
end
w(:,1)=w1(:,1);
w(:,2)=w3';

%TRANSFORMASI PQRDOT PQR
for i=1:length(phi_2); %RUMUS TRANSFORMASI
    Teb1_1(i,:)=[1 sin(phi_2(i))*tan(theta_2(i))
cos(phi_2(i))*tan(theta_2(i))];
    Teb1_2(i,:)=[0 cos(phi_2(i)) -sin(phi_2(i))];
    Teb1_3(i,:)=[0 sin(phi_2(i))/cos(theta_2(i))
cos(phi_2(i))/cos(theta_2(i))];
end
n=1;
for i=1:length(phi_2);

```

```

        Teb1(n:n+2,:)=[Teb1_1(i,:);Teb1_2(i,:);Teb1_3(i,:)];
        n=n+3;
end

Teb2={}; %LOGIKA PECAH MATRIX MENJADI CLASS
for nDissect=3:3:length(Teb1)
    Teb2(end+1)={Teb1(nDissect-2:nDissect,:)};
end

Teb3={}; %INVERS
for n=1:length(Teb2)
    Teb3(n)={inv(Teb2{1,n})};
    n=n+1;
end

rotbody1={}; %PERKALIAN TRANSFORMASI KE RIGID BODY UAV
for n=1:length(Teb3);

    rotbody1(n)={ (Teb3{n})*[rollspeed2_2(n);pitchspeed2_2(n);yaw
speed2_2(n)]};
    n=n+1;
end

pdot1={}; %PDOT
for n=1:length(rotbody1);
    pdot1(n)={rotbody1{n}(1)};
    pdot2(n)=cell2mat(pdot1(n));
    n=n+1;
end

pdot(:,1)=phi(:,1);
pdot(:,2)=pdot2';

qdot1={}; %QDOT
for n=1:length(rotbody1);
    qdot1(n)={rotbody1{n}(2)};
    qdot2(n)=cell2mat(qdot1(n));
    n=n+1;
end

qdot(:,1)=phi(:,1);
qdot(:,2)=qdot2';

```

```

rdot1={}; %RDOT
for n=1:length(rotbody1);
    rdot1(n)={rotbody1{n}(3)};
    rdot2(n)=cell2mat(rdot1(n));
    n=n+1;
end
rdot(:,1)=phi(:,1);
rdot(:,2)=rdot2';

rotbody2={}; %PERKALIAN TRANSFORMASI KE BODY UAV
for n=1:length(Teb3);

    rotbody2(n)={Teb3{n}}*[rollspeed1_2(n);pitchspeed1_2(n);yaw
speed1_2(n)];
    n=n+1;
end

p2={}; %P
for n=1:length(rotbody2);
    p2(n)={rotbody2{n}(1)};
    p3(n)=cell2mat(p2(n));
    n=n+1;
end
p(:,1)=phi(:,1);
p(:,2)=p3';

q2={}; %Q
for n=1:length(rotbody2);
    q2(n)={rotbody2{n}(2)};
    q3(n)=cell2mat(q2(n));
    n=n+1;
end
q(:,1)=phi(:,1);
q(:,2)=q3';

r2={}; %R
for n=1:length(rotbody2);
    r2(n)={rotbody2{n}(3)};
    r3(n)=cell2mat(r2(n));
    n=n+1;
end

```

```

r(:,1)=phi(:,1);
r(:,2)=r3';

%NON LINEAR LEASTSQUARE METHOD
%DEFINISI FUNGSI
rv=r(:,2).*v(:,2);
qw=q(:,2).*w(:,2);
gsintheta=g*sin(theta_2);
uperm=u(:,2)/m;
uAbsu=(rho/(2*m))*(u(:,2).*(abs(u(:,2)))));
pw=p(:,2).*w(:,2);
ru=r(:,2).*u(:,2);
gcosthetasinphi=g*(cos(theta_2).*sin(phi_2));
vperm=v(:,2)/m;
vAbsv=(rho/(2*m))*(v(:,2).*(abs(v(:,2)))));
qu=q(:,2).*u(:,2);
pv=p(:,2).*v(:,2);
gcosthetacosphi=g*(cos(theta_2).*cos(phi_2));
Ftperm=U1(:,2)/m;
wAbsw=(rho/(2*m))*(w(:,2).*(abs(w(:,2)))));
qr=q(:,2).*r(:,2);
Troll=U2(:,2);
thetadotr=thetadot(:,2).*omegar(:,2);
pr=p(:,2).*r(:,2);
Tpitch=U3(:,2);
phidotr=phidot(:,2).*omegar(:,2);
pq=p(:,2).*q(:,2);
Tyaw=U4(:,2);
omegardot_2=omegardot(:,2);

%P
x0 = 1e2*[1,1,1,1];
%Estimasi Parameter
options.Algorithm = 'levenberg-marquardt';
options.ScaleProblem = 'jacobian';
options.FunctionTolerance = 1e-25;
options.StepTolerance = 1e-25;
options.FiniteDifferenceType = 'central';
options.DiffMaxChange = 1e-12;
options.MaxFunEvals = 10000000;
options.TolX=1e-80;

```

```

[x,Resnorm,FVAL,EXITFLAG,OUTPUT] =
lsqnonlin(@funksi_p,x0,[],[],options,qr,Troll,thetadotr,pdo
t(:,2));
ii = size(IterasiEstimasi);
A1=IterasiEstimasi(ii(1),2:ii(2));
A1=A1';
Jr=A1(3)/A1(2); %CARI INERSIA MOTOR
thetadotr=Jr*thetadotr;
phidotr=Jr*phidotr;
omegardot_2=Jr*omegardot_2;

%UVWPQR
x0 = 1e2*[1,1,1,1,1,1,1];
%Estimasi Parameter
options.Algorithm = 'levenberg-marquardt';
options.ScaleProblem = 'jacobian';
options.FunctionTolerance = 1e-25;
options.StepTolerance = 1e-25;
options.FiniteDifferenceType = 'central';
options.DiffMaxChange = 1e-12;
options.MaxFunEvals = 1000000;
options.TolX=1e-80;
[x,Resnorm,FVAL,EXITFLAG,OUTPUT] =
lsqnonlin(@funksi_uvwpqr,x0,[],[],options,rv,qw,gsintheta,u
perm,uAbsu,pw,ru,gcosthetasinphi,vperm,vAbsv,qu,pv,gcosthet
acosphi,Ftperm,wAbsw,qr,Troll,thetadotr,pr,Tpitch,phidotr,p
q,Tyaw,omegardot_2,udot(:,2),vdot(:,2),wdot(:,2),pdot(:,2),
qdot(:,2),rdot(:,2));
ii = size(IterasiEstimasi);
A=IterasiEstimasi(ii(1),2:ii(2));
A=A';
%KOREKSI PARAMETER
A(4)=-A(4);
A(6)=-A(6);

%PARAMETER DIDAPAT
A1=A(1);
A2=A(2);
A3=A(3);
A4=A(4);
A5=A(5);
A6=A(6);

```

```

A7=A(7);

%PERSAMAAN MATEMATIKA UNTUK SIMULASI
udotsimu=rv-qw+gsintheta-A1*uperm-A2*uAbsu;
vdotsimu=pw-ru-gcosthetasinphi-A1*vperm-A3*vAbsv;
wdotsimu=qu-pv-gcosthetacosphi+Ftperm-A4*wAbsw;
pdotsimu=((1/A6)-(1/A7))*A5)*qr+A5*Troll-A5*thetadotr;
qdotsimu=((1/A7)-(1/A5))*A6)*pr+A6*Tpitch+A6*phidotr;
rdotsimu=((1/A5)-(1/A6))*A7)*pq+A7*Tyaw+A7*omegardot_2;
tt=udot(:,1);

aa=A; %UDOTSIMU
A=tt;
B=udotsimu;
szA=size(A,1);
szB=size(B,1);
X=szA/szB;
k=1;
N=zeros(szA,1);
sisA=szA-szB*round(X);
for i=1:size(B,1)
    for j=1:X
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
    end
    if sisA>0
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
        sisA=sisA-1;
    end
end
udotsimu=[tt N];

A=0;
B=0;

A=tt; %VDOTSIMU
B=vdotsimu;
szA=size(A,1);
szB=size(B,1);
X=szA/szB;

```



```

k=1;
sisA=szA-szB*round(X);
for i=1:size(B,1)
    for j=1:X
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
    end
    if sisA>0
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
        sisA=sisA-1;
    end
end
vdotsimu=[tt N];

A=0;
B=0;

A=tt; %WDOTSIMU
B=wdotsimu;
szA=size(A,1);
szB=size(B,1);
X=szA/szB;
k=1;
sisA=szA-szB*round(X);
for i=1:size(B,1)
    for j=1:X
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
    end
    if sisA>0
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
        sisA=sisA-1;
    end
end
wdotsimu=[tt N];

A=0;
B=0;

```

```

A=tt; %PDOTSIMU
B=pdotsimu;
szA=size(A,1);
szB=size(B,1);
X=szA/szB;
k=1;
sisA=szA-szB*round(X);
for i=1:size(B,1)
    for j=1:X
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
    end
    if sisA>0
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
        sisA=sisA-1;
    end
end
pdotsimu=[tt N];

A=0;
B=0;

A=tt; %QDOTSIMU
B=qdotsimu;
szA=size(A,1);
szB=size(B,1);
X=szA/szB;
k=1;
sisA=szA-szB*round(X);
for i=1:size(B,1)
    for j=1:X
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
    end
    if sisA>0
        N(k,1)=B(i,1);
        k=k+1;
        sisA=sisA-1;
    end
end
end

```

```

        qdotsimu=[tt N];

        A=0;
        B=0;

        A=tt; %RDOTSIMU
        B=rdotsimu;
        szA=size(A,1);
        szB=size(B,1);
        X=szA/szB;
        k=1;
        sisa=szA-szB*round(X);
        for i=1:size(B,1)
            for j=1:X
                N(k,1)=B(i,1);
                k=k+1;
            end
            if sisa>0
                N(k,1)=B(i,1);
                k=k+1;
                sisa=sisa-1;
            end
        end
        rdotsimu=[tt N];

        A=aa;

        meanudot=(mean((udotsimu(:,2)-udot(:,2)).^2))^0.5;
        meanvdot=(mean((vdotsimu(:,2)-vdot(:,2)).^2))^0.5;
        meanwdot=(mean((wdotsimu(:,2)-wdot(:,2)).^2))^0.5;
        meanpdot=(mean((pdotsimu(:,2)-pdot(:,2)).^2))^0.5;
        meanqdot=(mean((qdotsimu(:,2)-qdot(:,2)).^2))^0.5;
        meanrdot=(mean((rdotsimu(:,2)-rdot(:,2)).^2))^0.5;

        B=[meanudot meanvdot meanwdot meanpdot meanqdot meanrdot]';

```

2. Program MATLAB 2014a Fungsi Estimasi Parameter Inersia Motor

```

function [ rssoutput ] = fungsi_p(A1,x1,x2,x3,x4)
f1 = (A1(1)*x1+A1(2)*x2-A1(3)*x3)-1*x4;
rssoutput = [f1];
end

```

3. Program MATLAB 2014a Fungsi Estimasi Parameter Dinamika Heksakopter

```
function [ rssoutput ] =  
fungsi_uvwpqr(A,x1,x2,x3,x4,x5,x6,x7,x8,x9,x10,x11,x12,x13,  
x14,x15,x16,x17,x18,x19,x20,x21,x22,x23,x24,x25,x26,x27,x28  
,x29,x30)  
f1 = (1*x1-1*x2+1*x3-A(1)*x4-A(2)*x5)-x25;  
f2 = (1*x6-1*x7-1*x8-A(1)*x9-A(3)*x10)-x26;  
f3 = (1*x11-1*x12-1*x13+1*x14-A(4)*x15)-x27;  
f4 = (((1/A(6))-(1/A(7)))*A(5))*x16+A(5)*x17-A(5)*x18)-  
x28;  
f5 = (((1/A(7))-(1/A(5)))*A(6))*x19+A(6)*x20-A(6)*x21)-  
x29;  
f6 = (((1/A(5))-(1/A(6)))*A(7))*x22+A(7)*x23-A(7)*x24)-  
x30;  
rssoutput = [f1,f2,f3,f4,f5,f6];  
end
```

BIOGRAFI PENULIS



Penulis dengan nama asli **Erlanda Septi Andika** ini lahir di Jember, 13 September 1998 sebagai anak pertama dari dua bersaudara yang lahir dari pasangan Romelan dan Erlyn Indriati. Berada di keluarga berpendidikan, membuat penulis sedari kecil senang belajar namun tidak melupakan waktu bermain. Pemuda yang mempunyai motto hidup “selalu belajarlal hal-hal baru” dan selalu berusaha menjadi pribadi yang dapat diandalkan ini memiliki cita-cita untuk menjadi Menteri Pendidikan, dan memulai jenjang pendidikan di SDN Balung Kulon 02, lalu melanjutkan di SMPN 1 Jember dan SMAN 1 Jember. Memutuskan untuk menjadi seorang *engineer* karena ketertarikan pada pelajaran eksak, membuat penulis memutuskan menempuh pendidikan S1 di Teknik Elektro Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) pada tahun 2016. Aktif di organisasi-kepanitiaan HIMATEKTRO ITS tidak membuat penulis lupa kewajibannya sebagai mahasiswa. Mengambil Program Studi Teknik Sistem Pengaturan atas dasar ketertarikan terhadap *data science* dan dunia penerbangan, sehingga melakukan penelitian ini.
email: erlandaseptiandika@yahoo.co.id