



TESIS - TE185401

*PERANCANGAN INVERS MODEL UNTUK TRANSITION CONTROL PADA  
TAKE OFF AND LANDING HYBRID UAV*

IMROATUL HUDATI  
07111750020003

DOSEN PEMBIMBING  
Prof. Dr. Ir. Achmad Jazidie, M.Eng.  
Ir. Rusdhianto Effendie AK.,MT.

PROGRAM MAGISTER  
BIDANG KEAHLIAN TEKNIK SISTEM PENGATURAN  
DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO  
FAKULTAS TEKNOLOGI ELEKTRO  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2019



**TESIS - TE185401**

**PERANCANGAN *INVERS MODEL* UNTUK *TRANSITION CONTROL* PADA  
*TAKE OFF AND LANDING HYBRID UAV***

**IMROATUL HUDATI  
07111750020003**

**DOSEN PEMBIMBING  
Prof. Dr. Ir. Achmad Jazidie, M.Eng.  
Ir. Rusdhianto Effendie A.K.,MT.**

**PROGRAM MAGISTER  
BIDANG KEAHLIAN TEKNIK SISTEM PENGATURAN  
DEPARTEMEN TEKNIK ELEKTRO  
FAKULTAS TEKNOLOGI ELEKTRO  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2019**

## **LEMBAR PENGESAHAN**

Tesis disusun untuk memenuhi salah satu syarat memperoleh gelar  
Magister Teknik (M.T)  
di  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

oleh:

Imroatul Hudati  
NRP. 07111750020003

Tanggal Ujian : 24 Juni 2019  
Periode Wisuda : September 2019

Disetujui oleh:

- |  |                 |
|--|-----------------|
| 1. Prof. Dr. Ir. Achmad Jazidie, M.Eng.<br>NIP: 195902191986101001   | (Pembimbing I)  |
| 2. Ir. Rusdhianto Effendi AK., MT.<br>NIP: 195704241985021001        | (Pembimbing II) |
| 3. Prof. Ir. Abdullah Alkaff, M.Sc., Ph.D<br>NIP: 195501231980031002 | (Penguji)       |
| 4. Dr. Ir. Ari Santoso, DEA.<br>NIP: 196602181991021001              | (Penguji)       |
| 5. Dr. Trihastuti Agustinah, ST., MT.<br>NIP: 196808121994032001     | (Penguji)       |

Dekan Fakultas Teknologi Elektro

Dr. Tri Arief Sardjono, S.T., M.T.  
NIP. 197002121995121001

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## **PERNYATAAN KEASLIAN TESIS**

Dengan ini saya menyatakan bahwa isi keseluruhan Tesis saya dengan judul “**PERANCANGAN INVERS MODEL UNTUK TRANSITION KONTROL PADA *TAKE OFF AND LANDING HYBRID UAV***” 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 sanksi sesuai peraturan yang berlaku.

Surabaya, 13 Mei 2019

Imroatul Hudati

NRP. 07111750020003

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

# **PERANCANGAN INVERS MODEL UNTUK *TRANSITION CONTROL* PADA *TAKE OFF AND LANDING* HYBRID UAV**

Nama mahasiswa : Imroatul Hudati  
NRP : 07111750020003  
Pembimbing : 1. Prof. Dr. Ir. Achmad Jazidie, M.Eng.  
2. Ir. Rusdhianto Effendie A.K.,MT.

## **ABSTRAK**

Perancangan pengaturan keadaan transisi diperlukan untuk membuat agar UAV dapat melakukan *tracking* pada *vertical take off and landing* (VTOL) dengan *error minimum*. Pengaturan keadaan transisi dilakukan dengan mengatur energi yang digunakan pada UAV dengan memberikan nilai bobot pada masing-masing mesin UAV. Pada penelitian ini, keadaan transisi dicari dengan menggunakan invers model yang nantinya dapat diketahui jumlah gaya yang dibutuhkan oleh UAV sehingga UAV dapat terbang. Akan dipilih gaya yang minimum sehingga UAV dapat terbang sesuai dengan lintasan yang diharapkan. Dari pemilihan gaya minimum tersebut, maka akan dilakukan perhitungan nilai bobot untuk memilih mesin yang harus aktif.

Pengujian dilakukan dengan menghitung energi ideal yang dibutuhkan oleh UAV dengan adanya perubahan kecepatan yang terjadi sehingga UAV dapat terbang mengikuti lintasan yang diharapkan. Untuk mengetahui jumlah energi yang digunakan maka, dilakukan perhitungan gaya dan posisi dari UAV tersebut. Hasil rancangan bobot tersebut pada system menunjukkan bahwa system dapat mencapai ketinggian dengan nilai RMSE 1.25. Terjadi perubahan sudut *pitch* yang sangat kecil ketika *take off* yaitu sebesar  $0.01^0$  dan terjadi penurunan ketinggian yang cukup kecil ketika *fixed wing* telah aktif sepenuhnya yaitu sebesar 0.2 m.

Kata kunci: *Hybrid VTOL, fixed wing, trikopter, transition kontrol, optimasi energi*

*Halaman ini sengaja dikosongkan*



By : Imroatul Hudati  
Student Identity Number : 07111750020003  
Supervisor(s) : 1. Prof. Dr. Ir. Achmad Jazidie, M.Eng.  
2. Ir. Rusdhianto Effendie AK.,MT.

## **DESIGN OF INVERS MODEL FOR TRANSITION KONTROL ON TAKE OFF AND LANDING HYBRID UAV**

### **ABSTRACT**

Designing a transition state setting is needed to make UAV able to track vertical *take off* and *landing* (VTOL) with a minimum error. The transition state setting is done by adjusting the energi used in the UAV by giving weight to each UAV machine. In this study, the transition state is sought by using the inverse model which can later be known the amount of force required by the UAV so that the UAV can fly. The minimum force will be chosen so that the UAV can fly according to the expected trajectory. The selection of the minimum style, will calculate the weight value to choose the machine that must be active.

The test is carried out by calculating the ideal energi required by the UAV with the change in speed that occurs so that the UAV can fly following the expected trajectory. To find out the amount of energi have used by UAV, the force and position of it is calculated. The results of the design of the weights in the system indicate that the system can reach heights with the value of RMSE 1.25. A very small pitch change occurs when take off which is equal to 0.010 and a decrease in altitude is quite small when the *fixed wing* is fully active, which is 0.2 m.

Key words: *Hybrid VTOL, fixed wing, Trikopter*, transition kontrol, energi optimization

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## KATA PENGANTAR

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kehadiran Allah SWT yang telah melimpahkan segala rahmatNya sehingga penulis dapat menyelesaikan tesis dengan judul “Perancangan *Invers Model* untuk *Transition Kontrol* pada *Take Off and Landing Hybrid UAV*” guna memenuhi sebagian persyaratan untuk memperoleh gelar Magister Teknik program studi Teknik Elektro pada Fakultas Teknik Elektro Institut Teknologi Sepuluh Nopember.

Penulis menyadari kelemahan serta keterbatasan yang ada sehingga dalam menyelesaikan skripsi ini memperoleh bantuan dari berbagai pihak, dalam kesempatan ini penulis menyampaikan ucapan terimakasih kepada:

1. Kedua orang tua dan kedua kakak yang selalu memberi semangat, dukungan, kepercayaan, dan doa-doanya.
2. Bapak Prof. Dr. Ir. Achmad Jazidie, M. Eng dan Ir. Rusdhianto Effendie A.K., M.T. atas bimbingan, didikan, dan motivasi pada penulis hingga terselesaikannya tesis ini.
3. Bapak Prof.Ir. Abdullah Alkaf, M.Sc Ph.D., Dr.Ir. Ari Santoso, DEA. dan Ibu Dr. Trihastuti Agustinah, S.T., M.T. sebagai penguji atas saran dan nasehat yang telah diberikan.
4. Dosen-dosen Teknik Sistem Pengaturan yang tidak dapat disebutkan satu persatu atas ilmu bermanfaat yang telah diberikan.
5. Seluruh keluarga Madura yang selalu memberikan doa
6. Suami Moh. Khoiron yang selalu menemani
7. Untuk semua pihak yang telah membantu, semoga senantiasa diberikan kelancaran bagi setiap urusanya.

Penulis menyadari bahwa tesis ini masih banyak kekurangan baik isi maupun susunannya. Semoga tesis ini dapat bermanfaat tidak hanya bagi penulis juga bagi para pembaca.

Surabaya, 2 Juli 2018

Penulis

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN .....	iii
PERNYATAAN KEASLIAN TESIS .....	v
ABSTRAK .....	vii
ABSTRACT .....	ix
KATA PENGANTAR .....	xi
DAFTAR ISI .....	xiii
DAFTAR GAMBAR .....	xvii
DAFTAR TABEL .....	xix
BAB 1 PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Tujuan .....	3
1.4 Batasan Masalah .....	3
1.5 Kontribusi .....	3
1.6 Metodologi Penelitian .....	3
1.6.1 Studi Literatur .....	3
1.6.2 Perancangan MRAC .....	3
1.6.3 Perancangan Kontrol Transisi .....	4
1.6.4 Simulasi dan Analisa Sistem .....	4
1.6.5 Penarikan Kesimpulan .....	4
1.6.6 Penyusunan Buku Tesis .....	4
BAB 2 KAJIAN PUSTAKA .....	5
2.1 Kajian Penelitian Terkait .....	5
2.1.1 <i>Development and Experimental Verification of a Hybrid Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [1]</i> .....	5
2.1.2 <i>Integrated Optimization of Trajectory Planning for Robot Manipulators Based on Intesified Evolutionary Programming [2]</i> .....	10
2.1.3 <i>Vertical Flight Path and Speed Kontrol Autopiloot Design Using Total Energi Principle [3]</i> .....	13

2.1.4 Trajectory Optimisation for a Quadrotor Helicopter Considering Energi Consumption [4].....	15
2.1.5 Kontrol of Aircraft Landing using the Dynamic Inversion and H-inf Kontrol [5] .....	17
2.2 Teori Dasar .....	20
2.3 Pemodelan <i>Fixed wing</i> [6].....	20
2.3.1 <i>Frame</i> Koordinat UAV .....	21
2.3.2 <i>Wind Triangle</i> .....	24
2.3.3 Parameter <i>Fixed wing</i> .....	25
2.3.4 Kinematika <i>Fixed Wing</i> .....	26
2.3.5 Dinamika <i>Fixed wing</i> .....	26
2.4 Pemodelan Trikopter [7] .....	28
2.5 Singular Value Decomposition [8] .....	31
2.6 MRAC ( <i>Model Refference Adaptive Control</i> ) [10] .....	32
BAB 3 METODE PENELITIAN .....	35
3.1 Dinamika utuh UAV [9].....	35
3.2 Perancangan <i>Invers Model</i> .....	38
3.3 Perancangan Kontrol Transisi .....	41
3.4 Perancangan <i>Take Off</i> dan <i>Landing</i> .....	46
3.4.1 <i>Take Off</i> .....	46
3.4.2 <i>Landing</i> .....	47
3.5 Perancangan PID MRAC .....	48
3.6 Model Error [10].....	50
3.7 Error State Kalman Filter [ErKF] [11] .....	51
3.8 Hipotesa Penelitian.....	54
3.9 Rencana Experimen dan Pengujian .....	54
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASA N .....	57
4.1 Trikopter.....	57
4.2 <i>Fixed wing</i> .....	60
4.3 Energi Potensial dan Energi Kinetik .....	64
4.4 <i>Hybrid</i> UAV .....	67
4.5 Hasil Filter.....	74
4.6 Perbandingan Hasil.....	77

BAB 5 KESIMPULAN.....	81
DAFTAR PUSTAKA .....	83
LAMPIRAN.....	85
RIWAYAT HIDUP.....	97

*Halaman ini sengaja dikosongkan*



## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 <i>Hybrid UAV</i> .....	6
Gambar 2.2 Bagian-bagian <i>hybrid UAV</i> .....	6
Gambar 2. 3 Blok diagram <i>flight system kontrol</i> .....	7
Gambar 2. 4 Konfigurasi pesawat .....	7
Gambar 2.5 Respon sistem saat terjadi transisi.....	9
Gambar 2.6 Respon sudut <i>roll, pitch</i> dan <i>yaw</i> .....	9
Gambar 2.7 Pengaturan throttle dan elevator.....	14
Gambar 2.8 Blok diagram pengaturan <i>landing</i> pesawat .....	19
Gambar 2. 9 Respon sistem ketika tahap <i>glide slope</i> .....	20
Gambar 2.10 <i>Vehicle frame</i> .....	21
Gambar 2. 11 <i>Vehicle-1 frame</i> .....	21
Gambar 2. 12 <i>Vehicle-2 frame</i> .....	22
Gambar 2.13 <i>Body frame</i> .....	22
Gambar 2. 14 <i>Stability frame</i> .....	23
Gambar 2.15 <i>Wind frame</i> .....	24
Gambar 2. 16 <i>Wind triangle</i> secara horisontal.....	25
Gambar 2. 17 <i>Wind triangle</i> secara vertikal.....	25
Gambar 2.18 Konfigurasi trikopter .....	29
Gambar 2.19 Skema MRAC .....	33
Gambar 3. 1 Blok diagram <i>transition kontrol</i> .....	35
Gambar 3. 2 Percobaan <i>tracking hybrid UAV</i> .....	45
Gambar 3. 3 Proses <i>take off hybrid UAV</i> .....	46
Gambar 3. 4 Proses <i>landing hybrid UAV</i> .....	47
Gambar 3. 5 Pengaturan ketinggian pada <i>fixed wing</i> .....	49
Gambar 3. 6 Pengaturan ketinggian pada trikopter.....	49
Gambar 3. 7 Pengaturan sudut <i>yaw</i> pada <i>fixed wing</i> .....	50
Gambar 4. 1 Respon sudut trikopter (a) <i>roll</i> (b) <i>pitch</i> (c) <i>yaw</i> .....	57
Gambar 4. 2 Respon sistem pada saat <i>take off</i> .....	59
Gambar 4. 3 Respon sumbu X pada saat <i>take off</i> .....	59
Gambar 4. 4 Respon <i>take off fixed wing</i> pada (a) sumbu Z, (b) sudut <i>pitch</i> ,.....	61

Gambar 4.5 Respon <i>tracking waypoint fixed wing</i> (a) sumbu X, (b) sumbu Y, (c) sumbu Z .....	63
Gambar 4. 6 Respon sudut <i>yaw</i> .....	64
Gambar 4.7 Energi potensial trikopter (a) sinyal U1, (b) gaya sumbu Z trikopter, (c) energi potensial trikopter.....	65
Gambar 4.8 Energi potensial <i>fixed wing</i> (a) sinyal $\delta e$ , (b) gaya sumbu Z, (c) energi potensial <i>fixed wing</i> .....	66
Gambar 4.9 Nilai bobot mesin.....	67
Gambar 4.10 Respon sistem <i>take off</i> hingga <i>landing</i> .....	68
Gambar 4. 11 Pengaruh sudut <i>pitch</i> terhadap <i>take off</i> dan <i>landing</i> UAV .....	69
Gambar 4.12 Respon sumbu Z pada sumbu X .....	69
Gambar 4.13 <i>Tracking waypoint hybrid</i> UAV .....	70
Gambar 4.14 Respon sudut <i>yaw</i> terhadap <i>tracking waypoint</i> .....	70
Gambar 4. 15 Sudut <i>roll</i> UAV .....	71
Gambar 4.16 Kecepatan UAV.....	72
Gambar 4.17 Energi UAV .....	72
Gambar 4.18 Respon 3D sistem .....	73
Gambar 4.19 Sudut <i>roll</i> dengan <i>noise</i> .....	74
Gambar 4.20 Sudut <i>pitch</i> dengan <i>noise</i> .....	74
Gambar 4.21 Sudut <i>yaw</i> dengan <i>noise</i> .....	75
Gambar 4.22 Respon ketinggian dengan adanya <i>noise</i> .....	75
Gambar 4.23 Respon 3D sistem dengan adanya <i>noise</i> .....	76
Gambar 4.24 Perbandingan kontrol transisi pada (a) metode kecepatan, (b) metode eksponensial, (c) metode energi .....	78
Gambar 4.25 Perbandingan metode transisi terhadap ketinggian UAV.....	79

## DAFTAR TABEL

Tabel 2. 1 Nilai optimum IEP .....	12
Tabel 2. 2 Parameter <i>fixed wing</i> yang digunakan .....	25
Tabel 2. 3 Parameter <i>fixed wing</i> (lanjutan) .....	25
Tabel 2. 4 Parameter pada dinamika <i>fixed wing</i> .....	27
Tabel 3. 2 Koefisien pada model state space gerak longitudinal .....	39
Tabel 4.1 Titik <i>waypoint</i> .....	62
Tabel 4. 2 Nilai RMSE.....	80

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

# BAB 1

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

*Unmanned aerial vehicles* (UAV) memiliki banyak kegunaan dalam bidang militer seperti digunakan dalam keperluan pengawasan, pencarian dan penyelamatan. UAV sendiri terbagi menjadi dua macam yaitu *fixed-wing* UAV dan *rotary wing* UAV, dimana setiap macam dari UAV memiliki keuntungan dan kekurangan masing-masing.

Pada *fixed-wing* memiliki sayap yang kokoh dan memiliki *airfoil* yang ditentukan sehingga mampu mengangkat pesawat maju dengan dorongan dari kecepatan pesawat UAV. Kelebihan utama dari *fixed-wing* UAV adalah terletak pada kecepatan *cruising* yang tinggi, efisiensi saat terbang dan dapat mengangkut muatan yang besar pada jarak yang jauh. Kekurangan pada *fixed-wing* adalah kebutuhan landasan pacu untuk lepas landas dan mendarat.

Pada *rotary wing* terdiri dari rotor sebagai penggerak baling-baling. Jenis *rotary* yang digunakan pada penelitian ini adalah terdiri dari 6 rotor. Baling-baling ditempatkan atas bawah pada tiap lengan drone. Kelebihan utama dari *rotary wing* UAV adalah kemampuan lepas landas dan mendarat secara vertical sehingga pengguna dapat menerbangkannya dari mana saja tanpa memerlukan landasan pacu. Selain itu, *rotary wing* memiliki kemampuan untuk untuk berputar dan bergerak secara dinamis kesegala arah.

Dengan adanya kelebihan dan kekurangan dari *fixed-wing* dan *rotary wing*, maka dilakukan penelitian untuk menggabungkan dua macam UAV yang biasa disebut dengan *Hybrid* UAV agar didapatkan performansi terbang yang terbaik, yaitu dengan digunakan *rotary wing* pada saat VTOL UAV dan digunakan *fixed-wing* pada saat UAV melakukan *cruising*.

Terdapat beberapa penelitian tentang *Hybrid* UAV untuk menangani keadaan transisi antara *fixed-wing* dan *rotary wing*. Pada penelitian [1], dilakukan pengaturan untuk mengubah keadaan dari *rotary wing* menjadi *fixed-wing* dan sebaliknya. Pengaturan dengan memberikan beban pembobot pada masing-masing mesin. Apabila UAV telah mencapai ketinggian tertentu maka akan dilakukan

perhitungan beban pembobot untuk perubahan keadaan dari *rotary wing* menjadi *fixed-wing*. Kelemahan pada penelitian [1] adalah pemberian nilai pembobot yang tidak menyebabkan .

Pada penelitian [2], dilakukan penelitian mengenai pengaturan pemberian bobot pada optimasi waktu dan posisi. Pengaturan yang dilakukan pada penelitian [2] adalah dengan memberikan bobot pada masing-masing state optimasi. Pemilihan bobot dilakukan dengan menggunakan metode genetic algorithm. Dimana nilai jumlahan dari bobot adalah satu.

Pada penelitian [3] dilakukan penelitian mengenai perhitungan energi yang digunakan pada *fixed wing* untuk melakukan *vertical flight*. Perhitungan energi dilakukan dengan melakukan perhitungan kecepatan dan posisi dari *fixed wing*.

Pada penelitian [4] dilakukan penelitian mengenai optimasi energi yang dikonsumsi oleh *quadcopter*. Pada penelitian ini, dilakukan perhitungan energi tiap actuator yang bekerja pada *quadcopter*. Terdapat dua optimasi yang dilakukan, pertama adalah menyelesaikan permasalahan *trajectory* yang meminimumkan konsumsi energi ketika *quadcopter* melakukan misi sederhana. Kedua adalah *trajectory* waktu minimum untuk kebutuhan energi yang dibutuhkan.

Pada penelitian [5] dilakukan penelitian mengenai pengaturan *landing* pada *fixed wing* dengan adanya tiga phase pendaratan yaitu tahap awal *landing*, *gliding* dan yang terakhir adalah *flare*. Untuk mencapai tiga phase tersebut digunakan invers dinamik untuk menghitung posisi ketinggian dari *fixed wing*.

Berdasarkan pada berbagai macam permasalahan dan solusi diatas, maka ide dalam penelitian yang akan diajukan adalah merancang desain pengaturan keadaan transisi dari *rotary wing* menjadi *fixed-wing* ataupun sebaliknya agar UAV dapat melakukan VTOL dan *cruising* yang efisien.

## 1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah dari penelitian ini adalah bagaimana merancang algoritma transisi agar terjadi peralihan mode *rotary wing* menjadi *fixed-wing* atau sebaliknya, performansi gerakan wahana tetap memenuhi spesifikasi yang diberikan.

### 1.3 Tujuan

Tujuan dari penelitian ini adalah memperoleh desain algoritma pengaturan transisi keadaan menggunakan pemberian bobot berdasarkan kecepatan dari UAV, sehingga UAV dapat melakukan *take off* dan *landing* dengan meminimumkan *error tracking*.

### 1.4 Batasan Masalah

Pada usulan penelitian ini terdapat beberapa batasan masalah diantaranya yaitu model yang digunakan adalah *coaxial Trikopter* dengan menggunakan 6 rotor yang ditempatkan atas bawah pada setiap lengan.

### 1.5 Kontribusi

Kontribusi dalam usulan penelitian ini adalah desain algoritma pengaturan keadaan transisi dari *rotary wing* menjadi *fixed-wing* ataupun sebaliknya pada keadaan *vertical take off and landing* agar didapatkan performansi terbang UAV yang efisien dengan memperhitungan efisiensi energi yang digunakan.

### 1.6 Metodologi Penelitian

Metodologi yang digunakan dalam pengerjaan tesis ini sebagai berikut:

#### 1.6.1 Studi Literatur

Langkah pertama adalah melakukan kajian terhadap beberapa pustaka terkait penelitian yang dilakukan. Beberapa pustaka meliputi model matematika *fixed wing*, trikopter, dan *hybrid* UAV, konsep kontrol transisi, konsep MRAC dan konsep Kalman filter.

#### 1.6.2 Perancangan MRAC

Perancangan yang dilakukan meliputi seluruh elemen struktur MRAC terdiri dari *plant*, model referensi, MIT *rule*, dan PID *kontrol*. Perancangan kontroler dilakukan agar sistem dapat mencapai referensi yang diberikan.

### **1.6.3 Perancangan Kontrol Transisi**

Perancangan yang dilakukan meliputi perancangan perhitungan energi pada masing-masing mesin, pengaruh perubahan energi terhadap perubahan posisi ketinggian UAV dan pengaturan perubahan aktifnya mesin terhadap perubahan energi pada UAV.

### **1.6.4 Simulasi dan Analisa Sistem**

Melakukan pengujian terhadap sistem dan kontroler yang telah dibuat. Setelah melakukan simulasi, analisa apakah hasil pengujian sesuai dengan tujuan yang ditetapkan. Apabila memenuhi tujuan, maka penelitian telah berhasil dan apabila belum memenuhi maka perlu dikaji lebih lanjut solusi atau gagasan alternatif agar tujuan yang telah ditetapkan dapat dicapai.

### **1.6.5 Penarikan Kesimpulan**

Kesimpulan diperoleh sesuai dengan hasil pengujian dan analisis hasil pengujian.

### **1.6.6 Penyusunan Buku Tesis**

Penulisan laporan buku tesis pada penelitian dilakukan sebagai dokumentasi dari hasil penelitian yang dilakukan.



## **BAB 2**

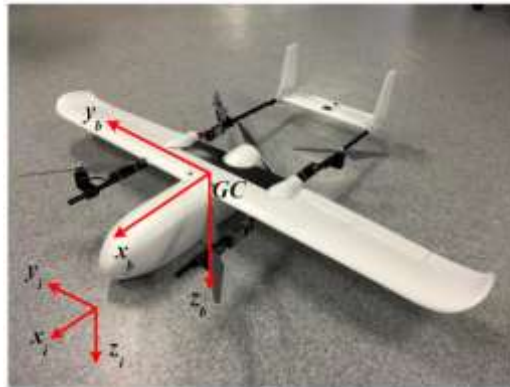
### **KAJIAN PUSTAKA**

#### **2.1 Kajian Penelitian Terkait**

Pada sub-sub ini menjelaskan penelitian terakhir yang telah dilakukan mengenai pengaturan transisi pada kasus *Hybrid vertical take off and landing*. Penggunaan berbagai macam metode untuk mendapatkan respon yang diinginkan agar terjadi perubahan transisi yang bertahap, dimana apabila terjadi perubahan aktifnya mesin, rotor dari masing-masing mesin tadka langsung mati tetapi kecepatannya dapat berkurang secara bertahap.

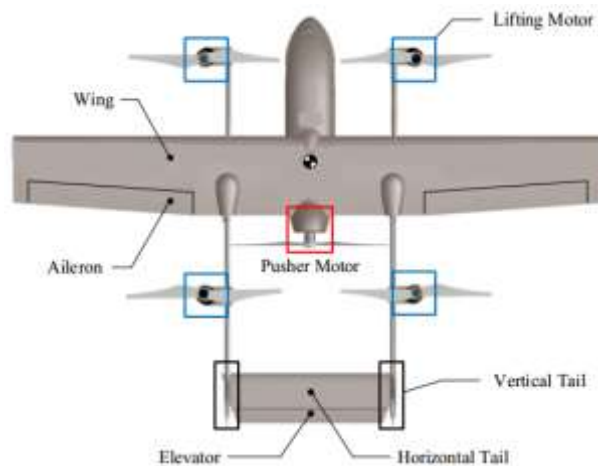
##### ***2.1.1 Development and Experimental Verification of a Hybrid Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [1]***

Penelitian yang dilakukan Haowei Gu dkk, bertujuan untuk merancang *Hybrid vertical takeoff and landing* (VTOL) pada UAV. Perancangan dilakukan dengan menganalisa aerodynamic, desain mekanik dan perancangan kontroler. Model UAV yang digunakan adalah *fixed wing* yang digabung dengan *quadcopter* dimana setiap bagian tersbut memiliki fungsi masing–masing untuk pergerakan pada UAV. Seperti pada *fixed wing* memiliki beberapa keunggulan seperti memiliki kecepatan *cruising* yang cukup tinggi dan efisiensi pada saat terbang yang berarti “meraka” bisa mengerjakan beberapa tugas yang dibutuhkan oleh UAV untuk membawa beban yang cukup berat atau memiliki daya tahan yang cukup. Bagaimanapun, *fixed-wing* memiliki beberapa kelemahan. *Fixed wing* membutuhkan tempat yang cukup luas untuk melakukan *take off* dan mendarat. *Rotary wing* pada UAV membutuhkan luas daerah yang tidak terlalu luas untuk melakukan *take off landing* secara vertical. Tetapi *rotary wing* tidak memiliki daya tahan yang cukup tinggi. Sehingga pada paper ini dibuat UAV yang memiliki ketahanan cukup tinggi dan bisa melakukan VTOL.



Gambar 2. 1 *Hybrid UAV*

Dual-system VTOL pada UAV memiliki dua sistem propulsi yang independen untuk hover dan perubahan ketinggian. UAV melakukan *take off* secara vertical dengan menggunakan *rotary wing*. Selama phase ini, motor pendorong pada *fixed wing* tidak aktif sehingga UAV akan bekerja seperti quadcopter. Setelah mencapai ketinggian yang diinginkan, UAV akan berubah mode dari *rotary wing* menjadi *fixed wing* untuk mendorong UAV agar dapat terbang dengan mengaktifkan motor pendorong. Untuk mengatur posisi dari UAV dilakukan dengan pengaturan pada actuator *fixed wing* seperti aileron, elevator dan rudder.

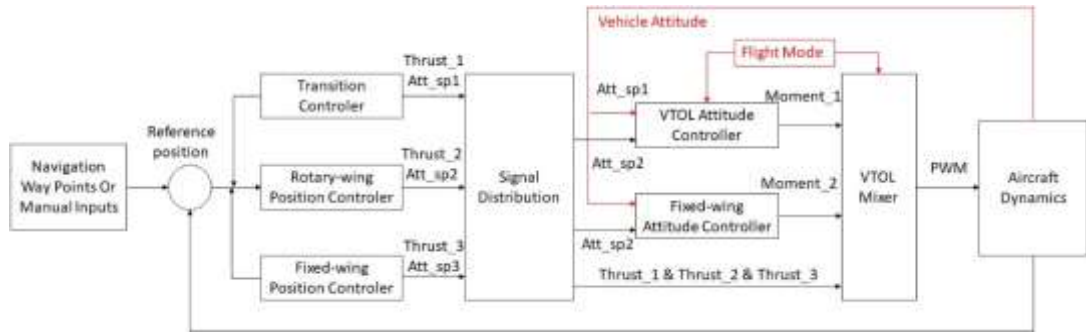


Gambar 2.2 Bagian-bagian *hybrid UAV*

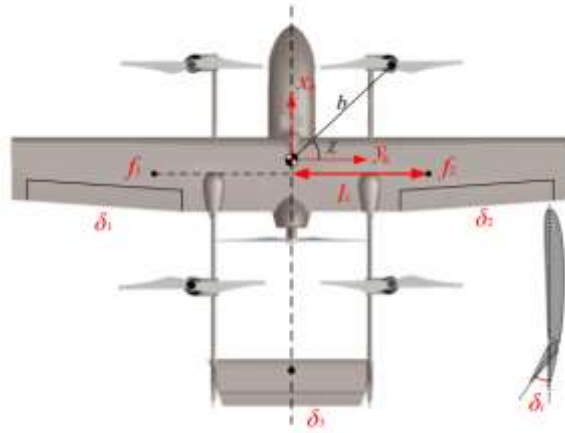
Pengaturan sistem terbang dari UAV yang dibuat terdapat Pada gambar (2.3). Terdapat 3 level pada sistem UAV: pengaturan posisi, pengaturan sikap terbang UAV, dan VTOL mixer.

Pada level pertama terdapat tiga pengaturan posisi: pengaturan transisi, pengaturan posisi *rotary wing*, dan pengaturan posisi *fixed-wing*.

Pada pengaturan level yang kedua adalah terdapat dua pengaturan attitude: pengaturan attitude *fixed wing*, dan pengaturan attitude VTOL. Sementara pengaturan attitude dari *fixed wing* menghitung moment yang diinginkan dari error attitude, pengaturan attitude VTOL akan terjadi transisi pada *rotary wing* dengan menghitung moment yang diinginkan, tergantung dari flight mode saat itu.



Gambar 2. 3 Blok diagram *flight system kontrol*



Gambar 2. 4 Konfigurasi pesawat

Pada VTOL mixer

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_l (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\delta} \delta_1) \\ f_2 &= \frac{1}{2} \rho V^2 S_r (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\delta} \delta_2) \end{aligned} \quad (2.1)$$

dimana  $\rho$  adalah massa jenis udara,  $V$  adalah kecepatan angin, sedangkan  $S_l$  dan  $S_r$  adalah luas area sayap kiri dan kanan.  $\alpha$  adalah *attack angle* yang bernilai 0 dan  $\delta_i = 0$ .

$$M_{aero} = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\delta} \delta_3) \bar{c} \quad (2.2)$$

*Rudder* tidak digunakan pada pesawat ini, sehingga momen gaya yang dihasilkan dari *fixed wing* terdapat pada persamaan (2.3) sedangkan momen gaya yang dihasilkan oleh *rotary wing* terdapat pada persamaan (2.4).

$$\begin{bmatrix} \frac{2M_{Tx}}{V^2 S_l l_1 C_{L_\delta}} \\ \frac{2M_{Ty}}{V^2 S \bar{c} C_{m_\delta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

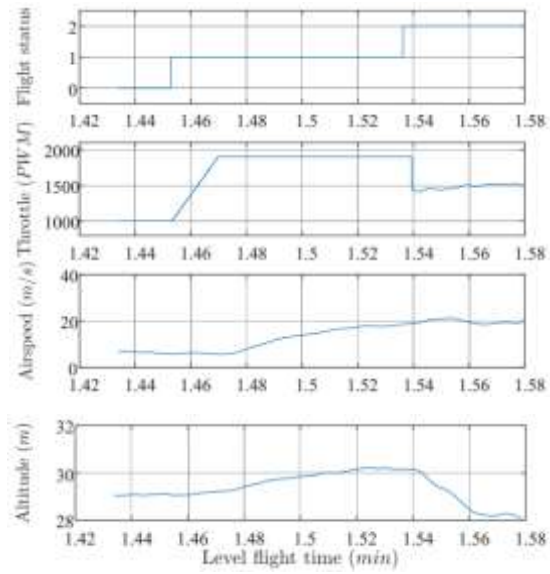
$$\begin{bmatrix} \frac{F_{Tz}}{\cos(\delta)} \\ \frac{M_{Tx}}{\sin(\delta) d + \kappa \cos(\delta)} \\ \frac{M_{Ty}}{(\cos(\delta) d - \kappa \sin(\delta)) \sin(\chi)} \\ \frac{M_{Tz}}{(\cos(\delta) d - \kappa \sin(\delta)) \cos(\chi)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$T_i = c_t \bar{\omega}_i^2 (i = 1, 2, 3, 4) \quad (2.5)$$

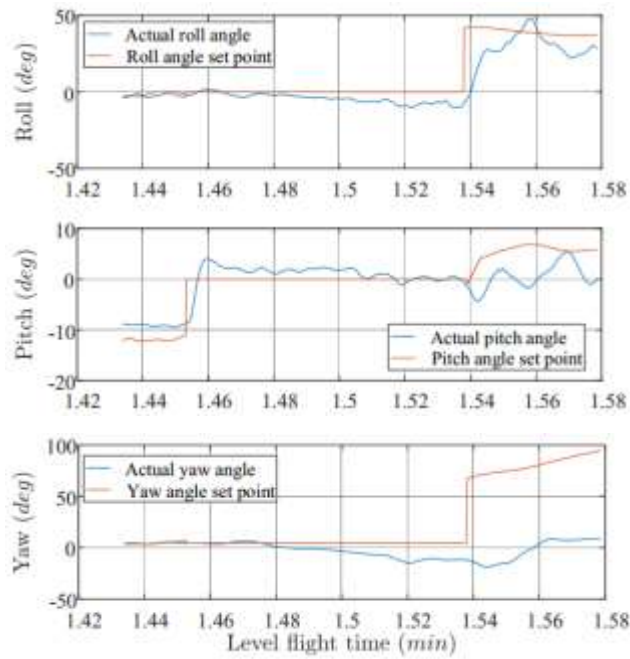
$$\kappa = \frac{c_q}{c_t} \quad (2.6)$$

Momen *roll* dan *pitch* bisa dihasilkan dari persamaan (2.3) atau oleh perbedaan gaya *thrust* pada motor seperti pada persamaan (2.4). Pada implementasi terdapat *weighting factor*  $\alpha$  untuk kontribusi moment dari kontrol *fixed wing* dan *rotary wing*. Nilai dari *weighting factor*  $\alpha$  berada diantara nol hingga satu, tergantung dari keadaan UAV saat terbang. Pada mode *fixed-wing*,  $\alpha = 0$  dan hanya membutuhkan *fixed wing* agar UAV dapat terbang. Pada *rotary wing*,  $\alpha = 1$ , momen yang dibutuhkan adalah untuk menggerakkan 4 rotor pada *rotary wing*. Pada mode *transition*, dibutuhkan momen untuk mengatur *fixed wing* dengan mengatur  $1 - \alpha$  dan  $\alpha$  adalah

$$\alpha = 1 - \left( \frac{V}{V_T} + 0,2 \right) \quad (2.7)$$



Gambar 2.5 Respon sistem saat terjadi transisi



Gambar 2.6 Respon sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*

Dari persamaan  $\alpha$  yang diberikan dapat dilihat kekurangan dari paper ini. Dimana pada persamaan tersebut dapat dilihat jika *rotary wing* dan *fixed wing* akan selalu aktif secara bersamaan apabila terjadi pada mode transisi. Mode *take off* akan menggunakan mode *rotary wing* dengan menghitung momen *roll* pada persamaan (2.3).

Dari paper ini, penulis mendapatkan ide tentang pengaturan perubahan aktifnya mesin pada UAV agar perubahan tersebut dapat dilakukan secara perlahan. Kekurangan dari paper diatas adalah persamaan yang digunakan untuk menentukan bobot masih membuat kedua mesin tetap aktif dan tidak membuat salah satu mesin mati.

### ***2.1.2 Integrated Optimization of Trajectory Planning for Robot Manipulators Based on Intesified Evolutionary Programming [2]***

Pada paper ini membahas mengenai *optimal trajectory planning* pada robot manipulator. Terdapat dua macam performansi indeks yang digunakan yaitu optimum waktu dan optimum energi yang digunakan oleh robot. Algoritma optimal waktu dapat disebut dengan optimum energi mekanik pada aktuator yang dilakukan berdasarkan pendekatan gaya kinematik. Algoritma *planning* pada *tracking* dirancang berdasarkan dua macam indeks performansi. Terdapat beberapa perancangan algoritma *planning* yang digunakan untuk memenuhi dua indeks performansi. Tetapi, terdapat beberapa kekurangan yang akan muncul pada algoritma *integrated optimization* yang terdiri dari dua indeks performansi. Untuk mengurangi beberapa kekurangan, digunakan *integrated optimization algorithms* berdasarkan analisa dari trayektori *tracking* robot manipulator. Berikut beberapa kekurangan dari dua indeks performansi:

1. Choi (2000) menunjukkan jika terdapat kesulitan untuk mendapatkan persamaan dinamika yang akurat pada beberapa keadaan dan pendekatan kinematika menjadi lebih sesuai daripada pendekatan dinamik.
2. Pada sisi lain, terdapat beberapa kekurangan yang ditemukan pada optimisasi multi-objek pada metode nilai pembobot. Kekurangan dari metode ini bisa disimpulkan pada dua hal. Nilai koefisien pembobot digunakan secara langsung dan tidak dapat menampilkan karakter dari indeks performansi pada beberapa keadaan. Hal ini dapat menyebabkan beberapa eror.

Robot dianggap sebagai *knot point* yang saling berurutan pada *joint space*. Apabila  $p_1, p_2, \dots, p_n$  pada *joint space*  $\{t_1, t_2, \dots, t_n\}$ , sehingga interval waktu antara  $t_i$  dan  $t_{i+1}$  adalah  $h_i = t_{i+1} - t_i$ .

Pada *integrated optimization dari trajectory planning* dari robot manipulator, kombinasi dari total waktu pada robot manipulator dan energi mekanik yang digunakan pada sistem ditentukan berdasarkan performansi indeks. Berikut persamaan yang digunakan

$$TF = \zeta_1 \left( \sum h_i \right) + \zeta_2 \left( \alpha \sum u_i^T \dot{P}_i \right)^2 h_i \quad (2.8)$$

dimana  $\zeta_1$  dan  $\zeta_2$  adalah nilai pembobot, dimana  $\zeta_1 + \zeta_2 = 1$ .  $\alpha$  adalah koefisien fleksibel karena adanya perbedaan perhitungan pada nilai waktu dan energi, hal ini tidak akan berjalan apabila nilai dari pembobot digunakan secara langsung.  $\alpha$  digunakan untuk menyeimbangkan perhitungan waktu dan energi. Fungsi objectif dari sistem dapat ditulis pada persamaan berikut:

$$f(x) = \zeta_1 \left( \sum h_i \right) + \zeta_2 \left( \alpha \cdot \sum \left( u_i^T \dot{P}_i \right)^2 h_i \right) \quad (2.9)$$

Operator mutasi yang digunakan adalah dengan menggunakan persamaan berikut:

$$X'(i) = X(i) + \sqrt{\mu_i F(X) + \rho_i} \cdot N_i(0, \hat{\sigma}) \quad (2.10)$$

Selanjutnya akan dilakukan evaluasi pada setiap individu dengan menggunakan persamaan berikut:

$$EE_k = \Phi(X_k) \left[ F(X_k) / \max \left\{ F(X_k), F(Y_i^{(k)}) \right\} \right] \quad (2.11)$$

$\lceil \cdot \rceil$  adalah pembulatan,  $X_k$  adalah individu,  $EE_k$  adalah nilai dari individu  $Y_i^{(k)} \left( \in \{Y_1^{(k)}, Y_2^{(k)}, \dots, Y_H^{(k)}\} \right)$  dengan nilai fitness  $F(Y_i^{(k)})$  lebih kecil daripada  $F(X_k)$ .

Pemilihan bobot dilakukan dengan menggunakan metode algoritma genetik. Berikut algoritma dari pemilihan bobot pada paper ini:

---

**ALGORITHM IEP\***

*/\* Initialization \*/*  
Generate an initial population  $P_{\text{population}}(g)$ ;  
Repeat  
    */\* Evaluation using equations introduced in Section III/A \*/*  
    For  $P_{\text{population}}(g)$  Do Evaluation( $P_{\text{population}}(g)$ );  
    */\* Mutation using equations introduced in Section III/B \*/*  
    */\* Selection using equations introduced in Section III/C \*/*  
    */\* Crossover \*/*  
    If Evolution of  $P_{\text{population}}(g)$  is in final phase  
        Then Crossover( $P_{\text{population}}(g)$ );  
Until Stopping\_Criteria are met;  
Return best individual from  $P_{\text{population}}(g)$ ;  
End IEP\*;

---

Tabel 2. 1 Nilai optimum IEP

Optimum Results $\alpha = 0.01$	$Min TF = \zeta_1 \left( \sum h_i \right) + \zeta_2 \left( \alpha \sum (u_i^T \dot{P}_i)^2 h_i \right)$					Min TF
	$\zeta_1 = 0.0$ $\zeta_2 = 1.0$	$\zeta_1 = 0.5$ $\zeta_2 = 0.5$	$\zeta_1 = 0.8$ $\zeta_2 = 0.2$	$\zeta_1 = 0.9$ $\zeta_2 = 0.1$	$\zeta_1 = 1.0$ $\zeta_2 = 0.0$	
$h_1(s)$	6.95000	0.32202	0.49239	0.69647	0.96093	0.48546
$h_2(s)$	10.00000	6.66650	4.97300	3.86908	3.39768	6.45106
$h_3(s)$	10.00000	6.66650	5.50177	4.68543	3.16738	6.66650
$h_4(s)$	10.00000	4.76464	5.35334	5.35334	5.71557	4.76464
$h_5(s)$	10.00000	5.71557	5.35334	5.50177	5.71557	5.71557
$h_6(s)$	10.00000	6.65907	5.14926	4.75964	3.57598	6.65907
$h_7(s)$	10.00000	7.61000	5.93777	5.40900	4.76464	7.61000
$h_8(s)$	3.35000	2.06044	2.08797	2.11580	2.62505	2.14959
$h_9(s)$	10.00000	4.82408	4.79674	4.76891	3.81371	4.76464
$h_{10}(s)$	5.98000	3.82114	2.62601	2.68167	2.62505	2.96679
$h_{11}(s)$	0.55000	0.53004	0.75213	0.75213	0.78263	0.96093
$\sum h_i(s)$	<b>86.8300</b>	<b>49.6400</b>	<b>43.0237</b>	<b>40.5932</b>	<b>37.1442</b>	<b>49.19443</b>
$\sum E_{ct} h_i$	2739.44	3569.49	4697.70	5913.39	11783.3	3631.86
Min TF	27.3944	42.6675	43.8144	42.4473	37.1442	14.9948

Berdasarkan dari permasalahan optimisasi, algoritma IEP bertujuan untuk menyelesaikan model optimasi yang sesuai. Penerapan algoritma IEP pada robot

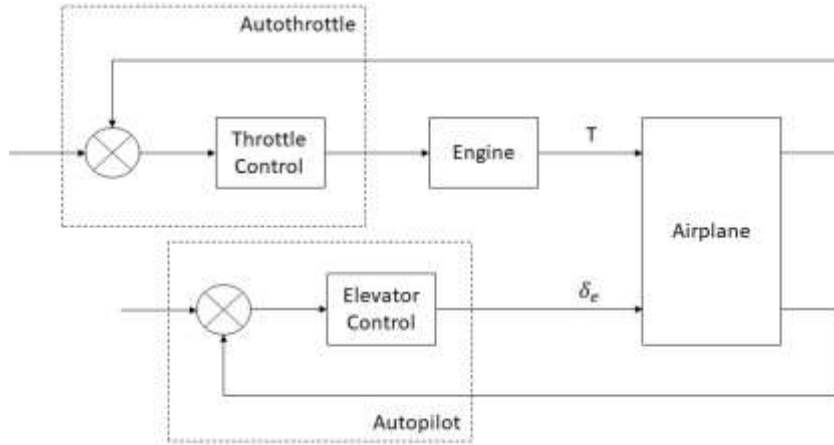


Stanford dengan enam joint menunjukkan bahwa algoritma dapat digunakan untuk permasalahan optimasi tersebut dan menghasilkan solusi yang relatif baik, yaitu mampu memenuhi kriteria konstrain yang diberikan juga menghasilkan waktu dan energi minimum, yang mana multi objektif ini merupakan keunggulan utama dari paper, tetapi ini juga merupakan kelemahan, karena perhitungan waktu dan energi yang berbeda sehingga tidak bisa langsung digunakan. Walaupun di paper dikenalkan sebuah koefisien untuk menjembantani permasalahan tersebut, pemilihan nilai ini, yang mana adalah krusial, tidak diturunkan dengan jelas.

### **2.1.3 *Vertical Flight Path and Speed Kontrol Autopilot Design Using Total Energi Principle* [3]**

Paper ini membahas mengenai sistem pengaturan sikap terbang dengan mengatur sikap terbang pesawat saat keadaan longitudinal dan kontrol kecepatan dari pesawat. Pengaturan dilakukan dengan mengatur mengatur autopilot dan autothrottle pesawat untuk melakukan gerak *pitch*. Pada perancangan ini, gaya *thrust* dihitung berdasarkan total energi yang harus dipenuhi agar pesawat dapat melakukan flight path dan kecepatan yang diharapkan. Pengaturan elevator pesawat dihitung dengan menggunakan distribusi energi antara *flight path* dan kecepatan. Pengaturan engine dilakukan untuk dihasilkan gaya *thrust* yang dapat membuat pesawat dapat terbang. Perancangan dilakukan dengan menggabungkan strategi kontrol dan hirarki untuk dapat dilakukan pengaturan secara sistematis dan efektif dengan semua operasional pesawat yang dibutuhkan.

Sistem pengaturan autopilot dan throttle ditunjukkan pada Gambar 2.7. Secara umum, autopilot digunakan untuk mengatur *flight path* pesawat, sedangkan pengaturan *autothrottle* digunakan untuk mengatur kecepatan.



Gambar 2.7 Pengaturan throttle dan elevator

Sudut potensial jalur terbang digunakan untuk mengatur gaya *thrust* yang dibutuhkan untuk dapat mengikuti jalur terbang yang diharapkan. Berikut merupakan persamaan yang digunakan:

$$\Upsilon_p = \Upsilon + \dot{V}/g = \frac{T-D}{W} \quad (2.12)$$

Sinyal  $\Upsilon_p$  bisa dikaitkan dengan total energi pada pesawat dengan menggunakan persamaan berikut:

$$\begin{aligned} E &= Wh + 1/2(W/g)V^2 \\ \dot{E} &= W(\dot{h} + V\dot{V}/g) \\ \dot{E} &= VW(\Upsilon + \dot{V}/g) \\ \dot{E}_s &= V\Upsilon_p \end{aligned} \quad (2.13)$$

sehingga dari persamaan tersebut maka dapat dihitung gaya *thrust* yang dibutuhkan oleh pesawat:

$$E_{cf} = m \left( \gamma(t) + \frac{\dot{V}(t)}{g} \right) D(t) \quad (2.14)$$

$$D(t) = \frac{1}{2} \rho v^2(t) S C_D(t) \quad (2.15)$$

$$C_D(\alpha) = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha(t) \quad (2.16)$$

$$\gamma = \dot{h}/V \quad (2.17)$$

dimana

$m$	= Berat pesawat
$\gamma$	= Sudut arah terbang
$\dot{h}$	= Kecepatan vertikal
$h$	= Ketinggian
$g$	= Gravitasi
$\dot{V}$	= Percepatan
$V$	= <i>airspeed</i>
$D$	= Drag

*Thrust control* digunakan untuk memenuhi peningkatan energi yang dibutuhkan, eror energi tetap akan terjadi apabila pada *flight path* yang terlalu tinggi atau pada percepatan yang sangat rendah. Pengaturan pada elevator dilakukan untuk menyelesaikan masalah ini, dengan menggunakan kontrol rotasi yang nantinya akan mempengaruhi total energi yang digunakan oleh pesawat. Besar energi yang digunakan bisa didapatkan dari *feedback path angle error*  $\gamma_\epsilon$ , atau percepatan pada elevator  $\dot{V}_\epsilon/g$ . Dari paper ini penulis menggunakan persamaan perhitungan energi yang digunakan oleh *fixed wing* untuk melakukan gaya *thrust* pada UAV.

Sistem kontrol berbasis energi yang dikenalkan mampu memberikan performa yang relatif baik. Metode yang dikenalkan menghilangkan overlap dari fungsi tiga sistem kontrol yang umumnya digunakan yaitu *flight kontrol*, *autothrottle*, dan navigasi. Walaupun begitu struktur kontrol yang dikembangkan sangat bergantung pada *coupling control* antara elevator dan *thrust*, yang mana ini memiliki keterbatasan yaitu mengharuskan rasio gain antara *throttle* dan elevator adalah sama dan respon antara *pitch* dan *thrust* harus sama.

#### **2.1.4 Trajectory Optimisation for a Quadrotor Helicopter Considering Energi Consumption [4]**

Pada paper ini membahas mengenai konsumsi energi yang digunakan oleh quadrotor yang dibangkitkan oleh tiap-tiap rotor untuk menjaga agar quadrotor tetap

pada keadaan terbang. Pada konsep ini terdapat dua konsep kontrol optimal yang harus diselesaikan. Pertama adalah minimum kontrol energi untuk menghitung lintasan yang diharapkan dan konfigurasi akhir pada kecepatan sudut rotor. Yang kedua adalah kontrol optimal waktu yang didapatkan dari energi yang diharapkan. Tetapi pada paper ini, penulis hanya menggunakan optimisasi yang diberikan pada energi quadrotor

Permasalahan optimisasi *trajectory* disini berfungsi untuk mencari lintasan pada quadrotor yang meminimumkan energi yang digunakan dengan mempertimbangkan kendala pada state dan input. Awalnya, ditentukan terlebih dahulu energi yang digunakan oleh UAV seperti pada persamaan (2.19).

$$E_c = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{j=1}^4 \tau_j(t) \omega_j(t) dt \quad (2.18)$$

dengan  $\tau_j(t)$  adalah besar torsi yang dibangkitkan oleh motor  $j$  dan  $\omega_j(t)$  adalah kecepatan rotor pada saat  $t$ . Dengan menggunakan persamaan (3) untuk keempat motor, maka persamaan (6) bisa ditulis sesuai dengan persamaan (2.19). Dinamika motor dapat ditulis pada persamaan (2.18).

$$J \frac{\partial \omega(t)}{\partial t} = \tau(t) - Q_f(\omega(t)) - D_v \omega(t) \quad (2.19)$$

dimana  $J$  adalah gaya inersia dari motor,  $Q_f(\omega(t))$  adalah torsi peredaman, sedangkan  $D_v$  adalah koefisien *viscous damping*.

$$E_c = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{j=1}^4 (\dot{\omega}_j(t) + \kappa_\tau \omega_j^2(t) D_v \omega_j(t)) \omega_j(t) dt \quad (2.20)$$

Efisiensi pada motor dc brushless digunakan untuk actuator pada helicopter adalah fungsi torsi dan kecepatan dari rotor sesuai dengan persamaan (2.21-2.22)

$$f_r(\tau(t), \omega(t)) = a(\omega(t)) \tau^3(t) + b(\omega(t)) \tau^2(t) + c(\omega(t)) \tau(t) + d(\omega(t)) \quad (2.21)$$

$$\begin{aligned}
a(\omega(t)) &= a_1\omega^2(t) + b_1\omega(t) + c_1 \\
b(\omega(t)) &= a_2\omega^2(t) + b_2\omega(t) + c_2 \\
c(\omega(t)) &= a_3\omega^2(t) + b_3\omega(t) + c_3 \\
d(\omega(t)) &= a_4\omega^2(t) + b_4\omega(t) + c_4
\end{aligned} \tag{2.22}$$

dengan begitu, besar energi yang digunakan dapat dihitung dengan menggunakan persamaan (2.23)

$$E_c = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{j=1}^4 \frac{(\dot{\omega}_j(t) + \kappa_\tau \omega_j^2(t) D_v \omega_j(t))}{f_{r,j}(\tau_j(t), \omega_j(t))} \omega_j(t) dt \tag{2.23}$$

Kontrol optimal dapat ditulis sesuai dengan persamaan (10), dimana  $E_c(t_f)$  adalah *cost function*.

$$\min_{(\omega_j, \tau_j)} E_c(t_f)$$

subject to

$$m\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) T$$

$$m\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) T$$

$$m\ddot{z} = (\cos \phi \cos \theta) T - mg$$

$$I_x \ddot{\phi} = (I_y - I_z) \dot{\theta} \dot{\psi} + J \dot{\theta} \dot{\varpi} + l u_1$$

$$I_y \ddot{\theta} = (I_z - I_x) \dot{\phi} \dot{\psi} - J \dot{\phi} \dot{\varpi} + l u_2$$

$$I_z \ddot{\psi} = (I_x - I_y) \dot{\phi} \dot{\theta} + u_3$$

Pada paper ini digunakan dua kontrol optimal untuk minimum energi. Kedua metode tersebut mampu menyelesaikan permasalahan minimum energi secara optimal, pertama adalah menyelesaikan permasalahan *trajectory* yang meminimumkan konsumsi energi ketika *quadcopter* melakukan misi sederhana. Kedua adalah *trajectory* waktu minimum untuk kebutuhan energi yang dibutuhkan.

### 2.1.5 Kontrol of Aircraft Landing using the Dynamic Inversion and H-inf Kontrol [5]

Pada paper ini berfokus pada pengaturan pesawat pada saat kondisi longitudinal selama *landing* dengan menggunakan linearisasi dinamika pesawat,

dengan mempertimbangkan perubahan angin dan kesalahan dari sensor. Tujuannya adalah untuk merancang sebuah sistem pengaturan pendaratan pada keadaan longitudinal pesawat menggunakan konsep invers dinamika pesawat. Sistem pendaratan yang dibuat terdiri dari:

1. Optimal observer digunakan untuk memperkirakan vektor eror yang disebabkan oleh angin dan eror sensor.
2. Dua model referensi yaitu ketinggian dan kecepatan untuk lintasan pendaratan.
3. Kompensator dinamik mengatur sinyal kontrol. Input dari model referensi adalah altitude dan kecepatan yang dihitung menggunakan persamaan geometri dari dua stage keadaan pendaratan.

Vektor output ( $z$ ) terdiri dari ketinggian dan kecepatan pesawat, gangguan dari sistem dari gerakan angin dan kesalahan pengukuran dari sensor. Referensi ketinggian, kecepatan dan perubahan sudut diberikan pada model dengan memperhatikan persamaan geometri pendaratan pesawat.

$$\dot{x} = Ax + Bu + Gu_w \quad (2.24)$$

dengan vektor state  $x = [u \ w \ q \ \theta \ H \ \delta_e \ \delta_T]^T$ , dimana pengaturan hanya dilakukan pada elevator dan throttle, vektor sinyal kontrol  $u = [\delta_{ec} \ \delta_{Tc}]^T$  dan vektor gangguan  $u_w = [V_{wx} \ V_{wz}]^T$ .

Pendaratan yang dilakukan melalui tiga tahap: pendekatan awal, glide slope, dan flare. Selama pendekatan awal, pilot mengurangi ketinggian menjadi 420 m diatas tanah. Pada jarak 4 mil dari landasan pacu, sinyal dari glide slope diberikan; sudut *pitch*, attitude dan kecepatan harus diatur agar pesawat dapat mempertahankan kecepatan agar selalu konstan; sudut *pitch* antara -5 hingga 5 derajat. Pada ketinggian 30 m diatas tanah, sistem pengaturan slope angle diberikan dan maneuver flare dilakukan.

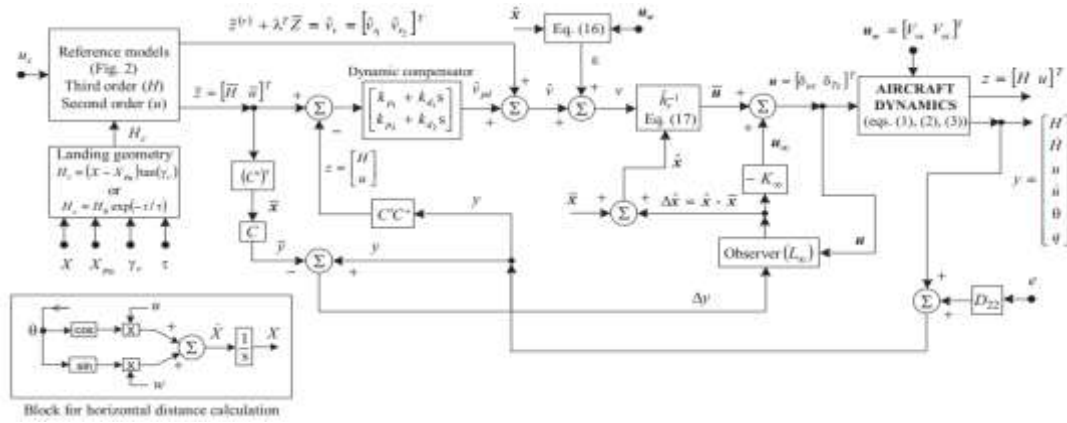
$z = [H \ u]^T = C'x$  state tersebut terdiri dari variabel output sistem kontrol/able.

Sistem vektor output ( $y$ ), tanpa adanya eror sensor sehingga persamaan menjadi

$y = [H \quad \dot{H} \quad u \quad \dot{u} \quad \theta \quad q]^T = C'x$ . Jika eror sensor dihitung, maka vektor output menjadi persamaan berikut  $y = Cx + D_{22}e$ , dimana  $e$  adalah vektor eror, sedangkan  $D_{22}$  adalah matriks positif definit.

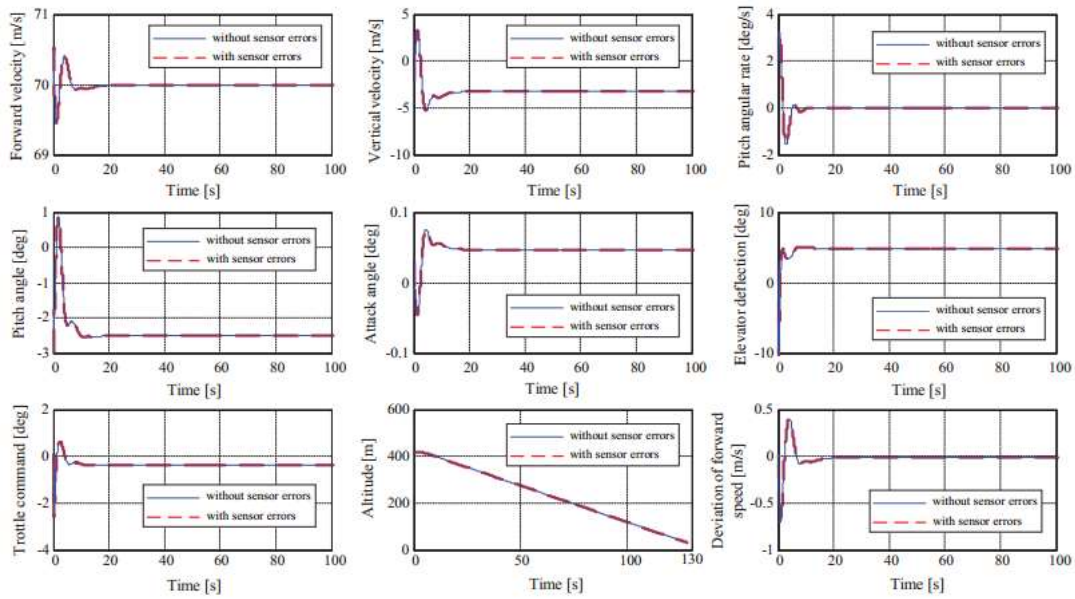
Prinsip invers dinamik dari vektor  $\bar{z}$  digunakan pada paper ini, maka dapat dihitung  $\bar{x}$  (state yang diinginkan dari sistem) dan  $\bar{u}$  (sinyal kontrol yang diinginkan) dengan memperhatikan  $\bar{z}$  dan, vektor  $\bar{y}$  sehingga persamaan sistem akan menjadi

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B\bar{u}, \bar{z} = C'\bar{x}, \bar{y} = C\bar{x} \quad (2.25)$$



Gambar 2.8 Blok diagram pengaturan *landing* pesawat

Pada gambar 2.8 menampilkan sistem *landing* menggunakan kompensator dinamik, invers dinamik dan H-inf. d  $\hat{v}_r = \bar{z}^{(r)} + \lambda \bar{z}$  dan  $\bar{z}$ . Nilai  $H_c$  didapatkan dari persamaan geometric dengan  $H_c = (X - X_{p0}) \tan(\gamma_c)$  untuk *glide slope* dan  $H_c = H_0 \exp(-t/\tau)$  untuk *flare*. Nilai  $\hat{v}$  yang diharapkan menggunakan simbol  $\hat{v}_r$  pada blok model referensi dan output kompensator dinamika menggunakan simbol  $\hat{v}_{pd}$ . Untuk menghitung nilai  $k_{p1}, k_{p2}, k_{d1}, k_{d2}$  menggunakan persamaan karakteristik sistem *close loop*.



Gambar 2. 9 Respon sistem ketika tahap *glide slope*

Kelebihan dari paper ini adalah sistem kontrol yang dirancang mampu mengkompensasi kesalahan yang terjadi pada sensor dan adanya gangguan yang diakibatkan oleh angin yang terus menerus. Kekurangan dari paper ini adalah kontrol yang digunakan hanya terbatas pada pengaturan gerak longitudinal sedangkan gangguan angin mampu mengubah heading dari pesawat ditambah dengan kerusakan yang diakibatkan oleh sensor memungkinkan pesawat melakukan pendaratan pada tempat yang tidak diharapkan.

## 2.2 Teori Dasar

Untuk mendukung penelitian yang akan dilakukan, dibutuhkan beberapa dasar teori yang akan dipergunakan. Pembahasan pada dasar teori ini meliputi model *fixed wing*, model trikopter, SVD (*Singular Value Decomposition*), dan kontrol MRAC (*Model Reference Adaptive Control*).

## 2.3 Pemodelan *Fixed wing* [6]

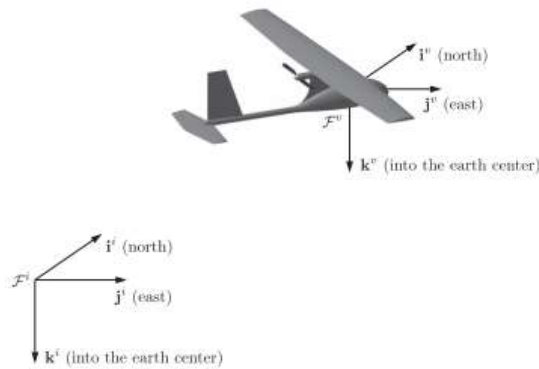
Pada pemodelan *fixed wing*, akan dilakukan analisa dari *frame* koordinat UAV, *wind triangle*, parameter yang diperlukan pada pemodelan *fixed wing*, kinematika dan dinamika *fixed wing*.



### 2.3.1 Frame Koordinat UAV

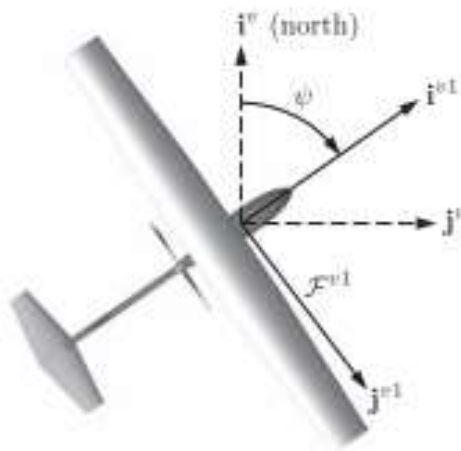
Untuk menentukan arah vektor dari UAV maka digunakan koordinat Cartesian. Pada bagian ini membahas berbagai koordinat pada sistem yang digunakan pada UAV dimulai dari posisi dan orientasi UAV dan sensor, dan transformasi antara koordinat sistem. Pada setiap koordinat memiliki inisialisasi yang berbeda. Koordinat frame yang digunakan:

- *Inertial frame* ( $f^i$ ) : *Frame* ini adalah *frame* dari bumi dan biasa disebut *North-East-Down (NED) frame*.
- *Vehicle frame* ( $f^v$ ) : Pusat dari *vehicle frame* adalah pusat massa UAV. Sumbu pada *vehicle frame* sesuai dengan sumbu *inertial frame*.



Gambar 2.10 *Vehicle frame*

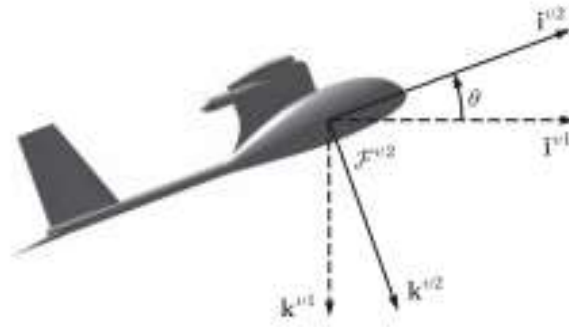
- *Vehicle-1 frame* ( $f^{v1}$ ) : Pada *frame vehicle-1* adalah rotasi UAV pada sudut ( $\psi$ ) dengan menggunakan kaidah tangan kanan.



Gambar 2. 11 *Vehicle-1 frame*

dimana,  $i^{v1}$  adalah arah hidung UAV,  $j^{v1}$  adalah arah sumbu sayap kanan, sedangkan  $k^{v1}$  bersesuaian dengan  $k^v$  dan arah menuju bumi.

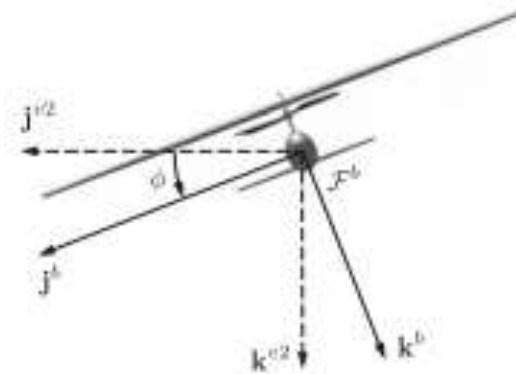
- *Vehicle-2 frame* ( $f^{v2}$ ) : Pada frame *vehicle-2* adalah rotasi UAV pada sudut ( $\theta$ ) dengan menggunakan kaidah tangan kanan



Gambar 2. 12 *Vehicle-2 frame*

Dimana,  $i^{v2}$  adalah arah hidung UAV,  $j^{v2}$  adalah arah sumbu sayap kanan, sedangkan  $k^{v2}$  merupakan arah tegak lurus UAV menuju bumi.

- *Body frame* ( $f^b$ ) : Rotasi *body frame* terhadap sudut *roll* ( $\phi$ ) dengan menggunakan kaidah tangan kanan.



Gambar 2.13 *Body frame*

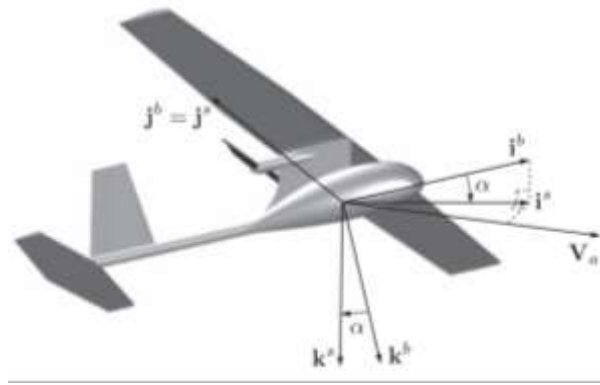
Dimana,  $i^b$ ,  $j^b$ , dan  $k^b$  adalah unit vektor dari badan UAV dimana badan UAV sebagai arah sumbu  $x, y$  dan  $z$ .

Apabila semua bentuk transformasi pada *vehicle frame* dan *body frame* digabungkan maka akan menjadi persamaan berikut

$$\mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) = \mathcal{R}_{v2}^b(\phi) \mathcal{R}_{v1}^{v2}(\theta) \mathcal{R}_v^{v1}(\psi) \quad (2.26)$$

$$\mathcal{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix}$$

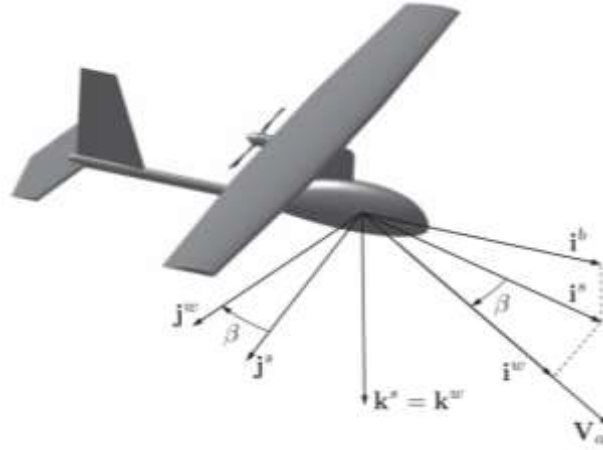
*Stability frame* ( $f^s$ ) adalah sudut yang dihasilkan antara rotasi badan pesawat pada sumbu  $y^b$  terhadap . Gaya aerodinamis terjadisaat gerakan dari UAV dipengaruhi oleh udara yang berada pada sekitar pesawat, dimana kecepatan udara dinotasikan dengan  $V_a$ . untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*), sayap pada pesawat harus terbang pada sudut positif dengan tidak mengabaikan arah dari kecepatan udara. Sudut ini disebut dengan *angle of attack* yang dinotasikan dengan  $\alpha$  dimana pesawat akan berotasi pada sumbu  $y$  dari *body* pesawat.



Gambar 2. 14 *Stability frame*

Sumbu  $J^b$  sama dengan sumbu sayap pesawat. Sedangkan sumbu  $i^s$  sesuai dengan sumbu dari arah kecepatan udara sedangkan  $i^b$  merupakan sumbu dari hidung pesawat, sehingga sudut  $\alpha$  merupakan sudut yang dihasilkan dari  $i^s$  dengan  $i^b$ .

*Wind frame* ( $f^w$ ) merupakan sudut antara arah angin dengan sumbu  $x^b$ - $z^b$  pada pesawat yang biasanya disebut dengan sudut side slip ( $\beta$ ).



Gambar 2.15 Wind frame

Sehingga total transformasi dari *body frame* terhadap *wind frame* adalah

$$\mathfrak{R}_b^w(\alpha, \beta) = \mathfrak{R}_s^w(\beta) \mathfrak{R}_b^s(\alpha) \quad (2.27)$$

$$\mathfrak{R}_b^w(\alpha, \beta) = \begin{pmatrix} \cos \beta \cos \alpha & \sin \beta & \cos \beta \sin \alpha \\ -\sin \beta \cos \alpha & \cos \beta & -\sin \beta \sin \alpha \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \quad (2.28)$$

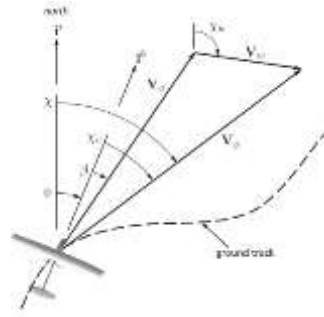
### 2.3.2 Wind Triangle

*Wind triangle* menggambarkan hubungan navigasi pada pesawat antara *groundspeed vector*, arah kecepatan udara, dan arah angin. Sudut antara inertia North ( $x^i$ ) dan arah kecepatan inertia pada horizontal pesawat disebut dengan *course angle* ( $\chi$ ). *Crab angle* ( $\chi_c$ ) merupakan sudut antara *course angle* dan *heading* (arah hidung pesawat menurut kompas).

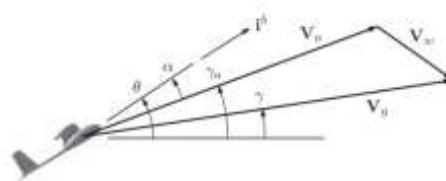
*Flight path angle* ( $\gamma$ ) merupakan sudut antara sumbu horizontal pesawat terhadap kecepatan pada bumi ( $V_g$ ). Sehingga terdapat dua sudut utama yang ditransformasikan dari *body frame* menuju *flight path frame* ( $\chi, \gamma$ ). Ada beberapa keadaan:

- *Crab angle* ( $\chi_c$ ) = 0
- *Sideslip angle* ( $\beta$ ) = 0
- $V_a = V_g$

Gambar 2.16 ini merupakan hubungan dari *wind triangle* secara horizontal sedangkan gambar 2.17 menampilkan hubungan dari *wind triangle* secara vertical.



Gambar 2. 16 *Wind triangle* secara horisontal



Gambar 2. 17 *Wind triangle* secara vertical

### 2.3.3 Parameter *Fixed wing*

Parameter yang digunakan pada paper ini adalah parameter pada pesawat UltraStick-25e (Thor). Pada pesawat UltraStick-25e (Thor) memiliki flap, aileron, rudder, dan kontrol levator yang biasa terdapat pada pesawat. Defleksi terbesar dari aktuator motor servo adalah  $25^0$ . Table 2.2 menampilkan parameter dari pesawat yang digunakan.

Tabel 2. 2 Parameter *fixed wing* yang digunakan

<i>Property</i>	Simbol	Nilai
<i>Wing span</i>	B	1.27 m
<i>Wing surface area</i>	S	$0.3097 \text{ m}^2$
<i>Maincord</i>	C	0.25 m

Tabel 2. 3 Parameter *fixed wing* (lanjutan)

Massa	M	1.959 kg
-------	---	----------

	$J_x$	0.07151 kg.m <sup>2</sup>
	$J_y$	0.08636 kg.m <sup>2</sup>
Inertia	$J_v$	0.15364 kg.m <sup>2</sup>
	$J_{xz}$	0.014 kg.m <sup>2</sup>

### 2.3.4 Kinematika Fixed Wing

- Koefisien Aerodinamika gerak Longitudinal

Gerak longitudinal adalah gerak  $x^b$ - $z^b$  terhadap badan pesawat yang dapat disebut dengan gerak *pitch*, dimana gerak tersebut akan dipengaruhi oleh gaya angkat (*lift force* ( $f_L$ ), *drag force* ( $f_D$ ) dan *pitch moment* ( $m$ ).

- Koefisien Aerodinamika gerak Lateral

Gerak lateral adalah gerak pada *yaw* dan *roll* pesawat. Gerak lateral dipengaruhi oleh *side force* ( $f_y$ ), momen *yaw* ( $r$ ), dan momen *roll* ( $p$ ).

### 2.3.5 Dinamika Fixed wing

Total gaya yang terjadi pada pesawat adalah

$$\dot{p}_n = (\cos \theta \cos \psi)u + (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi)v + (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)w \quad (2.29)$$

$$\dot{p}_e = (\cos \theta \sin \psi)u + (\sin \phi \sin \theta \sin \psi - \cos \phi \sin \psi)v + (\cos \phi \sin \theta \sin \psi + \sin \phi \cos \psi)w \quad (2.30)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \quad (2.31)$$

$$\begin{aligned} \dot{u} = & rv - qw - g \sin \theta + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} \left[ C_x(\alpha) \frac{cq}{2V_a} + C_{x_{\delta e}}(\alpha) \delta_e \right] \\ & + \frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2m} \left[ (k_{moto} \delta_i)^2 - V_a^2 \right] \end{aligned} \quad (2.32)$$

$$\dot{v} = pw - ru - g \cos \theta \sin \phi + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} \left[ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \tan^{-1} \left( \frac{v}{\sqrt{u^2 + w^2}} \right) + C_{Y_p} p \right. \\ \left. + C_{Y_r} r \frac{br}{2V_a} + C_{Y_{\delta a}} \delta_a + C_{Y_{\delta r}} \delta_r \right] \quad (2.33)$$

$$\dot{w} = qu - pv - g \cos \theta \cos \phi + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} \left[ C_z(\alpha) + C_{z_q}(\alpha) \frac{cq}{2V_a} + C_{z_{\delta e}}(\alpha) \delta_e \right] \quad (2.34)$$

$$\dot{p} = \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \frac{\rho V_a^2 S b}{2m} \left[ \begin{array}{l} C_{p_0} + C_{p_\beta} \tan^{-1} \left( \frac{v}{\sqrt{u^2 + w^2}} \right) + C_{p_p} \frac{bp}{2V_a} \\ + C_{p_r} \frac{br}{2V_a} + C_{p_{\delta a}} \delta_a + C_{p_{\delta r}} \delta_r \end{array} \right] \quad (2.35)$$

$$\dot{q} = \Gamma_5 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \frac{\rho V_a^2 s c}{2J_y} \left[ C_{m_0} + C_{m_\alpha} + C_{m_q} \frac{cq}{2V_a} + C_{m_{\delta e}} \delta_e \right] \quad (2.36)$$

$$\dot{r} = \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr + \frac{\rho V_a^2 S b}{2} \left[ C_{r_0} + C_{r_\beta} \beta + C_{r_p} \frac{bp}{2V_a} + C_{r_r} \frac{br}{2V_a} + C_{r_{\delta a}} \delta_a + C_{r_{\delta r}} \delta_r \right] \quad (2.37)$$

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (2.38)$$

$$\dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \quad (2.39)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2.40)$$

Tabel 2. 4 Parameter pada dinamika *fixed wing*

Parameter	Keterangan
$\alpha$	Angle of attack
$\beta$	Side slip angel
$J_x$	Inersia pada sumbu-x
$J_y$	Inersia pada sumbu-y
$J_z$	Inersia pada sumbu-z
$J_{xz}$	Inersia pada sumbu dibentang sumbu x dan z
$u, v, w$	Kecepatan inersia
$K_p$	Konstanta <i>thrust</i>
$K_d$	Konstanta drag
$m$	Massa total UAV
$g$	Grafitasi
$l_1$	Jarak antara motor 1 ke motor 5
$l_2$	Jarak antara motor 1 ke pusat massa UAV
$l_3$	Jarak antara motor 3 ke pusat massa UAV
$K_{ftx}$	Koefisien drag translasi pada sumbu-x (Trikopter)

Parameter	Keterangan
$K_{fty}$	Koefisien drag translasi pada sumbu-y (Trikofter)
$K_{ftz}$	Koefisien drag translasi pada sumbu-z (Trikofter)
$K_{fax}$	Koefisien gesek aerodinamis sekitar sumbu-x (Trikofter)
$K_{fay}$	Koefisien gesek aerodinamis sekitar sumbu-y (Trikofter)
$K_{faz}$	Koefisien gesek aerodinamis sekitar sumbu-z (Trikofter)
$\Gamma$	Produk dari Matrix Inersia
$V_a$	Vektor <i>airspeed</i>
$V_g$	Vektor kecepatan <i>ground</i>
$V_w$	Vektor kecepatan angin
$C_L$	Koefisien angkat ( <i>fixed-wing</i> )
$C_D$	Koefisien drag ( <i>fixed-wing</i> )
$C_m.$	Koefisien momen <i>pitching</i>
$C_l.$	Koefisien momen <i>rolling</i>
$C_n.$	Koefisien momen <i>yawing</i>
$C_X.$	Koefisien gaya pada $X_B$
$C_Y.$	Koefisien gaya pada $Y_B$
$C_Z.$	Koefisien gaya pada $Z_B$
$k_{motor}$	konstanta efisiensi motor
$S_{prop}$	luas yang dihempas propeller
$C_{prop}$	Koefisien aerodinamis propeller
$S$	Area penampang sayap pesawat
$c$	<i>Mean cord</i> sayap
$b$	Bentang sayap
$\rho$	Densitas atmosfer

## 2.4 Pemodelan Trikofter [7]

Untuk menghitung model dinamika enam rotor maka ada beberapa hal yang harus diasumsikan, yaitu:

1. Struktur helicopter adalah *rigid body* dan simetris



2. Propeller adalah *rigid*

3. Gaya *thrust* dan drag adalah proporsional terhadap kecepatan dari propeller

Pada konfigurasi enam rotor pada trikofter, terdapat frame bumi dan frame body. Model dinamika dari trikofter dilakukan dengan menggunakan pendekatan Newton-Euler seperti pada persamaan berikut.

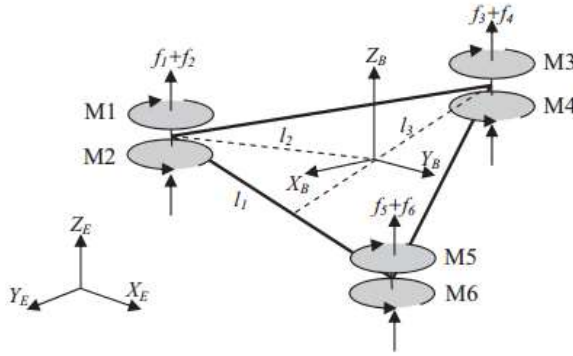
$$\dot{\zeta} = v \quad (2.41)$$

$$m\ddot{\zeta} = F_f + F_g \quad (2.42)$$

$$\dot{R} = RS(\Omega) \quad (2.43)$$

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \wedge J\Omega + \Gamma_f - \Gamma_a \quad (2.44)$$

$\zeta$  adalah posisi dari enam rotor dari trikofter terhadap pusat massa dari trikofter.  $m$  adalah massa dari trikofter sedangkan  $J \in R^{3 \times 3}$  adalah matriks simetris positif definit untuk inersia.



Gambar 2.18 Konfigurasi trikofter

$\zeta$  adalah posisi dari enam rotor,  $m$  adalah total massa dari trikofter dan untuk  $J \in R^{3 \times 3}$  adalah nilai matriks inersia terhadap *body frame*.

$$J = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (2.45)$$

$\Omega$  adalah kecepatan sudut dari pesawat terhadap *body frame*.

$$\Omega = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad (2.46)$$

Pada kenyataannya, trikofter bergerak pada sudut yang banyak dengan amplitude  $\Omega$  bisa ditulis dengan menggunakan  $[\dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ .  $R$  adalah matriks transformasi homogenous. Dimana  $c$  dan  $s$  adalah mengindikasikan fungsi trigonometri cos dan sin.

$$R = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & c\psi s\theta s\varphi - s\psi c\varphi & c\psi s\theta s\varphi - s\psi s\varphi \\ c\theta s\psi & s\psi s\theta s\varphi + c\psi c\varphi & s\psi s\theta c\varphi - c\psi s\varphi \\ -s\theta & s\varphi c\theta & c\varphi c\theta \end{pmatrix} \quad (2.47)$$

$$S(\Omega) = \begin{pmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.48)$$

$F_f$  adalah resultan gaya yang dihasilkan dari enam rotor.

$$F_f = \begin{pmatrix} \cos\varphi \cos\psi \sin\theta + \sin\varphi \sin\psi \\ \cos\varphi \sin\psi \sin\theta - \sin\varphi \cos\psi \\ \cos\varphi \cos\theta \end{pmatrix} \sum_{i=1}^6 f_i \quad (2.49)$$

$$f_i = K_p \omega_i^2 \quad (2.50)$$

$$F_t = \begin{pmatrix} -K_{ftx} & 0 & 0 \\ 0 & -K_{fity} & 0 \\ 0 & 0 & -K_{ftz} \end{pmatrix} \dot{\zeta} \quad (2.51)$$

$$F_g = [0 \ 0 \ -mg]^T \quad (2.52)$$

$$\Gamma_f = \begin{pmatrix} [(f_5 + f_6) - (f_1 + f_2)]l_1 \\ (f_3 + f_4)l_2 - (f_1 + f_2 + f_5 + f_6)l_3 \\ \frac{K_d}{K_p}(f_1 + f_3 + f_5 - f_2 - f_4 - f_6) \end{pmatrix} \quad (2.53)$$

$$\Gamma_a = \begin{pmatrix} K_{fax} & 0 & 0 \\ 0 & K_{fay} & 0 \\ 0 & 0 & K_{faz} \end{pmatrix} \Omega^2 \quad (2.54)$$

sehingga akan didapatkan model dinamik dari trikofter seperti pada persamaan berikut.

$$\ddot{x} = \frac{1}{m} \{ (\cos\varphi \cos\psi \sin\theta + \sin\varphi \sin\psi) U_1 - K_{fux} \dot{x} \} \quad (2.55)$$

$$\ddot{y} = \frac{1}{m} \{ (\cos\varphi \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\varphi) U_1 - K_{fuy} \dot{y} \} \quad (2.56)$$

$$\ddot{z} = \frac{1}{m} \{ (\cos \varphi \cos \theta) U_1 - K_{fz} \dot{z} \} - g \quad (2.57)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{1}{I_x} \left[ \dot{\theta} \dot{\psi} (I_y - I_z) + U_2 - k_{fax} \dot{\phi}^2 \right] \quad (2.58)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} \left[ \dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + U_3 - k_{fay} \dot{\theta}^2 \right] \quad (2.59)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{1}{I_z} \left[ \dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) + U_4 - k_{faz} \dot{\psi}^2 \right] \quad (2.60)$$

Untuk sinyal input yang diberikan pada trikopter adalah sebagai berikut. Terdapat enam gaya yang bekerja pada trikopter karena digunakan enam buah rotor.

$$\begin{aligned} U_1 &= f_1 + f_2 + f_3 + f_4 + f_5 + f_6 \\ U_2 &= [(f_5 + f_6) - (f_1 + f_2)] l_1 \\ U_3 &= (f_3 + f_4) l_2 - (f_1 + f_2 + f_5 + f_6) l_3 \\ U_4 &= \frac{K_d}{K_p} (f_1 + f_3 + f_5 - f_2 - f_4 - f_6) \end{aligned} \quad (2.61)$$

Dari pemodelan maka akan didapatkan 12 state vektor pada trikopter seperti pada persamaan berikut.

$$X = [\varphi, \dot{\varphi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}]$$

## 2.5 Singular Value Decomposition [8]

*Singular value decomposition* adalah suatu teknik yang digunakan untuk mendekomposisi matriks berukuran apa saja untuk mempermudah pengolahan data. Hasil dari SVD ini adalah *singular value* yang disimpan dalam sebuah matriks diagonal (D) yang diagonalnya merupakan nilai eigen value  $\lambda_i^2$ .

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (2.62)$$

dimana  $x$  adalah matriks berukuran vektor  $n$  dan  $u$  adalah matriks berukuran vektor  $m$  sebagai input sinyal kontrol.

$$A = U \Sigma V^T \quad (2.63)$$

dimana  $\Sigma = \begin{pmatrix} S & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$  dan  $S = \text{diag}(\sigma_1, \dots, \sigma_r)$  dengan  $\sigma_1 \geq \dots \geq \sigma_r > 0$

$A^T$  adalah matriks transpose dari  $A \in R^{m \times n}$  sedangkan  $A^H$  adalah matriks conjugate dari matriks  $A \in \mathbb{C}^{m \times n}$

$$\begin{aligned} V_1 &= (v_1, \dots, v_r) \\ V_2 &= (v_{r+1}, \dots, v_n) \end{aligned} \quad (2.64)$$

kemudian jika  $S = \text{diag}(\sigma_1, \dots, \sigma_r)$  dan terdapat persamaan  $A^T A V_1 = V_1 S^2$  sehingga

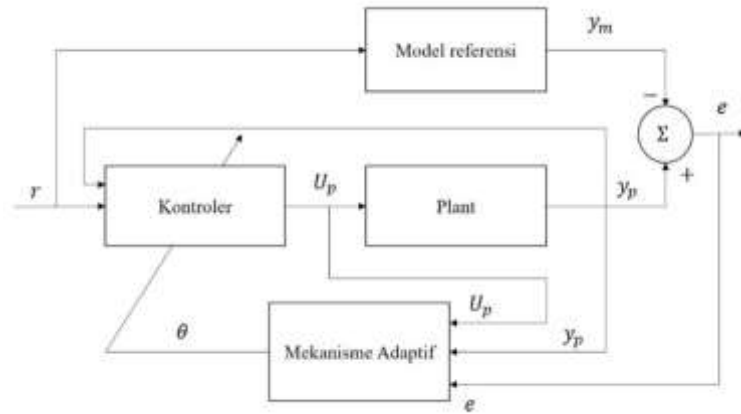
$$\begin{aligned} S^{-1} V_1^T A^T A V_1 S^{-1} &= I \\ V_2^T A^T A V_2 &= 0 \\ A V_2 &= 0 \\ U_1 &= A V_1 S^{-1} \end{aligned} \quad (2.65)$$

Dari persamaan 8 maka dapat diketahui persamaan berikut  $U_1^T U_1 = I$  sehingga

$$\begin{aligned} U^T A V &= \begin{pmatrix} U_1^T A V_1 & U_1^T A V_2 \\ U_2^T A V_1 & U_2^T A V_2 \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} S & 0 \\ U_2^T U_1 S & 0 \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} S & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} = \Sigma \end{aligned} \quad (2.66)$$

## 2.6 MRAC (Model Reference Adaptive Control) [10]

Teknik kontrol MRAC pertama kali dikenalkan pada tahun 1958 oleh Whitacker. Skema kontrol MRAC ditunjukkan Pada gambar 2.27. Model referensi dipilih untuk membangkitkan keluaran sinyal yang diinginkan  $y_m$ , yang mana keluaran dari *plant*  $y_p$  harus mengikuti. *Error tracking*  $e_1 = y_p - y_m$  merupakan deviasi antara keluaran dan performansi yang diinginkan. Sistem memiliki *loop* umpan balik yang terdiri dari proses dan pengontrol. Parameter diubah berdasarkan umpan balik dari kesalahan yang terdeteksi. Mekanisme untuk menyesuaikan parameter diperoleh dari metode *gradient* atau menerapkan teori stabilitas.



Gambar 2.19 Skema MRAC

Terdapat beberapa metode menggunakan MRAC, dengan *direct* dan *indirect*, dan dengan normalisasi atau tanpa normalisasi *adaptive laws*. Pada *direct* MRAC, parameter kontroler diperbarui secara langsung dengan mekanisme penyesuaian, sedangkan *indirect* MRAC parameter *plant* diestimasi terlebih dahulu kemudian digunakan untuk pembaruan kontroler.

Beberapa skema MRAC menjamin kestabilan global asimtotik untuk sistem fase waktu kontinyu linier tanpa dinamika dan gangguan yang tidak termodifikasi. Ketika vektor input ke sistem MRAC cukup kaya, atau terus-menerus, tatanan cukup tinggi (input cukup informatif untuk memungkinkan identifikasi unik parameter sistem), baik simulasi dan analisis menunjukkan bahwa sistem MRAC kuat terhadap non- ketidakpastian parametrik. Namun, ketika input tidak cukup kaya, bahkan ketidakpastian kecil dapat menyebabkan masalah yang parah.

### MIT Rule

MIT rule merupakan pendekatan original untuk MRAC. Untuk menyajikan MIT rule, maka mempertimbangkan sistem *loop* tertutup yang mana kontroler memiliki satu parameter penyesuaian yaitu  $\theta$ . Respon sistem *loop* tertutup yang diinginkan ditentukan dengan *model reference* yang mana keluaran  $y_m$ . Kesalahan antara keluaran model  $y_m$  dengan keluaran *plant*  $y_p$  disebut  $e$ . Satu kemungkinan untuk menyesuaikan parameter menggunakan metode *cost function*.

$$J(\theta) = \frac{1}{2} e^2 \quad (2.66)$$

Yang terkecil. Untuk membuat nilai  $J$  kecil, memungkinkan untuk merubah parameter ke arah *gradient* negative  $J$ , seperti dibawah ini

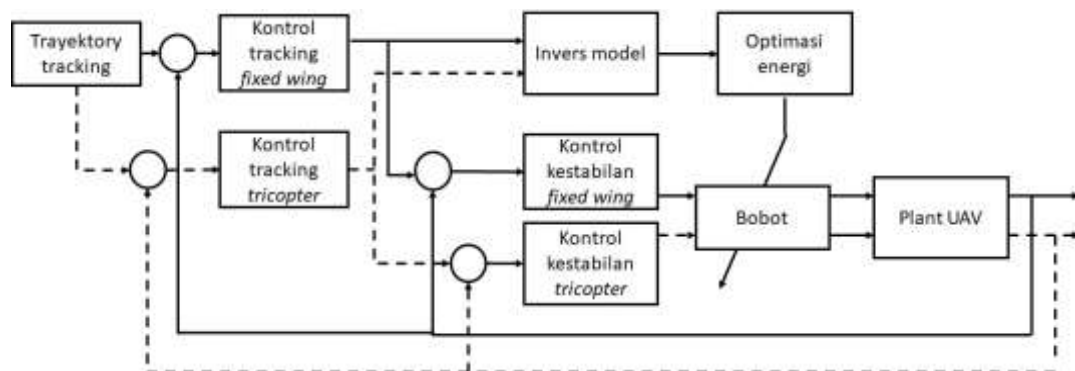
$$\frac{d\theta}{dt} = -\gamma \frac{\partial J}{\partial \theta} = -\gamma e \frac{\partial e}{\partial \theta} \quad (2.67)$$

Hal ini dikenal dengan nama MIT rule. Turunan parsial  $\frac{\partial e}{\partial \theta}$  yang dipanggil turunan sensitif dari sistem, menceritakan bagaimana eror dipengaruhi oleh parameter penyesuaian. Jika diasumsikan bahwa parameter berubah lebih pelan dari variabel lain pada sistem, lalu turunan  $\frac{\partial e}{\partial \theta}$  dapat dievaluasi dibawah asumsi bahwa  $\theta$  adalah konstan.

## BAB 3

### METODE PENELITIAN

Pada bab ini membahas mengenai langkah kerja penelitian yang akan dilakukan dalam perancangan kontrol transisi yang digunakan oleh *Hybrid UAV* untuk melakukan *tracking* sesuai lintasan yang telah ditentukan. Kontrol transisi digunakan untuk mengubah keadaan aktifnya mesin antara *fixed wing* dan atau trikopter. Untuk mengubah keadaan aktifnya mesin, maka digunakan kontrol transisi, perubahan bobot digunakan sebagai kontrol transisi. Percobaan dilakukan dengan membuat UAV melakukan *tracking* pada keadaan *take off* dan *landing*. Terdapat perubahan keadaan aktifnya mesin pada saat keadaan transisi dari *take off* menjadi *cruising*. Pada keadaan tersebut, maka terjadi perubahan dari aktifnya trikopter menjadi aktifnya *fixed wing*. Terdapat dua *loop* pengaturan untuk mengatur UAV, untuk *inner loop* digunakan untuk mengatur kestabilan sudut UAV, sedangkan *outer loop* digunakan untuk mengatur gerak translasi dari UAV. Secara garis besar rancangan konseptual sistem dapat dilihat pada Gambar 3.1.



Gambar 3.1 Blok diagram *transition kontrol*

### 3.1 Dinamika utuh UAV [9]

Dinamika UAV, yang merupakan gabungan dari *coaxial Trikopter* dan *fixed-wing* dapat diturunkan secara langsung dengan menggabungkan kedua dinamika sistem tersebut, penggabungan dilakukan dengan cara memilah komponen yang sama dan komponen yang tidak, komponen yang sama diambil satu pada tiap

dinamik sedangkan yang tidak sama dijumlahkan. Selain cara tersebut, dinamika UAV dapat diturunkan dari awal menggunakan persamaan 2.28 hingga 2.33, yang menjadi poin penting dari cara ini adalah gaya dan momen yang bekerja pada UAV merupakan kombinasi dari rotor, aerodinamis sayap, propeller dan kontrol *surface*, sehingga total gaya yang bekerja pada UAV adalah sebagai berikut

$$f = f_g + f_w + f_t + f_p \quad (3.1)$$

dimana  $f_g$  adalah gaya gravitasi diberikan oleh persamaan 3.1,  $f_w$  gaya aerodinamis diberikan oleh persamaan 3.2 dan persamaan 3.3,

$$f_g = \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

$$\begin{pmatrix} f_x \\ f_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -F_{drag} \\ -F_{lift} \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

$$f_y = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_Y \quad (3.4)$$

$f_t$  adalah gaya yang bekerja pada dinamika coaxial trirotor, dan  $f_p$  adalah dari propeller/propulsi diberikan oleh persamaan 3.4.

$$f_p = \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} ((k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2) \quad (3.5)$$

dari gaya-gaya ini, maka diperoleh dinamika translasi dari UAV adalah sebagai berikut

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} \left[ C_X(\alpha) + C_{X_q}(\alpha) \frac{cq}{2V_a} + C_{X_{\delta e}}(\alpha) \delta_e \right] + \quad (3.6)$$

$$\frac{\rho S_{prop} C_{prop}}{2m} [(k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2] - \frac{1}{m} K_{ftx} u$$

$$\dot{v} = pw - ru - g \cos \theta \sin \phi$$

$$+ \frac{\rho V_a^2 S}{2m} \left[ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{bp}{2V_a} + C_{Y_r} \frac{br}{2V_a} + C_{Y_{\delta a}} \delta \right] \quad (3.7)$$

$$+ C_{Y_{\delta r}} \delta_r \left] - \frac{1}{m} K_{fty} v$$



$$\dot{w} = qu - pv - g \cos \theta \cos \phi + \frac{\rho V_a^2 S}{2m} \left[ C_Z(\alpha) + C_{Z_q}(\alpha) \frac{cq}{2V_a} + C_{Z_{\delta e}}(\alpha) \delta_e \right] - \frac{1}{m} K_{ftz} w \quad (3.8)$$

Sama halnya dengan total gaya pada UAV, total momen juga merupakan jumlahan dari momen yang diakibatkan oleh aerodinamis sayap dan rotor, diekspresikan oleh persamaan (3.9).

$$m = m_w + m_t \quad (3.9)$$

dimana  $m_w$  adalah momen aerodinamis diberikan oleh persamaan 3.10-3.12, sedangkan  $m_t$  momen yang berkerja pada dinamika *coaxial* trirotor. Dari total momen ini didapatkan dinamika rotasi dari UAV adalah sebagai berikut

$$\dot{p} = \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \frac{\rho V_a^2 S b}{2} \left[ C_{p_0} + C_{p_\beta} \beta + C_{p_p} \frac{bp}{2V_a} + C_{p_r} \frac{br}{2V_a} + C_{p_{\delta a}} \delta_a + C_{p_{\delta r}} \delta_r \right] + \Gamma_3 U_2 + \Gamma_4 U_4 \quad (3.10)$$

$$\dot{q} = \Gamma_5 pq - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \frac{\rho V_a^2 S c}{2I_y} \left[ C_{m_0} + C_{m_\alpha} + C_{m_q} \frac{cq}{2V_a} + C_{m_{\delta e}} \delta_e \right] + \frac{1}{I_y} U_3 \quad (3.11)$$

$$\dot{r} = \Gamma_7 pq - \Gamma_8 qr + \frac{\rho V_a^2 S b}{2} \left[ C_{r_0} + C_{r_\beta} \beta + C_{r_p} \frac{bp}{2V_a} + C_{r_r} \frac{br}{2V_a} + C_{r_{\delta a}} \delta_a + C_{r_{\delta r}} \delta_r \right] + \Gamma_4 U_2 + \Gamma_8 U_4 \quad (3.12)$$

Selain dinamika dari sistem diatas, kinematika dari sistem juga diperlukan, seperti untuk navigasi dan *guidance*. Oleh karenanya, pada penelitian ini, selain dinamika sistem, kinematika sistem juga diturunkan, didapatkan sebagai berikut

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_n \\ \dot{Y}_e \\ \dot{Z}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_\theta C_\phi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\phi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\theta C_\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (3.11)$$

dimana  $C_x \triangleq \cos x$  dan  $S_x \triangleq \sin x$ . Persamaan kinematik ini adalah hubungan antara turunan dari posisi terhadap kecepatan pada *body frame*. Frame referensi untuk posisi UAV adalah *earth frame*, yaitu *frame* yang tersemat di bumi, menggunakan skema *north*, *east* dan *down*, *north* adalah sumbu-x, *east* adalah sumbu-y dan *down* adalah sumbu-z. perbedaan dengan *frame Cartesius* pada

umumnya adalah bahwa, nilai positif sumbu-z berada pada bagian bawah dari origin. Relatif terhadap frame ini, posisi UAV dapat diketahui. Selain posisi, yang juga perlu diperhatikan adalah attitude dari UAV, dimana ini dapat diwakili oleh sudut euler, diberikan oleh persamaan berikut

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (3.13)$$

Sama halnya dengan posisi UAV, kedua vektor pada persamaan diatas didefinisikan pada frame yang berbeda. Posisi sudut,  $(\phi, \theta, \psi)^T$ , didefinisikan pada *earth frame*, sedangkan kecepatan sudut,  $(p, q, r)^T$ , didefinisikan pada *body frame*.

### 3.2 Perancangan *Invers Model*

Invers model digunakan untuk mencari besar gaya yang digunakan oleh UAV apabila melintasi lintasan tertentu. pada blok *invers model*, setiap gaya yang dihasilkan oleh mesin akan dihitung dan dibandingkan. Penentuan *invers model* menggunakan persamaan model dari *fixed wing* dan trikopter. *Feedback* berupa kecepatan dan posisi dari *plant* UAV akan diberikan pada *invers model* agar didapatkan gaya yang dibutuhkan.

Persamaan gerak pada *fixed wing* hanya dilihat pada gerak longitudinal.

State space pada gerak longitudinal

$$\dot{x}_{lon} \square (u, w, q, \theta, h)^T \quad (3.14)$$

Dengan input vektor

$$u_{lon} \square (\delta_e, \delta_t)^T \quad (3.15)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\bar{u}} \\ \dot{\bar{w}} \\ \dot{\bar{q}} \\ \dot{\bar{\theta}} \\ \dot{\bar{h}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} X_u & X_w & X_q & g \cos \theta^* & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q & -g \sin \theta^* & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta^* & -\cos \theta^* & 0 & u^* \cos \theta^* + w^* \sin \theta^* & 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \bar{u} \\ \bar{w} \\ \bar{q} \\ \bar{\theta} \\ \bar{h} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \bar{\delta}_e \\ \bar{\delta}_t \end{pmatrix} \quad (3.16)$$

Tabel 3. 1 Koefisien pada model *state space* gerak longitudinal

Simbol	Persamaan
$X_u$	$ \begin{aligned} & \frac{u^* \rho S}{m} [C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha^* + C_{X_{\delta_e}} \delta_e^*] - \frac{\rho S w^* C_{X_\alpha}}{2m} \\ & + \frac{\rho S c C_{X_q} u^* q^*}{4m V_a^*} - \frac{\rho S_{prop} C_{prop} u^*}{m} \end{aligned} $
$X_w$	$ \begin{aligned} & -q^* + \frac{w^* \rho S}{m} [C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha^* + C_{X_{\delta_e}} \delta_e^*] + \frac{\rho S c C_{X_q} w^* q^*}{4m V_a^*} \\ & + \frac{\rho S C_{X_\alpha} u^*}{2m} - \frac{\rho S_{prop} C_{prop} w^*}{m} \end{aligned} $
$X_q$	$-w^* + \frac{\rho V_a^* S C_{X_q} c}{4m}$
$X_{\delta_e}$	$\frac{\rho V_a^{*2} S C_{X_{\delta_e}}}{2m}$
$X_{\delta_t}$	$\frac{\rho S_{prop} C_{prop} k^2 \delta_t^*}{m}$
$Z_u$	$ \begin{aligned} & q^* + \frac{u^* \rho S}{m} [C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha^* + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e^*] - \frac{\rho S C_{Z_\alpha} w^*}{2m} \\ & + \frac{u^* \rho S C_{Z_q} c q^*}{4m V_a^*} \end{aligned} $
$Z_w$	$ \begin{aligned} & \frac{w^* \rho S}{m} [C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha^* + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e^*] + \frac{\rho S C_{Z_\alpha} u^*}{2m} \\ & + \frac{\rho w^* S C_{Z_q} c q^*}{4m V_a^*} \end{aligned} $

$Z_q$	$u^* + \frac{\rho V_a^* S C_{Z_q} c}{4m}$
$Z_{\delta_e}$	$\frac{\rho V_a^{*2} S C_{Z_{\delta_e}}}{2m}$
$M_u$	$\frac{u^* \rho S c}{J_y} [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha^* + C_{m_{\delta_e}} \delta_e^*] - \frac{\rho S c C_{m_\alpha} w^*}{2J_y}$ $+ \frac{\rho S c^2 C_{m_q} q^* u^*}{4J_y V_a^*}$
$M_w$	$\frac{w^* \rho S c}{J_y} [C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha^* + C_{m_{\delta_e}} \delta_e^*] - \frac{\rho S c C_{m_\alpha} u^*}{2J_y}$ $+ \frac{\rho S c^2 C_{m_q} q^* w^*}{4J_y V_a^*}$
$M_q$	$\frac{\rho V_a^* S c^2 C_{m_q}}{4J_y}$
$M_{\delta_e}$	$\frac{\rho V_a^* S c C_{m_{\delta_e}}}{2J_y}$

Persamaan gerak pada trikopter seperti ditampilkan pada persamaan 2.28-2.33. Maka akan dilakukan linearisasi dari persamaan dinamika trikopter diatas menggunakan jacobian, sehingga akan menjadi persamaan sebagai (3.17).

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{z} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-k_{fix}}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-k_{fiy}}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-k_{fiz}}{m} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \psi \sin \phi}{m} \\ 0 \\ \frac{\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \phi}{m} \\ 0 \\ \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} \end{bmatrix} [u_1]$$

( 3.17 )

Dari persamaan state space di atas, maka akan dilakukan invers model agar didapatkan gaya yang dibutuhkan. Maka dapat dibuat persamaan (3.18-3.19).

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (3.18)$$

$$y = Cx \quad (3.19)$$

Setelah dilakukan linearisasi maka akan didapatkan persamaan (3.20-3.21)

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.20)$$

$$y = Cx \quad (3.21)$$

Sistem model invers akan menjadi persamaan berikut. Pada tugas akhir ini, digunakan matriks  $A$  berupa persamaan nonlinear. Sehingga akan didapatkan persamaan sebagai berikut, dimana nilai input akan dicari dengan menggunakan pseudo invers.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ Bu &= \dot{x} - Ax \\ (B^+ B)u &= B^+ (\dot{x} - Ax) \\ Iu &= B^+ (\dot{x} - Ax) \\ u &= B^+ (\dot{x} - Ax) \end{aligned} \quad (3.22)$$

### 3.3 Perancangan Kontrol Transisi

Perancangan kontrol transisi diberikan untuk mengatur besar presentasi aktifnya mesin. Perancangan kontrol transisi dengan memberikan nilai bobot yang dibuat bernilai sebesar nol hingga satu. Apabila mesin dalam keadaan aktif sepenuhnya maka bobot mesin bernilai satu, tetapi jika mesin dalam keadaan tidak aktif maka nilai bobot mesin adalah nol. Pemberian nilai bobot berdasarkan dari optimasi energi yang dilakukan dengan menghitung besar gaya yang dibutuhkan oleh tiap mesin. Bobot adalah  $\alpha$  dengan nilai 0 hingga 1. *Fixed-wing* akan aktif sepenuhnya apabila nilai  $\alpha$  adalah 1, sedangkan trikopter akan aktif sepenuhnya apabila nilai  $\alpha$  adalah 0. Kedua mesin akan sama-sama aktif apabila nilai bobot

yang diberikan adalah  $0 < \alpha < 1$ . Mesin akan saling menjumlahkan besar gaya yang didapatkan agar UAV dapat terbang sesuai dengan lintasan yang diharapkan.

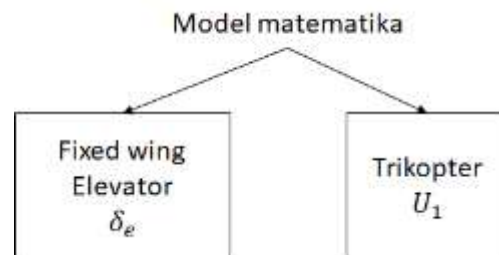
$$\alpha = \begin{cases} 1, & \text{Fixed wing} \\ 0 < \alpha < 1, & \text{Transition} \\ 0, & \text{Trikopter} \end{cases} \quad (3.23)$$

Total semua bobot dari trikofter dengan *fixed wing* apabila dijumlahkan adalah 100%, dan selanjutnya akan dilakukan perhitungan bobot yang harus diberikan pada UAV dengan menggunakan persamaan (3.24)

$$S_1 + S_2 = 1 \quad (3.24)$$

Setelah dilakukan perhitungan invers model, maka akan didapatkan gaya yang dibutuhkan pada UAV untuk melakukan *tracking*. Akan dipilih energi minimum untuk melakukan *tracking* pada UAV agar didapatkan kesalahan minimum. Besar gaya yang dibutuhkan untuk membuat UAV dapat terbang adalah dengan memperhitungkan energi pada trikofter dan energi pada *fixed wing* untuk membuat UAV dapat mempertahankan ketinggiannya. Energi yang digunakan adalah energi potensial dan energi kinetik seperti pada persamaan (3.25) dan (3.36).

$$E_p = mgh \quad (3.25)$$



Persamaan gaya paya pada *fixed wing* didapatkan dari percepatan dinamika sistem sehingga didapatkan persamaan gaya pada (3.26)

$$\begin{aligned}
& \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \\
&= \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \\
&+ \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} C_X(\alpha) + C_{X_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{X_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \\ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_Z(\alpha) + C_{Z_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{Z_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \end{pmatrix} \quad (3.26) \\
&+ \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} \begin{pmatrix} (k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}
\end{aligned}$$

Nilai  $\delta_e$  didapatkan dari invers model sesuai dengan persamaan (3.22). Nilai  $\delta_e$  sesuai dengan yang dibutuhkan pada ketinggian UAV sehingga didapatkan gaya sesuai dengan persamaan (3.26).

Gaya pada trikofter didapatkan dari persamaan percepatan dinamika trikofter. Sehingga didapatkan gaya pada sumbu x, y, dan z seperti pada persamaan 3.27-3.29.

$$f_{xt} = (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \psi \sin \phi) U_1 - k_{ftx} \dot{x} \quad (3.27)$$

$$f_{yt} = (\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \phi) U_1 - k_{fty} \dot{y} \quad (3.28)$$

$$f_{zt} = (\cos \phi \cos \theta) U_1 - k_{ftz} \dot{z} - mg \quad (3.29)$$

Dimana setelah didapatkan gaya pada masing-masing mesin, maka dapat dihitung jumlah gaya pada UAV dengan menjumlahkan gaya pada *fixed wing* dan gaya pada trikofter.

$$\sum F = mg \Rightarrow F_{z_{fw}} + F_{z_{tr}} = mg \quad (3.30)$$

sehingga

$$E_p = \sum F h \quad (3.31)$$

Maka perubahan energi potensial terhadap perubahan ketinggian pada trikofter adalah

$$E_{p_T} = mgh^* \quad (3.32)$$

dimana

$h^*$  = ketinggian yang dicapai oleh UAV

$$m = 1.56 \text{ kg}$$

$$g = 9.18 \text{ m/s}^2$$

Pada ketinggian yang dicapai oleh UAV, terdapat perubahan ketinggian

$$h^* = z + \Delta z \quad (3.33)$$

dari  $\Delta z$  (perubahan ketinggian) akan didapatkan  $\Delta U_1$  dimana pengaruh  $U_1$  terhadap ketinggian ditampilkan pada persamaan (2.56), sehingga didapatkan nilai  $U_1^*$  adalah

$$U_1^* = U_1 + \Delta U_1 \quad (3.34)$$

Terdapat kecepatan yang mempengaruhi perubahan ketinggian, sehingga energi yang diperlukan juga terdapat energi kinetik. Dimana pengaruh kedua energi tersebut untuk melakukan *take off* dan *landing* dapat dilihat pada persamaan (3.35)

$$mgh = E_p(t) + E_k(t) \quad (3.35)$$

Pada saat UAV mencapai ketinggian  $h$  yang diharapkan, maka energi kinetik ( $E_k$ ) bernilai 0

$$E_k(t) = mgh - kE_p(t) \quad (3.36)$$

Dimana  $k = 1 - e^{-\frac{1}{\tau}t}$  sehingga

$$\begin{aligned} E_k(t) &= mgh - mgh \left(1 - e^{-\frac{1}{\tau}t}\right) \\ &= mghe^{-\frac{1}{\tau}t} \\ \frac{1}{2}mv_r^2 &= mghe^{-\frac{1}{\tau}t} \\ v_r^2 &= 2ghe^{-\frac{1}{\tau}t} \\ v_r &= \sqrt{2ghe^{-\frac{1}{\tau}t}} \end{aligned} \quad (3.37)$$



Kecepatan yang dihitung merupakan kecepatan pada sumbu X dan Z. Sehingga akan dicari besar resultan kecepatan ( $v_r$ ) dari kedua sumbu tersebut dengan menggunakan persamaan (3.38)

$$v_r = \sqrt{v_x^2 + v_z^2} \quad (3.38)$$

Pengaruh energi terhadap bobot dapat dilihat pada persamaan 3.39.

$$S_1 = \alpha = \frac{E_p(t) + E_k(t)}{E_{pN}} \quad (3.39)$$

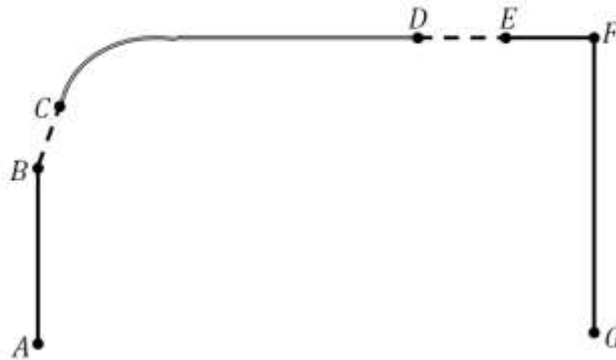
$$S_2 = 1 - \alpha \quad (3.40)$$

Hubungan bobot terhadap dinamika UAV ditampilkan pada persamaan 3.41.

$$\dot{x}(t) = S_1 f_{fw}(t) + S_2 f_t(t) \quad (3.41)$$

dimana  $f_{fw}(t)$  adalah dinamika *fixed wing*, sedangkan  $f_t(t)$  adalah dinamika trikofter.

Percobaan kontrol transisi akan dilakukan sesuai dengan gambar 3.2, dimana *tracking* sistem dilakukan dari *take off* kemudian dilanjutkan dengan *cruising* dan akan dilakukan *landing*.



Gambar 3.2 Percobaan *tracking hybrid* UAV

Dapat dilihat pada Gambar 3.2 bahwa kontrol transisi terjadi pada titik B-C pada saat *take off* dan titik D-E pada saat melakukan *landing*. Titik C-D adalah keadaan ketika trikofter tidak diaktifkan dan hanya *fixed wing* saja yang digunakan UAV untuk melakukan *cruising*. Sedangkan titik A-B dan titik E-G adalah keadaan ketika *fixed wing* telah dimatikan dan hanya trikofter saja yang aktif. Titik

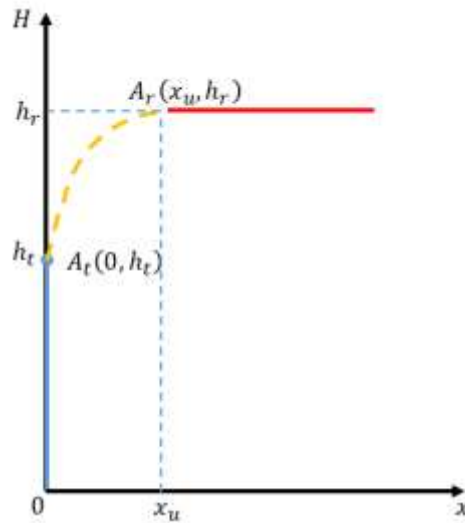
F adalah titik ketika semua sudut UAV telah mencapai  $0^0$  dan kecepatan dari UAV hanya ada pada sumbu Z saja.

### 3.4 Perancangan *Take Off* dan *Landing*

Perlu adanya perancangan untuk mengatur UAV ketika melakukan *take off* dan *landing* dikarenakan terdapat perbedaan metode ketika terjadi *take off* dan *landing*.

#### 3.4.1 *Take Off*

Pada saat *take off*, trikopter akan diaktifkan terlebih dahulu yang nantinya akan digantikan oleh *fixed wing*. Proses *take off* ditampilkan pada Gambar 3.3.



Gambar 3.3 Proses *vertical take off* hybrid UAV

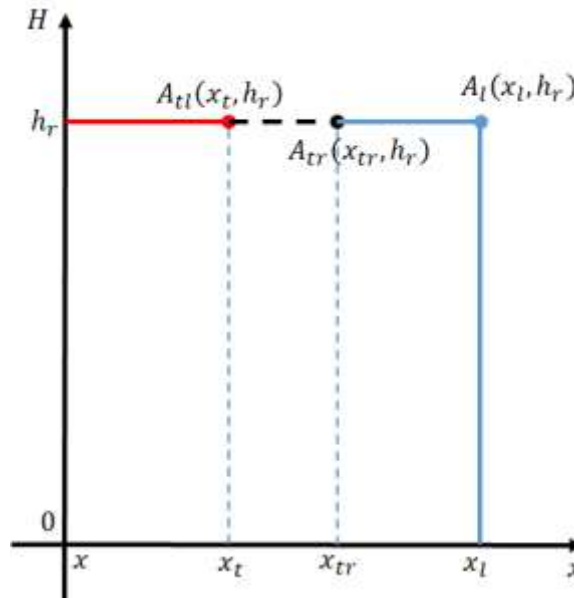
Pada Gambar 3.3, garis biru merupakan keadaan dimana hanya trikopter saja yang aktif. Aktifnya trikopter terjadi hingga pada titik  $A_t(0, h_t)$ . Keadaan transisi terjadi pada garis kuning yang dimulai dari titik  $A_t(0, h_t)$  hingga  $A_r(x_u, h_r)$  dengan perubahan transisi terjadi sesuai dengan perubahan energi potensial dan energi kinetik terhadap ketinggian dan terhadap posisi UAV pada sumbu X. Perubahan terjadi sesuai dengan besar energi yang terjadi pada UAV sesuai dengan persamaan (3.39)-(3.40). Selanjutnya, presentase aktinya trikopter akan dikecilkan sehingga akan dianggap hanya *fixed wing* saja yang aktif untuk melakukan *cruising* dimulai pada titik  $A_r(x_u, h_r)$ . Hal tersebut ditampilkan dengan garis merah pada Gambar 3.3.

Kontrol transisi terjadi hingga UAV mencapai ketinggian. Dimana pada gambar tersebut dapat dilihat jika terjadi perubahan ketinggian dan perubahan pada posisi UAV pada sumbu X sehingga, energi yang mempengaruhi UAV untuk melakukan *take off* adalah energi potensial dan energi mekanik.

Pada titik koordinat  $A_t$  hingga UAV mencapai titik koordinat  $A_r$ , akan dihitung besar energi potensial dan energi kinetik sistem. Dimana UAV sudah memiliki nilai energi potensial nominal yang harus dicapai. Ketika UAV telah mencapai ketinggian yang diharapkan, diharapkan trikopter sudah tidak menjadi mesin yang dominan ketika UAV melakukan *cruising*, dan hanya kontrol *fixed wing* saja yang diaktifkan hingga UAV untuk mencapai titik koordinat tertentu untuk melakukan *landing*.

### 3.4.2 Landing

Keadaan *landing* terjadi ketika UAV akan melakukan pendaratan. Pada keadaan tersebut, terjadi keadaan transisi dari *fixed wing* menjadi trikopter. Proses *landing* ditampilkan pada Gambar 3.4.



Gambar 3.4 Proses *landing hybrid* UAV

Pada Gambar 3.4 titik  $A_{tl}$  adalah keadaan dimana akan dilakukan proses transisi hingga titik  $A_{tr}$ . Pada titik tersebut, motor pendorong pada UAV mulai dimatikan. Diharapkan ketika UAV mencapai titik  $A_l$  semua sudut UAV telah

mencapai  $0^0$  dan hanya ada kecepatan pada sumbu Z yang bekerja. Kecepatan UAV akan menurun sesuai dengan ketinggian UAV. Pada titik  $A_l$  diharapkan UAV telah mencapai titik koordinat  $(x, y)$  yang diharapkan untuk melakukan *landing*. UAV memiliki kecepatan nominal agar dapat mempertahankan ketinggian. Diharapkan ketika UAV mencapai ketinggian 0 m, kecepatan UAV telah berada dibawah kecepatan nominal. Besar kecepatan nominal dihitung dari besar gaya angkat pesawat sesuai dengan persamaan persamaan 3.39-3.40.

$$f_z = -f_{drag} \sin \alpha - f_{drag} \cos \alpha \quad (3.42)$$

dimana

$$\begin{aligned} f_{drag} &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D \\ f_{lift} &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_L \\ f_z &= -\left(\frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D\right) \sin \alpha - \left(\frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_L\right) \cos \alpha \\ &= -\frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_D \sin \alpha + C_L \cos \alpha) \end{aligned} \quad (3.43)$$

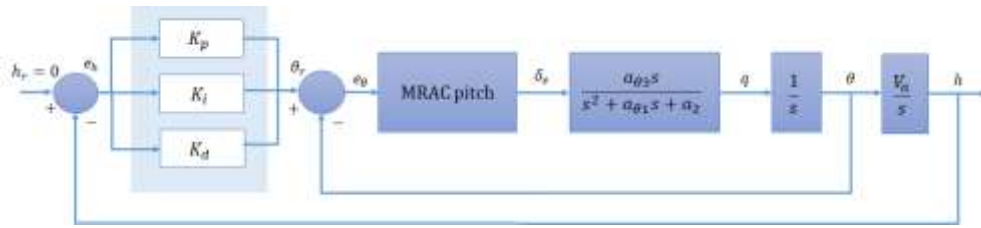
UAV harus memiliki daya angkat minimum sebesar  $f_z = -mg$ . Sehingga besar kecepatan minimum yang dapat membuat UAV tetap pada ketinggiannya adalah sesuai dengan persamaan (3.45).

$$\begin{aligned} mg &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S (C_D \sin \alpha + C_L \cos \alpha) \\ V_T^2 &= \frac{2mg}{\rho V_a^2 S (C_D \sin \alpha + C_L \cos \alpha)} \end{aligned} \quad (3.44)$$

### 3.5 Perancangan PID MRAC

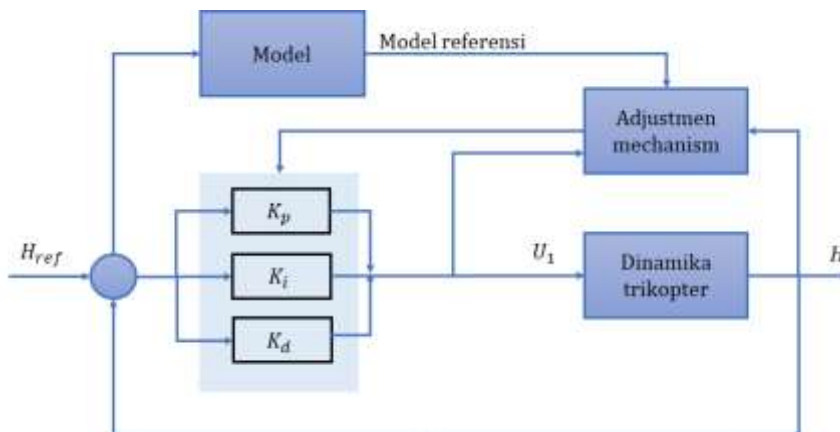
MRAC (*Model Reference Adaptive Kontrol*) digunakan untuk mengatur ketinggian, sudut *pitch* dan *yaw* pada UAV. Kontroler diberikan pada plant *fixed wing* dan trikopter dikarenakan perbedaan sinyal kontrol pada *fixed wing* dan trikopter. Konsep MRAC yang digunakan pada *fixed wing* dan trikopter tidak memiliki perbedaan. Dimana error dari respon sistem terhadap model referensi akan

di *tunning* oleh PID sehingga respon sistem dapat sesuai dengan model referensi yang diharapkan.



Gambar 3.5 Pengaturan ketinggian pada *fixed wing*

Gambar 3.5 akan dihasilkan sinyal input  $\delta_e$  dimana sinyal tersebut akan mengatur kemiringan pesawat pada sudut *pitch* pada *fixed wing* sehingga dapat diatur ketinggian dari UAV. Diberikan kontrol *cascade* dimana pada *inner loop* digunakan untuk mengatur sudut *pitch* dengan menggunakan PID MRAC, sedangkan *outer loop* digunakan untuk mengatur ketinggian dengan menggunakan PID control.

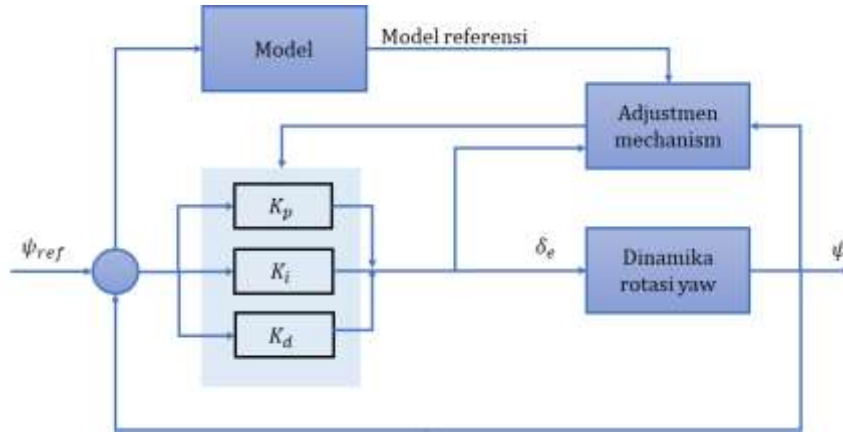


Gambar 3.6 Pengaturan ketinggian pada trikofter

Sedangkan pada Gambar 3.6 akan memberikan sinyal input  $U_1$  yang akan memberikan sinyal input ketinggian pada trikofter. Sinyal  $U_1$  diatur dengan menggunakan PID MRAC.

Persamaan yang digunakan pada pengaturan ketinggian *fixed wing* dan trikofter adalah sesuai yang dijelaskan pada subbab 2.6, dimana dilakukan perhitungan kesalahan dari respon sinyal terhadap sinyal referensi dengan meminimumkan kesalahan tersebut menggunakan MIT rule.

Untuk mengatur arah hadap pesawat, maka dilakukan pengaturan pada sudut *yaw*. Gambar 3.7 menampilkan blok diagram pengaturan sudut *yaw* pada *fixed wing*.



Gambar 3.7 Pengaturan sudut *yaw* pada *fixed wing*

Pada pengaturan sudut *yaw fixed wing*, akan dihasilkan  $\delta_r$  seperti pada Gambar 3.7, dimana sinyal tersebut akan mempengaruhi *rudder* UAV. Sudut *yaw* akan mempengaruhi arah belok pesawat sesuai dengan persamaan 3.45.

$$\psi_r = \tan^{-1} \left( \frac{Y_r - Y}{X_r - X} \right) \quad (3.45)$$

dimana  $Y_r$  adalah koordinat referensi pada sumbu Y,  $X_r$  adalah koordinat referensi pada sumbu X. Sedangkan  $Y$  dan  $X$  adalah posisi UAV pada sumbu X dan Y.

Sementara untuk pengaturan sudut *roll* pada *fixed wing* dan trikopter, digunakan kontrol PID. Pada sudut tersebut diberikan sinyal referensi  $0^\circ$ .

### 3.6 Model Error [10]

Navigasi adalah teknik yang digunakan untuk menentukan posisi dan kecepatan dari platform yang bergerak dengan memperhatikan referensi yang diketahui, tetapi juga memperhatikan sikap dari platform yang diamati. Posisi, kecepatan dan sikap platform akan digunakan sebagai state navigasi. Pada pengukuran posisi, kecepatan dan sikap terbang dari platform UAV, akan didapatkan eror yang nantinya akan mempengaruhi pengukuran navigasi. Oleh karena itu model kesalahan diperlukan untuk analisis dan estimasi sumber

kesalahan yang terkait dengan sistem navigasi inersia. Pengukuran eror dilakukan dengan menggunakan sensor accelero yang berfungsi untuk menghitung membaca percepatan linear dari benda berdasarkan gaya yang bekerja pada benda tersebut per satuan massa dan sensor gyroscope yang berfungsi untuk membaca perubahan sudut anguler terhadap waktu. Pengambilan data dilakukan dari sensor gyroscope dan accelerometer. Berikut persamaan pada gyroscope dan accelerometer.

Model gyroscope

$$\begin{aligned} p_m(t) &= p + b_{1_p} + b_{t_p}(t) + b_{w_p}(t) \\ q_m(t) &= q + b_{1_q} + b_{t_q}(t) + b_{w_q}(t) \\ r_m(t) &= r + b_{1_r} + b_{t_r}(t) + b_{w_r}(t) \end{aligned} \quad (3.46)$$

Model accelerometer

$$\begin{aligned} a_{x_m} &= a_x + w_{a_x}(t) \\ a_{y_m} &= a_y + w_{a_y}(t) \\ a_{z_m} &= a_z + w_{a_z}(t) \end{aligned} \quad (3.47)$$

Sehingga dari persamaan diatas, maka didapatkan persamaan dinamika sistem dengan ditambahkan bias *noise*

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= q \left( \frac{\sin \phi}{\cos \theta} \right) + r \left( \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \right) + b_{1_q} \left( \frac{\sin \phi}{\cos \theta} \right) + b_{1_r} \left( \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \right) \\ &\quad + b_{w_q} \left( \frac{\sin \phi}{\cos \theta} \right) + b_{w_r} \left( \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \right) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi + b_{1_q} \cos \phi - b_{1_r} \sin \phi + b_{w_q} \cos \phi - b_{w_r} \sin \phi \\ \phi &= p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta + b_{1_p} + b_{1_q} \sin \phi \tan \theta \\ &\quad + b_{1_r} \cos \phi \tan \theta + b_{w_p} + b_{w_q} \sin \phi \tan \theta \\ &\quad + b_{w_r} \cos \phi \tan \theta \end{aligned} \quad (3.48)$$

### 3.7 Error State Kalman Filter [ErKF] [11]

Kalman filter pada penelitian ini digunakan untuk memperkirakan eror state dari dinamika sistem yang telah dijelaskan pada subbab sebelumnya yaitu (3.44), metode ini disebut sebagai error state kalman filter, metode ini lebih unggul dari Kalman filter yang menggunakan dinamika wahana, salah satunya dikarenakan tidak perlunya mengganti model dinamika ketika ada perubahan yang terjadi pada wahana dan menghindari kekomplekan yang mungkin terjadi pada dinamika

wahana tersebut. Sedangkan model Pengukuran yang digunakan pada ErKF ini diberikan oleh

$$z = Hx + v \quad (3.49)$$

dimana  $v$  adalah Gaussian white-noise dan  $H = I_{15 \times 15}$ , artinya diasumsikan bahwa semua eror state adalah terukur, yang mana ini dapat direalisasikan dengan mengambil perbedaan antara pengukuran hasil INS dengan data dari luar (misal sensor yang lain).

Apabila terdapat sebuah sistem nonlinear sebagai berikut

$$\dot{x}(t) = f(x(t)) \quad (3.50)$$

Dimana  $\mathbf{f}(x) = [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_n]^T \in \mathcal{R}^n$

Asumsikan nilai initial kondisi untuk state  $x(t)|_{t=0}$  adalah diketahui, maka interval waktu  $(0, \Delta t)$  diperoleh menggunakan persamaan dibawah dengan sampling time  $\Delta t$ .

$$\dot{x}(t) = \int_0^{\Delta t} f(x(t)) dt \quad (3.51)$$

$$\hat{x}_k^- = x(t)|_{t=k\Delta t} \quad (3.52)$$

Model proses kontinyu dengan penambahan *noise* ditampilkan pada persamaan berikut

$$\delta \dot{x}(t) = F(t)\delta x(t) + \Gamma \mathbf{w}(t) \quad (3.53)$$

Sedangkan model proses diskrit dari persamaan di atas yaitu ditampilkan pada persamaan berikut

$$\delta x_k = \Phi_{k-1} \delta x_{k-1} + \bar{w}_{k-1} \quad (3.54)$$

Hasil pengukuran sesnsor ditampilkan pada persamaan berikut

$$z_k = h(x_k) + v_k \quad (3.55)$$

Dimana  $v \sim N(0, R_k)$  yang diasumsikan sebagai *noise* zero-mean white Gaussian dengan nilai covarians sebesar  $R_k$ .

$$P_k^- = \Phi_{k-1} P_{k-1} \Phi_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (3.56)$$



$$Q_{k-1} = \int_0^{\Delta t} \Phi(t, 0) \Gamma Q \Gamma^T \Phi^T(t, 0) dt \quad (3.57)$$

$\Phi(t, 0)$  adalah state matriks transisi waktu kontinyu dan  $Q$  adalah matriks kovarian proses kontinyu. Inovasi covariance dan gain filter kalman dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut:

$$S_k = R_k + H_k P_k^- H_k^T \quad (3.58)$$

$$K_k = P_k^- H_k^T S_k^{-1} \quad (3.59)$$

Estimasi eror state dan estimasi state dihitung dengan menggunakan persamaan berikut:

$$\delta \hat{x}_k = K_k J_k \quad (3.60)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + \delta \hat{x}_k \quad (3.61)$$

dimana  $J_k = z_k - h(\hat{x}_k^-)$

Matriks covarian dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut:

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^- \quad (3.62)$$

Maka model state space yang akan digunakan untuk mencari error state filter kalman adadalah sebagai berikut. Dengan menggabungkan model dinamika dan hasil pengukuran dari sensor adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned} x(t) &= [\psi \quad \theta \quad \phi \quad b_{1p} \quad b_{1q} \quad b_{1r}]^T, \\ f(t) &= [f_1 \quad f_2 \quad f_3 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \\ w(t) &= \begin{bmatrix} b_{wp} \\ b_{wq} \\ b_{wr} \\ w_{b_{1p}} \\ w_{b_{1q}} \\ w_{b_{1r}} \end{bmatrix}, \quad \Gamma = \begin{bmatrix} 0 & \frac{s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c\theta & -s\phi & 0 & 0 & 0 \\ 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad H_k \\ &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.63)$$

$$Q = \begin{bmatrix} \sigma_{b_{1p}}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{b_{1q}}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{b_{1r}}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{b_{wp}}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{b_{wq}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{b_{wr}}^2 \end{bmatrix}, R_k = \begin{bmatrix} \sigma_\psi^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\theta^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_\phi^2 \end{bmatrix}$$

Nilai standar deviasi yang digunakan adalah  $\sigma_{b_{1p}} = \sigma_{b_{1q}} = \sigma_{b_{1r}} = 0.05^0/s$  dan  $\sigma_\psi = \sigma_\phi = \sigma_\theta = 0.25^0$ . sedangkan nilai standar deviasi wideband *noise* adalah  $\sigma_{b_{wp}} = \sigma_{b_{wq}} = \sigma_{b_{wr}} = 0.001^0/s$

### 3.8 Hipotesa Penelitian

Berdasarkan kajian pustaka yang telah dilakukan dan rancangan konseptual yang telah dibuat, penulis memiliki beberapa hipotesa penelitian antara lain,

1. Invers model dapat menghasilkan perhitungan nilai gaya yang dibutuhkan oleh UAV.
2. Perhitungan gaya dapat digunakan untuk memperhitungkan minimum energi yang dibutuhkan UAV untuk terbang
3. Minimum energi dapat memperhitungkan minimum error

### 3.9 Rencana Experimen dan Pengujian

Pada penelitian ini, sistem yang dibuat merupakan pengaturan keadaan transisi pada saat UAV melakukan *take off* dan *landing*. Sistem tersebut akan dibuat menggunakan fasilitas *script* pada perangkat lunak Matlab. Ada beberapa eksperimen yang harus dilakukan, yaitu pembuktian jika invers model memiliki nilai dari persamaan linear UAV. Selanjutnya akan dilakukan eksperimen untuk optimasi energi terkecil yang dibutuhkan UAV untuk *tracking* sehingga dapat meminimumkan *error tracking*.

Pengujian dilakukan dengan tujuan untuk membuktikan hipotesa yang telah dibuat sebelumnya serta untuk mencapai kriteria tertentu yang ingin dicapai. Pada awalnya dilakukan pengujian terhadap kestabilan sudut UAV yaitu *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Pengujian dilakukan secara terpisah untuk pengujian sudut pada trikopter dan *fixed wing*. Pada pengujian kestabilan sudut, diberikan titik referensi sebesar 0,1 rad. Diharapkan agar respon sudut dapat mengikuti nilai referensi tersebut. Setelah didapatkan kestabilan sudut, maka dilakukan pengujian kestabilan gerak translasi dari UAV. Pada pengujian gerak translasi, dilakukan pada pengujian ketinggian UAV. Diberikan nilai referensi sebesar 20 meter. Diharapkan UAV dapat mengikuti nilai referensi tersebut. Apabila UAV sudah dapat stabil pada gerak translasi, maka selanjutnya akan dilakukan pengujian untuk transisi keadaan.

Pengujian optimasi energi dilakukan dengan menghitung energi yang dibutuhkan oleh UAV untuk dapat *tracking* sesuai dengan lintasan yang diharapkan. Akan dihitung besar energi yang dibutuhkan oleh masing-masing mesin agar dapat terbang. Pertama-tama dilakukan perhitungan energi yang dibutuhkan oleh trikopter agar dapat melakukan *take off* dan mempertahankan ketinggian, selanjutnya akan dilakukan perhitungan energi yang dibutuhkan oleh *fixed wing* agar UAV dapat tetap mempertahankan ketinggian dan kecepatan yang dibutuhkan. Dari perhitungan energi tersebut, maka akan dilakukan perhitungan optimasi energi yang dibutuhkan oleh UAV.

#### Algoritma

- Inisialisasi
- Hitung energi maksimal pada *fixed wing*
- Hitung energi maksimal pada trikopter
- Hitung posisi UAV
- Hitung kecepatan UAV pada saat  $t$
- Bandingkan nilai energi UAV pada saat  $t$  terhadap energi maksimal masing-masing mesin UAV dengan menggunakan persamaan 3.32-3.34
- Hitung nilai  $J$  dengan menggunakan persamaan 3.31
- Tentukan nilai bobot dengan menggunakan persamaan 3.36

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

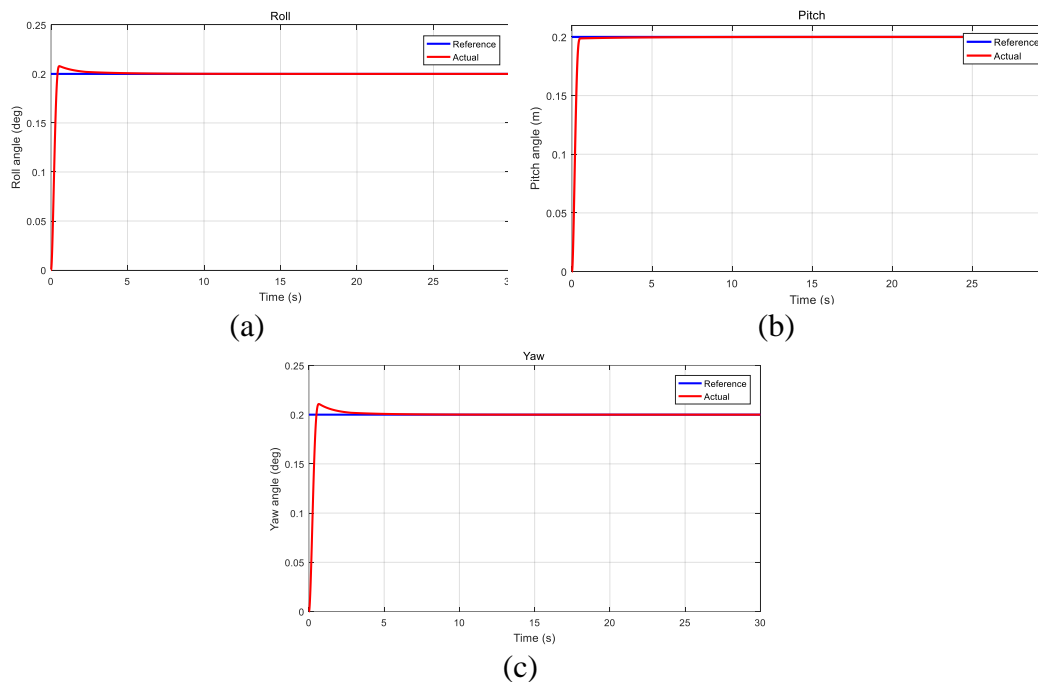
## BAB 4

### HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini, hasil dari perancangan pada Bab III akan diberikan, beserta dengan pembahasan yang diperlukan. Rancangan penelitian pada Bab III akan diaplikasikan pada *plant* berupa sistem *fixed wing* dan trikopter dan akan disimulasikan dengan Simulink pada Matlab. Pengujian pertama adalah pengujian masing-masing mesin tanpa adanya perubahan transisi, yang kedua perhitungan dari energi potensial pada masing-masing mesin yang akan dijadikan bobot mesin, yang ketiga adalah pengujian transisi dengan menggunakan bobot yang direncanakan, dan yang keempat adalah pengujian *hybrid* UAV dengan adanya gangguan pengukuran.

#### 4.1 Trikopter

Pada subbab ini akan ditampilkan pengujian trikopter. Pengujian dilakukan pada sudut *roll*, *pitch*, *yaw* dan ketinggian. Pada gerak translasi, pengujian hanya dilakukan pada sumbu Z, dikarenakan pengaturan bobot hanyalah bergantung pada ketinggian dan sinyal kontrol  $U_1$ .



Gambar 4. 1 Respon sudut trikopter (a) *roll* (b) *pitch* (c) *yaw*

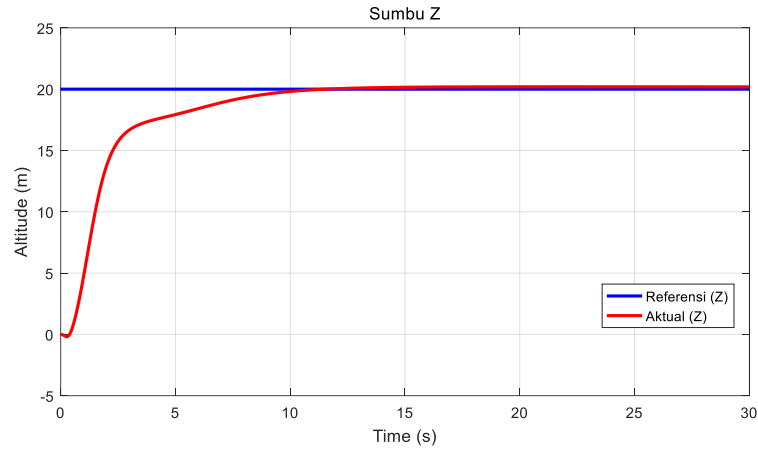
Pada masing-masing pengujian, dibuat agar respon sistem dapat mengikuti sinyal referensi yang diberikan yaitu  $0.2^0$  pada sudut *roll*, *pitch* *yaw* dan 20 m pada ketinggian. Gambar 4. 1 menampilkan perbandingan waktu yang dibutuhkan sudut untuk mencapai posisi *steady state* dengan referensi sinyal step.

Sudut *roll* mengalami  $M_p$  (*overshoot*) sebesar  $0.2091^0$  dengan  $T_p$  (*peak time*) 0.54 detik sedangkan  $T_r$  (*rise time*) pada sudut *roll* adalah 0.422 detik yang ditampilkan pada gambar 4.1 (a). Nilai  $\tau$  (*time constant*) dari respon sudut *roll* adalah 0.2444 detik ketika sudut *roll* sebesar  $0.1267^0$ , sehingga dapat dihitung  $T_s$  (*settling time*)  $\pm 2\%$  pada saat 16.36 detik. Sedangkan Pada gambar 4.1 (a), respon sudut *roll* dapat mencapai  $\pm 2\%$  dari sinyal referensi pada saat 1.586 detik. Sehingga respon dapat mencapai spesifikasi yang diharapkan.

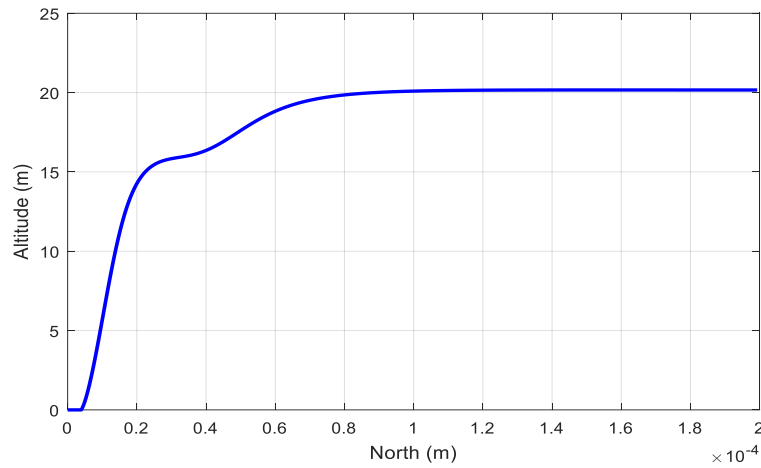
Respon sudut *pitch* ditampilkan pada gambar 4.1 (b). Pada gambar tersebut dapat dilihat bahwa waktu  $T_r$  adalah 0.3853 detik dengan pada saat  $T_s$  ( $\pm 2\%$ ) pada saat waktu mencapai 0.43 detik. Dapat dihitung nilai  $\tau$  dari respon sudut *pitch* adalah 0.69 detik tetapi respon telah masuk  $\pm 2\%$  pada saat waktu 0.4326 detik, sehingga respon dapat mencapai spesifikasi yang diharapkan.

Sedangkan respon sudut *yaw* ditampilkan pada gambar 4.1 (c), dimana respon sudut *yaw* mengalami  $M_p$  sebesar  $0.212^0$  dengan  $T_p$  0.6366 detik dan  $T_r$  (*rise time*) pada 0.49 detik. Nilai  $\tau$  sistem adalah 0.291 detik, sehingga dapat dihitung  $T_s$   $\pm 2\%$  pada saat 13.74 detik. Sedangkan pada gambar 4.1 (c), respon sudut *yaw* dapat mencapai  $\pm 2\%$  dari sinyal referensi pada saat 1.958 detik. Sehingga respon dapat mencapai spesifikasi yang diharapkan.

Perbandingan waktu dan respon *altitude* pada saat trikopter melakukan *take off* pada Gambar 4.2 menampilkan. Analisa respon sistem dilihat pada sumbu X dan Z.



Gambar 4.2 Respon sistem pada saat *take off*



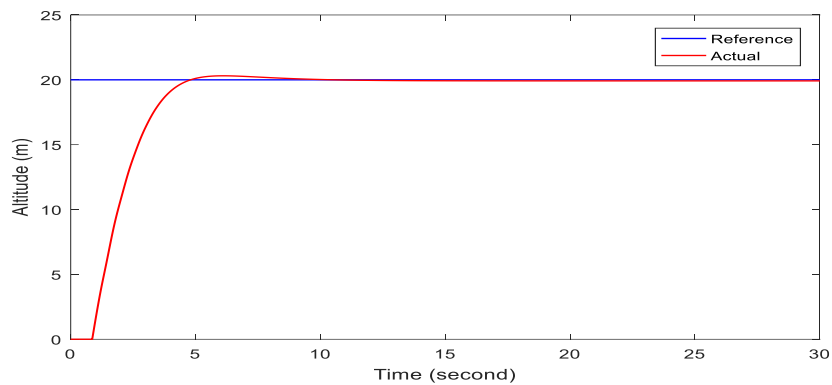
Gambar 4. 3 Respon sumbu X pada saat *take off*

Respon ketinggian dari trikopter pada saat *take off* mengalami  $T_r$  pada saat waktu mencapai 11.29 detik dengan waktu  $\tau$  adalah 1.82 detik. Dapat dihitung waktu  $T_s(\pm 0.5\%)$  adalah 9.1 detik yang ditampilkan pada Gambar 4.2. Respon sistem telah memasuki  $\pm 0.5\%$  pada waktu 8.819 detik sehingga sistem telah mencapai spesifikasi yang diharapkan. Dapat dilihat pada gambar 4.3, bahwa UAV telah mencapai ketinggian yang diharapkan pada saat sumbu X mencapai  $8.248 \times 10^{-5}$  m, sehingga, UAV tidak memerlukan area yang cukup luas untuk melakukan *take off*.

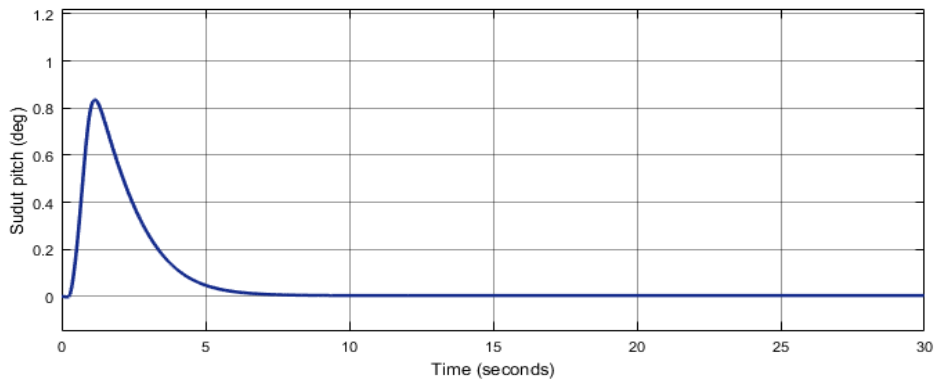
## 4.2 Fixed wing

Pengujian pada mesin *fixed wing* tidak jauh berbeda dengan pengujian pada mesin trikopter. Hanya saja untuk pengujian gerak translasi dilakukan pada sumbu X, Y dan Z. Pengujian pada sumbu X dan Y dilakukan agar *fixed wing* dapat melakukan *tracking waypoint* seperti yang diharapkan.

Gambar 4.4 menampilkan respon system pada sumbu X, Z dan sudut *pitch* terhadap waktu ketika dilakukan *take off* pada *fixed wing*.

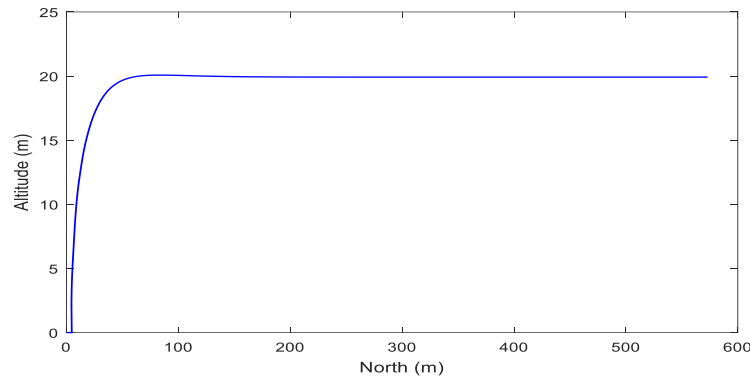


(a)



(b)





(c)

Gambar 4.4 Respon *take off fixed wing* pada (a) sumbu Z, (b) sudut *pitch*,  
(c) sumbu Z terhadap sumbu X

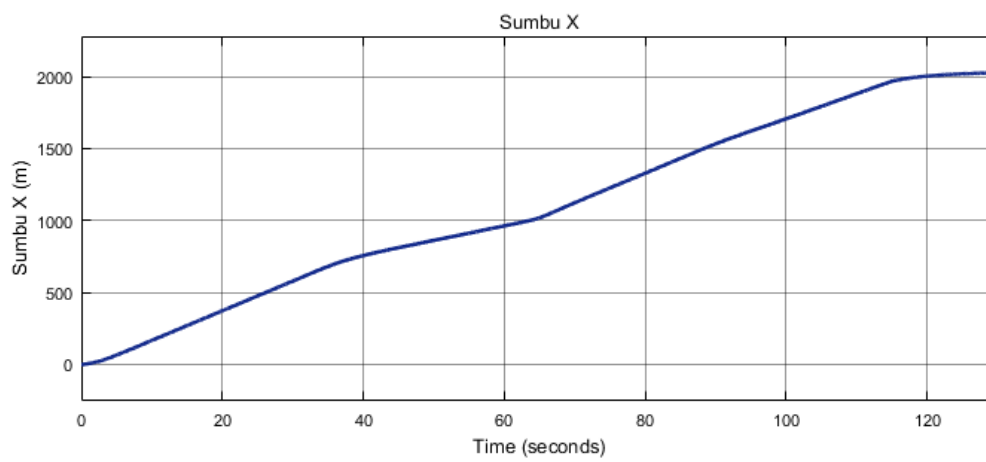
Dapat dilihat pada Gambar 4.4 (a) jika ketika *fixed wing* melakukan *take off* hingga mencapai ketinggian yang diharapkan. Pada detik 0 hingga 0.86 detik UAV masih berada pada ketinggian 0 m dikarenakan *fixed wing* membutuhkan landasan untuk meningkatkan kecepatan sehingga *fixed wing* dapat memiliki gaya angkat yang membuatnya dapat terbang. UAV mencapai ketinggian referensi pada saat  $T_r$  adalah 4.8 detik dengan  $\tau$  pada saat 2.25 detik. Sehingga dapat dihitung waktu  $T_s (\pm 2\%)$  adalah 9. Pada respon ketinggian, sistem telah mencapai ketinggian  $\pm 2\%$  pada saat waktu 4.484 detik. Sehingga dapat dikatakan bahwa UAV dapat mencapai spesifikasi yang diharapkan. Pada Gambar 4.4 (b) merupakan respon sudut *pitch* terhadap ketinggian dari pesawat. Dapat dilihat jika ketika pesawat melakukan *take off*, sudut *pitch* berubah sebesar  $0.823^\circ$  yang membuat pesawat terangkat dan mencapai ketinggian yang diharapkan. Sudut *pitch* pada UAV kembali menjadi  $0^\circ$  ketika UAV telah mencapai ketinggian yang diharapkan yaitu pada waktu 5.994 detik. Pada Gambar 4.4 (c) adalah respon sumbu Z terhadap sumbu X. Dapat dilihat jika terjadi perubahan sumbu X yang cukup besar ketika UAV melakukan *take off* yaitu sebesar 67.92 m. UAV masih berada pada ketinggian 0 m hingga mencapai jarak 4.7 m. Ketika *fixed wing* telah mencapai ketinggian yang diharapkan, *fixed wing* tidak dapat diam dikarenakan *fixed wing* memiliki motor pendorong untuk membuat pesawat tetap terbang, sehingga respon sistem pada sumbu X akan selalu berubah.

Pada pengujian *fixed wing* selanjutnya, dilakukan pengujian *tracking waypoint*. Respon sistem dilihat dari sumbu X, Y, Z dan sudut *roll*, *pitch*, *yaw*. Diberikan titik *waypoint* pada sumbu X, Y dan Z. Berikut titik yang diberikan:

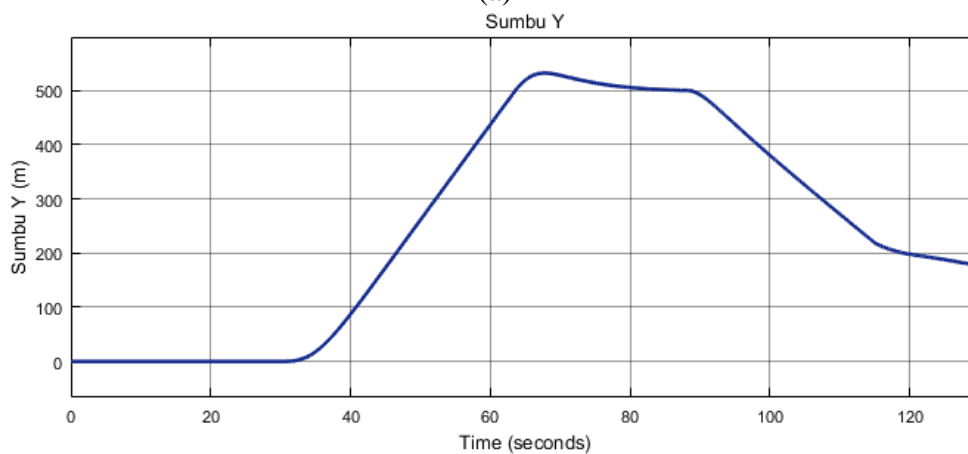
Tabel 4.1 Titik *waypoint* (1)

Sumbu X	Sumbu Y	Sumbu Z
0	0	0
500	0	20
750	500	20
1200	330	0

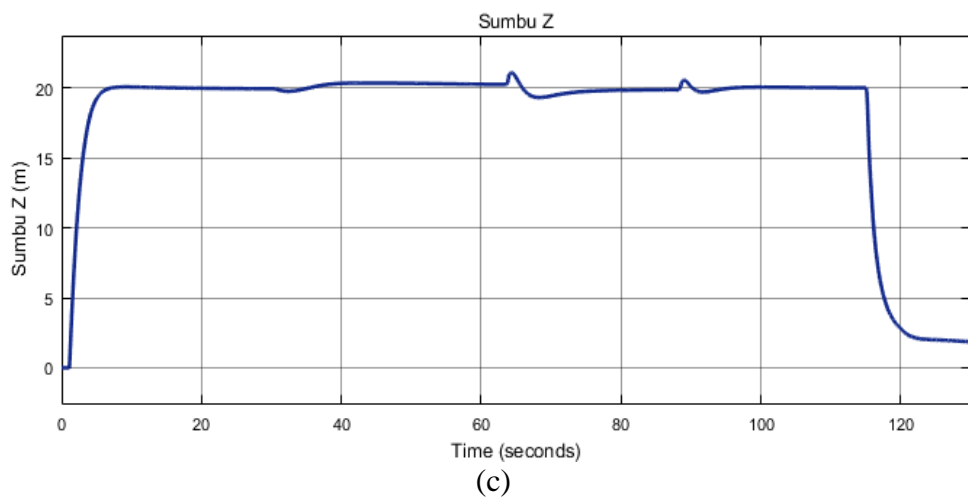
Gambar 4.5 menampilkan respon pesawat ketika melakukan *tracking waypoint*. Ketika melakukan *tracking waypoint*, akan diamati pada sumbu X, Y, Z dan sudut *yaw*.



(a)



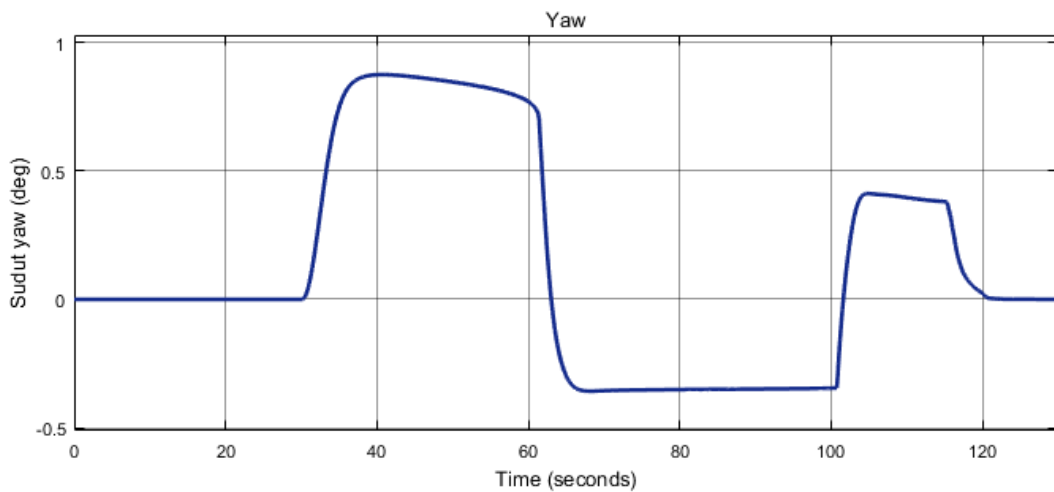
(b)



Gambar 4.5 Respon *tracking waypoint fixed wing* (a) sumbu X, (b) sumbu Y, (c) sumbu Z

*Tracking* dimulai pada titik koordinat (0,0,0) yang ditampilkan pada Gambar 4.5. UAV mencapai ketinggian referensi pada saat 4.8 detik. UAV mulai melakukan perbelokan ke arah *east* (timur) pada saat waktu 30 detik. Koordinat yang akan dituju oleh UAV adalah pada titik (1000, 500, 20) yang ditampilkan pada Gambar 4.5 (a). UAV dapat mencapai titik koordinat tersebut ketika waktu mencapai 62.7 detik dengan adanya perubahan ketinggian sebesar 0.08 m yang ditampilkan pada Gambar 4.5 (c). UAV tidak tepat berhenti pada titik 500 m, tetapi mengalami pergeseran sebesar 1 m dikarenakan dinamika dari *fixed wing* membutuhkan area yang cukup luas untuk melakukan perbelokan. Hal tersebut dapat dilihat pada Gambar 4.5 (b). Selanjutnya, UAV akan menuju koordinat (1500, 500, 20). Titik tersebut dicapai UAV pada waktu 70.1 detik dan terjadi perubahan ketinggian sebesar 0.05 m dan kembali menuju ketinggian referensi. Selanjutnya UAV menuju titik koordinat (2000, 200, 20) yang dicapai pada waktu 90.5 detik dan terdapat perubahan ketinggian sebesar 0.08 m yang kemudian UAV akan kembali menuju ketinggian referensi. Selanjutnya UAV melakukan *landing*. Pada saat proses *landing*, *fixed wing* tidak mencapai ketinggian 0 m, dikarenakan UAV masih memiliki kecepatan dari motor pendorong yang belum dimatikan yang ditampilkan pada Gambar 4.5 (c),.

Untuk mengatur arah belok pada pesawat dilakukan dengan mengatur sudut *yaw* sesuai dengan persamaan (3.44). Gambar 4.5 menampilkan respon sudut *yaw* terhadap perubahan hadap pesawat.



Gambar 4. 6 Respon sudut yaw

Perubahan sudut yaw terjadi sesuai dengan perubahan titik *waypoint* yang diberikan yang dapat dilihat pada Gambar 4. 6. Dimulai dengan sudut sebesar  $0^0$  yang akan berubah kemudian kembali ke sudut  $0^0$  ketika UAV melakukan *landing*. Sudut yaw berubah mulai dari waktu 30 detik menuju sudut sebesar  $0.8^0$ . Pada waktu 60.7 detik, sudut yaw berubah menuju  $-0.3^0$  dan perubahan sudut kembali terjadi pada saat 100.2 detik menjadi  $0.35^0$ . Dan selanjutnya UAV melakukan *landing* ketika UAV telah mencapai koordinat (2000, 200) sehingga besar sudut yaw menjadi  $0^0$  dikarenakan UAV tidak melakukan perbelokan ketika *landing*.

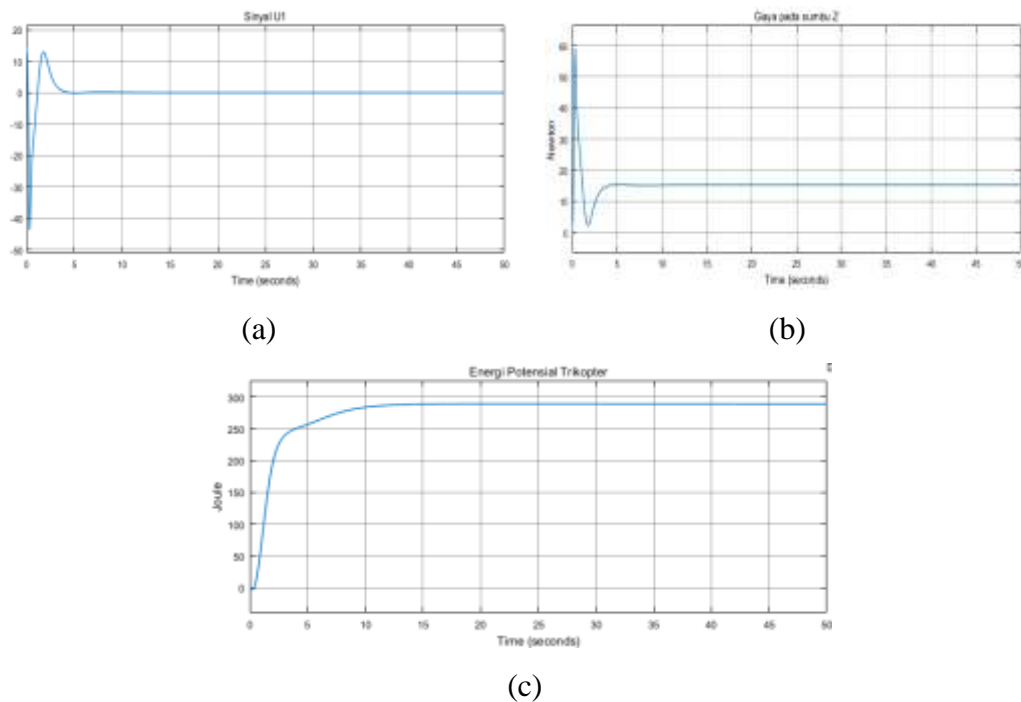
### 4.3 Energi Potensial dan Energi Kinetik

Berdasarkan pada perencanaan bab 3, energi potensial dihitung berdasarkan sinyal kontrol untuk mengatur ketinggian UAV sedangkan energi kinetik dihitung berdasarkan posisi UAV pada sumbu X. Pada trikopter digunakan  $U_1$  sebagai sinyal kontrol, sedangkan pada *fixed wing* digunakan  $\delta_e$  sebagai sinyal kontrol untuk mengatur ketinggian UAV. Dari masing-masing sinyal kontrol tersebut, akan didapatkan gaya yang nantinya dapat diketahui besar nilai energi potensial dari masing-masing mesin. Pada analisa energi, akan dihitung besar energi potensial nominal dari system sesuai dengan persamaan (4.1) dengan ketinggian UAV 20 m dikarenakan energi potensial sangat bergantung pada ketinggian. Diharapkan, energi potensial dari masing-masing mesin tidak jauh berbeda dengan energi

nominal yang dihitung dikarenakan sinyal control yang berbeda dari masing-masing mesin.

$$\begin{aligned}
 E_{P_n} &= mgh \\
 &= 2.16 \times 9.18 \times 20 \\
 &= 396.57 \text{ joule}
 \end{aligned}
 \tag{4.1}$$

Pada Gambar 4.7 ditampilkan pengaruh sinyal  $U_1$  dan gaya pada sumbu Z sehingga menghasilkan energi potensial yang ditambahkan dengan energi kinetik pada sumbu Z dan X yang diharapkan. Akan dilakukan analisa sinyal  $U_1$ , selanjutnya gaya yang dihasilkan dan yang terakhir adalah energi yang dihasilkan.

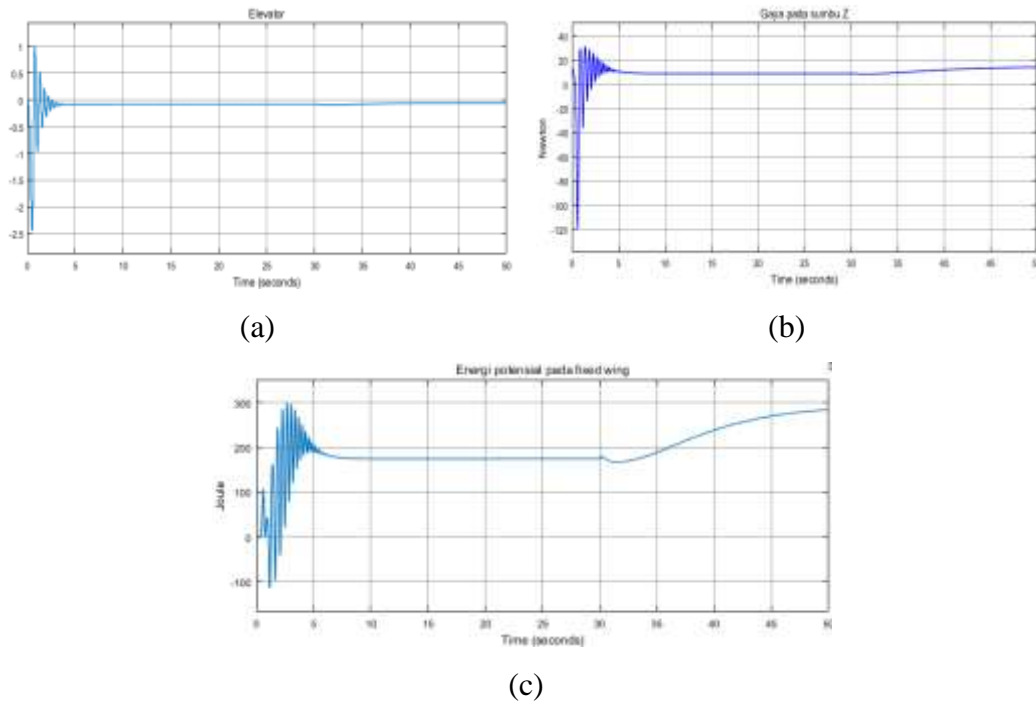


Gambar 4.7 Energi potensial trikopter (a) sinyal U1, (b) gaya sumbu Z trikopter, (c) energi potensial trikopter

Sinyal kontrol  $U_1$  ditampilkan pada Gambar 4.7 (a), dimana respon sistem mengalami penurunan sebesar -40 kemudian naik menuju 12 dan mengalami *steady state* pada 0.013 Sinyal  $U_1$  mengalami *steady state* pada saat 30 detik yaitu ketika ketinggian dari UAV sudah mengalami *steady state*. Dari nilai  $U_1$  didapatkan gaya sebesar 60 newton yang mengalami osilasi dan selanjutnya mengalami *steady state* pada nilai 15 newton sesuai dengan waktu sinyal  $U_1$  mengalami *steady state*.

Selanjutnya dapat dihasilkan energi potensial sebesar 290 joule. Tidak terdapat perubahan selama UAV melakukan manuver dikarenakan pengaturan hanya dilakukan pada ketinggian trikopter saja.

Gambar 4.8 menampilkan besar sinyal  $\delta_e$  dan gaya pada sumbu Z untuk menghasilkan energi potensial. Analisa dilakukan sama dengan hasil energi potensial pada trikopter.



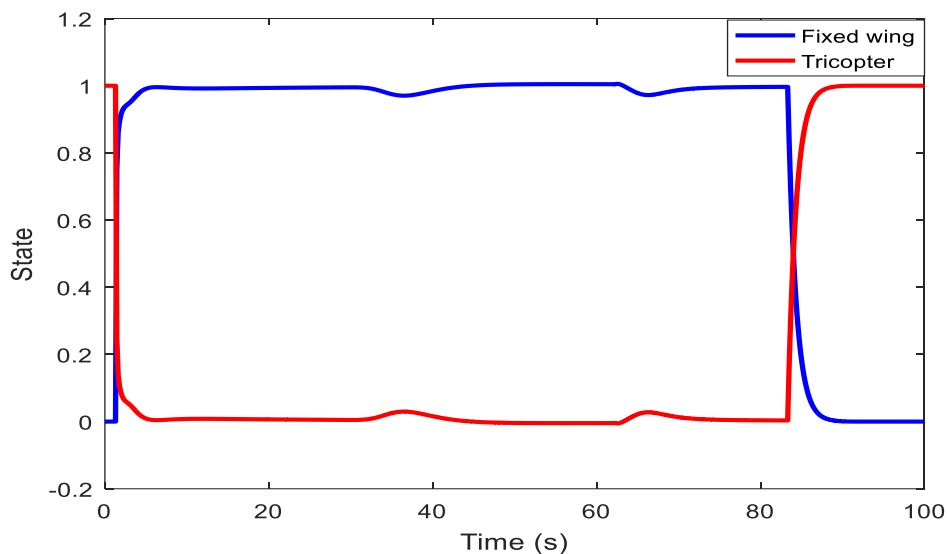
Gambar 4.8 Energi potensial *fixed wing* (a) sinyal  $\delta_e$ , (b) gaya sumbu Z, (c) energi potensial *fixed wing*

Energi mekanik yang dihasilkan ketika dilakukan *take off* mengalami osilasi dikarenakan sinyal  $\delta_e$  mengalami osilasi sehingga akan mempengaruhi gaya pada sumbu Z yang dapat dilihat pada Gambar 4.8. Osilasi pada sinyal elevator terjadi selama 3 detik dengan besar nilai -2.5 hingga 1. Sehingga pada gaya UAV juga akan terjadi osilasi sebesar -100 newton hingga 30 newton selama 4 detik yang dapat dilihat pada Gambar 4.8 (b). Begitu juga energi potensial mengalami osilasi selama 5 detik dengan nilai puncak osilasi sebesar -1000 joule hingga 300 joule. Nilai osilasi semakin kecil ketika UAV telah mencapai ketinggian referensi. Sinyal  $\delta_e$  mengalami perubahan ketika UAV melakukan manuver sebesar -0.1 sehingga gaya UAV juga mengalami kenaikan sebesar 8 newton. Begitu juga dengan energi

potensial *fixed wing* yang mengalami kenaikan menjadi 394 joule sehingga besar energi potensial sama dengan energi potensial nominal. Hal ini dikarenakan terdapat perubahan ketinggian yang membuat nilai energi potensial akan bertambah dan sebaliknya. *Fixed wing* memiliki energi potensial yang berbeda dengan trikopter sehingga harus diberikan sebuah konstanta agar kedua nilai energi tersebut memiliki nilai yang sama sehingga dapat menghasilkan nilai bobot.

#### 4.4 Hybrid UAV

Pada subbab ini, pengujian dilakukan dengan mengamati perubahan bobot, respon system pada sumbu X, Y, dan Z, respon sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* dan juga kecepatan UAV pada gerak translasi. Terdapat dua keadaan transisi yaitu keadaan ketika UAV melakukan *take off* yang ditampilkan pada Gambar 4.9 dan keadaan ketika UAV melakukan *vertical take off* yang ditampilkan pada.

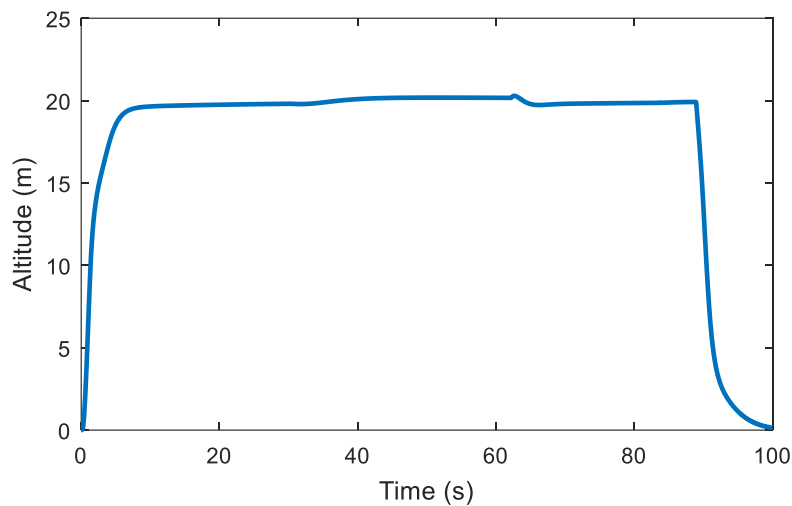


Gambar 4.9 Nilai bobot mesin

Besar maksimum nilai bobot yang diberikan adalah 1 untuk masing-masing mesin. Dan akan terjadi perubahan sesuai perubahan kecepatan sehingga didapatkan energi potensial dan energi kinetik UAV. Gambar 4.9 merupakan perubahan nilai bobot ketika UAV melakukan *take off* dan *landing*. Ketika UAV melakukan *take off*, trikopter aktif hingga UAV mencapai ketinggian 10 m. Selanjutnya akan dilakukan transisi perubahan aktifnya mesin yang menyebabkan

*fixed wing* aktif. Bobot *fixed wing* mulai naik dan mencapai nilai 1 pada 14 detik yang menyebabkan bobot trikopter menjadi bernilai 0. Jauh sebelum UAV melakukan *landing*, UAV telah melakukan transisi mesin diharapkan agar ketika UAV telah mencapai titik koordinat yang diharapkan untuk melakukan *landing*, sudut dari UAV telah menuju titik  $0^0$ . Pada Gambar 4.9, transisi dilakukan ketika UAV mencapai titik koordinat 1100 m pada sumbu X. Hal tersebut terjadi pada saat 88.88 detik.

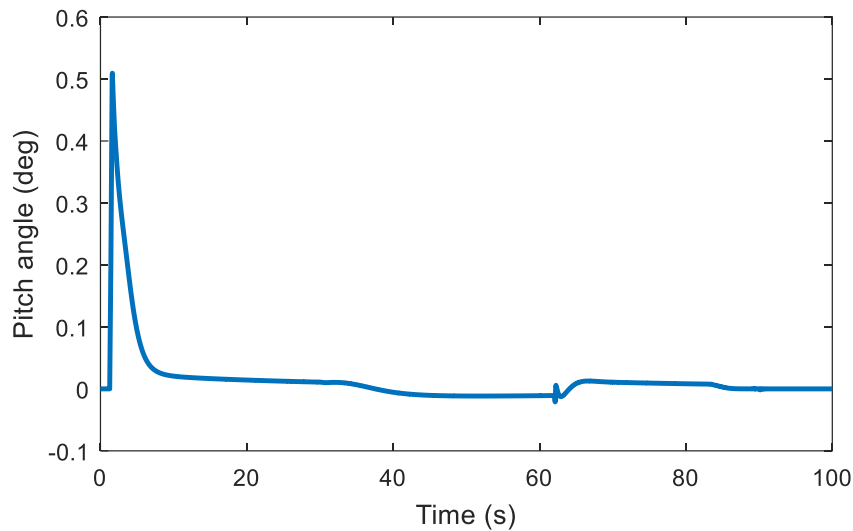
Gambar 4.10 Respon sistem *take off* hingga *landing* menampilkan *tracking* pada sumbu Z UAV. Dimulai dari ketika melakukan *take off*, *tracking waypoint* hingga *landing*.



Gambar 4.10 Respon sistem *take off* hingga *landing*

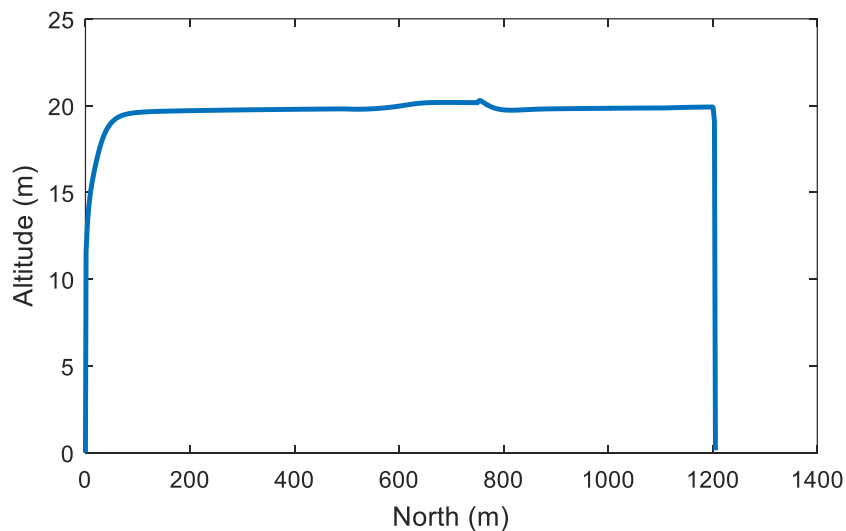
UAV mencapai  $t_r(\pm 95\%)$  pada 5.67 detik pada saat *take off* yang ditampilkan pada Gambar 4.10. Besar  $\tau$  adalah 1.83 detik. Ketinggian dari UAV selalu berubah sesuai dengan *waypoint* yang diberikan. UAV melakukan *landing* pada 85.6 detik dengan  $t_r(\pm 95\%)$  pada 92.13 detik. Dari respon ketinggian dapat dihitung besar kesalahan ketinggian dengan nilai RMSE 2.69.





Gambar 4. 11 Pengaruh sudut pitch terhadap *take off* dan *landing* UAV

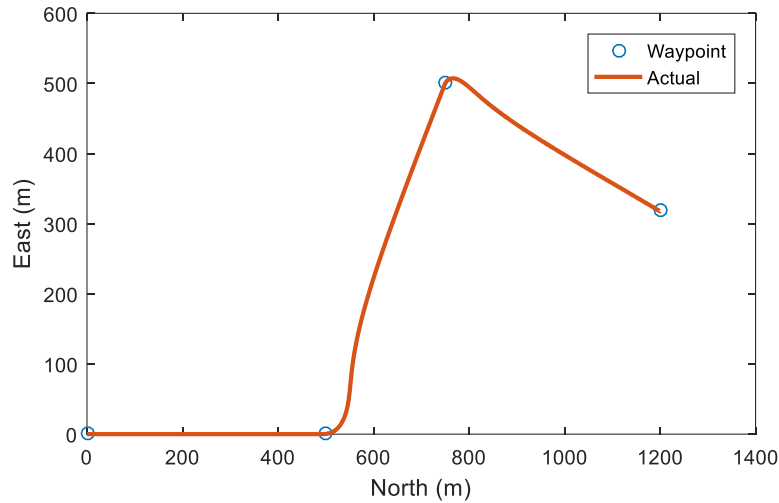
Pada saat melakukan *take off* terjadi perubahan sudut *pitch* mencapai  $0.511^{\circ}$ . Perubahan sudut *pitch* terjadi pada saat 1.354 detik sesuai dengan Gambar 4.10 ketika UAV mencapai ketinggian 10 m. Besar sudut *pitch* UAV ketika melakukan *tracking waypoint* tidak dapat mencapai  $0^{\circ}$ , dikarenakan mesin yang aktif adalah *fixed wing* sehingga terdapat *angle of attack* ( $\alpha$ ) untuk membuat UAV dapat terbang. Pada saat UAV melakukan *landing*, yaitu pada saat 85.86 detik, sudut *pitch* UAV telah mencapai  $0^{\circ}$ . Hal tersebut dapat dilihat pada Gambar 4. 11.



Gambar 4.12 Respon sumbu Z pada sumbu X

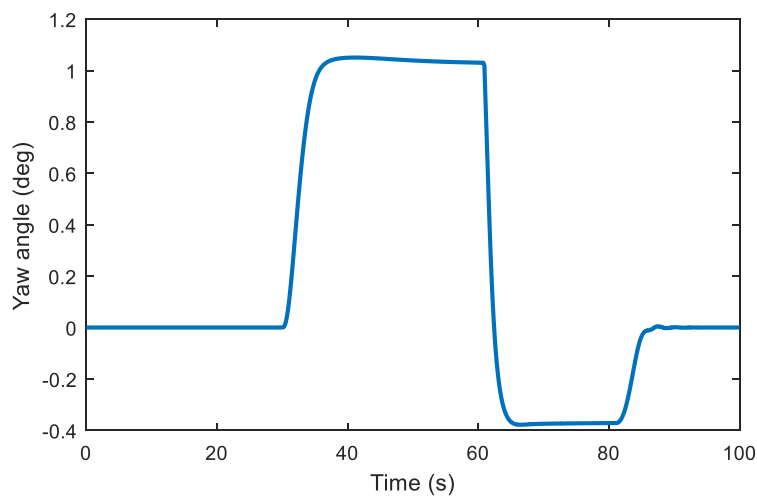
Ketika UAV melakukan *take off*, UAV tetap berada pada titik koordinat 0 m pada sumbu X hingga ketinggiannya mencapai 10.46 m yang ditampilkan pada

Gambar 4.12. UAV melakukan *landing* ketika telah mencapai titik koordinat 1200 m pada sumbu X.



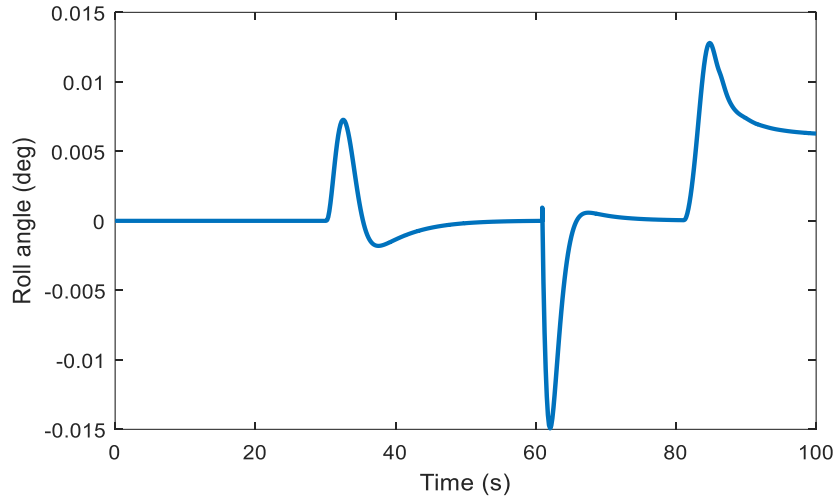
Gambar 4.13 *Tracking waypoint hybrid UAV*

Respon pesawat pada sumbu Y (*east*) ketika melakukan *tracking waypoint* yang dapat dilihat pada Gambar 4.13. UAV harus mencapai titik-titik *waypoint* yang diberikan. Dapat dilihat Pada gambar tersebut jika UAV dapat mencapai titik *waypoint* yang diberikan dengan titik awal berada pada koordinat (0,0) dan berakhir pada koordinat (1200,330). Terdapat sudut belok yang cukup luas ketika UAV melakukan manuver dikarenakan *fixed wing* membutuhkan lintasan belok yang cukup besar. Koordinat *waypoint* dibuat agar sudut belok pesawat tidak terlalu tajam. Didapatkan nilai RMSE dari respon adalah sebesar 2.32.



Gambar 4.14 Respon sudut yaw terhadap *tracking waypoint*

Perubahan pada sudut *yaw* akan mempengaruhi arah hadap pesawat. Manuver awal terjadi pada waktu 30 detik. Dapat dilihat jika pesawat mengalami simpangan sebesar  $\pm 20$  cm dengan besar sudut *yaw* sebesar  $>0.8^\circ$ . Sudut *yaw* turun hingga mencapai  $-0.08^\circ$  agar UAV dapat mencapai *waypoint* yang diharapkan. Hal tersebut sesuai dengan Gambar 4.14.

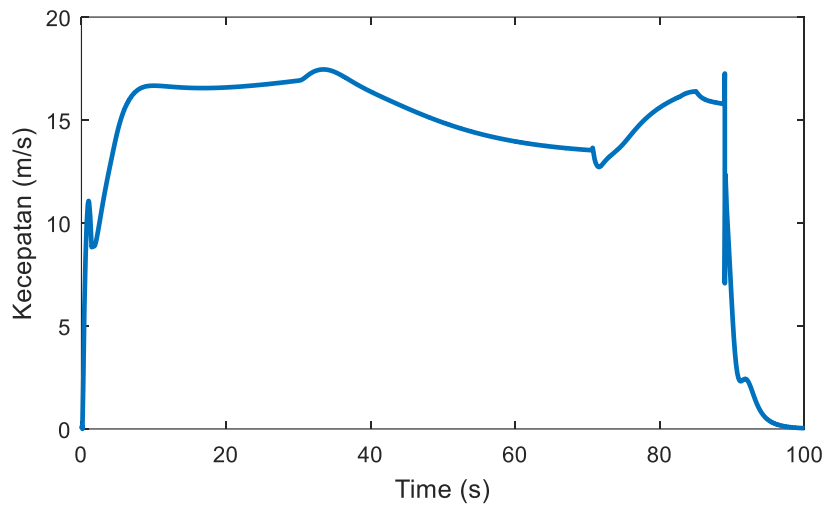


Gambar 4.15 Sudut *roll* UAV

Respon dari sudut *roll hybrid* UAV ditampilkan pada Gambar 4.15. Diberikan sinyal referensi  $0^\circ$  agar *hybrid* dapat melakukan *tracking waypoint* sesuai dengan *waypoint* yang diharapkan. Dapat dilihat jika terjadi perubahan yang sangat kecil pada sudut *roll*, sehingga tidak mempengaruhi *hybrid* UAV untuk melakukan *tracking*. Perubahan sudut *roll* terjadi setiap UAV melakukan manuver. Tetapi perubahan yang terjadi sangat kecil yaitu  $0.08^\circ$  pada saat 32 detik,  $-0.015^\circ$  pada saat 62 detik dan  $0.013^\circ$  pada saat 89 detik. Ketika UAV melakukan *landing*, sudut *roll* hanya mencapai nilai mendekati  $0^\circ$  sebesar  $0.08^\circ$ . Besarnya sudut tersebut sudah tidak mempengaruhi *tracking* UAV sehingga tidak masalah apabila tidak mencapai  $0^\circ$ .

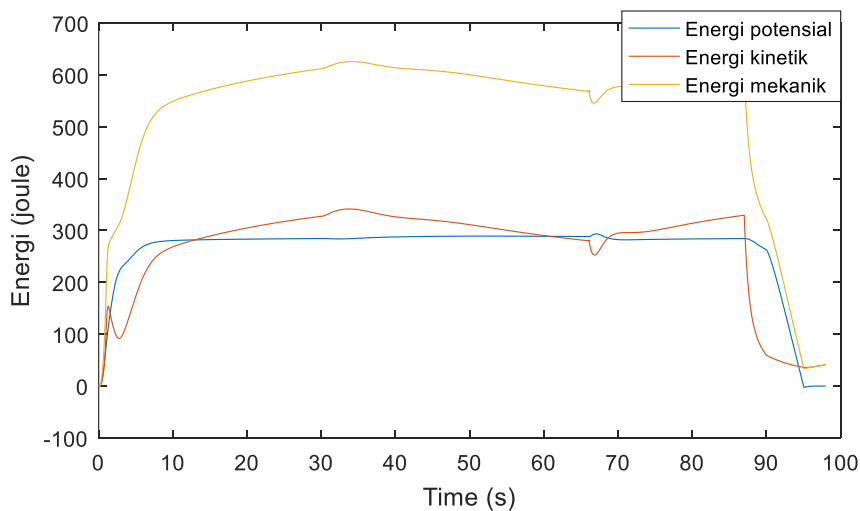
Posisi dari UAV juga dipengaruhi oleh kecepatan UAV. Kecepatan UAV yang merupakan resultan dari kecepatan pada sumbu X,Y, dan Z sesuai dengan persamaan (4.1).

$$V_a = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \quad (4.1)$$



Gambar 4.16 Kecepatan UAV

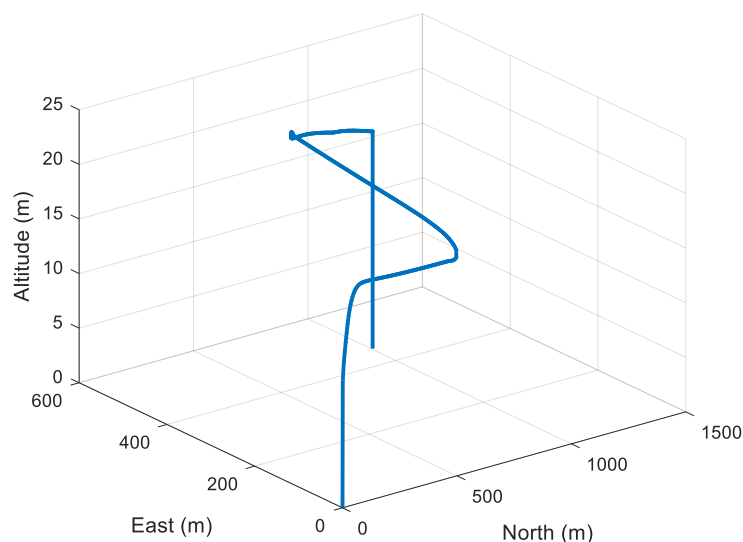
Kecepatan UAV naik hingga 16.66 m/s ketika akan melakukan *tracking waypoint* yang ditampilkan pada Gambar 4.16. Terjadi perubahan kecepatan ketika UAV melakukan manuver. Besar perubahan kecepatan adalah mencapai 17.46 m/s pada saat 33.52 detik, 12.73 m/s pada saat 71.48 detik yang nantinya kecepatan tersebut kembali menjadi 16.3 m/s pada 85 detik. Ketika melakukan *landing*, kecepatan UAV turun hingga mencapai 0 m/s pada saat 96 detik. Trikopter telah diaktikan ketika kecepatan UAV mulai kembali pada kecepatan 16.3 m/s. Pada kecepatan tersebut, trikopter mulai diaktifkan dan *fixed wing* dimatikan. Pada keadaan tersebut, hanya terdapat kecepatan dari trikopter saja.



Gambar 4.17 Energi UAV

Hasil energi dari *hybrid* UAV ditampilkan pada Gambar 4.17. Garis biru menampilkan energi potensial dari UAV sebesar 288 joule ketika UAV telah mencapai ketinggian yang diharapkan. Selanjutnya energi potensial akan turun sesuai dengan ketinggian dari UAV. Garis merah menampilkan besar energi kinetik yang dihasilkan. Besar energi kinetik dihitung berdasarkan kecepatan pada sumbu Z dan sumbu X. Sehingga terjadi perubahan energi sesuai dengan Gambar 4.16. Pada saat *landing*, UAV masih memiliki energi sebesar 37.72 joule dikarenakan masih terdapat kecepatan pada sumbu X. Sehingga hasil dari energi kinetik dan energi potensial ditampilkan pada garis hitam. Besar nilai energi mekanik mencapai 625.4 joule dan energi tersebut akan membutuhkan waktu yang cukup lama agar bernilai nol dikarenakan pengurangan kecepatan pada sumbu X ketika *landing* terjadi dengan cukup lambat.

Dari respon *tracking* pada setiap sumbu X, Y, dan Z seperti yang dijelaskan sebelumnya, maka dapat dilihat hasil dari *tracking* 3D yang ditampilkan pada Gambar 4.18. Respon dilihat dari keadaan ketika UAV masih berada di ketinggian 0 m, kemudian melakukan *take off*, *cruising*, hingga *landing*. Titik awal dimulainya *take off* adalah pada (0,0,0) kemudian titik mendaratnya adalah (1200,330,0).

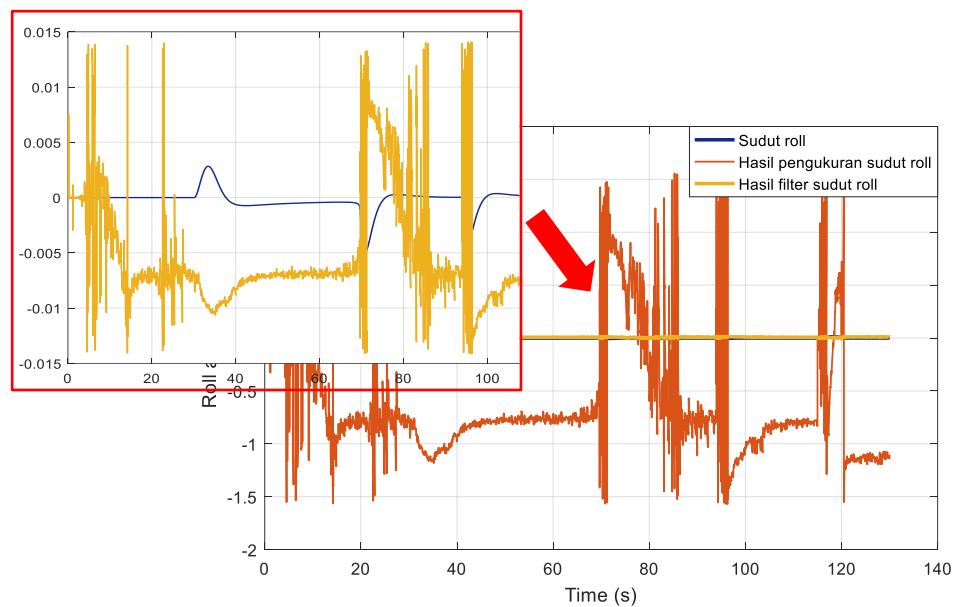


Gambar 4.18 Respon 3D sistem

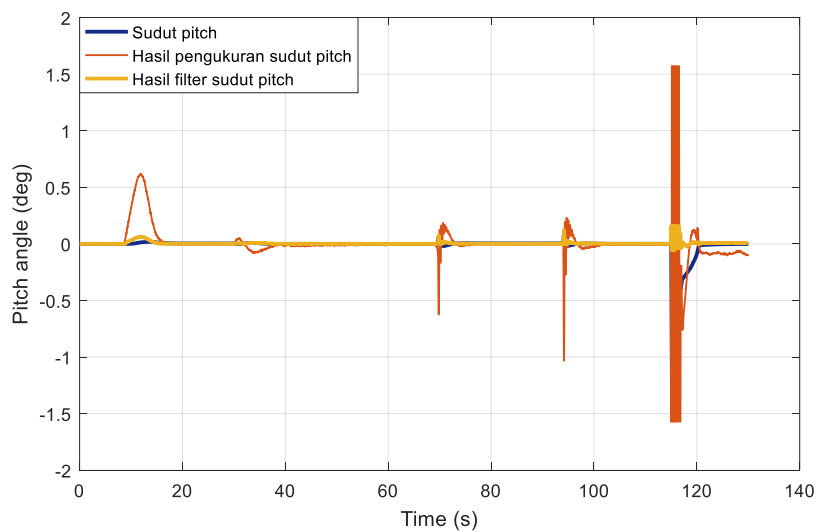
#### 4.5 Hasil Filter

*Noise* yang digunakan merupakan *noise* pengukuran pada IMU, dimana pada *noise* tersebut terdapat pengukuran pada sensor gyroscope dan sensor accelero. *Noise* diberikan pada sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*. Diberikan filter berupa ErKF sesperti pada pembahasan subbab 3.7.

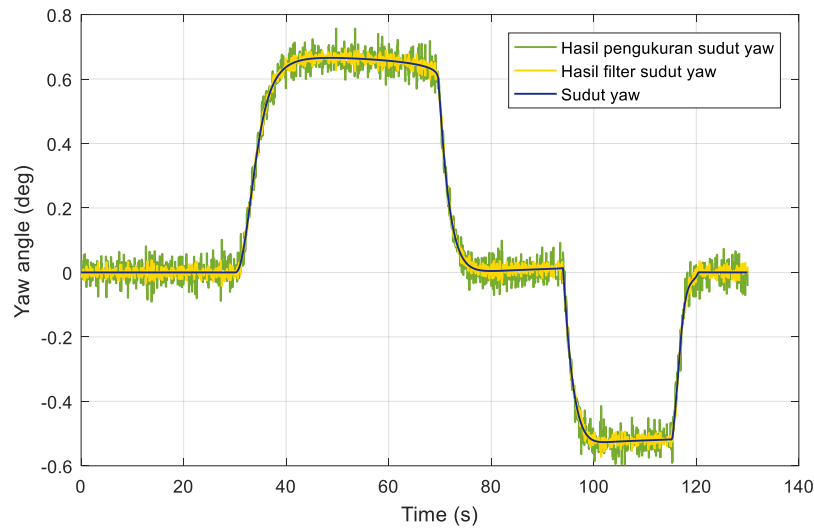
Pada pengujian *noise* akan diamati sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* yang sudah diberikan *noise* dan juga sumbu translasi Z, dikarenakan perubahan hanya terjadi pada sumbu Z.



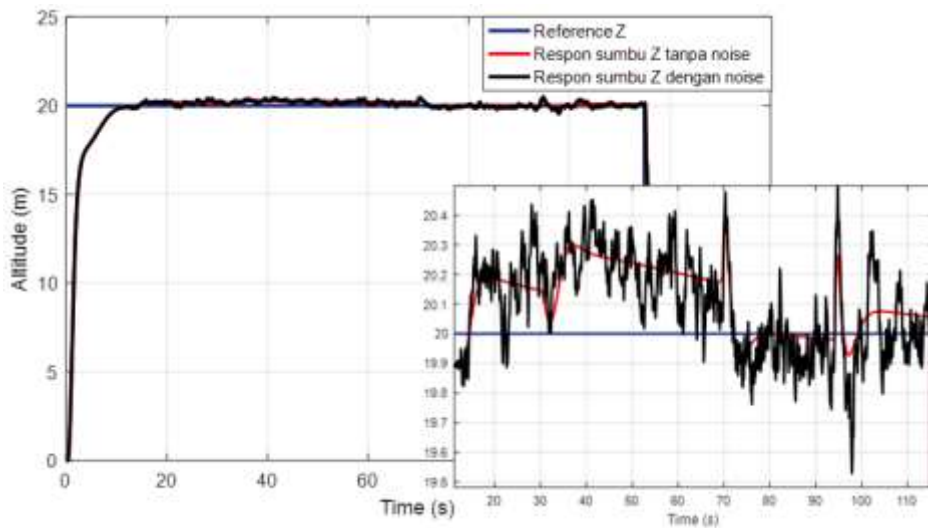
Gambar 4.19 Sudut *roll* dengan *noise*



Gambar 4.20 Sudut *pitch* dengan *noise*



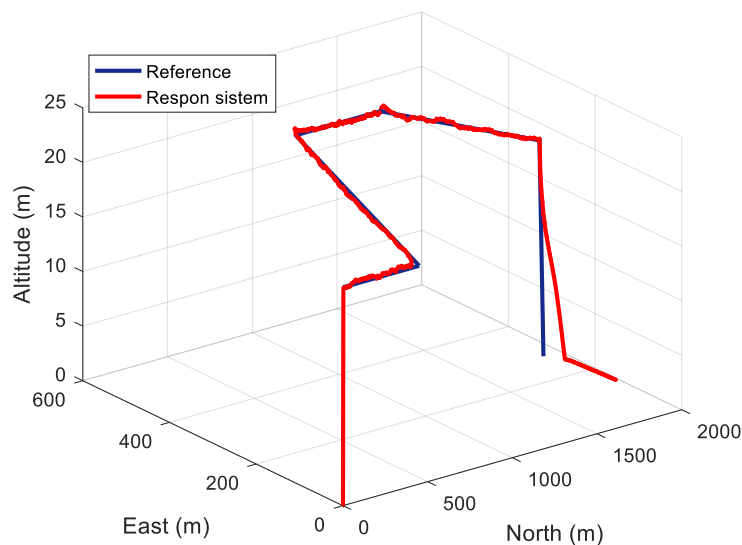
Gambar 4.21 Sudut yaw dengan *noise*



Gambar 4.22 Respon ketinggian dengan adanya *noise*

Noise yang diberikan pada kecepatan sudut, akan mempengaruhi setiap sudut dari UAV yang ditampilkan pada Gambar 4.19-Gambar 4.21. Besar *noise* yang diberikan adalah berupa *white noise* yang diberikan pada kecepatan sudut dengan varian sebesar 0.01 yang ditambahkan dengan kecepatan dan percepatan sudut pada UAV sesuai dengan pembahasana pada subbab 3.6. Setelah dilakukan filter, terjadi peredaman *noise* pada setiap sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*. Peredaman *noise* pada sudut *roll* dapat dilihat pada garis warna kuning. Dimana terjadi perubahan yang terus menerus tetapi nilai *noise* pada warna garis warna kuning lebih kecil daripada *noise* pada garis warna coklat dimana belum diberikan filter yang ditampilkan pada

Gambar 4.19. Hal tersebut juga terjadi pada sudut *pitch* dan *yaw*. Pada sudut *pitch*, terjadi *noise* yang cukup besar pada saat UAV melakukan *take off* yaitu pada waktu 10 detik hingga 15 detik dan *landing* pada waktu 110 detik hingga 115 detik. Hal ini dikarenakan perubahan sudut *pitch* yang cukup besar ketika UAV melakukan *take off* dan *landing*, sehingga *noise* yang terjadi pada sudut tersebut juga cukup besar, yang nantinya setelah diberikan filter, *noise* yang terjadi pada saat *take off* adalah sebesar  $0.5^0$  dan hanya berkisar dari  $-0.1^0$  hingga  $0.2^0$  ketika UAV melakukan *landing*. Tidak terjadi perubahan yang cukup besar pada *noise* sudut *yaw*, hal ini dikarenakan *noise* yang diberikan hanyalah berupa *white noise* dengan varian 0.01. *Noise* yang diberikan menjadi lebih kecil yang ditampilkan dengan garis berwarna kuning dibandingkan dengan sudut *yaw* ketika belum diberikan filter sesuai garis berwarna hijau yang ditampilkan pada Gambar 4.19. Hasil *noise* tersebut berpengaruh pada ketinggian UAV seperti yang dapat dilihat pada Gambar 4.22. Respon 3D sistem dapat dilihat pada Gambar 4.23.



Gambar 4.23 Respon 3D sistem dengan adanya *noise*

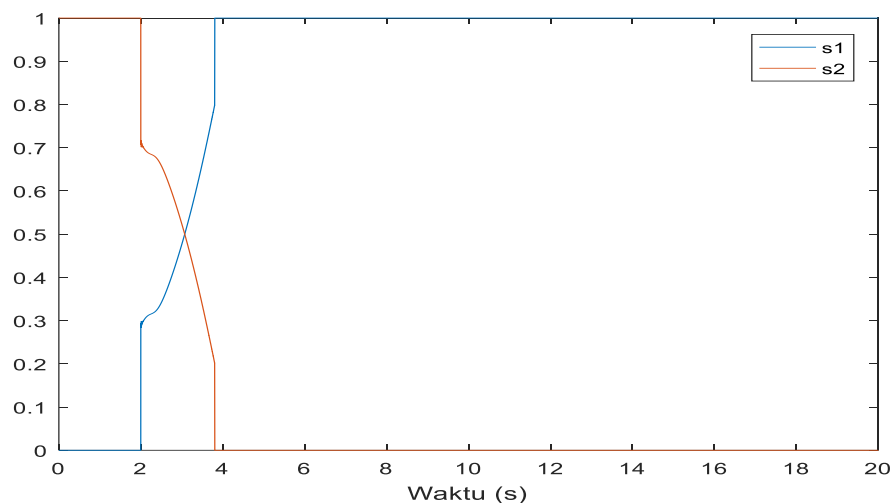
Dapat dilihat pada Gambar 4.23, jika UAV masih dapat mengikuti titik referensi yang diberikan dengan adanya ketinggian yang selalu berubah-ubah sesuai dengan Gambar 4.22. Perubahan ketinggian terjadi sekitar 0.08 m yang terjadi secara terus menerus. Perubahan ketinggian UAV hanya terjadi ketika UAV melakukan



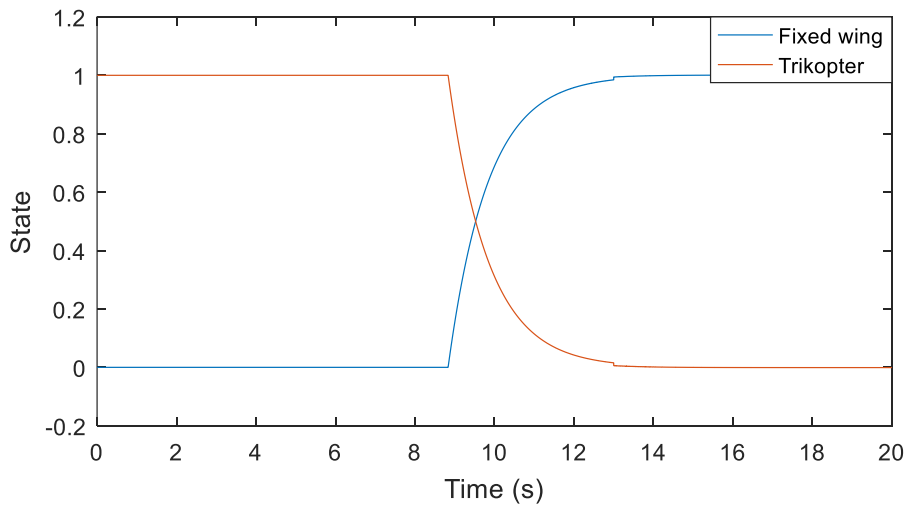
*cruising*. *Noise* tidak berpengaruh ketika UAV melakukan *take off* dan *landing* dikarenakan pada saat tersebut terjadi perubahan ketinggian pada UAV sehingga besar *noise* yang mempengaruhi ketinggian tidak terlalu signifikan mempengaruhi posisi UAV.

#### 4.6 Perbandingan Hasil

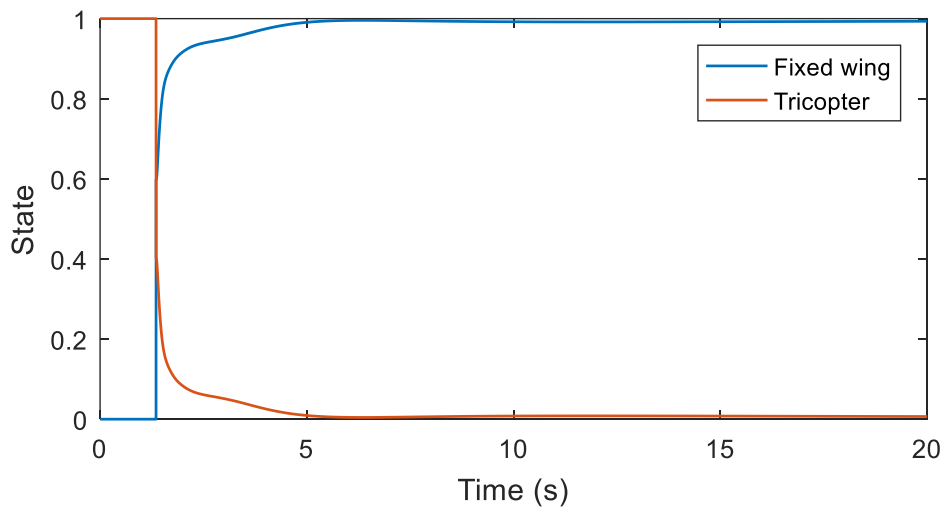
Pada subbab ini akan dijelaskan dan dianalisa perbandingan respon pada sistem menggunakan beberapa macam kontrol transisi. Perbandingan kontrol transisi akan dilihat pada saat pesawat melakukan *take off*. Terdapat tiga perbandingan metode pada kontrol transisi, yaitu metode kontrol transisi dengan menggunakan pengaruh kecepatan pada UAV (bobot kecepatan), kontrol transisi dengan menggunakan fungsi eksponensial (bobot eksponensial), dan bobot dengan menggunakan pengaruh energi potensial (bobot energi). Dari ketiga metode tersebut akan dilihat bentuk respon transisi dan pengaruh transisi terhadap ketinggian dan kecepatan pesawat. Perbandingan ketinggian ditunjukkan dalam satu *frame* sehingga lebih mudah dalam menganalisa dan mengetahui metode mana yang lebih efektif digunakan.



(a)



(b)

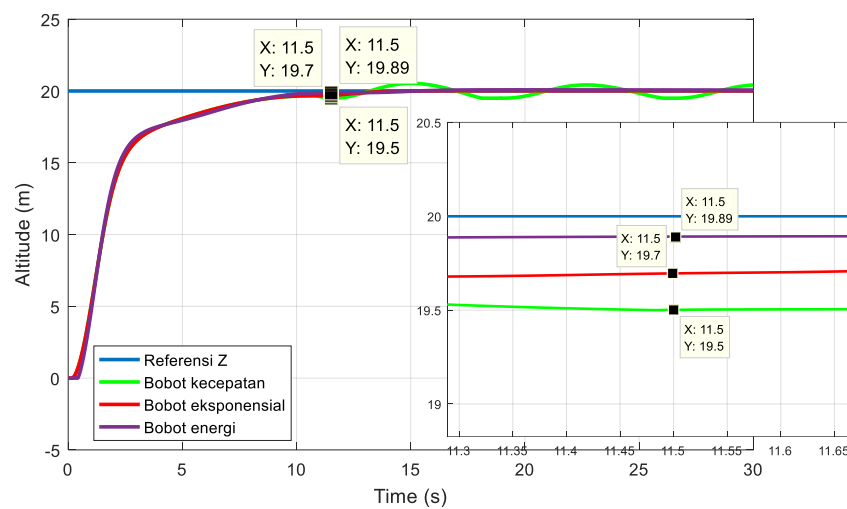


(c)

Gambar 4.24 Perbandingan kontrol transisi pada (a) metode kecepatan, (b) metode eksponensial, (c) metode energi

Gambar 4.24 menampilkan perbandingan metode transisi. Pada Gambar 4.24 (a), digunakan metode kecepatan dari UAV. Pada metode tersebut, terdapat sebuah konstanta seperti pada persamaan (2.7) yang menyebabkan salah satu mesin tidak dimatikan sepenuhnya ketika ketinggian UAV mencapai ketinggian yang diharapkan, sehingga akan mengakibatkan pemborosan energi pada UAV. Pada Gambar 4.24, terdapat perubahan state secara tiba-tiba sebesar 0.2 dikarenakan

konstanta pada persamaan transisi dan Pada gambar tersebut, telah diberikan logika tambahan sehingga salah satu mesin dapat dimatikan seluruhnya. Pada metode eksponensial yang ditunjukkan pada Gambar 4.24 (b), kontrol transisi hanya terjadi pada saat UAV melakukan *take off* dan *landing*. Pada metode eksponensial, tidak adanya pengaturan kontrol transisi untuk mengatur tracking UAV agar sesuai dengan referensi. Sedangkan pada Gambar 4.24 (c), kontrol transisi dapat dilakukan dari ketika UAV melakukan *take off*, *cruising* hingga *landing* dengan memperhitungkan kecepatan dari UAV dan mesin dapat dimatikan seluruhnya ketika UAV telah mencapai ketinggian yang diharapkan.



Gambar 4.25 Perbandingan metode transisi terhadap ketinggian UAV

Pada Gambar 4.25, terdapat perbedaan ketinggian UAV setelah melakukan transisi mesin dengan menggunakan tiga metode yang berbeda yaitu pada metode kecepatan, terjadi osilasi terus menerus agar UAV dapat mempertahankan ketinggian dan terjadi penurunan ketinggian sebesar 0.5 m. Pada metode eksponensial, ketinggian dari UAV dapat tetap terjaga dengan penurunan ketinggian sebesar 0.3 m setelah terjadi transisi mesin. Sedangkan pada bobot energi, UAV dapat tetap mempertahankan ketinggian dengan penurunan ketinggian tanpa adanya penurunan ketinggian setelah terjadi transisi. Nilai RMSE pada masing-masing metode ditampilkan pada tabel 4.3.

Tabel 4. 2 Nilai RMSE

Metode	RMSE
Kecepatan	4.43
Ekspensial	2.4
Energi	2.32

Tabel 4.2 menampilkan hasil RMSE dari masing-masing metode. Perhitungan RMSE dilakukan pada ketinggian UAV terhadap waktu. RMSE dihitung ketika UAV melakukan *take off* hingga *landing*. Dapat dilihat pada tabel tersebut, metode energi memiliki nilai RMSE terkecil dibandingkan dua metode sebelumnya dikarenakan terdapat perhitungan kecepatan pada sumbu X dan pada sumbu Z. Pada metode kecepatan juga terdapat perhitungan kecepatan. Hanya saja pada metode tersebut, terdapat konstanta yang menyebabkan terdapat kesalahan ketinggian ketika UAV melakukan *cruising*.

## **BAB 5**

### **KESIMPULAN**

Penelitian ini membahas mengenai kontrol transisi dengan menggunakan energi potensial UAV untuk mengatur perubahan aktifnya mesin ketika UAV sedang melakukan *tracking*. Kontribusi dari penelitian ini yaitu merancang nilai bobot menggunakan energi potensial. Hasil rancangan bobot tersebut pada system menunjukkan bahwa system dapat mencapai ketinggian yang diharapkan dan perubahan bobot akan dihitung secara terus-menerus sesuai dengan kesalahan ketinggian yang terjadi dengan nilai RMSE yang lebih baik dari dua metode sebelumnya yaitu 0.75 dari proses *take off* hingga *cruising*. Jumlah nilai RMSE ketika ketika *hybrid* UAV melakukan *take off*, *cruising* hingga *landing* adalah 2.08. Terjadi perubahan sudut *pitch* yang sangat kecil ketika *take off* yaitu sebesar  $0.01^0$  dan terjadi penurunan ketinggian yang cukup kecil ketika *fixed wing* telah aktif sepenuhnya yaitu sebesar 0.2 m.

Saran pada penelitian berikutnya adalah adanya pengaturan bobot mesin apabila UAV melakukan manuver dengan sudut belok yang cukup tajam dengan memperhitungkan energi kinetik UAV, dan pengaturan sudut *pitch* trikopter pada saat melakukan *landing*.

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

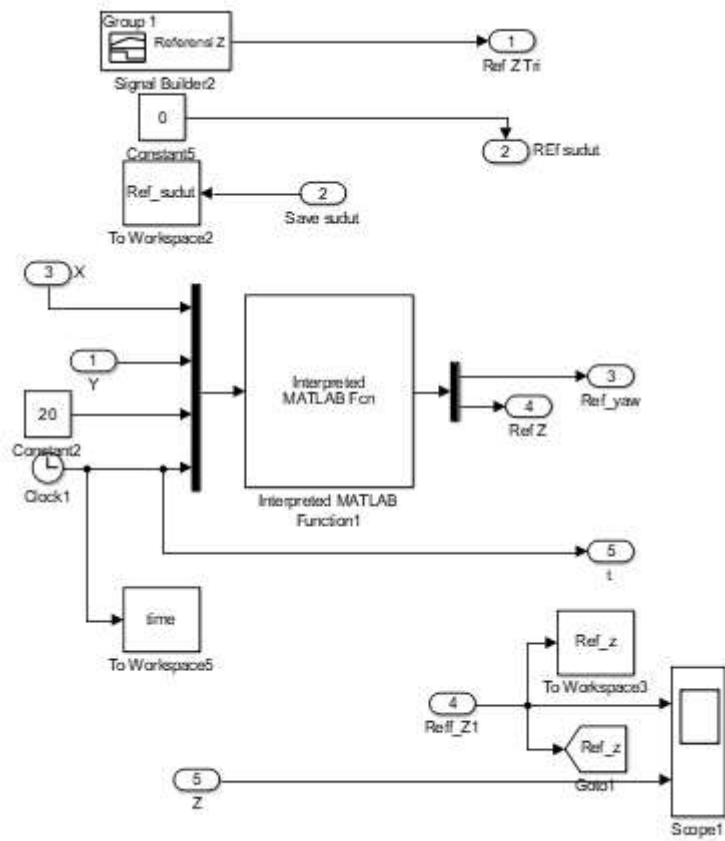
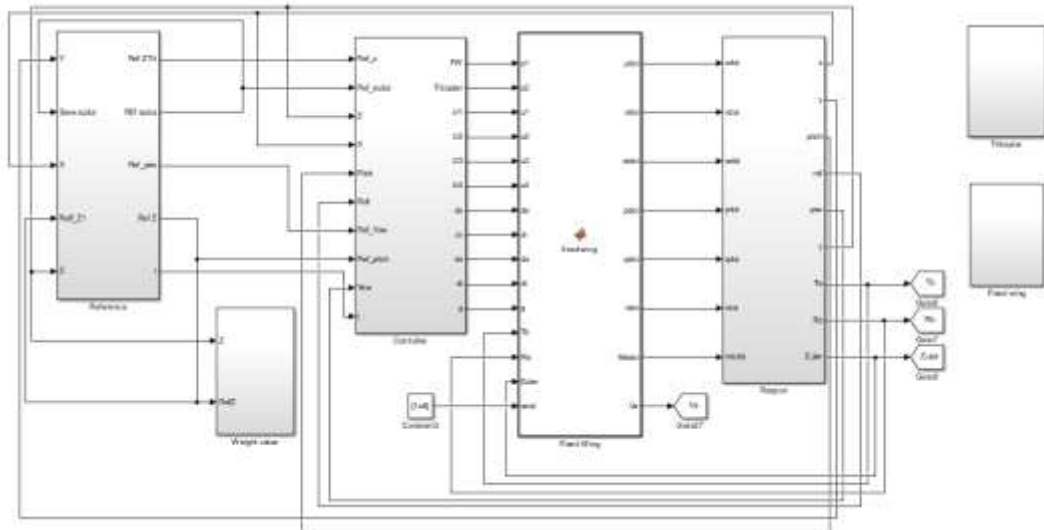
## DAFTAR PUSTAKA

- [1] H. Gu, X. Lyu, Z. Li, S. Shen and F. Zhang, "Development and Experimental Verification of a Hybrid Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Unmanned Aerial Vehicle (UAV)," in International conference on Unmanned Aircraft Systems, Miami, 2017.
- [2] X. Luo, X. Fan, H. Zhang and T. Chen, "Integrated Optimization of Trajectory Planning for Robot Manipulators Based on Intensified Evolutionary Programming," in International Conference on Robotics and Biometrics, Shenyang, 2004.
- [3] A. Lambregts, "Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design using Total Energy Principles," AIAA, pp. 82-2239, 1983.
- [4] F. Yacef, N. Rizoug, L. Degaa, O. Bouhali and M. Hamerlain, "Trajectory Optimisation for a Quadrotor Helicopter Considering Energy Consumption," in Control, Decision and Information Technologies (CoDIT), Barcelona, 2017.
- [5] M. Lungu, R. Lungu and D. Tutunea, "Control of Aircraft Landing using the Dynamis Inversion and the H-inf Control," in 17th International Carpathian Control Conference (ICCC), Tatranska Lomnica, 2016.
- [6] A. E. Ahmed, A. Hafez, A. N. Ouda, H. E. H. Ahmed and H. M. Abd-Elkader, "Modeling of a Small Unmanned Aerial Vehicle," International Journal Aerospace and Mechanical Engineering, vol. 9, 2015.
- [7] R. W. Beard and T. W. McLain, small unmanned Aircraft Theory and Practice, Oxford: Princeton University Press, 2012.
- [8] S. Zeghlache, K. Kara and D. Saigaa, "Fault tolerant control based on interval type-2 fuzzy sliding mode controller for coaxial *Trikopter* aircraft," vol. 59, pp. 215-231, 2015.
- [9] J. C. Alves Barata and M. S. Hussein, "The Moore-Penrose Pseudoinvers: A Tutorial Riview of the Theory," Journal of Physics, vol. 42, pp. 146-165, 2011.
- [10] A. Noureldin, T. B. Karamat and J. Georgy, Fundamental of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, New York: Springer, 2013.
- [11] R. G. Brown and P. Y. Hwang, Fouth Edition Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering with MATLAB Exercise, Hoboken: John Wiley & Sons, Inc., 2012.

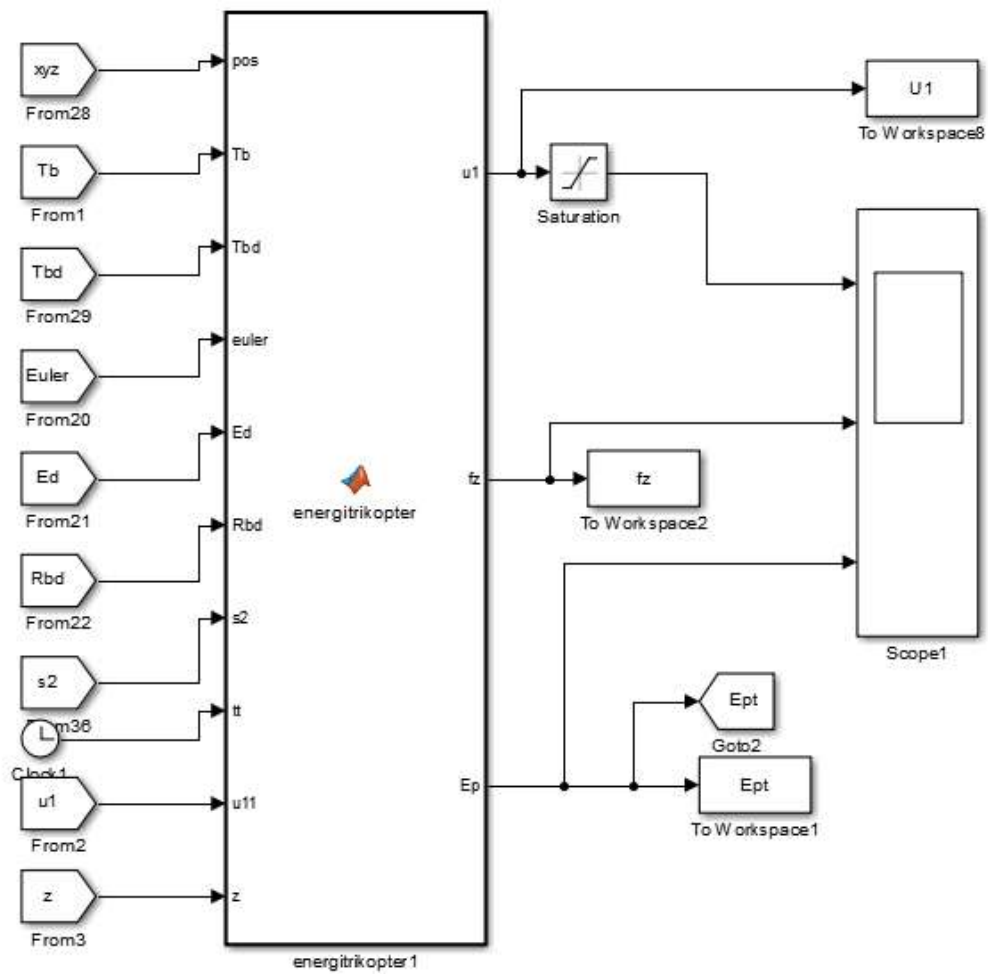
*Halaman ini sengaja dikosongkan*



## LAMPIRAN







```

function Yout=Guidancewaypoint(In)
global Wp k
WpX=Wp(1,:)' ;
WpY=Wp(2,:)' ;
X=In(1);
Y=In(2);
Hr=In(3);
tt=In(4);
if tt==0
    k=1;
end
d=sqrt((WpX(k)-X)^2+(WpY(k)-Y)^2);
if d<1
    k=k+1;
    d=sqrt((WpX(k)-X)^2+(WpY(k)-Y)^2);
end
Zr=-Hr;
if tt<30
    Yawr=0;
else
    Yawr=atan2(WpY(k)-Y,WpX(k)-X)
end

```

```
Yout=[Zr; Yawr];
```

## Kontroller MRAC

```
function y = fcn(u,Ki,Kp,Kd,outp)
Ts =0.01;
K = 1;
persistent e er e1 eref outf outf1 outfd outfe out_int out outd
outd1 outd2 outki outkp;
persistent intgp outkd outputkd outkpe outMR outMR1 outputMR intg1
u1 u11 ud ufil ufill;
    if isempty(out_int)
        e = 0;
        er = 0;
        e1 = 0;
        eref = 0;
        intg1 =0;
        intgp = 0;
        outf = 0;
        outfd = 0;
        outfe = 0;
        outf1 = 0;
        outd = 0;
        outd1 = 0;
        outd2 = 0;
        outki = 0;
        outkp = 0;
        outkd = 0;
        outkpe = 0;
        outputkd = 0;
        out_int = 0;
        out = 0;
        outMR = 0;
        outMR1 = 0;
        outputMR = 0;
        u1 = 0;
        u11 = 0;
        ud = 0;
        ufil = 0;
        ufill = 0;
    else
        %Model Referensi
        outputMR=0.004988*u11+0.995*outputMR;

        %Error
        e=u-outp;

        %Error referensi
        er=outputMR-outp;

        % Filter orde satu
        outf=0.004988*e+0.995*outf;
        ufil=outf*er;

        %%%%%%%%%%%KI%%%%%%%%%%
        out_int = out_int + K*Ts*ufill;
```

```

        out=out_int*Ki;

        %Integral 1
        intg1=intg1+K*Ts*e;

        %product Ki
        outki=out*intg1;

        %%%%%%%%%%KP%%%%%%%%%%%%
        outkp=out_int*Kp;

        %Kp*error
        outkpe=outkp*e;

        %%%%%%%%%%KD%%%%%%%%%%%%
        %derivative 1
        outd = (e-e1)/Ts;

        %Filter derivative
        outMR=0.004988*e1+0.995*outMR;
        outd2 = (outMR-outMR1)/Ts;

        %Kd
        ud=outd2*er;
        outkd = outkd + K*Ts*ud;
        outputkd=outkd*Kd*outd;
    end
    outMR1=outMR;
    u11=u;
    outf1=outf;
    outd1=outd;
    e1 = e;
    ufill1=ufil;
    y =0.00001+outki+outkpe+outputkd;

```

### Kontrol transisi

```

function [s1,s2] = fcn(Emt,vz,Tb,ref_Z,Z,tt,va,cc,x)
m=1.56;
g=9.18;
xd=Tb(1);
EpN=m*g*20+(0.5*1.56*vz^2);
Ept=1.56*9.18*20;
e=20-Z;

if e<10 && x<1100
    s1=(Emt)/EpN;
    s2=1-s1;
elseif x>1100
    s1=((Emt)/EpN)*(exp(cc-tt));
    s2=1-s1; %0.01*((Emt)/EpN);
else
    s1=0;
    s2=1;
end

```

## Dinamika *hybrid* UAV

```
function [udot,vdot,wdot,pdot,qdot,rdot,Medot,Va] =
fixedwing(s1,s2,u1,u2,u3,u4,de,dr,da,dt,g,Tb,Rb,Euler,wind)

u=Tb(1);
v=Tb(2);
w=Tb(3);
p=Rb(1);
q=Rb(2);
r=Rb(3);
roll=Euler(1);
pitch=Euler(2);
yaw=Euler(3);
w_ns=wind(1); % steady wind - North
w_es=wind(2); % steady wind - East
w_ds=wind(3); % steady wind - Down
u_wg=wind(4); % gust along body x-axis
v_wg=wind(5); % gust along body y-axis
w_wg=wind(6); % gust along body z-axis
% compute wind data in NED
w_n=cos(pitch)*cos(yaw)*w_ns+cos(pitch)*sin(yaw)*w_es-
sin(pitch)*w_ds+u_wg;
w_e=(sin(roll)*sin(pitch)*cos(yaw)-cos(roll)*sin(yaw))*w_ns+...
(sin(roll)*sin(pitch)*sin(yaw)+cos(roll)*cos(yaw))*w_es+...
sin(roll)*cos(pitch)*w_ds+v_wg;
w_d=(cos(roll)*sin(pitch)*cos(yaw)+sin(roll)*sin(yaw))*w_ns+...
(cos(roll)*sin(pitch)*sin(yaw)-sin(roll)*cos(yaw))*w_es+...
cos(roll)*cos(pitch)*w_ds+w_wg;
% compute air data
ur=u-w_n; vr=v-w_e; wr=w-w_d;
Va=sqrt(ur^2+vr^2+wr^2);
alpha=atan2(wr,ur);
B=asin(vr/Va);
% Every Parameter & Coeficient
M=1.56;
%g=9.81;
Ix=0.1147;
Iy=0.0576;
Iz=0.1712;
Ixz=0.0015;
S=0.2589;
b=1.4224;
c=0.3302;
Sprop=0.0314;
Cprop=1;
Kmotor=20;
R=1.2682;
rho=1.2652;
Ktp=0;
KOmega=0;
%Translational Coeficient
%alpha = 17; %maksimal lift in 15-20
%B= 15;
CLo=0.09167;
CLa=3.5026;
CLA=CLo+CLa*alpha;
```

```

CLq=2.8932;
CLde=0.2724;
CDo=0.01613;
CDa=0.2108;
CDA=CDo+CDa*alpha;
CDq=0;
CDde=0.3045;
Cyo=0;
Cyb=-0.07359;
Cyp=0;
Cyr=0;
Cyda=0;
Cydr=-0.17;
%x-axis
Cxa=-CDA*cos(alpha)+CLA*sin(alpha);
Cxqa=-CDq*cos(alpha)+CLq*sin(alpha);
Cxdea=-CDde*cos(alpha)+CLde*sin(alpha);
%z-axis
Cza=-CDA*sin(alpha)-CLA*cos(alpha);
Czqa=-CDq*sin(alpha)-CLq*cos(alpha);
Czdea=-CDde*sin(alpha)-CLde*cos(alpha);
%Rotational Coefficient
Cmo=-0.02338;
Cma=-0.5675;
Cmq=-1.3990;
Cmde=-0.3254;
Clo=0;
Clb=-0.02854;
Clp=-0.3209;
Clr=0.03066;
Clda=0.1682;
Clldr=0.105;
Cno=0;
Cnb=-0.0040;
Cnp=-0.01297;
Cnr=-0.00434;
Cnda=-0.00328;
Cndr=-0.032;
%Inertial Product
A=Ix*Iz-Ixz^2;
A1=(Ixz*(Ix-Iy+Iz))/A;
A2=(Iz*(Iz-Iy)+Ixz^2)/A;
A3=Iz/A;
A4=Ixz/A;
A5=(Iz-Ix)/A;
A6=Ixz/A;
A7=((Ix-Iy)*Ix+Ixz^2)/A;
A8=Ix/A;
%roll
Cpo=A3*Clo+A4*Cno;
Cpb=A3*Clb+A4*Cnb;
Cpp=A3*Clp+A4*Cnp;
Cpr=A3*Clr+A4*Cnr;
Cpda=A3*Clda+A4*Cnda;
Cpdr=A3*Clldr+A4*Cndr;
%yaw
Cro=A4*Clo+A8*Cno;
Crb=A4*Clb+A8*Cnb;

```

```

Crp=A4*Clp+A8*Cnp;
Crr=A4*Clr+A8*Cnr;
Crda=A4*Cllda+A8*Cnda;
Crdr=A4*Clldr+A8*Cndr;

%Gaya drag
Kftx=0.0005567;
Kfty=0.0005567;
Kftz=0.0006354;
Kfax=0.0005567;
Kfay=0.0005567;
Kfaz=0.0006354;
%Translational
udot=r*v-q*w-
g*sin(pitch)+s1*(R/2*M)*Va^2*S*(Cxa+Cxqa*(c*q)/(2*Va))+Cxdea*de)+
s1*(R/2*M)*Sprop*Cprop*((Kmotor*dt)^2-Va^2) ...
+s2*((1/M)*(-Kftx)*u);
vdot=p*w-
r*u+g*cos(pitch)*sin(roll)+s1*(R/2*M)*Va^2*S*(Cyo+Cyb*B+Cyp*(b*p/2
*Va)+Cyr*(b*r/2*Va)+Cyda*da+Cydr*dr) ...
+s2*((1/M)*(-Kfty)*v);
wdot=q*u-
p*v+g*cos(pitch)*cos(yaw)+s1*(R/2*M)*Va^2*S*(Cza+Czqa*(c*q)/(2*Va
))+Czdea*de) ...
+s2*((1/M)*(Kftz*w-ul));
%Rotational
pdot=(A1*p*q)-
(A2*q*r)+s1*(R/2)*(Va^2*S*b)*(Cpo+Cpb*B+Cpb*(b*p/2*Va)+Cpr*(b*r/2*
Va)+Cpda*da+Cpdr*dr) ...
+s2*(A3*(u2-Kfax*p^2)+A4*(u4-Kfaz*r^2));
qdot=(A5*p*r)-(A6*(p^2-
r^2))+s1*(R/(2*Iy))*(Va^2*S*c)*(Cmo+Cma*alpha+Cmq*(c*p/2*Va)+Cmde*
de) ...
+s2*(1/Iy)*(u3-Kfay*q^2);
rdot=(A7*p*q)-
(A1*q*r)+s1*(R/2)*(Va^2*S*b)*(Cro+Crb*B+Crp*(b*p/2*Va)+Crr*(b*r/2*
Va)+Crda*da+Crdr*dr) ...
+s2*(A4*(u2-Kfax*p^2)+A8*(u4-Kfaz*r^2));
%Rotation Matrix
C=[cos(pitch)*cos(yaw) sin(roll)*sin(pitch)*cos(yaw)-
cos(roll)*sin(yaw)
cos(roll)*sin(pitch)*sin(yaw)+sin(roll)*sin(yaw);
cos(pitch)*sin(yaw)
sin(roll)*sin(pitch)*sin(yaw)+cos(roll)*cos(yaw)
cos(roll)*sin(pitch)*sin(yaw)-sin(roll)*cos(yaw);
sin(pitch) -sin(roll)*cos(pitch) -cos(roll)*cos(pitch)];
%rolldot=p+q*sin(roll)*tan(pitch)+r*cos(roll)*tan(pitch);
%pitchdot=q*cos(roll)-r*sin(roll);
%yawdot=q*sin(roll)/cos(pitch)+r*cos(roll)/cos(pitch);
Medot = C*[u v w]';

```

## Energi Trikofter

```

%%%%%%%% fcn =>> energitrikofter %%%%%%%%%
function [Ep,rv3,Ek,Em]=
energitrikofter(pos,Tb,Tbd,euler,Ed,Rbd,s2,tt,u11,z,ttl)

```



```

%%%%%%%%% TRIKOPTER %%%%%%%%%%
x=pos(1);
xd=Tb(1);
xdd=Tbd(1);
y=pos(2);
yd=Tb(2);
ydd=Tbd(2);
%z=pos(3);
zd=Tb(3);
zdd=Tbd(3);
phi=euler(1);
phid=Ed(1);
phidd=Rbd(1);
theta=euler(2);
thetad=Ed(2);
thetadd=Rbd(2);
psi=euler(3);
psid=Ed(3);
psidd=Rbd(3);
Ix=0.0038;
Iy=0.0038;
Iz=0.0077;
Kp=1.3678*10^-5;
Kd=2.4323*10^-5;
m=1.56;
g=9.81;
l1=0.19;
l2=0.23;
l3=0.225;
Kftx=5.567*10^-4;
Kfty=5.567*10^-4;
Kftz=6.354*10^-4;
Kfax=5.567*10^-4;
Kfay=5.567*10^-4;
Kfaz=6.354*10^-4;
%%% pseudo invers =>> u=B\ (dtran-f(x))
%%%%%%%%% GERAK TRANSLASI %%%%%%%%%%
dtran=[xd;xdd;y;ydd;z;zdd];
ftran=[xd; (-Kftx/m)*x;yd; (-Kfty/m)*y;z; (-Kftz/m)*z];
Btran=[0; ((cos(phi)*cos(psi)*sin(theta))+(sin(psi)*sin(phi)))/m;
        0; ((cos(phi)*sin(psi)*sin(theta))-(cos(psi)*sin(phi)))/m;
        0; (cos(psi)*cos(theta))/m];
utran=pinv(Btran)*(dtran-ftran);

FF=[xd;x;y;ydd;y;z;z;phid;phi;thetad;theta;psid;psi];
DX=[xdd;x;y;ydd;y;z;z;phidd;phid;thetadd;thetad;psidd;psid];
% U=pinv(B)*(DX-A*FF);
ul=utran;

%%%GAYA%%%
fx=(cos(phi)*cos(psi)*sin(theta)+sin(psi)*sin(phi))*ul-Kftx*xd;
fy=(cos(phi)*sin(psi)*sin(theta)-cos(psi)*sin(phi))*ul-Kfty*yd;
fz=(-((cos(phi)*cos(theta))*ul-Kftz*zd-m*g))*s2;

Ep=fz*(z);

```

```

Ept=1.56*9.18*z;
Ep=1;
if Ep>Ept
    Ep=Ept;
else
    Ep=Ep*(Ept/Ep);
end
if z<0
    z=0;
end
vz=sqrt(2*9.18*abs(z)*tt);
vx=((2*9.18*z)/(1-tt))^2-vz^2;
rv=sqrt(xd^2+vz^2);
Ek=0.5*1.56*rv^2;
% if tt1>90
%     Ek=0.5*1.56*-(rv^2);
% end
Em=Ek+Ep;
rv3=sqrt(xd^2+yd^2+zd^2);

```

### Energi *Fixed wing*

```

%%%% matriks A longitudinal %%%
Xu=((u*rho*S)/m)*(Cxa*alpha+Cxdea*de)-((rho*S*w*Cxa)/2*m);
Xw=-
q+((w*rho*S)/m)*(Cxa*alpha+Cxdea*de)+((rho*S*c*w*Cxqa*q)/4*m*Va)+.
..
    ((rho*S*Cxa*u)/2*m)-((rho*S*prop*Cprop*w)/m);
Xq=-w+((rho*Va*S*Cxqa*c)/4*m);
xde=(rho*Va^2*S*Cxdea)/2*m;
Xdt=(rho*S*prop*Cprop*Kmotor^2*dt)/m;
Zu=-q+((u*rho*S)/m)*(Cza*alpha+Czdea*de)+((rho*S*Cza*w)/2*m)+...
    ((rho*S*Czqa*c*q*u)/4*m*Va);
Zw=((w*rho*S)/m)*(Cza*alpha+Czdea*de)+((rho*S*Cza*u)/2*m)+...
    ((rho*S*Czqa*c*q*w)/4*m*Va);
Zq=u+((rho*Va*S*Czqa*c)/4*m);
Zde=(rho*Va^2*S*Czdea)/2*m;
Mu=((u*rho*S*c)/Iy)*(Cmo+Cma*alpha+Cmde*de)-
    ((rho*S*c*Cma*w)/2*Iy)+...
    ((rho*S*Cmq*c^2*q*w)/4*Iy*Va);
Mw=((w*rho*S*c)/Iy)*(Cmo+Cma*alpha+Cmde*de)-
    ((rho*S*c*Cma*u)/2*Iy)+...
    ((rho*S*Cmq*c^2*q*w)/4*Iy*Va);
Mq=(rho*Va*c^2*S*Cmq)/4*Iy;
Mde=(rho*Va*c*S*Cmde)/2*Iy;
Along=[Xu*u+Xw*w+Xq*q+(g*cos(pitch))*pitch;
    Zu*u+Zw*w+Zq*q+(-g*sin(pitch))*pitch;
    Mu*u+Mw*w+Mq*q;
    sin(pitch)*u-cos(pitch)*w+(u*cos(pitch)+w*sin(pitch))*pitch];
%%%% matrik B longitudinal %%%
Cxdea=-CDde*cos(alpha)+CLde*sin(alpha);
Czdea=-CDde*sin(alpha)-CLde*cos(alpha);
Xde=(rho*Va^2*S*Cxdea)/(2*m);
Xdt=(rho*S*prop*Cprop*Kmotor^2*dt)/m;
Zde=(rho*Va^2*S*Czdea)/(2*m);
Mde=(rho*Va^2*S*c*Cmde)/(2*Iy);
Blong=[Xde Xdt;Zde 0;Mde 0;0 0;0 0];

```

```

%%% matriks xdot %%%
flong=[ud;wd;qd;pitchd;hd];
%%% matriks invers %%%
longitudinal=pinv(Blong)*(flong-Along);
del=longitudinal(1);
dt1=longitudinal(2);
fx=(-
1.56*g*sin(pitch))+(0.5*rho*Va^2*S*(Cxa+Cxqa*(c*p/2*Va+Cxdea*del))
)+...
(0.5*rho*Sprop*Cprop*((Kmotor*dt1)^2)-Va^2);
%fz=(0.5*rho*Va^2*S*(Cza+Czqa*(c*p/2*Va+Czdea*del)));
fz=m*g*cos(pitch)*cos(roll)+(0.5*rho*Va^2*S*(Cza+Czqa*(c*p/(2*Va)+
Czdea*del)));
%m*g*cos(pitch)*cos(roll)+
Ep=fz*z;
EPF=1.56*9.18*z;

```

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

## RIWAYAT HIDUP



Imroatul Hudati, lahir di Banjarnegara pada tanggal 15 Juni 1994. Penulis merupakan anak ketiga dari pasangan Agus Rifai Abadi dan Sumiyati. Setelah lulus dari SMA Negeri 1 Banjarnegara pada tahun 2012, penulis melanjutkan studinya di Jurusan D3 Teknik Elektro Bidang Studi Elektronika, Sekolah Vokasi, Universitas Gadjah Mada. Pada tahun 2015 terdaftar sebagai mahasiswa S1 Lintas Jalur (LJ), Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS), Jurusan Teknik Elektro dengan Bidang Studi Teknik Sistem Pengaturan. Penulis melanjutkan studi untuk program Magister di Jurusan Teknik Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember dengan bidang keahlian Teknik Sistem Pengaturan. Penulis telah mengikuti sidang tesis pada tanggal 24 Juni 2019 sebagai salah satu syarat untuk memperoleh gelar **Magister Teknik (M.T)**. Penulis dapat dihubungi melalui email [imroatul.hudati15@gmail.com](mailto:imroatul.hudati15@gmail.com).