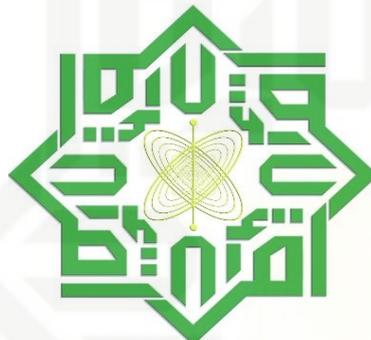




**ANALISIS PERBANDINGAN PENGENDALI SMC DAN *HYBRID*
SMC-FUZZY UNTUK MENGENDALIKAN POSISI *HOVER*
QUADROPTER PADA SUDUT YAW**

TUGAS AKHIR

Diajukan Sebagai Salah Satu Syarat untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
Pada Program Studi Teknik Elektro



UIN SUSKA RIAU

Oleh :

ARDI NERI

11455105288

PROGRAM STUDI TEKNIK ELEKTRO

FAKULTAS SAINS DAN TEKNOLOGI

UNIVERSITAS ISLAM NEGERI SULTAN SYARIF KASIM RIAU

PEKANBARU

2019

Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang
1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber:
a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
b. Pengutipan tidak mengizinkan kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.
2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

© Hak cipta milik UIN Suska Riau

State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau

LEMBAR PERSETUJUAN



ANALISIS PERBANDINGAN PENGENDALI SMC DAN *HYBRID*

SMC-FUZZY UNTUK MENGENDALIKAN POSISI *HOVER* QUADCOPTER PADA SUDUT *YAW*

TUGAS AKHIR

Oleh :

ARDI NERI
11455105288

Telah Diperiksa dan Disetujui Sebagai Laporan Tugas Akhir Program Studi Teknik Elektro
di Pekanbaru, Pada Tanggal 19 Desember 2019

Ketua Program Studi

Ewi Ismaredah, S.Kom., M.Kom.
NIP. 19750922 200912 2 002

Pembimbing

Ahmad Faizal, ST., MT.
NIP. 19880630 201503 1 006

LEMBAR PENGESAHAN



ANALISIS PERBANDINGAN PENGENDALI SMC DAN *HYBRID*

SMC-FUZZY UNTUK MENGENDALIKAN POSISI *HOVER*

QUADCOPTER PADA SUDUT *YAW*

TUGAS AKHIR

Oleh :

ARDI NERI

11455105288

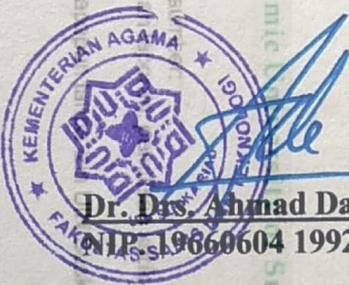
Telah dipertahankan di depan Sidang Dewan Penguji sebagai salah satu syarat untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik Fakultas Sains dan Teknologi Universitas Islam Negeri Sultan Syarif Kasim Riau di Pekanbaru, pada tanggal 19 Desember 2019

Pekanbaru, 19 Desember 2019

Mengesahkan,

Dekan

Ketua Program Studi



Dr. Das Ahmad Darmawi, M.Ag.

NIP. 19660604 199203 1 004

Ewi Isma'edah, S.Kom, M.Kom.

NIP. 19750922 200912 2 002

DEWAN PENGUJI :

Ketua : Arif Marsal, Lc., MA.

Sekretaris : Ahmad Faizal, ST., MT.

Anggota I : Aulia Ullah, ST., M.Eng.

Anggota II : Halim Mudia, ST., MT.



LEMBAR HAK ATAS KEKAYAAN INTELEKTUAL

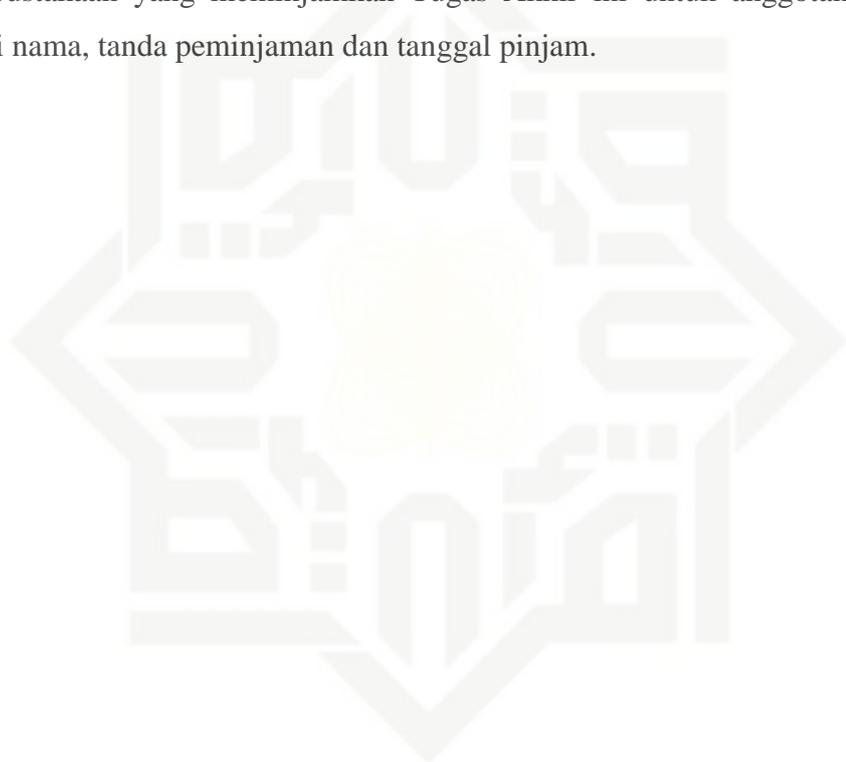
Tugas Akhir yang tidak diterbitkan ini terdaftar dan tersedia di Perpustakaan Universitas Islam Negeri Sultan Syarif Kasim Riau adalah terbuka untuk umum dengan ketentuan bahwa hak cipta pada penulis. Referensi kepustakaan diperkenankan dicatat, tetapi pengutipan atau ringkasan hanya dapat dilakukan seizin penulis dan harus disertai dengan kebiasaan ilmiah untuk menyebutkan sumbernya.

Penggandaan atau penerbitan sebagian atau seluruh Tugas Akhir ini harus memperoleh izin dari Dekan Fakultas Sains dan Teknologi Universitas Islam Negeri Sultan Syarif Kasim Riau. Perpustakaan yang meminjamkan Tugas Akhir ini untuk anggotanya diharapkan untuk mengisi nama, tanda peminjaman dan tanggal pinjam.

1. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 2. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 3. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 4. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 5. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 6. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 7. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 8. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 9. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 10. Disajikan sebagai salah satu karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.

State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau

State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau



UIN SUSKA RIAU

LEMBAR PERNYATAAN

Dengan ini saya menyatakan bahwa di dalam Tugas Akhir ini tidak terdapat karya yang pernah diajukan oleh saya maupun orang lain untuk keperluan lain, dan sepanjang pengetahuan saya juga tidak memuat karya atau pendapat yang pernah ditulis atau diterbitkan oleh orang lain kecuali disebutkan dalam referensi dan dalam daftar pustaka.

Saya bersedia menerima sanksi jika pernyataan ini tidak sesuai dengan yang sebenarnya.

Pekanbaru, 19 Desember 2019

Yang membuat pernyataan,

ARDI NERI
11455105288



1. Silahkan mengisi bagian-bagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
2. Ditujukan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
3. Pengisian tidak mengikat kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.
4. Dilarang menggunakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau

State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau

UIN SUSKA RIAU



LEMBAR PERSEMBAHAN

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

أَلَمْ نَشْرَحْ لَكَ صَدْرَكَ ۖ وَوَضَعْنَا عَنكَ وِزْرَكَ ۖ
 أَنْقَضَ ظَهْرَكَ ۖ وَرَفَعْنَا لَكَ ذِكْرَكَ ۖ فَإِنَّ مَعَ الْعُسْرِ يُسْرًا ۖ
 إِنَّ مَعَ الْعُسْرِ يُسْرًا ۖ فَإِذَا فَرَغْتَ فَانصَبْ ۖ وَإِلَىٰ رَبِّكَ فَارْغَبْ ۖ

“Maka apabila kamu telah selesai (dari sesuatu urusan), kerjakanlah dengan sungguh-sungguh (urusan) yang lain dan hanya kepada Robbmulah hendaknya kamu berharap”.
 (Q.S Al-Insyirah ayat: 7-8)

Ya Allah kau adalah zat yang menguasai seluruh alam, aku adalah seorang hambamu, Aku bersetatus seorang hamba, hamba yang da'if, hamba yang lemah, hamba yang hina di hadapanmu. Kau memegang hatiku, kau memegang ubun-ubun ku, buatlah hati ku dipenuhi ketakwaan kepada-Mu. Selalu membaca Al-Quran dan sunnah Rosullullah SAW, memahami, mengamalkannya, serta mencintai-Mu, Rosulmu

Keluarganya dan Sahabatnya. Suka dan benci karena-Mu. Senantiasa mengharapkan Ridho mu, rahmat-Mu, dan takut akan azab-Mu.

Bersabar sembari terus melakukan intropeksi, disertai kepatuhan penuh kepada-Mu dan bertawakal kepada-Mu. konsisten

dalam Memegang kebenaran, bagaikan gunung yang kokoh tinggi menjulang. aklilak yang baik, tutur kata yang manis dan hujjah yang kuat.

Tak tertampung tetesan air mata

Tak terhitung lembaran rupiah

Tak terbilang untaian do'a

Dengan penuh liku

Dan rintangan

.....Ku persembahkan.....

Asa nan teraih ini buat mereka yang mengasih dan mencintaiku, malaikat hidupku yang merangkul dan membimbing dengan penuh tulus, menuntun tanpa jenuh, mencari tanpa lelah, melindungi dengan penuh perjuangan, mendo'akan dengan penuh ketulusan, untuk yang teristimewa

Ayahandaku tercinta (Ramlil), Ibundaku terkasih (Azizah),

Kakak (Nurmeliza A.md, dan Wirdatul Jannah S.P)

Serta Adik Tersayang (Jenny Pratiwi S.T, Via sapira dan Asnita Elivira).

serta seluruh keluarga besarku tercinta yang telah membesarkan, mendidik, dan mencurahkan kasih sayang kepadaku, sejak aku bernafas hingga terus

mendewasa sampai di titik ini, serta ucapan terimakasih teruntuk

dukungan dan motivasi terbaik agar terus menghebat

kepada seluruh keluarga Teknik Elektro

Uin Suska Riau

Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang
 1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber:
 a. Pengutipan hanya untuk keperluan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau uraian atau masalah.
 b. Pengutipan tidak mengikat bagi pengguna yang wajar UIN Suska Riau.
 2. Dilarang mengumumkan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang

State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau



ANALISIS PERBANDINGAN PENGENDALI SMC DAN *HYBRID* SMC-FUZZY UNTUK MENGENDALIKAN POSISI *HOVER* *QUADCOPTER* PADA SUDUT *YAW*

ARDI NERI

NIM : 11455105288

Tanggal sidang : 19 Desember 2019

Program Studi Teknik Elektro
Fakultas Sains dan Teknologi
Universitas Islam Negeri Sultan Syarif Kasim Riau
Jl. Soebrantas No. 155 Pekanbaru

ABSTRAK

Quadcopter memiliki massa yang ringan sehingga sulit untuk mendapatkan kestabilan terutama pada gerakan *yaw*. *Yaw* bagian penting dalam *Quadcopter* karna sudut *yaw* termasuk tiga manuper penting pada *Quadcopter* karna sudut *yaw* ini mampu membantu menghadapkan *Quadcopter* tanpa perlu berpindah posisi, sehingga diperlukan suatu pengendali untuk menstabilkan gerakan pada *Quadcopter*. Penelitian ini mengusulkan menggunakan pengendali SMC, sebab pengendali ini memiliki sifat kokoh terhadap variasi parameter dan memiliki respon yang cepat mencapai kestabilan. Dari hasil studi pendahuluan, pengendali SMC memiliki kekurangan yaitu terjadi *chattering* yang mengakibatkan tidak stabilnya pada gerak *Quadcopter*. Pengandali Fuzzy diusulkan ditambahkan untuk memperbaiki kelemahan SMC. Penelitian ini menggunakan Fuzzy metode Sugeno, dengan fungsi keanggotaan *input error* dan *deerror*, dan *output* masing-masing 5 keanggotaan. Dari pengujian menggunakan pengendali SMC didapatkan sudut *yaw Quadcopter* memiliki nilai *rise time* 0,322 detik, *settling time* 0.445 detik dan *delay time* 0,092 detik. Dan dari hasil pengujian *hybrid* pengendali SMC-FUZZY didapat hasil *rise time* 0,321 detik, *settling time* 0,443 detik dan *delay time* 0,091 detik tanpa mengalami *error steady state* dan *overshoot*. Dari hasil pengujian dapat disimpulkan perbandingan pengendali SMC dengan *hybrid* SMC-FUZZY, ternyata penambahan Fuzzy tidak berdampak signifikan.

Kata Kunci : *Error Steady State*, *Fuzzy*, Gerak rotasi sudut *yaw*, *Hover*, *Hybrid SMC-fuzzy*, *Quadcopter*,
Matlab



COMPARATIVE ANALYSIS OF THE SMC CONTROLLER AND THE SMC-FUZZY HYBRID CONTROLLER TO CONTROL THE POSITION OF THE HOVER QUADCOPTER

AT YAW ANGLE

ARDI NERI

Student Number: 11455105288

Date Of Final Exam: December 19th, 2019

Department of Electrical Engineering
Faculty of Science of Technology
State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau
Soebrantas St. Number. 155 Pekanbaru

ABSTRACT

Quadcopter has light mass so that it is difficult to get its stability especially on *yaw* movement. *Yaw* is the important part on *Quadcopter*. The *yaw* angle is one of three important maneuver on *Quadcopter* because the *yaw* angle is able to expose *Quadcopter* without doing moving position, so it needs a controller to stabilize movement on *Quadcopter*. This research suggested to use SMC Controller, because this controller has robustness to parameter variation and has fast respon to get stability. Result of preliminary study is, the SMC Controller had weaknesses, that was the occurrence of *chattering* which can make unstable movements on *Quadcopter*. The Fuzzy controller was offered to cover up the weaknesses of SMC. This research used Fuzzy method by Sugeno with membership function of *input error* and *deerror*, and 5 *output* of each members. The result from SMC Controller testing as follow: the *rise time* score of *yaw* angle is 0,322 second, *settling time* is 0.445 second and *delay time* is 0,092 second. On the other hand, the result from *hybrid* controller SMC-FUZZY is, *rise time* is 0,321 second, *settling time* is 0,443 second dan *delay time* is 0,091 second without having any *error steady state* and *overshoot*. From the result of the comparative analysis of SMC Controller and *hybrid* SMC-FUZZY, it can be concluded that the addition of Fuzzy had no significant effect toward the *Quadcopter*.

Keywords : Error Steady State Fuzzy, rotational motion, Hover, Hybrid SMC fuzzy, *Quadcopter*



KATA PENGANTAR



Assalammu'alaikum warahmatullahi wabarakatuh

Alhamdulillah rabbil 'alamin, segala puji dan syukur selalu tercurah kehadirat Allah Swt atas limpahan Rahmat, Nikmat, Ilmu, dan Karunia-Nya kepada penulis sehingga penulis dapat mengerjakan dan akhirnya menyelesaikan Tugas Akhir ini dengan judul “**Analisis Perbandingan Pengendali SMC dan Hybrid SMC-Fuzzy Untuk Mengendalikan Posisi Hover Quadcopter Pada Sudut Yaw**” sebagai salah satu syarat untuk mendapatkan gelar sarjana akademik di Jurusan Teknik Elektro Fakultas Sains dan Teknologi. Shalawat beserta salam penulis hadiahkan kepada Nabi Muhammad Shalallahu'Alaihi Wassalam yang merupakan suri tauladan bagi kita semua, semoga kita semua termasuk dalam umatnya yang kelak mendapat syafa'at dari beliau.

Banyak sekali yang telah penulis peroleh berupa ilmu pengetahuan dan pengalaman selama menempuh pendidikan di Jurusan Teknik Elektro. Penulis berharap Tugas Akhir ini nantinya dapat berguna bagi semua pihak yang memerlukannya. Penulisan Tugas Akhir ini tidak terlepas dari bantuan dari berbagai pihak. Maka dari itu, pada kesempatan ini penulis mengucapkan terimakasih yang setulusnya kepada pihak-pihak yang terkait berikut:

1. Teristimewa ayah, ibu dan kakak penulis serta keluarga besar yang telah mendo'akan, memberikan dukungan dan motivasi agar penulis dapat sukses dan menyelesaikan laporan Tugas Akhir ini dengan baik dan benar.
2. Bapak Prof. Dr. H. Akhmad Mujahidin, S.Ag., M.Ag selaku rektor UIN SUSKA Riau beserta kepada seluruh staf dan jajarannya.
3. Bapak Dr. Ahmad Darmawi, M.Ag. selaku Dekan Fakultas Sains dan Teknologi UIN SUSKA Riau beserta kepada seluruh Pembantu Dekan, Staf dan jajarannya.
4. Ibu Ewi Ismaredah, S.Kom., M.Kom selaku ketua Program Studi Teknik Elektro Fakultas Sains dan Teknologi UIN SUSKA Riau.
5. Bapak Mulyono, ST, MT selaku sekretaris Program Studi Teknik Elektro Fakultas Sains dan Teknologi UIN SUSKA Riau.
6. Bapak Ahmad Faizal, ST., MT selaku dosen pembimbing yang telah banyak meluangkan waktu serta pemikirannya dengan ikhlas dalam memberikan penjelasan dan masukan yang sangat berguna sehingga penulis menjadi lebih mengerti dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

7. Bapak Aulia Ullah, ST., M.Eng dan Bapak Halim Mudia, ST., MT dan juga Ibu Dian Mursyitah, ST, MT selaku dosen penguji yang telah bersedia meluangkan waktu untuk memberikan kritikan dan saran yang sangat membangun terhadap penulis.

8. Bapak dan Ibu dosen Program Studi Teknik Elektro yang telah memberikan bimbingan dan curahan ilmu kepada penulis sehingga bisa menyelesaikan Tugas Akhir ini.

9. Jenny Pratiwi, Fernando Ahmad Zekri, ST., Imam Fadjar Ridho, ST., Jamaluddin Husein, Fadlan rahim, serta teman-teman B'etric dan teman-teman angkatan 14 yang tidak dapat penulis sebutkan satu persatu yang telah membantu, memberikan dorongan dan motivasi serta memberikan sumbangan pemikiran dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

10. Kakanda Abizar Algifari, ST., serta adinda Edi Darmawan dan lainnya yang telah memberikan dorongan kepada penulis.

Penulis menyadari dalam penulisan laporan ini masih banyak terdapat kekurangan serta kesalahan, untuk itu dengan segala kerendahan hati, penulis menerima segala saran serta kritik yang bersifat membangun, agar lebih baik dimasa yang akan datang.

Harapan penulis, semoga laporan Tugas Akhir ini dapat berguna bagi penulis sendiri khususnya, serta memberikan manfaat yang luar biasa bagi pembaca dimasa mendatang.

Amin.

Wassalamu'alaikum wr.wb

Pekanbaru, 19 Desember 2019

Penulis

Ardi Neri



DAFTAR ISI

	Halaman
2. HALAMAN <i>COVER</i>	i
LEMBAR PERSETUJUAN.....	ii
LEMBAR PENGESAHAN.....	iii
LEMBAR HAK KEKAYAAN INTELEKTUAL.....	iv
LEMBAR PERNYATAAN.....	v
LEMBAR PERSEMBAHAN.....	vi
ABSTRAK.....	vii
<i>ABSTRACT</i>	viii
KATA PENGANTAR.....	ix
DAFTAR ISI.....	xi
DAFTAR GAMBAR.....	xiv
DAFTAR TABEL.....	xvi
DAFTAR RUMUS.....	xvii
DAFTAR NOTASI.....	xx
DAFTAR SINGKATAN.....	xxi
DAFTAR LAMPIRAN.....	xxii
BAB I PENDAHULUAN	
1.1 Latar Belakang.....	I-1
1.2 Rumusan Masalah.....	I-3
1.3 Tujuan Penelitian.....	I-3
1.4 Batasan Masalah.....	I-3
1.5 Manfaat Penelitian.....	I-4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	
2.1 Penelitian Terkait.....	II-1
2.2 <i>Unmanned Aerial Vehicle (UAV)</i>	II-3
2.3 Quadcopter.....	II-3
2.3.1 Konsep Dasar Quadcopter.....	II-4
2.3.2 Kinematika.....	II-6
2.3.3 Dinamika.....	II-9
2.4 Model Matematika Quadcopter.....	II-14

2.4.1 Konstanta Inersia (I_{xx}, I_{yy} dan I_{zz})	II-16
2.4.2 Konstanta Inersia Motor	II-16
2.5 <i>Sliding Mode Control</i> (SMC)	II-17
2.5.1 Permukaan Luncur	II-18
2.5.2 Kestabilan <i>Lyapunov</i>	II-20
2.5.3 Kondisi <i>Chattering</i>	II-20
2.5.4 Sinyal Kendali	II-21
2.6 Logika <i>Fuzzy</i>	II-22
2.6.1 Aturan Dasar Logika <i>Fuzzy</i>	II-22
2.6.2 <i>Fuzzyfikasi</i>	II-23
2.6.3 <i>Knowledge Base</i>	II-23
2.6.4 Sistem Inferensi <i>Fuzzy</i>	II-26
2.6.5 Defuzzyfikasi	II-26
2.7 Perangkat Lunak MATLAB	II-27

BAB III METODE PENELITIAN

3.1 Proses Alur Penelitian	III-1
3.2 Tahapan Penelitian	III-2
3.3 Perancangan <i>Open Loop</i> Sistem Rotasi Quadcopter	III-3
3.4 Perancangan Pengendali	III-4
3.4.1 Perancangan <i>Sliding Mode Control</i> (SMC)	III-4
3.4.2 Perancangan Pengendali <i>Fuzzy</i>	III-8
3.5 Perancangan Pengendali <i>Hybrid SMC-Fuzzy</i>	III-12

BAB IV HASIL DAN ANALISA

4.1 Gambaran Umum Analisa Sistem	IV-1
4.2 Analisa <i>open loop</i> Untuk Mengendalikan Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-1
4.2.1 Hasil <i>Open Loop</i> Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-1
4.2.2 Analisa <i>Open Loop</i> Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-2
4.3 Hasil dan Analisa SMC Untuk Mengendalikan Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-2
4.3.1 Hasil SMC Untuk Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-2



Hak cipta Dilindungi Undang-Undang
 1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencari izin dan menyebutkan sumber:
 a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
 b. Pengutipan tidak mengizinkan kepentingan yang bersifat komersial UIN Suska Riau.
 2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

© Hak cipta milik UIN Suska Riau
 State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau

4.3.2 Analisa SMC Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Qudcopter.....	IV-4
4.4 Hasil dan Analisa hybrid SMC- <i>Fuzzy</i> Untuk Mengendalikan Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-7
4.4.1 Hasil <i>Hybrid</i> SMC-FUZZY Untuk Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-7
4.4.2 Analisa <i>Hybrid</i> SMC-FUZZY Untuk Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-8
4.5 Perbandingan Hasil <i>Sliding Mode Control</i> dan <i>Hybrid SMC-Fuzzy</i> Untuk Mengendalikan Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter	IV-11

BAB V PENUTUP

5.1 Kesimpulan.....	V-1
5.2 Saran	V-1

DAFTAR PUSTAKA

LAMPIRAN

DAFTAR RIWAYAT HIDUP

UIN SUSKA RIAU



DAFTAR GAMBAR

Gambar	Halaman
2.1 Bentuk Fisik Quadcopter	II-3
2.2 Quadcopter Dalam Kondisi <i>Hover</i> atau Gerak Melayang.....	II-4
2.3 Gerakan Vertikal Quadcopter.....	II-5
2.4 Gerakan <i>Roll</i> Quadcopter	II-5
2.5 Gerakan <i>Pitch</i> Quadcopter	II-6
2.6 Gerakan <i>Yaw</i> Quadcopter	II-6
2.7 Gerakan <i>Frame</i> Quadcopter	II-7
2.8 Rotasi Sumbu X.....	II-8
2.9 Rotasi Sumbu Y.....	II-9
2.10 Rotasi Sumbu Z.....	II-9
2.11 <i>E-frame</i> dan <i>B-frame</i> Quadcopter Beserta Empat Gaya Disetiap <i>Propeller</i> . ..	II-13
2.12 Kondisi <i>Sliding</i>	II-20
2.13 Permukaan Luncur Pada Pengendali <i>Sliding Mode</i>	II-21
2.14 Fenomena <i>Chattering</i>	II-23
2.15 Fungsi Saturasi dan <i>Arcus Tangen</i>	II-24
2.16 Struktur Umum Kendali Logika <i>Fuzzy</i>	II-25
2.17 Contoh Partisi <i>Fuzzy</i> Dengan Kata Linguistik	II-27
2.18 Tampilan Awal Matlab R2013a	II-31
3.1 <i>Flow Chart</i> Penelitian.....	III-1
3.2 Blok <i>Simulink Open Loop</i> Sistem Gerak Rotasi Sudut <i>Yaw</i>	III-3
3.3 <i>Subsystem</i> gerak Rotasi	III-3
3.4 Respon <i>Open Loop</i> Sudut <i>yaw</i> Quadcopter.....	III-4
3.5 Blok <i>Simulink</i> Sistem Gerak Rotasi Sudut <i>yaw</i> untuk <i>Hover</i> Quadcopter Menggunakan SMC.....	III-7
3.6 <i>Subsystem Sliding Mode Control</i>	III-7
3.7 Fungsi keanggotaan <i>input error</i>	III-9
3.8 Fungsi Keanggotaan <i>Input Delta Error</i>	III-9
3.9 Fungsi Keanggotaan <i>Output Fuzzy</i>	III-10
3.10 Bentuk <i>surface</i> pengendali <i>fuzzy</i>	III-11
3.11 Diagram Blok <i>Subsystem Fuzzy Logic</i>	III-12

3.12	Blok <i>Simuink</i> Pengendali <i>Hybrid SMC-Fuzzy</i> Pada Sistem Pergerakan <i>Hover</i> Quadcopter	III-13
3.13	Blok Sub System <i>Hybrid SMC-Fuzzy</i> Pada Sistem Pergerakan <i>Hover</i> Quadcopter	III-13
4.1	Blok <i>Simulink</i> Open Loop pada sistem gerak rotasi sudut yaw Quadcopter	IV-1
4.2	Respon <i>Open Loop</i> Sudut yaw Pada Quadcopter	IV-2
4.3	Blok <i>simulink</i> SMC pada sistem gerak rotasi untuk sudut yaw.....	IV-2
4.4	Grafik respon sudut yaw dengan SMC	IV-4
4.5	Data <i>Workspace</i> Sudut Yaw Dengan SMC untuk Waktu naik 5%.....	IV-5
4.6	Data <i>Workspace</i> Sudut Yaw Dengan SMC untuk Waktu naik 95%.....	IV-5

2. Dilarang mengemukakan dan menyalin sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

b. Pengutipan harus disertai dengan nama penulis, judul karya tulis, nama jurnal atau sumber yang dikutip, dan tahun terbit. Pengutipan harus disertai dengan nama penulis, judul karya tulis, nama jurnal atau sumber yang dikutip, dan tahun terbit.

a. Pengutipan harus disertai dengan nama penulis, judul karya tulis, nama jurnal atau sumber yang dikutip, dan tahun terbit. Pengutipan harus disertai dengan nama penulis, judul karya tulis, nama jurnal atau sumber yang dikutip, dan tahun terbit.

Harap Cipta dan Berprestasi. UIN Suska Riau

DAFTAR TABEL

Tabel		Halaman
2.1	Identifikasi Konstanta.....	II-17
3.1	<i>Rules Base</i> Pengendali <i>Fuzzy</i>	III-10
4.1	Hasil <i>Tuning</i> η Dan λ Serta Respon Transien Pengendali <i>Sliding Mode</i> Untuk Sudut <i>Yaw</i>	IV-3
4.2	Hasil Analisa Respon Transien Sistem Kendali Sudut <i>Yaw</i> Dengan SMC...	IV-7
4.3	Hasil Analisa Respon Transien Sistem Kendali Sudut <i>Yaw</i> Dengan SMC- <i>Fuzzy</i>	IV-11
4.4	Perbandingan Hasil SMC Dengan <i>Hybrid SMC-Fuzzy</i> Untuk Mengendalikan Posisi Sudut <i>Yaw</i> Pada Quadcopter.....	IV-11



UIN SUSKA RIAU
 Fakultas Teknik
 Jurusan Teknik Informatika
 Sistem dan Jaringan Komputer
 a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.

State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau





DAFTAR RUMUS

- 2.1 Persamaan posisi linier
- 2.2 Persamaan posisi angular
- 2.3 Persamaan rotasi sumbu Z
- 2.4 Matriks rotasi sumbu Z dari persamaan
- 2.5 Matriks rotasi sumbu Z
- 2.6 Persamaan rotasi tiap-tiap sumbu putar
- 2.7 Matriks persamaan rotasi dari tiap-tiap sumbu putar
- 2.8 Komposisi vektor kecepatan linier
- 2.9 Komposisi vektor kecepatan angular
- 2.10 Kombinasi nilai linier dan angular
- 2.11 Generalisasi dari vektor kecepatan
- 2.12 Hubungan antara kecepatan linier
- 2.13 Hubungan antara kecepatan angular
- 2.14 Hubungan antara kecepatan angular
- 2.15 Pola perputaran sudut dari yaw
- 2.16 Pola perputaran sudut dari yaw
- 2.17 Invers matriks transformasi
- 2.18 Matriks transformasi
- 2.19 Hubungan antara kecepatan terhadap E-frame dan B-frame
- 2.20 Matrik jacobian
- 2.21 Turunan dari komponen linier
- 2.22 Turunan dari komponen angular
- 2.23 Matriks dari dinamika sistem
- 2.24 Vektor gaya
- 2.25 Persamaan formulasi matriks vektor gaya
- 2.26 Matriks inersia sistem
- 2.27 Matriks sentripetal Coriolis
- 2.28 Persamaan gerak rotasi propeller
- 2.29 Persamaan input kecepatan Quadcopter
- 2.30 Persamaan gerak rotasi Quadcopter
- 2.31 Persamaan gerak rotasi Quadcopter

- 2.32 Penurunan persamaan gerak rotasi Quadcopter
- 2.33 Percepatan Quadcopter
- 2.34 Matriks inersia sistem
- 2.35 Vektor gaya rotasi
- 2.36 Matriks Coriolis-centripetal
- 2.37 Penurunan persamaan gerak rotasi Quadcopter
- 2.38 Penurunan persamaan gerak rotasi Quadcopter
- 2.39 Persamaan dinamika rotasi untuk gerak *yaw*
- 2.40 Model matematika dari sistem gerak rotasi Quadcopter
- 2.41 Persamaan State-space model matematika dari sistem gerak rotasi Quadcopter
- 2.42 State-space model matematika dari sistem gerak rotasi Quadcopter
- 2.43 Konstanta inersia I_{xx}
- 2.44 Konstanta inersia I_{yy}
- 2.45 Konstanta inersia I_{zz}
- 2.46 Konstanta inersia motor
- 2.47 Permukaan luncur
- 2.48 Persamaan sistem dinamis
- 2.49 *Tracking error*
- 2.50 Permukaan luncur *static sliding mode*
- 2.51 Permukaan luncur *dynamic sliding mode*
- 2.52 Permukaan luncur untuk pengendali PI *static sliding mode*
- 2.53 Kondisi *sliding*
- 2.54 Persamaan *Lyapunov*
- 2.55 Fungsi skalar
- 2.56 Kestabilan *Lyapunov*
- 2.57 Sinyal kendali
- 2.58 Metode *centroid*
- 2.59 Metode *bisector*
- 3.1 Persamaan matematis sudut *roll*
- 3.2 Persamaan matematis sudut *pitch*
- 3.3 Persamaan matematis sudut *yaw*
- 3.4 Penyederhanaan persamaan matematis sudut *rol*
- 3.5 Penyederhanaan persamaan matematis sudut *pitch*
- 3.6 Penyederhanaan persamaan matematis sudut *yaw*

- 3.7 *Tracking error* sudut yaw
- 3.8 Permukaan lancar dengan *tracking error* sudut yaw
- 3.9 Sinyal kendali ekuivalen
- 3.10 Sinyal kendali natural
- 3.11 Sinyal kendali natural
- 3.12 Gerak rotasi quadcopter SMC
- 3.13 Sinyal kendali total sudut yaw fungsi *signum saturation*
- 3.14 Nilai *error*
- 3.15 *Delta error*





DAFTAR NOTASI

U_1	= gaya angkat/ <i>thrust</i>
U_2	= gaya untuk melakukan <i>roll</i>
U_3	= gaya untuk melakukan <i>pitch</i>
U_4	= gaya untuk melakukan <i>yaw</i>
Φ	= posisi sudut <i>roll</i>
Θ	= posisi sudut <i>pitch</i>
ψ	= posisi sudut <i>yaw</i>
$p, \dot{\phi}$	= kecepatan sudut <i>roll</i>
$q, \dot{\theta}$	= kecepatan sudut <i>pitch</i>
$r, \dot{\psi}$	= kecepatan sudut <i>yaw</i>
$\dot{p}, \ddot{\phi}$	= percepatan sudut <i>roll</i>
$\dot{q}, \ddot{\theta}$	= percepatan sudut <i>pitch</i>
$\dot{r}, \ddot{\psi}$	= percepatan sudut <i>yaw</i>
m	= massa total Quadcopter
I_{xx}	= momen inersia <i>frame</i> sumbu X
I_{yy}	= momen inersia <i>frame</i> sumbu Y
I_{zz}	= momen inersia <i>frame</i> sumbu Z
J_{tp}	= momen inersia total pada sumbu <i>propeller</i>
l	= panjang dari motor ke pusat Quadcopter
n	= orde sistem
e	= <i>error</i>
λ	= konstanta positif
s	= fungsi <i>switching</i>
U_{eq}	= sinyal kendali ekuivalen
U_n	= sinyal kendali natural
U	= sinyal kendali total



DAFTAR SINGKATAN

- SMC : *Sliding Mode Control*
 UAV : Unmanned Aerial Vehicle
 JST : Jaringan Syaraf Tiruan
 GPS : Global Position System
 IMU : Inertial Measurement Unit
 DOF : Degree Of Freedom
 K_p : Konstanta Propotional
 K_i : Konstanta Integral
 K_d : Konstanta Derivative
 t_r : *Rise Time*
 t_s : *Settling Time*
 t_d : *Delay Time*
 t_p : Waktu Puncak
 M_p : *Maksimum Overshoot*
 e_{ss} : *Error Steady State*
 SP : Set Point
 PV : *Present Value*

2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

Dilarang mengutip, sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber: a. pengutipan untuk kepengantar, pengetahuan, pengajaran, atau ilmiah; penyusunan laporan, penulisan kritik atau terjemahan suatu masalah. b. pengutipan tidak merujuk keperguruan yang menerbitkan UIN Suska Riau.



Lampiran

2. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber:
a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
b. Pengutipan tidak mengikan kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.

© Himpunan Ilmiah UIN Suska Riau State Islamic University of Sultan Syarif Kasim Riau

DAFTAR LAMPIRAN

	Halaman
A. Blok Diagram <i>Simulink</i>	A-1
B. Proses <i>Tunning</i> Nilai η Dan λ Pengendali SMC Menggunakan Metode Heuristic untuk mengendalikan <i>Yaw</i>	B-1





BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Perkembangan teknologi semakin pesat sejak beberapa tahun terakhir, khususnya pada bidang robotika. Robotika banyak diaplikasikan pada dunia industri untuk memudahkan dan menggantikan peran manusia dalam proses industri. Biasanya robot digunakan di industri otomotif, manufaktur, industri makanan, obat-obatan dan masih banyak lainnya. Robot juga digunakan untuk mempermudah manusia dalam tugas-tugas yang sulit, berbahaya dan keadaan yang sulit dijangkau manusia.

Robot yang saat ini sering diteliti yaitu mengenai robot auto pilot yang disebut pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), UAV terdiri dari beberapa jenis salah satunya adalah Quadcopter. Quadcopter adalah pengembangan dari helikopter yang dilengkapi dengan empat rotor yang akan menciptakan gaya translasi vertikal sehingga memungkinkan pesawat mendarat atau tinggal landas dari landasan yang sempit atau tidak terlalu luas[1]. Kelebihan Quadcopter adalah kemampuannya dalam melakukan *take-off* dan *landing* secara vertikal atau biasa dikenal dengan *Vertical Take-off and landing* (VTOL). *Landing* merupakan istilah yang sering digunakan untuk mekanisme saat pesawat mengurangi ketinggian hingga ketinggian 0 meter[2] dengan kelebihan-kelebihan tersebut Quadcopter sering digunakan untuk pengambilan foto atau video yang dapat melakukan pelaksanaan misi yang beresiko tinggi dan lain-lainnya.

Quadcopter menggunakan 4 buah motor dan baling-baling pada bagian ujung kerangka utamanya yang mampu untuk mengangkat fisik Quadcopter. Dibagian tengah Quadcopter digunakan untuk meletakkan *power supply*, sensor dan pengendali yang berisi program guna untuk mengendalikan pergerakan Quadcopter. Quadcopter dibagi menjadi dua macam gerak terbang, yaitu gerakan lateral dan gerakan longitudinal, gerakan longitudinal yang terbagi menjadi 3 yaitu *take-off* (lepas landas), *hovering* (melayang) dan *landing* (pendaratan). *Hover* dalam Quadcopter sangat diperlukan perhatian dalam kontrol kestabilannya agar menjaga ketiga sudut posisinya yaitu sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*[1]. Sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* merupakan bagian dari gerak rotasi, dimana gerak rotasi merupakan *inner loop* dari Quadcopter.



2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

Pada umumnya Quadcopter dikendalikan melalui radio transmiter dari jarak jauh oleh manusia sehingga sering sekali terjadi kesalahan pengendalian kerana Quadcopter memiliki massa yang ringan sehingga mudah mendapatkan gangguan secara *external*, sehingga sangat diperlukan pengendali yang bagus yang dapat mengendalikan Quadcopter saat ada gangguan tersebut sehingga dapat kembali saat Quadcopter kondisi stabil[2].

Gerak *yaw* merupakan bagian penting dalam Quadcopter untuk menyeimbangkan berputarnya multirotor kiri dan kanan. Gerak *yaw* dipengaruhi Rudder untuk menentukan Quadcopter bergerak ke kiri atau kanan. Dan gerak rotasi Quadcopter pada sudut *yaw* mempengaruhi dan menjaga gerak pada sudut roll dan pitch, namun sudut *yaw* sulit untuk dikendalikan, karna sudut *yaw* ini mampu membantu menghadapkan Quadcopter tanpa perlu berpindah posisi yang tidak dapat dilakukan oleh sudut roll dan pitch, untuk memastikan Quadcopter seimbang secara maksimal setiap saat. Oleh karena itu, untuk menstabilkan posisi *hover* Quadcopter pada sudut *yaw* diperlukan pengendali.

Pada penelitian sebelumnya telah dilakukan untuk mengendalikan Quadcopter ketika *hover* penelitian yang berjudul “Desain Pengendali *Hybrid Sliding Mode Control-Proportional, Integral, Derivative* Untuk Mengendalikan Posisi *Hover* Pada *Unmanned Aerial Vehicle* Quadcopter”. Penelitian ini menjelaskan pengendali SMC dapat berjalan dengan baik dan dikenal memiliki sifat yang kokoh terhadap variasi parameter dan memiliki respon yang cepat dalam mencapai kestabilan. Tujuan utama pengendali SMC adalah untuk memaksa dan membatasi variabel yang dikendalikan berada pada permukaan luncur yang dirancang dan menjaga agar tetap berada pada keadaan yang diinginkan , tetapi dalam pengendali SMC memiliki kekurangan yaitu terjadi nya *chattering* yang terjadi pada pengendali *sliding mode*. Oleh karena itu diperlukan satu pengendali yang dapat mengatasi *chattering* pada pengendali SMC yaitu logika FUZZY. [18].

Selanjutnya adalah penelitian yang berjudul “Analisis Sistem Kendali *Hybrid Sliding Mode Control (SMC)-FUZZY* Pada *Inverted Pendulum*”, yang menyebutkan logika FUZZY merupakan pengendali cerdas (*intelligent control*). Logika FUZZY memiliki kemampuan menyelesaikan masalah perilaku sistem yang kompleks, yang tidak dimiliki oleh kontroler konvensional, yang tidak memerlukan perhitungan matematika yang rumit karena dipresentasikan ke dalam bentuk *rule* yang berisikan kemungkinan-kemungkinan yang terjadi sehingga mudah mengatasi masalah dan lebih sederhana. *Fuzzy* bisa digunakan untuk sistem non linear yang kompleks.

Pada penelitian ini peneliti melakukan penggabungan pengendali SMC-FUZZY untuk menstabilkan posisi *hover* Quadcopter pada sudut *yaw*. Model dari Quadcopter akan dituliskan dalam bentuk persamaan matematika yang kemudian disimulasikan melalui perangkat lunak pada komputer. Selain melakukan simulasi dari model Quadcopter itu sendiri, juga dilakukan simulasi perbandingan mengenai sistem kendali SMC, dan *hybrid SMC-FUZZY* untuk menjaga kestabilan posisi *hover* Quadcopter pada sudut *yaw*. Dengan menggunakan beberapa pengendali tersebut diharapkan dapat mengetahui sistem mana yang mampu mendapatkan *set point* yang diinginkan, *respon time* yang lebih cepat untuk menstabilkan Quadcopter pada sudut *yaw* dan memperkecil *error*.

Berdasarkan latar belakang diatas maka dapat dilakukan penelitian Tugas Akhir dengan judul “Analisis Perbandingan Pengendali SMC dan *Hybrid SMC-FUZZY* untuk Mengendalikan Posisi *Hover* Quadcopter Pada Sudut *Yaw*”

1.2 Rumusan Masalah

Adapun rumusan masalah pada penelitian ini adalah bagaimana mendapatkan kestabilan *hover* Quadcopter pada sudut *yaw* dengan membandingkan antara pengendali SMC dan *hybrid SMC-FUZZY*.

1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah mengetahui dan mendapatkan performansi terbaik antara perbandingan pengendali SMC dan *hybrid SMC-FUZZY*.

1.4 Batasan Masalah

Batasan masalah diperlukan agar pembahasan tidak terlalu luas, maka penelitian ini membatasi masalah sebagai berikut:

1. Hanya membahas sistem matematis gerak rotasi Quadcopter dari Newton Euler Equations
2. Tidak membahas gerak tranlasi Quadcopter
3. Tidak membahas *hardware* Quadcopter
4. Hanya membahas gerak rotasi pada posisi sudut *yaw*
5. Simulasi menggunakan software MATLAB



6. *Setpoint* diberikan 0.1 rad
7. Perancangan SMC menggunakan metode Static SMC.

1.5 Manfaat Penelitian

Penelitian ini diharapkan dapat memberikan manfaat yaitu :

1. Menghasilkan sebuah perbandingan sistem pengendali SMC, dan *hybrid* SMC-*FUZZY* untuk mengendalikan gerak *hover* Quadcopter pada posisi sudut *yaw*.
2. Dapat dijadikan referensi tambahan bagi peneliti selanjutnya.

Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang

1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber:
 - a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
 - b. Pengutipan tidak mengizinkan kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.
2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.





BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Penelitian Terkait

Penelitian tugas akhir ini membahas tentang analisis perbandingan kendali SMC, dan *hybrid SMC-FUZZY* untuk pengendalian posisi *hover* Quadcopter pada sudut *yaw* dengan mencapai set point yang telah ditentukan.

Studi literatur dilakukan untuk mendapatkan referensi-referensi dari teori yang bersangkutan dengan judul, masalah penelitian, tujuan penelitian, dan metode. Teori-teori yang dibahas didapatkan mulai dari buku, jurnal maupun dari sumber-sumber lain yang relevan. Adapun beberapa penelitian terkait dapat dilihat dibawah ini.

Perancangan Autonomous *Landing* pada Quadcopter Menggunakan *Behavior-Based Intelligent Fuzzy Control*. Beliau melakukan penelitian dengan menerapkan *landing* merupakan salah satu mekanisme pada Quadcopter yang membutuhkan kecepatan yang akurat dan aman dengan tetap mempertahankan keseimbangan. Adapun metode yang digunakan yaitu *Behavior-Based Intelligent Fuzzy Control* (BBIFC) sebagai dasar kontrol untuk penerapan *autonomous landing* pada quadcopter. BBIFC adalah salah satu skema *high-level* kontrol dimana desain kontrol terdiri dari beberapa layar. Dengan metode ini dihasilkan algoritma untuk mekanisme *safe autonomous landing* dengan mengikuti sinyal eksponensial dimana Quadcopter mencapai titik 0 (nol) meter dalam waktu 15 detik dan kontroler PID dapat mengendalikan keseimbangan Quadcopter dalam waktu 7,97 detik untuk *roll* dan *pitch* serta 1.25 detik untuk *yaw* sejak gangguan sudut diberikan.[2]

Perancangan dan Implementasi Sistem Pengaturan Optimal LQR untuk Menjaga Kestabilan *Hover* pada Quadcopter. Beliau melakukan penilitan untuk menstabilkan *hover* dan Quadcopter agar pemanfaatannya dapat maksimal dengan menggunakan metode kontrol optimal *linear quadratic regulator* atau LQR. Kontrol LQR berhasil diimplementasikan pada Quadcopter dalam menjaga kestabilan *hover* dengan hasil yang cukup baik. Pada penelitian ini, didapatkan nilai parameter kontrol LQR dari hasil *tuning* diperoleh parameter $R=1$ dan $Q=Q4$ yang pada simulasi dapat terbang pada ketinggian 2 m dan dapat mengatasi gangguan dengan *risetime* selama 0,1332 detik. Respon hasil implementasi pada quadcopter tidak sebaik hasil simulasi terbang *hover* dengan *setpoint*

ketinggian 100 cm masih berisolasi antara 50 cm sampai 200 cm dan respon kestabilan sudut lebih lambat yaitu 0,23 detik.[4]

Perancangan dan Implementasi Kontroler PID *Gain Scheduling* untuk Gerakan Lateral *Way-to-Way Point* pada UAV Quadcopter. Beliau melakukan penelitian ini untuk mengatur hover dari Quadcopter yang menjadi prioritas pada penelitian ini, karena apabila terjadi kesalahan *hover* akan menyebabkan perubahan gerak terhadap sumbu X, Y maupun Z. Metode yang digunakan yaitu kontroler PID dan metode *gainscheduling* dengan nilai parameter penguatan yang diperoleh secara eksperimental untuk pengaturan gerak lateral menyusuri lintasan. Hasil dari penelitian ini apabila menggunakan metode PID biasa, maka diperoleh penurunan ketinggian yang drastis hingga 50% dari total ketinggian Quadcopter, namun apabila menggunakan metode PID *gain scheduling*, pada simulasi hanya terjadi penurunan ketinggian sebesar 0,35 % dan saat implementasi sekitar 10 % dari total ketinggian yang dicapai [1].

Perancangan Metode Kontrol *Linear Quadratic regulator (LQR)* Sebagai Solusi Optimal Pengendalian Gerak Quadrotor. Beliau melakukan penelitian ini untuk menyeibangkan Quadrotor secara *horizontal* pada ketinggian gerak translasi, gerakan ini sangat pital untuk memenuhi kebutuhan quadrotor dalam mencapai *way-to-way point* yang telah ditentukan sehingga diperlukan kontroler untuk menstabilkannya. Metode yang digunakan untuk gerak trsansi sumbu X dan Y menggunakan LQR. Nilai parameter yang didapatkan dari hasil tuning terstruktur pada simulasi kontroler LQR untuk pengendalian sumbu X dan Y diperoleh $Q=1000$ $R= 0,3$. [3].

Analisis Kestabilan terbang Quadcopter Dengan Pengendali PD Terhadap Gangguan. Beliau melakukan penelitiannya ini untuk menghasilkan sistem kendali pada sebuah objek Quadrotor yang dapat menyelesaikan gangguan. Penelitian ini menggunakan model matematika dari Quadrotor dan sistem kendali PD yang dirancang kemudian akan dijalankan secara simulasi pada perangkat lunak matlab. Gangguang yang diberikan pada simulasi model Quadrotor berupa perubahan sudut pada *roll*, *pitch*, dan *yaw* serta perubahan ketinggian. Hasil dari penelitian ini simulasi ditampilkan dala tiga dimensi sehingga memudahkan dalam proses analisis. Dari hasil simulasi menunjukkan bahwa sistem kendali PD dapat bekerja sesuai yang diharapkan pada saat terdapat gangguan. [5].

Dari beberapa penelitian diatas, peneliti menggunakan rancangan analisis perbandingan pengendali SMC, dan *hybrid SMC-FUZZY* untuk menstabilkan posisi *hover* Quadcopter pada sudut *yaw*, dan memperkecil nilai *overshoot*, serta menstabilkan respon

waktu yang lambat. Sehingga mengetahui perbandingan pengendali mana yang lebih baik dan aman.

2.2 Unmanned Aerial Vehicle (UV)

Teknologi pesawat tanpa awak UAV merupakan jenis pesawat terbang yang dikendalikan melalui sistem kendali jarak jauh menggunakan gelombang radio. UAV merupakan sistem tanpa awak (*unmanned system*) yaitu sistem berbasis elektromekanik yang mampu menjalankan misi-misi atau perintah yang terprogram dengan karakteristik sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri, menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya sendiri, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya. Sampai saat sekarang ini UAV dapat dibagi menjadi dua teori yaitu *fixed wing* (pesawat model dengan sayap) dan multi rotor (pesawat model dengan motor penggerak lebih dari satu tanpa menggunakan sayap). Pesawat tanpa awak UAV memiliki bentuk, ukuran, konfigurasi, dan karakter yang bervariasi. Sejarah nya pesawat tanpa awak dapat disebut juga dengan Quadcopter[6].

2.3 Quadcopter

Salah satunya jenis UAV yang termasuk kategori UAV mikro dan banyak digunakan pada industri, instansi pendidikan, maupun masyarakat umum yaitu Quadcopter. Robot Quadcopter ini memiliki ciri yang *unique* yang mudah untuk dikenali yaitu sesuai namanya memiliki empat buah baling-baling motor pada keempat sisinya yang digunakan sebagai penggeraknya.



Gambar 2.1. Bentuk fisik quadrotor[5]

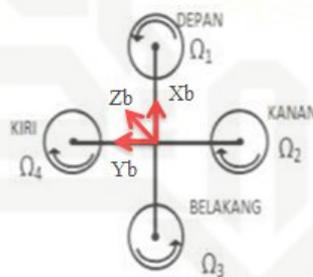
Gambar di atas adalah salah satu bentuk robot Quadcopter dengan konfigurasi *plus* (+). Empat buah baling – baling yang terpasang memudahkan Quadcopter untuk bermanuver sehingga dapat bergerak ke segala arah. Quadcopter dilengkapi dengan

beberapa sensor, diantaranya sensor *Global Position System* (GPS) yang digunakan untuk navigasi, sensor *Inertial Measurement Unit* (IMU) yang berfungsi untuk menghitung percepatan serta orientasi arah pergerakan, sensor *ultra sonic* yang mendeteksi ketinggian Quadcopter, dan sensor – sensor lainnya yang mendukung fungsi dan kinerja Quadcopter[5].

Adapun kelebihan Quadcopter yang membuatnya cocok untuk melakukan pekerjaan tertentu. Salah satunya karena bentuknya yang kecil membuat Quadcopter dapat bergerak secara bebas walaupun ditempat yang sulit untuk dijangkau. Quadcopter tidak memerlukan landasan pacu untuk terbang, karena Quadcopter dapat terbang vertikal. Selain itu Quadcopter juga dapat bergerak kedelapan arah mata angin [8].

Pada Quadcopter juga mempunyai beberapa kekurangan, yaitu Quadcopter hanya mampu bergerak dengan jangka waktu yang singkat. Dikarenakan Quadcopter menggunakan *power supply* berupa baterai yang mempunyai kapasitas tertentu. Jangka waktu tersebut secara tidak langsung akan mempengaruhi kapasitas bawaan, kecepatan terbang, dan jarak tempuh dari Quadcopter [8].

2.3.1 Konsep dasar Quacopter

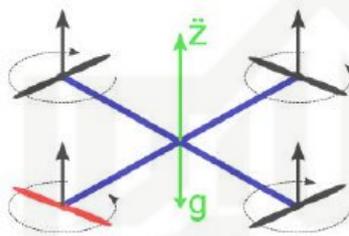


Gambar 2.2 Quadcopter dalam kondisi *hover* atau gerak melayang

Keadaan diatas memperlihatkan motor depan dan belakang berputar berlawanan arah jarum jam, motor kanan dan kiri berputar searah jarum jam. Sedangkan Z_B , X_B , dan Y_B adalah *body frame* (*B-frame*) dari quadcopter. Kombinasi dari perubahan kecepatan keempat motor akan menghasilkan beberapa pergerakan. Beberapa pergerakan yang ada dalam quadcopter sebagai berikut.

a. Gaya *Thrust* (U_1 [N])

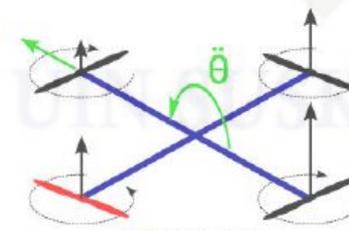
Gaya *thrust* adalah gaya yang mengakibatkan Quadcopter bergerak naik keatas atau turun kebawah searah sumbu Z *earth frame*. Gaya ini terjadi jika kecepatan putaran keempat motor sama dan secara bersamaan ditambah kecepatannya dengan nilai yang sama, maka Quadcopter akan menghasilkan gaya angkat *thrust*. Begitu juga sebaliknya, jika kecepatan dari keempat motor diperlambat secara bersamaan, Quadcopter akan bergerak kebawah [8].



Gambar 2.3. Gerakan Vertikal Quadcopter[5]

b. Torsi *Roll* (U_2 [Nm])

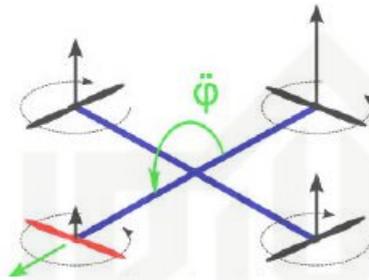
Torsi *roll* adalah torsi yang mengakibatkan Quadcopter berputar disepanjang sumbu x *body frame* (X_B). Torsi ini diakibatkan jika kecepatan motor kiri dipercepat sedangkan motor kanan diperlambat maka Quadcopter akan bergerak mengguling ke kanan. Begitu pula jika sebaliknya, jika motor kanan yang dipercepat dan motor kiri yang diperlambat maka Quadcopter akan bergerak mengguling ke kiri [5].



Gambar 2.4. Gerakan *Roll* Quadcopter[5]

c. Torsi *Pitch* (U_3 [Nm])

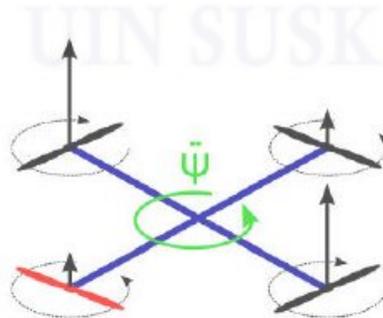
Torsi *Pitch* adalah torsi yang mengakibatkan Quadcopter berputar disepanjang sumbu y pada *body frame* Quadcopter (Y_B). Gerak ini diakibatkan jika kecepatan motor depan diperlambat sedangkan kecepatan motor belakang dipercepat, maka Quadcopter akan bergerak mengangguk kedepan. Begitu pula jika kecepatan motor depan dipercepat dan kecepatan motor belakang diperlambat maka Quadcopter akan bergerak mengangguk kebelakang [8].



Gambar 2.5. Gerakan *Pitch* Quadcopter[5]

d. Torsi *Yaw* (U_4 [Nm])

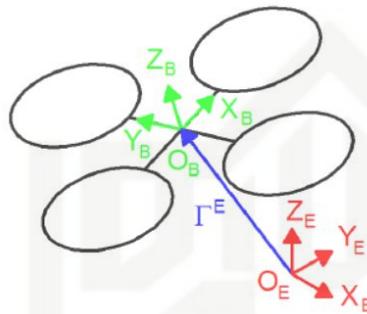
Torsi *yaw* adalah torsi yang mengakibatkan Quadcopter berputar disepanjang sumbu Z pada *body frame* Quadcopter (Z_B). Gerak ini diakibatkan karna perubahan kecepatan dari keempat motor Quadcopter. Jika kecepatan motor depan dan belakang diperlambat sedangkan kecepatan motor kanan dan kiri dipercepat maka Quadcopter akan bergerak menyimpang ke kiri. Begitu pula sebaliknya, jika kecepatan motor depan dan belakang dipercepat sedangkan motor yang lain diperlambat, maka Quadcopter akan bergerak menyimpang ke kanan. Perubahan kecepatan yang terjadi pada keempat motor memiliki nilai yang sama [8].



Gambar 2.6. Gerakan *Yaw* Quadcopter[5]

2.3.2 Kinematika

Kinematika yaitu cabang dari mekanika klasik yang membahas tentang gerak benda dan sistem benda tanpa harus mempersoalkan gaya penyebab gerakan. Quadcopter juga dipelajari tentang kinematika, sehingga dapat mempermudah analisa. Quadcopter memiliki keluaran 6 *degree of freedom* (DOF). 6 DOF *rigid-body* di deskripsikan dalam dua buah *frame*. *Frame* yang digunakan sebagai referensi yaitu *earth frame* (*E-frame*) dan *body frame* (*B-frame*) [8].



Gambar 2.7. *Frame* Quadcopter[8]

Gambar diatas memperlihatkan 2 buah *frame*. *Frame* dengan warna merah ialah *earth frame* (*E-frame*) dengan masing–masing sumbu *frame* mengarah pada utara (X_E), barat (Y_E), arah keatas (Z_E), dan origin (O_E). Sedangkan *frame* dengan warna hijau adalah *body frame* (*B-frame*) dengan masing–masing sumbu *frame* mengarah pada depan (X_B), kiri (Y_B), keatas (Z_B), dan origin (O_B).

Posisi linier quadrotor (Γ_E) ditentukan dari koordinat vector antara origin *B-frame* serta origin dari *E-frame* dengan memperhatikan *E-frame*. Posisi angular Quadcopter (Θ_E) ditentukan dari orientasi *B frame* terhadap *E-frame*. Persamaan posisi linier dan posisi angular masing – masing ditulis pada persamaan dibawah [9]

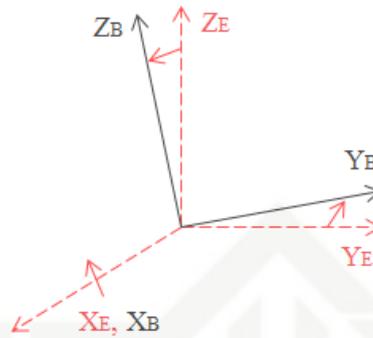
$$\Gamma^E = [X \ Y \ Z]^T \tag{2.1}$$

$$\Theta^E = [\phi \ \theta \ \psi]^T \tag{2.2}$$

Salah satu yang digunakan untuk mentransformasi suatu nilai dari *body frame* (*B-frame*) ke *earth frame* (*E-frame*) adalah matrik rotasi. Adapun matrik rotasi terdiri dari 3 buah matrik yang masing–masing berotasi terhadap sumbu x bumi (X_E), sumbu y bumi (Y_E), dan sumbu z bumi (Z_E).

a. Rotasi Sumbu X

Rotasi sumbu x dilambangkan berupa $R(\phi, x)$ yang mana rotasi x merupakan rotasi Quadcopter sepanjang sumbu x menghasilkan sudut yang diberi nama sudut *roll*. Rotasi tersebut direpresentasikan dengan Gambar 2.8 [9].



Gambar 2.8. Rotasi sumbu X

$$\begin{cases} X_E = X_B \\ Y_E = Y_B \cos \varphi - Y_B \sin \varphi \\ Z_E = Y_B \sin \varphi + Z_B \cos \varphi \end{cases} \quad (2.3)$$

Persamaan 2.3 dapat dibuat dalam bentuk matriks menjadi Persamaan 2.4 [9].

$$\begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

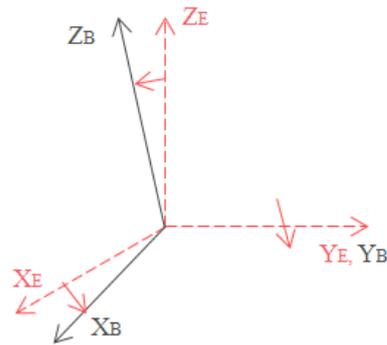
Adapun matrik rotasi pada sumbu x ditunjukkan pada persamaan 2.5 [9].

$$R(\varphi, X) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

b. Rotasi Sumbu Y

Rotasi sumbu y dilambangkan berupa $R(\theta, y)$ yang mana rotasi y merupakan rotasi Quadcopter sepanjang sumbu y menghasilkan sudut yang diberi nama sudut *pitch*. Rotasi tersebut direpresentasikan dengan Gambar 2.9 [9].

Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang
 1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruhnya tanpa izin tanpa mencantumkan sumber;
 a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan artikel atau esai;
 b. Pengutipan tidak mengizinkan kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.
 2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruhnya tanpa izin dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.



Gambar 2. 9 Rotasi sumbu Y

$$\begin{cases} X_E = X_B \cos\theta + Z_B \sin\theta \\ Y_E = Y_B \\ Z_E = -X_B \sin\theta + Z_B \cos\theta \end{cases} \quad (2.6)$$

Persamaan 2.6 dapat dibuat dalam bentuk matriks menjadi Persamaan 2.7. [9]

$$\begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

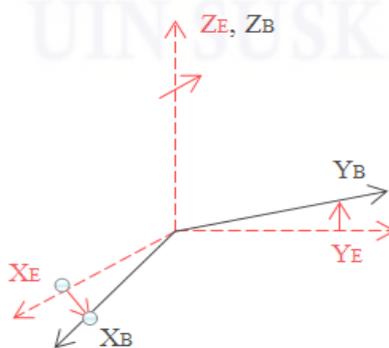
Adapun matriks rotasi pada sumbu y ditunjukkan pada persamaan 2.8. [9]

$$R(\theta, y) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

c. Rotasi Sumbu Z

Rotasi sumbu z dilambangkan berupa $R(\psi, z)$ yang mana rotasi z merupakan rotasi Quadcopter sepanjang sumbu z yang menghasilkan sudut yang diberi nama sudut yaw.

Rotasi tersebut direpresentasikan dengan Gambar 2.10 dan persamaan 2.9 [9].



Gambar 2. 10 Rotasi sumbu Z

UIN SUSKA RIAU
 2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.
 Pengutipan harus dilakukan dengan cara yang benar untuk kepentingan akademik, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan tesis, dan sebagainya. Pengutipan tidak mengizinkan kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.
 Setiap orang yang melanggar ketentuan-ketentuan ini akan dikenakan sanksi administratif dan/atau pidana.



$$\begin{cases}
 X_E = X_B \cos\psi - Y_B \sin\psi \\
 Y_E = X_B \sin\psi + Y_B \cos\psi \\
 Z_E = Z_B
 \end{cases} \tag{2.9}$$

Persamaan 2.9 dapat dibuat dalam bentuk matriks menjadi persamaan 2.10 [9].

$$\begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \\ Z_E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\varphi & -\sin\varphi & 0 \\ \sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \\ Z_B \end{bmatrix} \tag{2.10}$$

Adapun matriks rotasi pada sumbu z ditunjukkan pada persamaan 2.11 [9].

$$R(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos\varphi & -\sin\varphi & 0 \\ \sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.11}$$

Persamaan dari rotasi tiap – tiap sumbu putar dihasilkan satu persamaan matrik rotasi dimana dengan keterangan :

$$c = \cos$$

$$s = \sin$$

$$t = \tan \text{ [9].}$$

$$R_\theta = R(\psi) R(\theta) R(\phi) \tag{2.12}$$

$$R_\theta = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\theta + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\theta + c\psi s\theta s\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\theta + s\psi s\theta c\phi & -c\psi s\theta + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \tag{2.13}$$

Sedangkan untuk kecepatan dalam Quadcopter diekspresikan terhadap *body frame* (*B-frame*). Kecepatan Quadcopter terdiri dari kecepatan linier V^B dan kecepatan angular ω^B . Komposisi vektornya disajikan dalam persamaan 2.14 dan 2.15 [9].

$$V^B = [u \ v \ w]^T \tag{2.14}$$

$$\omega^B = [p \ q \ r]^T \tag{2.15}$$

Diperlukan kombinasi nilai linear dan angular untuk memberikan representasi yang lengkap dalam *space*. ξ merupakan komposisi dari vektor posisi linier Γ_E (m) dan vektor posisi sudut Θ^E (rad) terhadap *earth frame* (*E-frame*) seperti terlihat pada persamaan 2.16 [9].

$$\xi = [\Gamma^E \ \Theta^E]^T = [X \ Y \ Z \ \phi \ \theta \ \psi]^T \tag{2.16}$$

V merupakan generalisasi dari vektor kecepatan linier Quadcopter V^B ($m\ s^{-1}$) dan kecepatan angular Quadcopter ω^B ($rad\ s^{-1}$) pada *body frame* (B -frame) seperti dibawah ini

[7]:

$$V = [V^B\ \omega^B]^T = [u\ v\ w\ p\ q\ r] \quad (2.17)$$

Hubungan antara kecepatan linear pada *body frame* (B -frame) dan salah satu faktor pada *earth frame* (E -frame) V^E (atau $\dot{\Gamma}^E$) [m/s] dapat dilihat pada Persamaan 2.18 [7].

$$V^E = \dot{\Gamma}^E = R_{\Theta} V^B \quad (2.18)$$

Dimana R_{Θ} adalah matrik rotasi dari *body frame* (B -frame) ke *earth frame* (E -frame). Seperti pada kecepatan linear, hal tersebut juga berlaku untuk menghubungkan kecepatan angular pada E -frame (atau kecepatan Euler) Θ^E [rad/s] ke B -frame ω^B atau sebaliknya. Hubungan itu dapat dilihat pada persamaan 2.19 [9].

$$\omega^B = T_{\Theta}^{-1} \Theta^E \quad (2.19)$$

$$\Theta^E = T_{\Theta} \omega^B \quad (2.20)$$

dimana T_{Θ} adalah matriks transformasi. Matriks transformasi T_{Θ} dapat ditetapkan dengan menggunakan laju Euler $\dot{\Theta}^E$ dalam B -frame, dengan membalik pola perputaran sudut dari *roll*, *pitch* dan *yaw* seperti pada Persamaan 2.21 [9].

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R(\phi)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi)^{-1} R(\theta)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = T_{\Theta}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Persamaan 2.13 dan 2.19 maka diperoleh matriks transformasi dari *body frame* (B -frame) menuju *earth frame* (E -frame) [9].

$$T_{\Theta}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & c\theta s\phi \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

$$T_{\Theta} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi / c\theta & c\phi / c\theta \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Persamaan yang sudah didapat, maka dibentuk suatu hubungan antara kecepatan terhadap *earth frame* (E -frame) dan *body frame* (B -frame)[7]. Dimana ξ adalah vektor

kecepatan yang mengacu pada *earth frame* $\dot{\xi}[+]$ (E-frame), v adalah vektor kecepatan mengacu *body frame* (B-frame) dan J_{Θ} adalah matrik *jacobian*. Matrik *jacobian* terdiri dari 4 *sub*-matrik sebagaimana Persamaan 2.26 [9].

$$\dot{\xi}[+] = J_{\Theta} v \quad (2.25)$$

$$J_{\Theta} = \begin{bmatrix} R_{\Theta} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & T_{\Theta} \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

2.3.3 Dinamika

Dinamika adalah cabang dari ilmu fisika (terutama mekanika klasik) yang mempelajari gaya, torsi dan efeknya pada gerak. Dinamika merupakan kebalikan dari kinematika, yang mempelajari gerak suatu objek tanpa memperhatikan penyebabnya. Isaac Newton menciptakan hukum-hukum fisika yang menjadi panduan dalam fisika dinamika. Secara umum, dinamika sangat berkaitan erat dengan hukum kedua newton tentang gerak [8].

Berdasarkan aksioma pertama Euler dari Hukum Kedua Newton, turunan dari komponen linear dari gerakan suatu benda dapat dilihat pada Persamaan 2.27 [9].

$$\begin{cases} m \ddot{r}^E = F^E \\ m R_{\Theta} \dot{V}^B = R_{\Theta} F^B \\ m (R_{\Theta} \dot{V}^B + R_{\Theta} V^B) = R_{\Theta} F^B \\ m R_{\Theta} (\dot{V}^B + \omega^B \times V^B) = R_{\Theta} F^B \\ m (\dot{V}^B + \omega^B \times V^B) = F^B \end{cases} \quad (2.27)$$

Dimana m (kg) adalah massa quadrotor, \ddot{r}^E ($m s^{-2}$) adalah vector percepatan linear quadrotor yang mengacu pada E-frame, F^E (N) adalah vektor gaya quadrotor terhadap E-frame, \dot{V}^B ($m s^{-2}$) adalah percepatan linear quadcopter terhadap B-frame, dan \dot{R}_{Θ} adalah turunan pertama matriks rotasi. Dan simbol \times merupakan perkalian produk suatu vektor. Berdasarkan aksioma kedua Euler dari Hukum Kedua Newton, dengan cara yang sama, turunan dari gerakan angular komponen dari suatu benda dapat dilihat pada Persamaan 2.28 [9].

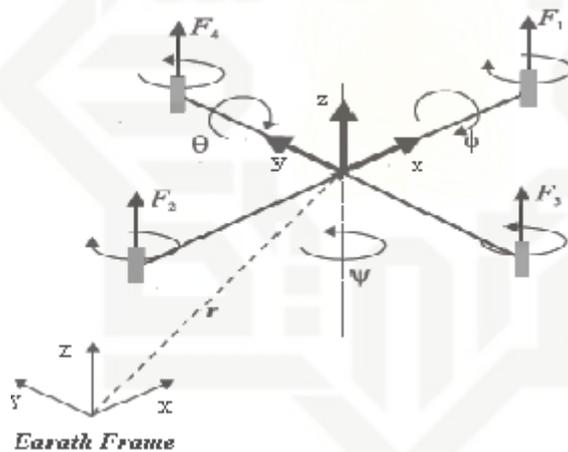
$$\begin{cases} I \ddot{\theta}^E = \tau^E \\ I T_{\Theta} \dot{\omega}^B = T_{\Theta} \tau^B \\ I \dot{\omega}^B + \omega^B \times (I \omega^B) = \tau^B \end{cases} \quad (2.28)$$

Persamaan 2.28, I ($N\ m\ s^2$) adalah matriks inersia quadcopter (pada B-frame), $\ddot{\theta}^E$ ($rad\ s^{-2}$) adalah vektor percepatan sudut quadcopter terhadap E-frame, $\dot{\omega}^B$ ($rad\ s^{-2}$) adalah vektor percepatan sudut quadcopter terhadap B-frame, dan τ^E ($N\ m$) adalah torsi quadcopter terhadap E-frame.

Persamaan 2.27 dan 2.28, dapat dibentuk suatu persamaan baru dengan 6 derajat kebebasan (DOF). Persamaan 2.29 menunjukkan formulasi matriks dari dinamika sistem [9].

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B \times (mV^B) \\ \omega^B \times (I\omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Dimana notasi $I_{3 \times 3}$ berarti matriks identitas 3×3 . Sedangkan $0_{3 \times 3}$ adalah matriks nol 3×3 . Quadcopter memiliki empat buah motor yang menghasilkan gaya dorong seperti terlihat pada gambar 2.11.



Gambar 2.11 E-frame dan B-frame quadcopter beserta empat gaya disetiap propeller[10]

Vektor gaya yang terjadi pada quadcopter dapat didefinisikan melalui persamaan[9]:

$$\Lambda = [F^B\ \tau^B] = [F_x\ F_y\ F_z\ \tau_x\ \tau_y\ \tau_z] \quad (2.30)$$

Persamaan 2.30 dapat juga ditulis dalam bentuk formulasi matriks seperti pada persamaan berikut:

$$M_B \dot{v} + (v) = \Lambda \quad (2.31)$$

di mana \mathbf{v} adalah vektor percepatan quadcopter terhadap B -frame. M_B adalah matriks inersia sistem dan C_B adalah matriks sentripetal Coriolis. Persamaan 2.32

menunjukkan matriks M_B [9].

$$M = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

Dapat dilihat bahwa matriks M_B adalah matriks diagonal, sedangkan matriks C_B ditunjukkan persamaan dibawah ini[9].

$$C_B = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & -mS(V_B) \\ 0_{3 \times 3} & -S(I \omega_B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & mw & -mv \\ 0 & 0 & 0 & -mw & 0 & mu \\ 0 & 0 & 0 & mv & -mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz}r & -I_{yy}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{zz}r & 0 & I_{xx}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{yy}q & -I_{xx}p & 0 \end{bmatrix} \quad (2.33)$$

Kontribusi yang kedua mengenai efek giroskopis yang dihasilkan oleh perputaran propeler. Selama dua propeler yang berhadapan berputar searah jarum jam dan dua propeler lainnya berputar berlawanan arah jarum jam, terjadi ketidak-seimbangan saat jumlah aljabar dari kecepatan motor tidak sama dengan nol.

Kontribusi yang ketiga adalah perhitungan gaya dan torsi yang dihasilkan oleh pergerakan input. Pergerakan matriks E_B dikali dengan Ω^2 untuk memperoleh vektor perpindahan $U_B(\Omega)$. Efek aerodinamis (*factor thrust b* (N s²) dan *drag d* (N m s²)) berpengaruh pada gaya dan torsi yang dihasilkan. Persamaan input kecepatan *propeller* (baling-baling) dapat dilihat dalam Persamaan 2.32 [9].

$$\begin{cases} U_1 = b (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = bl (-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 = bl (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ U_4 = d (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (2.34)$$

dimana l (m) adalah jarak antara pusat quadcopter dengan pusat *propeller*. U_1 , U_2 , U_3 , dan U_4 adalah komponen vektor gerak. Hubungan komponen vektor tersebut dengan *propeller* dapat diperoleh dari perhitungan aerodinamis.



Persamaan-persamaan sebelumnya bukan dalam bentuk matriks, melainkan dalam bentuk sistem persamaan dibawah ini [9].

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{I_{YY}-I_{ZZ}}{I_{XX}} q r - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ}-I_{XX}}{I_{YY}} p r - \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX}-I_{YY}}{I_{ZZ}} p q - \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (2.35)$$

Bagian rotasi dari quadcopter berasal dari konsep persamaan gerak rotasi dan dengan menggunakan metode Newton-Euler yang berasal dari kerangka tubuh quadcopter dengan rumus umum seperti pada persamaan 2.28.

Agar lebih sederhana, momen gyroscopic tidak digunakan karena inersia yang dihasilkan oleh quadcopter jauh lebih besar dari yang inersia yang dihasilkan oleh rotor. Jadi, persamaan gerak rotasi yang digunakan sebagai berikut: [11]

Persamaan-persamaan sebelumnya bukan dalam bentuk matriks, melainkan dalam bentuk sistem persamaan dibawah ini [9].

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{I_{YY}-I_{ZZ}}{I_{XX}} q r - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ}-I_{XX}}{I_{YY}} p r - \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX}-I_{YY}}{I_{ZZ}} p q - \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (2.35)$$

Bagian rotasi dari quadcopter berasal dari konsep persamaan gerak rotasi dan dengan menggunakan metode Newton-Euler yang berasal dari kerangka tubuh quadcopter dengan rumus umum seperti pada persamaan 2.28.

Agar lebih sederhana, momen gyroscopic tidak digunakan karena inersia yang dihasilkan oleh quadcopter jauh lebih besar dari yang inersia yang dihasilkan oleh rotor. Jadi, persamaan gerak rotasi yang digunakan sebagai berikut: [11]

Persamaan gerak rotasi diperoleh dengan persamaan gerak Euler sebagai berikut:

$$\sum \tau = I \ddot{\theta} \quad (2.36)$$

$$U_R - C_B(v) \dot{\theta} = I \ddot{\theta} \quad (2.37)$$

dimana I adalah matriks inersia sistem, U_R adalah vektor gaya rotasi dan $C_B(v)$ adalah matriks Coriolis-centripetal [2].

$$\ddot{\theta} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

$$U_R = \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

$$C_B(v) = \begin{bmatrix} 0 & I_{ZZ}\dot{\psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ -I_{ZZ}\dot{\psi} & 0 & I_{XX}\dot{\phi} \\ I_{YY}\dot{\theta} & I_{XX}\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

sehingga Persamaan 2.35 dapat dituliskan menjadi: [2]

$$\begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I_{ZZ}\dot{\psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ -I_{ZZ}\dot{\psi} & 0 & I_{XX}\dot{\phi} \\ I_{YY}\dot{\theta} & I_{XX}\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.42)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I_{ZZ}\dot{\psi} & -I_{YY}\dot{\theta} \\ -I_{ZZ}\dot{\psi} & 0 & I_{XX}\dot{\phi} \\ I_{YY}\dot{\theta} & I_{XX}\dot{\phi} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) \quad (2.43)$$

Persamaan dinamika rotasi untuk masing-masing gerak roll, pitch dan yaw sebagaimana dituliskan pada Persamaan 2.44 [2][11].

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{U_2 l}{I_{XX}} - \frac{\dot{\theta} \dot{\psi}}{I_{XX}} (I_{ZZ} - I_{YY}) \\ \ddot{\theta} = \frac{U_3 l}{I_{YY}} - \frac{\dot{\phi} \dot{\psi}}{I_{YY}} (I_{XX} - I_{ZZ}) \\ \ddot{\psi} = \frac{U_4}{I_{ZZ}} - \frac{\dot{\phi} \dot{\theta}}{I_{YY}} (I_{YY} - I_{XX}) \end{cases} \quad (2.44)$$

2.4 Model Matematika Quadcopter

Dari analisis kinematika dan dinamika yang telah dibahas, diperoleh persamaan model matematika dari sistem gerak rotasi *quadcopter* secara keseluruhan ditunjukkan pada persamaan 2.45 [2][11].

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{U_2 l}{I_{XX}} - \frac{q r}{I_{XX}} (I_{ZZ} - I_{YY}) \\ \ddot{\theta} = \frac{U_3 l}{I_{YY}} - \frac{p r}{I_{YY}} (I_{XX} - I_{ZZ}) \\ \ddot{\psi} = \frac{U_4}{I_{ZZ}} - \frac{p q}{I_{ZZ}} (I_{YY} - I_{XX}) \end{cases} \quad (2.45)$$

Simbol p q r diubah menjadi x_8 x_{10} x_{12} karena mengikuti penamaan persamaan differensial pada simulink MATLAB. Dalam bentuk persamaan state-space, Persamaan 2.45 dapat dinyatakan sebagai [2]:

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = \frac{U_2 l}{I_{XX}} - \frac{(I_{ZZ} - I_{YY})}{I_{XX}} x_{10} x_{12} \\ \dot{x}_9 = x_{10} \\ \dot{x}_{10} = \frac{U_3 l}{I_{YY}} - \frac{(I_{XX} - I_{ZZ})}{I_{YY}} x_8 x_{12} \\ \dot{x}_{11} = x_{12} \\ \dot{x}_{12} = \frac{U_4}{I_{ZZ}} - \frac{(I_{YY} - I_{XX})}{I_{ZZ}} x_8 x_{10} \end{cases} \quad (2.46)$$

atau

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_7 \\ \dot{x}_8 \\ \dot{x}_9 \\ \dot{x}_{10} \\ \dot{x}_{11} \\ \dot{x}_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{(I_{ZZ} - I_{YY})}{I_{XX}} x_{10} x_{12} \\ 0 \\ -\frac{(I_{XX} - I_{ZZ})}{I_{YY}} x_8 x_{12} \\ 0 \\ -\frac{(I_{YY} - I_{XX})}{I_{ZZ}} x_8 x_{10} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{l}{I_{XX}} U_2 \\ 0 \\ \frac{l}{I_{YY}} U_3 \\ 0 \\ \frac{1}{I_{ZZ}} U_4 \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

dimana

$$\begin{aligned} x_7 &= \phi, & x_8 &= \dot{\phi}, \\ x_9 &= \theta, & x_{10} &= \dot{\theta}, \end{aligned}$$

$$x_{11} = \psi, \quad x_{12} = \dot{\psi}$$

$$\dot{\phi} = p, \quad \ddot{\phi} = \dot{p}$$

$$\dot{\theta} = q, \quad \ddot{\theta} = \dot{q}$$

$$\dot{\psi} = r, \quad \ddot{\psi} = \dot{r}$$

Keterangan:

U_1 = gaya angkat/*thrust*

U_2 = gaya untuk melakukan *roll*

U_3 = gaya untuk melakukan *pitch*

U_4 = gaya untuk melakukan *yaw*

Φ = posisi sudut *roll*

Θ = posisi sudut *pitch*

ψ = posisi sudut *yaw*

p = kecepatan sudut *roll*

q = kecepatan sudut *pitch*

r = kecepatan sudut *yaw*

\dot{p} = percepatan sudut *roll*

\dot{q} = percepatan sudut *pitch*

\dot{r} = percepatan sudut *yaw*

m = massa total *quadrotor*

I_{xx} = momen inersia *frame* pada sumbu X

I_{yy} = momen inersia *frame* pada sumbu Y

I_{zz} = momen inersia *frame* pada sumbu Z

J_{TP} = momen inersia total pada sumbu *propeller*

2.4.1 Konstanta Inersia (I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz})

Momen inersia adalah ukuran kelembaman suatu benda untuk berotasi terhadap porosnya. Momen inersia berperan dalam dinamika rotasi seperti massa dalam dinamika dasar, dan menentukan hubungan antara momentum sudut dan kecepatan sudut, momen gaya dan percepatan sudut, dan beberapa besaran lain. Sesuai dengan dasar teori yang telah di jelaskan sebelumnya, maka dapat dihitung nilai parameter I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz} dengan

mengasumsi dari bentuk *quadcopter*. Persamaan yang digunakan untuk menghitung I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz} akan di tunjukkan pada persamaan di bawah ini [8].

$$I_{xx} = \frac{mr^2}{4} + \frac{mh^2}{6} + 2mr^2 + \frac{MR^2}{4} + \frac{MH^2}{12} \quad (2.48)$$

$$I_{yy} = \frac{mr^2}{4} + \frac{mh^2}{6} + 2mr^2 + \frac{MR^2}{4} + \frac{MH^2}{12} \quad (2.49)$$

$$I_{zz} = \frac{MR^2}{2} + 4mr^2 \quad (2.50)$$

Untuk mendapatkan nilai I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz} , maka harus diketahui dahulu massa, tinggi, dan jari-jari pada *quadcopter*.

Tinggi, massa dan jari-jari pada Quadcopter adalah tinggi (H) = 0.137 m, massa (M) = 0.66 kg, jari-jari (R) = 0.06 m. Sedangkan untuk tinggi, massa dan jari-jari pada motor Quadcopter adalah tinggi (h) = 0.034 m, massa (m) = 0.075 kg, jari-jari (r) = 0.014.

Dengan memasukkan nilai massa, tinggi, dan jari-jari sesuai dengan nilai diatas ke dalam persamaan I_{xx} , I_{yy} , dan I_{zz} , maka bisa di dapatkan nilai parameter I_{xx} adalah $1,680157 \times 10^{-3} \text{ Kgm}^2$, I_{yy} adalah $1,680157 \times 10^{-3} \text{ Kgm}^2$, dan I_{zz} adalah $1,20466 \times 10^{-3} \text{ Kgm}^2$.

2.4.2 Konstanta Inersia Motor

Untuk mengetahui nilai momen inersia pada motor *quadcopter*, maka digunakan rumus pada persamaan 2.51 [9].

$$Jr = \frac{4(m \times r^2)}{2} \quad (2.51)$$

Dengan memasukkan nilai panjang, massa, dan jari-jari motor sesuai gambar diatas ke dalam Persamaan 2.46, maka di dapatkan nilai dari momen inersia motor adalah $0,025872 \text{ Kgm}^2$

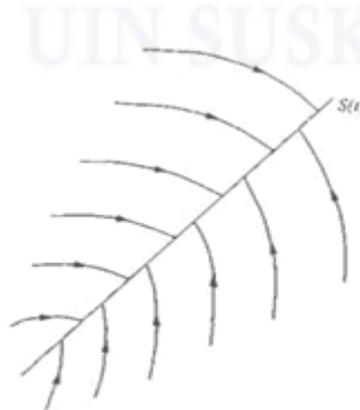
Dari model matematik yang diperoleh dengan pemodelan fisis, maka konstanta yang harus diperoleh untuk menentukan parameter *plant quadcopter* akan ditampilkan pada Tabel 2.1.

Tabel 2.1 Identifikasi Konstanta

KONSTANTA	NILAI	SATUAN
Massa <i>Quadcopter</i>	1,2	Kg
Momen inersia rotasi sumbu X (I_{xx})	$1,680157 \times 10^{-3}$	Kgm^2
Momen inersia rotasi sumbu Y (I_{yy})	$1,680157 \times 10^{-3}$	Kgm^2
Momen inersia rotasi sumbu Z (I_{zz})	$1,20466 \times 10^{-3}$	Kgm^2
Momen inersia motor <i>propeller</i> (J_{TP})	0,025872	Kgm^2
Konstanta Thrust	$1,68198 \times 10^{-5}$	N.sec^2
Konstanta Drag	$4,19 \times 10^{-4}$	Nm.sec^2
Panjang dari motor ke pusat quadcopter	0,206	M

2.5 Sliding Mode Control (SMC)

Pengendali *sliding mode* adalah sebuah kendali umpan balik pensaklaran berkecepatan tinggi (*high speed switching feedback control*) yang efektif dan kokoh dalam mengendalikan sistem linier maupun non linier[18]. Pada prinsipnya pengendali *sliding mode* menggunakan sebuah hukum kendali pensaklaran berkecepatan tinggi untuk memaksa trajektori status dari sistem linier atau non linier ke dalam sebuah permukaan (*hyperplane*) tertentu dalam ruang status (permukaan luncur / *sliding surface*), kemudian trajektori status tersebut dipelihara agar tetap meluncur pada permukaan luncur tersebut[18]. Pengendali *sliding mode* terkenal dengan kekokohnya karena pengendali ini menyediakan sebuah metode perancangan sistem yang tidak peka terhadap ketidakpastian parameter lingkungan dan gangguan dari luar[17]. Ilustrasi kondisi *sliding* ditunjukkan pada gambar 2.12



Gambar 2.12 Kondisi *Sliding*[17]

Pengendali *sliding mode* ini telah berhasil diterapkan dalam berbagai sistem seperti pada *robot manipulator, underwater vehicles, automotive transmissions and engines, high-performance electric motors, power systems*, proses industri, dan lain sebagainya[17].

2.5.1 Permukaan Luncur

Permukaan luncur adalah trayektori/lintasan yang dipilih dengan pertimbangan status trayektori sistem dapat menuju permukaan tersebut di manapun kondisi awalnya dalam waktu yang terbatas, serta status trayektori sistem dapat dipertahankan di sekitar permukaan luncur tersebut. Permukaan luncur merupakan komponen penting dari pengendali *sliding mode* sebagai tempat trayektori keadaan meluncur dari kondisi awal (*initial condition*) menuju keadaan yang diinginkan (*reference point*). Permukaan luncur secara umum didisain dengan menggunakan kombinasi linier *variable state*[17].

Permukaan luncur didefinisikan sebagai $\sigma(x)$ atau S :

$$S(x, t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n-1} e \tag{2.52}$$

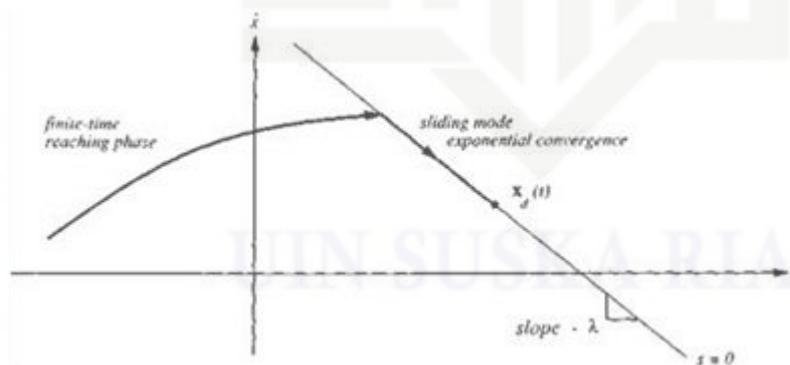
Dimana :

n : orde sistem

e : error

λ : konstanta positif

Ilustrasi permukaan luncur pada pengendali *sliding mode* ditunjukkan pada Gambar 2.13



Gambar 2.13 permukaan luncur pada pengendali *Sliding mode*[17]

Jika terdapat suatu sistem dinamis :

$$\dot{X}^n = f(x, t) + b(x, t)u + d(t) \tag{2.53}$$

di mana u adalah *control input*, x merupakan vektor keadaan, $f(x,t)$ dan $b(x,t)$ berupa fungsi terbatas, d adalah gangguan eksternal. Jika x_{ref} merupakan nilai yang diinginkan (*set point*) maka *error* dapat dinyatakan dengan :

$$e(t) = x(t) - x_{ref}(t) \quad (2.54)$$

fungsi *switching* yaitu permukaan luncur $S(x,t)$ untuk *static sliding mode* :

$$S(x,t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n-1} e \quad (2.55)$$

Permukaan luncur untuk *dynamic sliding mode* :

$$S(x,t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n+1-1} e \quad (2.56)$$

Permukaan luncur untuk pengendali PI *static sliding mode* :

$$S(x,t) = \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n-1} e + \lambda_1 \int_0^t e(t) dt \quad (2.57)$$

Dengan λ merupakan suatu konstanta positif. Dimana fungsi *switching* ini digunakan untuk menentukan besarnya nilai u agar memenuhi kondisi *sliding*. Permukaan *sliding* ini membagi bidang menjadi dua bagian, yaitu $S > 0$ dan $S < 0$. Agar *trajectory* keadaan dapat meluncur, maka sistem harus berada dalam kondisi *sliding*. Dengan demikian, besar nilai *input* kontrol bergantung pada nilai $S(x,t)$. Perancangan *control law* (aturan kontrol) pada SMC dilakukan hingga $e(t)$ bergerak menuju permukaan *sliding* dan meluncur pada permukaan tersebut untuk semua $t \geq 0$.

Permukaan luncur merupakan persamaan yang memenuhi:

$$s(x,t) = 0 \quad (2.58)$$

besarnya nilai *control input* pada pengendali *sliding mode* bergantung pada nilai S , sehingga disebut kondisi *sliding*. Kondisi tersebut harus memenuhi persamaan *Lyapunov*.

$$s\dot{s} \leq -\eta|s| \quad (2.59)$$

dengan η suatu konstanta positif.

2.5.2 Kestabilan *Lyapunov*

Alexander Mikhailovitch *Lyapunov*, seorang ilmuwan dari Rusia, telah mengembangkan metode untuk menentukan stabilitas dari sistem proses didasarkan dari penghematan energi yang disimpan. Sistem dikatakan stabil apabila energi yang disimpan makin lama makin kecil, maka osilasi yang terjadi juga semakin lama semakin kecil. Sebaliknya, sistem dikatakan tidak stabil apabila energi yang disimpan makin lama makin besar, maka osilasi yang terjadi semakin lama semakin besar juga. Agar sistem dapat

dianalisis kestabilannya, maka perlu dibuat model matematis yang menghubungkan antara masukan, proses dan keluaran[17].

Pada sistem pengendalian, diharapkan agar keluaran/respon dari sistem akan menuju nilai yang sama dengan masukan/*set point*. Hal ini identik dengan mengharapkan agar nilai *error* dapat menuju nilai nol serta tetap berada pada nilai nol. Mengacu pada teori *state-space*, di mana nilai *error* dapat diambil sebagai variabel *state* sistem, maka dapat juga diambil suatu fungsi skalar :

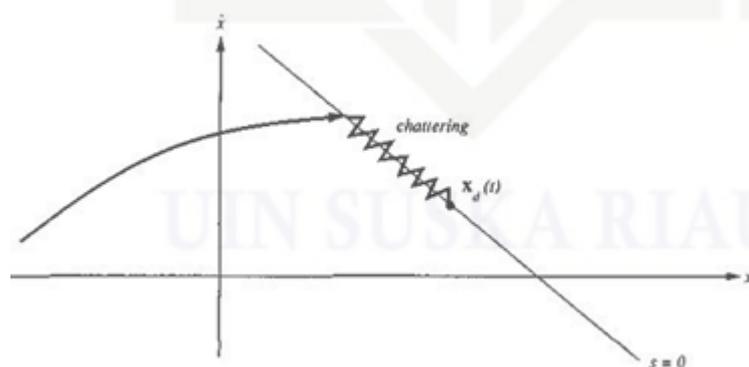
$$V(x) = \frac{1}{2} [s]^2 \tag{2.60}$$

yang memenuhi :

$$V(x) = \dot{S}\dot{S} < 0 \tag{2.61}$$

2.5.3 Kondisi Chattering

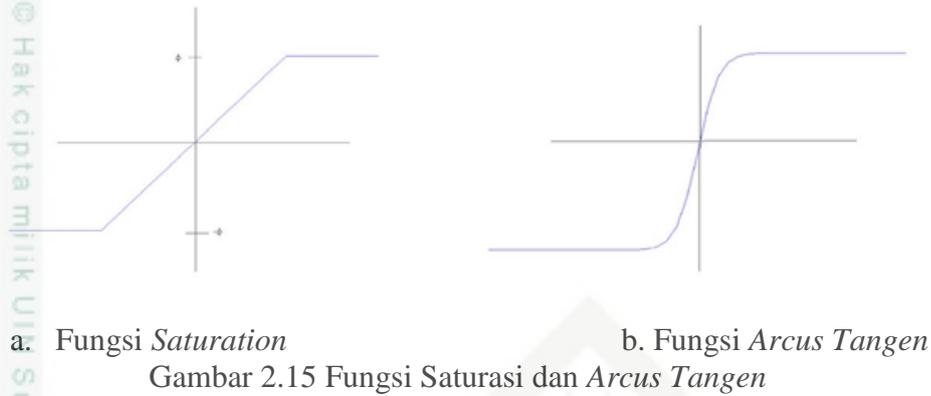
Pengendali *sliding mode* termasuk dalam pengendali berumpan balik dengan pensaklaran berkecepatan tinggi (*high speed switching feedback*), sehingga dalam penerapannya pengendali *sliding mode* memiliki kelemahan yaitu kondisi *chattering* yang dapat mengganggu kestabilan sistem. *Chattering* merupakan osilasi keluaran pengendali dengan frekuensi tinggi yang disebabkan oleh *swicthing* yang sangat cepat untuk membentuk *sliding mode*. Osilasi yang sangat tinggi pada sinyal kendali ini menyebabkan ketidakstabilan pada sistem[17]. Fenomena *chattering* dapat dilihat pada Gambar 2.14.



Gambar 2.14 Fenomena *chattering*[17]

Chattering adalah sebuah fenomena perubahan pengendali dengan frekuensi tinggi ketika trayektori disekitar permukaan bidang luncur dan ketika harga *Signum* (sign) sering berubah-ubah. Untuk meminimalisir kejadian tersebut, digunakan sebuah hukum pandu

pendekatan *Saturasi* (Sat) [19]. Gambar 2.23 menginterpretasikan kondisi *chattering*, yang menyebabkan trayektori keadaan sistem berupa osilasi pada permukaan luncur s .



2.5.4 Sinyal Kendali

Untuk mendapatkan sinyal kendali yang mampu membawa status trayektori menuju permukaan luncur dan mempertahankan status trayektori agar tetap berada di sekitar permukaan luncur, maka diperlukan dua macam sinyal kendali. Sinyal kendali yang pertama adalah sinyal kendali ekivalen yang berfungsi untuk membawa status trayektori menuju permukaan luncur (U_{eq}) dan sinyal kendali yang kedua adalah sinyal kendali natural yang berfungsi untuk mempertahankan status trayektori agar tetap berada di sekitar permukaan luncur (U_n).

Sinyal kendali total merupakan penjumlahan dari dua sinyal kendali tersebut dan dapat ditulis :

$$U = U_{eq} + U_n \tag{2.62}$$

dimana U = sinyal kendali total

U_{eq} = sinyal kendali ekivalen

U_n = sinyal kendali natural

2.6 Logika Fuzzy

Sebelum logika *fuzzy* diperkenalkan, orang telah mengetahui konsep logika klasik yang membagi sifat parameter menjadi dua hal yang berlawanan secara tegas, seperti benar atau salah, 0 atau 1. Konsep ini ternyata memiliki kekurangan dalam penerapan di kehidupan manusia, karena manusia lebih mengenal sesuatu dengan tidak eksak atau

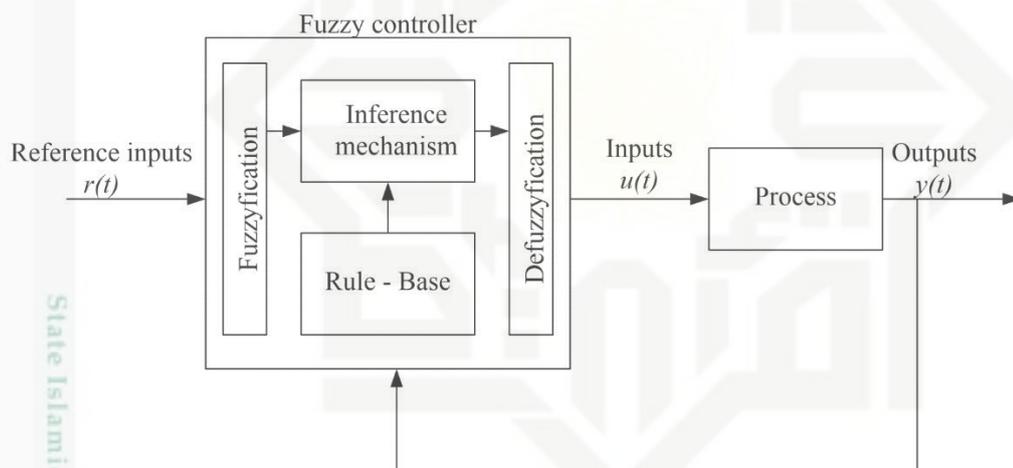
samar. Seperti penilaian terhadap penentuan nilai suatu apakah tidak enak, cukup enak, enak dan sangat enak.

Tujuan utama dari logika *fuzzy* adalah memetakan sebuah ruang input kedalam sebuah ruang output, dan mekanisme utama untuk melakukan ini adalah kumpulan dari pernyataan *if-then* yang disebut dengan *rules* (aturan). Semua *rule* dievaluasi secara paralel, dan orde dari *rule* tersebut tidaklah penting. *Rule* ini sangat berguna karena mengacu pada kata sifat yang menggambarkan variabel tersebut[12].

Logika *fuzzy* pertama kali diperkenalkan oleh Prof. Lotfi A. Zadeh pada tahun 1965. Dasar logika *fuzzy* adalah teori himpunan *fuzzy*, peranan derajat keanggotaan sebagai penentu keberadaan elemen dalam suatu himpunan sangatlah penting[12].

2.6.1 Aturan Dasar Logika Fuzzy

Dalam logika *fuzzy* struktur umum kendali logika *fuzzy* terdiri dari : *fuzzification*, penalaran (sistem inferensi *fuzzy*), dan *defuzzification*.



Gambar 2.16 Struktur Umum Kendali Logika Fuzzy[12]

2.6.2 Fuzzifikasi

Fuzzifikasi adalah proses mengubah nilai *crisp*/tegas variabel input menjadi nilai linguistik yang berupa derajat keanggotaan (*degree of membership*) dari setiap himpunan *fuzzy* (*fuzzy set*) variabel input. Untuk mengubah *crisp* input menjadi *fuzzy* input, terlebih dahulu harus menentukan fungsi keanggotaan (*membership function*) untuk *crisp* input, kemudian proses fuzzifikasi akan mengubah *crisp* input dan membandingkan dengan fungsi keanggotaan (*membership function*) yang telah ada untuk menghasilkan harga *fuzzy* input [12].

2.6.3 Knowledge Base

Knowledge base merupakan komponen yang terpenting dalam merancang logika *fuzzy*. Secara umum, *knowledge base* hanya terdiri dari aturan–aturan dasar (*rule base*) yang berfungsi untuk memenuhi tujuan perancangan logika *fuzzy*. Pada pengendali logika *fuzzy*, *knowledge base* berkembang menjadi dua bagian yaitu: *data base* dan *fuzzy rulesbase*. [13]

1. Data Base

Pada bagian *data base*, ada empat prinsip dalam mendesain parameter dari pengendali *fuzzy* yaitu : diskritisasi dan normalisasi dari *universe of discourses*, partisi input dan output *fuzzy*, dan fungsi keanggotaan dari himpunan *fuzzy*.

a) Diskritisasi *universe of discourse*

Universe of discourses dapat bersifat kontinyu atau diskrit. Jika *universe* bersifat kontiyu, maka diperlukan proses diskritisasi untuk menjadikan *universe* tersebut bersifat diskrit. Proses diskritisasi juga sering disebut dengan kuantisasi. Kuantisasi merupakan proses mengubah *universe* menjadi segmen – segmen penomoran. Jumlah *level* kuantisasi merupakan hal penting yang dapat mempengaruhi performansi logika *fuzzy*, sehingga diperlukan jumlah kuantisasi yang cukup besar untuk memberikan performansi yang memadai. Perlu pertimbangan dalam penentuan jumlah *level* kuantisasi dalam hal kualitas performansi *fuzzy* dan kapasitas memori pada computer [13].

Untuk proses diskritisasi, dibutuhkan skala pemetaan yang berfungsi untuk mengubah variabel yang diukur kedalam nilai diskrit. Pemetaan dapat berupa *uniform (linear)*, *nonuniform (nonlinear)*, atau keduanya.

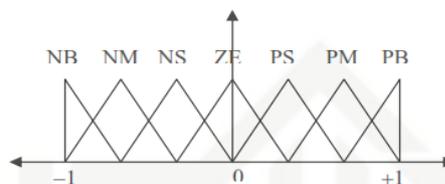
b) Normalisasi *universe of discourse*

Proses ini merupakan proses diskritisasi kedalam rentang normalisasi. *Universe* normalisasi terdiri dari segmen – segmen yang mempunyai nilai terbatas [13].

c) Partisi ruang input dan output *fuzzy*

Sebuah variabel linguistik dalam *antecedent* dari sebuah *rule base* akan membentuk suatu ruang input *fuzzy*, sementara itu *consequent* dari sebuah *rule base* membentuk ruang output *fuzzy*. Secara umum, variabel linguistik dikaitkan dengan himpunan kata (*term set*). Partisi *fuzzy* berfungsi untuk menentukan berapa banyak kata yang seharusnya berada pada sebuah himpunan kata. Terdapat tujuh kata linguistik yang sering digunakan dalam *fuzzy inference* [13]:

- NB: *negative big*
- NM: *negative medium*
- NS: *negative small*
- ZE: *zero*
- PS: *positive small*
- PM: *positive medium*
- PB: *positive big*



Gambar 2.17 Contoh partisi *fuzzy* dengan kata linguistik

d) Fungsi keanggotaan dari himpunan *fuzzy*

Terdapat beberapa tipe fungsi keanggotaan seperti bentuk segitiga, trapesium dan bell. Sebagai contoh, istilah NM didefinisikan seperti :

$$\begin{aligned} \mu_{NM}(-6) &= 0.3 \\ \mu_{NM}(-5) &= 0.7 \\ \mu_{NM}(-4) &= 1.0 \\ \mu_{NM}(-3) &= 0.7 \\ \mu_{NM}(-2) &= 0.3 \end{aligned}$$

2. Rule base

Rule base merupakan sebuah cara untuk menyatakan suatu pernyataan kondisi berdasarkan pengetahuan manusia yang direpresentasikan dalam istilah linguistik. Pernyataan kondisi ini dinyatakan dalam bentuk :

IF premise (antecedent), THEN conclusion (consequent)

Bentuk ekspresi diatas lebih dikenal sebagai bentuk *IF-THEN rule base.Fuzzyrule* memiliki dua bagian yang berbeda : evaluasi *antecedent* dari sebuah *rule* (bagian IF dari *rule*) dan *implication* atau menerapkan hasil evaluasi ke *consequent rule* tersebut (bagian THEN dari *rule*)[13].

Dalam menentukan *rule base* yang digunakan, maka diperlukan metode untuk menentukan *rule base* yang mampu memenuhi kriteria perancangan logika *fuzzy*. Terdapat

dua cara pendekatan untuk menurunkan *rule base fuzzy*. Pertama, metode heuristik, yang mana *rule base* dibentuk dengan menganalisa perilaku dari proses yang dikendalikan.

Penurunan ini mengandalkan pengetahuan kualitatif dari perilaku proses. Pendekatan kedua yaitu metode penentuan, yang mana metode ini dapat menentukan secara sistematis struktur linguistik dari *rule base*. Berikut ini merupakan empat mode untuk menurunkan *rule base fuzzy*. Empat mode ini memang tidak begitu eksklusif, tetapi mode ini diperlukan untuk digabungkan sehingga didapatkan sebuah sistem yang mampu bekerja efektif [13].

- Pengalaman para pakar dan pengetahuan *control engineer*: pengoperasian manual dan metode kuisioner
- Berdasarkan aksi operator kendali: pengamatan terhadap manusia sebagai pengendali dalam hal pengoperasian input dan output data.
- Berdasarkan model *fuzzy* dari sebuah proses: gambaran linguistik karakter dinamis dari suatu proses.
- Berdasarkan pembelajaran: kemampuan untuk memodifikasi *rulebase* seperti pengendali *self-organizing*.

2.6.4 Sistem Inferensi Fuzzy

Dalam membangun sebuah sistem *fuzzy* dikenal beberapa metode penalaran yaitu metode Tsukamoto, metode Mamdani (*max – min*) dan metode Takagi Sugeno.

1. Metode Tsukamoto

Metode Tsukamoto merupakan perluasan dari penalaran monoton, pada metode Tsukamoto, setiap konsekuen pada aturan yang berbentuk *If-Then* harus direpresentasikan dengan suatu himpunan *fuzzy* dengan fungsi keanggotaan yang monoton. Sebagai hasilnya, output hasil penarikan kesimpulan (*inference*) dari tiap-tiap aturan diberikan secara tegas (*crisp*) berdasarkan α -predikat (*fire strength*). Hasil akhir diperoleh dengan menggunakan rata-rata berbobot (*weight average*) [14].

2. Metode Mamdani (*Max – Min*)

Metode Mamdani sering juga dikenal dengan nama Metode *Max-Min*. Metode ini diperkenalkan oleh Ebrahim Mamdani pada tahun 1975 [14]. Untuk mendapatkan output, diperlukan 4 tahapan :



- **Pembentukan himpunan *fuzzy*.**

Pada proses fuzzifikasi langkah pertama adalah menentukan *variable fuzzy* dan himpunan *fuzzy*. Kemudian tentukan derajat kesepadanan (*degree of match*) antara data masukan *fuzzy* dengan himpunan *fuzzy* yang didefinisikan untuk setiap variabel masukan sistem dari setiap aturan *fuzzy*. Pada metode mamdani, baik variabel input maupun variabel output dibagi menjadi satu atau lebih himpunan *fuzzy* [14].

- **Aplikasi fungsi implikasi**

Pada metode mamdani, fungsi implikasi yang digunakan adalah *Min*. Lakukan implikasi *fuzzy* berdasar pada kuat penyulutan dan himpunan *fuzzy* terdefinisi untuk setiap variabel keluaran di dalam bagian konsekuensi dari setiap aturan. Hasil implikasi *fuzzy* dari setiap aturan ini kemudian digabungkan untuk menghasilkan keluaran inferensi *fuzzy* [14].

- **Komposisi Aturan**

Tidak seperti penalaran monoton, apabila sistem terdiri dari beberapa aturan, maka inferensi diperoleh dari kumpulan dan korelasi antar aturan. Ada 3 metode yang digunakan dalam melakukan inferensi sistem *fuzzy*, yaitu: *max*, *additive* dan probabilistik OR [14].

- **Penegasan (*defuzzy*)**

Input dari proses defuzzifikasi adalah suatu himpunan *fuzzy* yang diperoleh dari komposisi aturan-aturan *fuzzy*, sedangkan output yang dihasilkan merupakan suatu bilangan pada domain himpunan *fuzzy* tersebut. Sehingga jika diberikan suatu himpunan *fuzzy* dalam *range* tertentu, maka harus dapat diambil suatu nilai *crisp* tertentu sebagai *output* [14].

3. Metode Sugeno

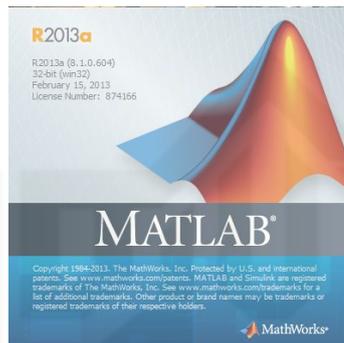
Penalaran dengan metode Sugeno hampir sama dengan penalaran Mamdani, hanya saja *output* (konsekuen) sistem tidak berupa himpunan *fuzzy*, melainkan berupa konstanta atau persamaan linear. Metode ini diperkenalkan oleh Takagi Sugeno Kang pada tahun 1985, sehingga metode ini sering juga dinamakan dengan metode TSK [14].

2.6.5 Defuzzyfikasi (Penegasan)

Defuzzyfikasi merupakan langkah terakhir dalam proses sistem *fuzzy*. Hasil dari defuzzyfikasi ini merupakan langkah yang diambil oleh sistem kendali *fuzzy*. Pada proses

2.7 Perangkat Lunak MATLAB

Matrix Laboratory (MATLAB), tinggi level bahasa perograman semakin mudah cara menggunakannya dengan kinerja tinggi untuk komputasi masalah teknik. Matlab mengintegrasikan komputasi, visualisasi, dan pemrograman dalam sistem interaktif yang menggunakan konsep array/matrik sebagai variabel elemennya tanpa membutuhkan pendeklarasian *array*.



Gambar 2.18 Tampilan awal MATLAB R2013a

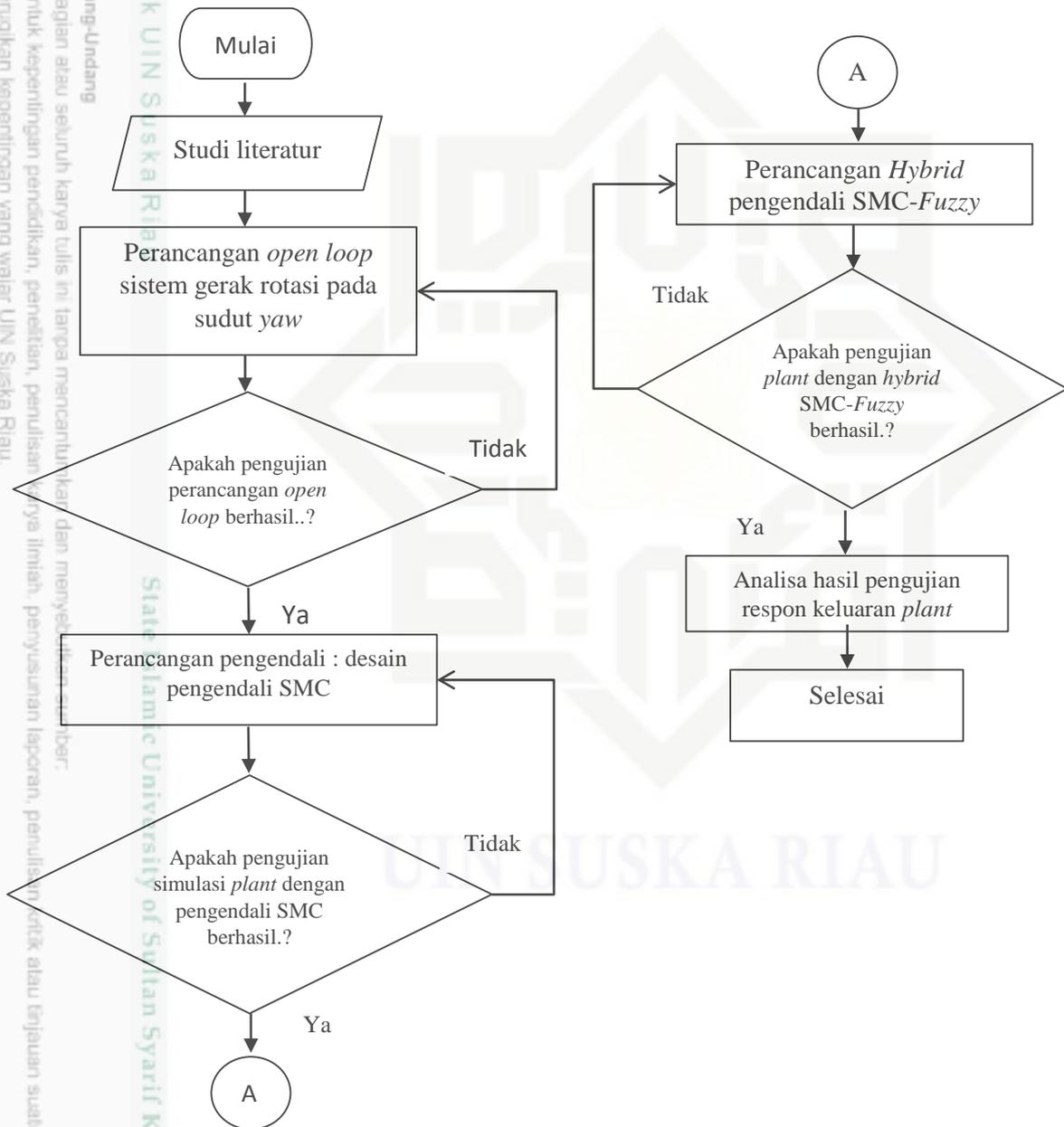
Matlab dikembangkan oleh Mathwork, yang pada awalnya dibuat untuk memberikan kemudahan mengakses data matrik pada proyek LINPACK (*software library* untuk melakukan aljabar linier numerik pada komputer digital) dan EISPACK (*software library* untuk melakukan perhitungan *eigenvalue* dan *eigenvector*). Selanjutnya untuk komputasi numerik dan kemudian digunakan untuk pendidikan ilmiah seperti, matematika, rekayasa/teknik dan analisis penelitian.

BAB III

METODE PENELITIAN

3.1 Proses Alur Penelitian

Dalam penelitian ini ada beberapa tahap yang peneliti lakukan mulai melakukan studi literatur, pemodelan matematis sistem, perancangan pengendali hingga hasil akhir dalam penelitian Tugas Akhir ini. Adapun tahapan dilakukan sebagai berikut



Gambar 3.1 Flow Chart penelitian



3.2 Tahapan Penelitian

Agar dapat mencapai tujuan yang diharapkan, maka dilakukan tahapan-tahapan sebagai berikut :

1. Study Literatur

Mencari dan mempelajari referensi yang terkait dengan tema yang dibahas pada penelitian Tgas Akhir ini, baik dari artikel penelitian yang telah dipublikasikan di internet baik yang diterbitkan dalam bentuk buku.

2. Perancangan *Open Loop* sistem Gerak Rotasi pada sudut *yaw*.

Pada tahap ini dilakukan desain model matematis Quadcopter pada *simulink* Matlab, setelah perancangan *simulink* dibuat, maka di dapat hasil *open loop* dari *plant*. Hasil *open loop* akan diuji dan dianalisa pada tahapan pengujian Quadcopter. Model matematis dari Quadcopter dirujuk berdasarkan penelitian yang telah dilakukan oleh peneliti sebelumnya[13].

3. Pengujian simulasi Quadcopter

Permodelan yang telah didesain pada *simulink* Matlab perlu diuji sebelum mendesain pengendali, dan diamati respon keluaran *plant*. Hal ini dilakukan untuk mengetahui apakah pemodelan sudah sesuai dengan referensi dan memverifikasi formulasi yang digunakan telah sesuai untuk sistem kendali yang akan didesain. Apabila belum sesuai dengan referensi, maka penelitian akan melakukan kembali pemodelan *plant*, dan apabila telah sesuai maka penelitian selanjutnya adalah mendesain pengendali.

4. Perancangan Pengendali

Pengendali yang akan dirancang pertama adalah pengendali *sliding mode control* kemudian dilanjutkan dengan menggabungkan dua pengendali yang sudah dirancang sebelumnya.

5. Analisa Hasil

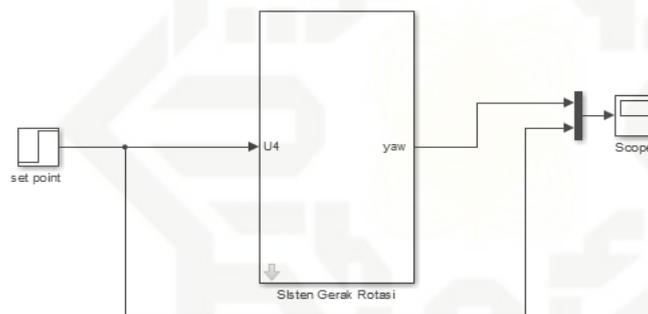
Melakukan analisa hasil pengujian dan mengklarifikasi hasil tersebut terhadap tujuan yang telah ditetapkan. Apabila telah memenuhi tujuan berarti penelitian telah berhasil, dan apabila belum memenuhi tujuan, maka perlu dilakukan pemeriksaan kembali pada perancangan pengendalinya.

6. Kesimpulan

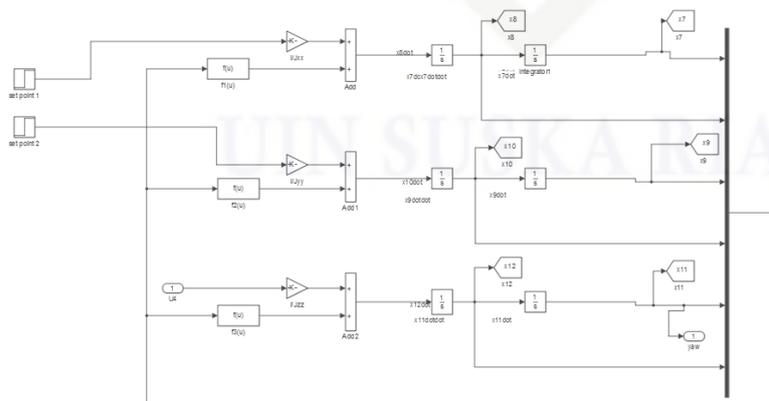
Setelah analisa hasil sudah sesuai dengan tujuan maka dapat ditarik kesimpulan bahwa tema yang diusulkan dapat dijadikan sebagai judul penelitian pada Tugas Akhir ini dan dapat juga sebagai referensi kedepannya bagi yang meneliti tema tentang Quadcopter.

3.3 Perancangan *Open Loop* Sistem Rotasi Quadcopter

Pada BAB II telah dijelaskan bahwa Quadcopter memiliki sudut *yaw* yang akan mempengaruhi quadcopter dalam melakukan *hover*. Pada sudut ini telah didapat persamaan matematisnya seperti persamaan 2.40 selanjutnya untuk mengetahui respon sudut dilakukan uji *open loop* pada sistem, persamaan tersebut akan dirubah kedalam program simulink pada MATLAB.



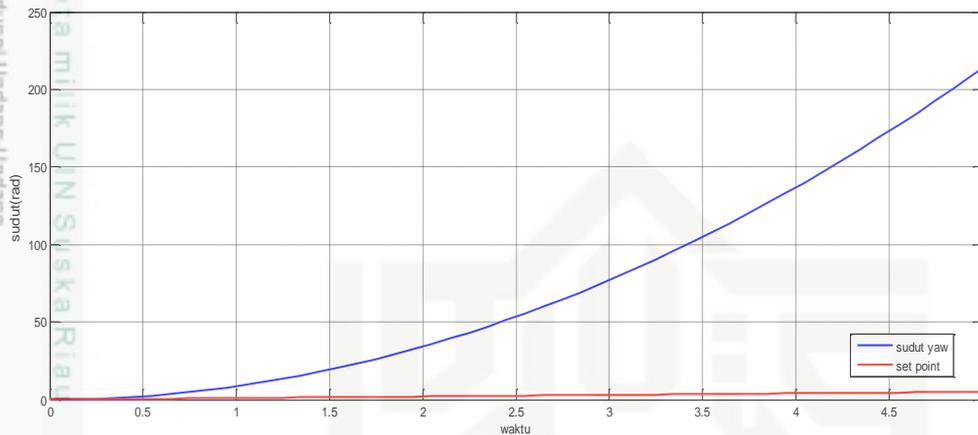
Gambar 3.2 Blok simulink *open loop* sistem gerak rotasi pada sudut *yaw* quadcopter



Gambar 3.3 *Subsystem* sistem gerak rotasi

Gambar 3.3 adalah pemodelan program blok simulink dari persamaan 2.40 yang merupakan sistem gerak rotasi pada quadcopter. Persamaan 2.40 menghasilkan percepatan

sudut dan untuk mendapatkan posisi sudut maka keluaran diberi dua integral sehingga didapat keluaran berupa kecepatan dan posisi sudut gerak rotasi *yaw*. Setelah selesai perancangan blok simulink tersebut, maka *software* simulink Matlab dijalankan dan menghasilkan grafik *open loop* seperti gambar berikut:



Gambar 3.4 Respon *open loop* Sudut *yaw* quadcopter

Dari respon grafik yang dihasilkan dapat dilihat bahwa sudut menuju nilai yang tak terhingga, dan dapat kita simpulkan bahwa sistem rotasi quadcopter merupakan sistem yang non linier dan tidak stabil sehingga diperlukan pengendali untuk memperoleh kestabilan sistem dan respon waktu yang cepat.

3.4 Perancangan Pengendali

3.4.1 Perancangan *Sliding Mode Control* (SMC)

Pada penelitian ini untuk rancangan pengendali *sliding mode* digunakan persamaan 2.41 yang merupakan persamaan state-space dari persamaan 2.40. Untuk sudut $yaw = \dot{x}_{12} = \ddot{x}_{11}$.

$$\ddot{x}_7 = \frac{U_2 l}{I_{XX}} - \frac{(I_{ZZ} - I_{YY})}{I_{XX}} x_{10} x_{12} \quad (3.1)$$

$$\ddot{x}_9 = \frac{U_3 l}{I_{YY}} - \frac{(I_{XX} - I_{ZZ})}{I_{YY}} x_8 x_{12} \quad (3.2)$$

$$\ddot{x}_{11} = \frac{U_4}{I_{ZZ}} - \frac{(I_{YY} - I_{XX})}{I_{ZZ}} x_8 x_{10} \quad (3.3)$$

Misalkan :

$$a_1 = \frac{l}{I_{xx}} \quad b_1 = -\frac{(I_{ZZ} - I_{YY})}{I_{xx}}$$

$$a_2 = \frac{l}{I_{yy}} \quad b_2 = -\frac{(I_{XX} - I_{ZZ})}{I_{yy}}$$



$$a_3 = \frac{1}{I_{zz}}$$

$$b_3 = -\frac{(I_{yy} - I_{xx})}{I_{zz}}$$

Maka

$$\ddot{x}_7 = U_2 a_1 + b_1 x_{10} x_{12} \tag{3.4}$$

$$\ddot{x}_9 = U_3 a_2 + b_2 x_8 x_{12} \tag{3.5}$$

$$\ddot{x}_{11} = U_4 a_3 + b_3 x_8 x_{10} \tag{3.6}$$

a. Sliding Mode Control untuk sudut yaw

Dimana *Tracking error* untuk sudut yaw adalah

$$\begin{aligned} e &= x_{11} - x_{11ref} \\ \dot{e} &= \dot{x}_{11} - \dot{x}_{11ref} \\ \ddot{e} &= \ddot{x}_{11} - \ddot{x}_{11ref} \end{aligned} \tag{3.7}$$

Kemudian substitusikan ke persamaan 3.8

$$\dot{S}(x, t) = \dot{x}_{11} - \ddot{x}_{11ref} + \lambda(x_{11} - x_{11ref}) \tag{3.8}$$

Substitusikan persamaan 3.8 kedalam persamaan 3.9

$$\dot{S}(x, t) = U_4 a_3 + b_3 x_8 x_{10} - \ddot{x}_{11ref} + \lambda(x_{11} - x_{11ref}) \tag{3.9}$$

Untuk mendapatkan U_4 atau U_{eq} digunakan $\dot{S} = 0$

$$\begin{aligned} 0 &= U_4 a_3 + b_3 x_8 x_{10} - \ddot{x}_{11ref} + \lambda(x_{11} - x_{11ref}) \\ U_4 a_3 &= -b_3 x_8 x_{10} + \ddot{x}_{11ref} - \lambda(x_{11} - x_{11ref}) \\ U_4 &= \frac{1}{a_3} (-b_3 x_8 x_{10} + \ddot{x}_{11ref} - \lambda(x_{11} - x_{11ref})) \end{aligned} \tag{3.10}$$

Dimana $U_4 = U_{eq} =$ Sinyal kendali ekuivalen

Untuk mendapatkan U_n berdasarkan fungsi Lyapunof $\dot{V} = S\dot{S}$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= S[U_4 a_3 + b_3 x_8 x_{10} - \ddot{x}_{11ref} + \lambda(x_{11} - x_{11ref})] \\ \dot{V} &= S \left[a_3 \left\{ \frac{1}{a_3} (-b_3 x_8 x_{10} + \ddot{x}_{11ref} - \lambda(x_{11} - x_{11ref}) + u_n) \right\} + b_3 x_8 x_{10} - \right. \\ &\quad \left. \ddot{x}_{11ref} + \lambda(x_{11} - x_{11ref}) \right] \\ \dot{V} &= S \left[\left\{ \frac{a_3}{a_3} (-b_3 x_8 x_{10} + \ddot{x}_{11ref} - \lambda(x_{11} - x_{11ref}) + a_3 u_n) \right\} + b_3 x_8 x_{10} - \right. \\ &\quad \left. \ddot{x}_{11ref} + \lambda(x_{11} - x_{11ref}) \right] \\ \dot{V} &= S \left[-b_3 x_8 x_{10} + \ddot{x}_{11ref} - \lambda(x_{11} - x_{11ref}) + a_3 u_n + b_3 x_8 x_{10} - \ddot{x}_{11ref} + \right. \\ &\quad \left. \lambda(x_{11} - x_{11ref}) \right] \end{aligned}$$



$$\dot{V} = S[a_3 u_n]$$

$$a_3 u_n = -\eta \operatorname{sign}(S)$$

$$u_n = -\frac{\eta}{a_3} \operatorname{sign}(S) \tag{3.11}$$

U_n = Sinyal kendali natural

Sehingga didapat persamaan untuk pengendali sudut *yaw* pada sistem gerak rotasi quadcopter ketika melakukan *hover* dengan menggunakan *Static Sliding Mode Control* sebagai berikut :

$$U = U_{eq} + U_n$$

$$U_{yaw} = \frac{1}{a_3} \left(-b_3 x_8 x_{10} + x_{11} \ddot{x}_{ref} - \lambda (x_{11} - x_{11ref}) \right) - \frac{\eta}{a_3} \operatorname{sign}(S) \tag{3.12}$$

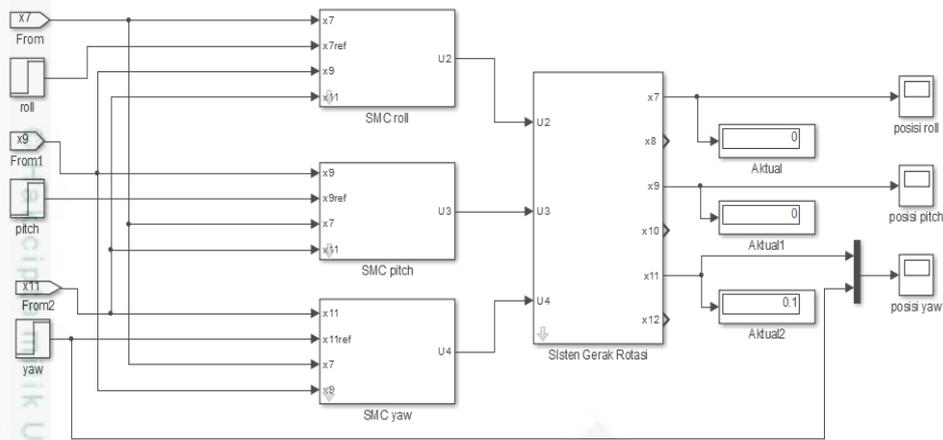
Untuk menghilangkan fenomena *chattering* fungsi *signum* diganti menjadi fungsi *saturation*.

$$U_{yaw} = \frac{1}{a_3} \left(-b_3 x_8 x_{10} + x_{11} \ddot{x}_{ref} - \lambda (x_{11} - x_{11ref}) \right) - \frac{\eta}{a_3} \operatorname{sat}(S) \tag{3.13}$$

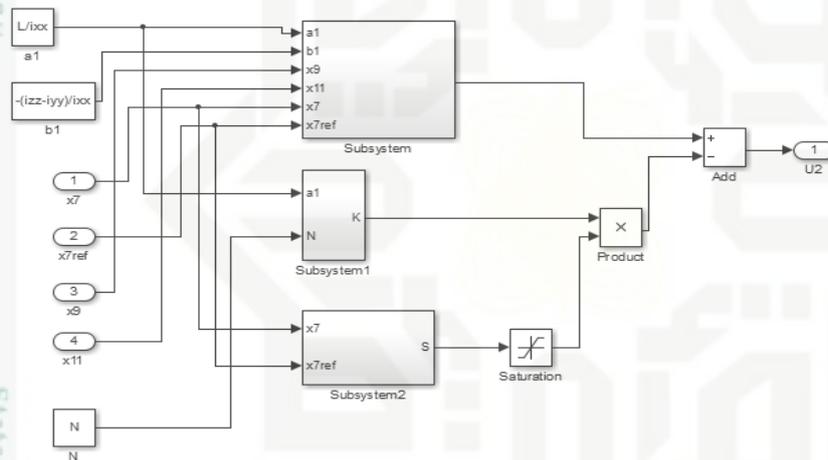
Dimana : $S(x, t) = \dot{e} + \lambda e$ untuk semua sudut gerak rotasi quadcopter.

- Keterangan :
- U_{eq} = Sinyal kendali ekivalen
 - U_n = Sinyal kendali natural
 - U_{roll} = Sinyal kendali total sudut *roll*
 - U_{pitch} = Sinyal kendali total sudut *pitch*
 - U_{yaw} = Sinyal kendali total sudut *yaw*
 - S = Fungsi *switching*
 - e = *Error*
 - λ = Konstanta positif

Setelah perancangan SMC kemudian persamaan yang didapat akan disimulasikan menggunakan simulink matlab untuk mengendalikan sistem gerak rotasi quadcopter ketika *hover*, gambar 3.5 menunjukkan program blok simulink sistem gerak rotasi *hover* quadcopter menggunakan *Sliding Mode Control*.



Gambar 3.5 Blok simulink sistem gerak rotasi sudut *yaw* untuk *hover* quadcopter menggunakan SMC



Gambar 3.6 Subsystem Sliding Mode Control

Dari simulasi yang telah dilakukan, sistem gerak rotasi(*hover*) telah dapat mencapai *setpoint*, tidak mengalami *overshoot* dan *error* yang kecil. Tetapi respon waktu yang ditunjukkan relatif lambat mengingat pentingnya pengendalian sudut quadcopter untuk melakukan gerakan *hover*. Untuk itu dilakukan *hybrid* antara SMC dan pengendali FUZZY untuk mendapatkan hasil yang lebih bagus.

3.4.2 Perancangan Pengendali FUZZY

Pada penelitian tugas akhir ini pengendali *fuzzy* yang digunakan yaitu menggunakan metode *fuzzy* sugeno. Untuk merancang pengendali *fuzzy* diperlukan 3 tahapan yaitu :



2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

a. Fuzzyfikasi

Pada perancangan tugas akhir ini yang menjadi masukan dari kontrol logika *fuzzy* ini adalah *error* dan *delta error*. Nilai *error* sistem pada penelitian ini didapat dari persamaan berikut :

$$Error = SP - PV \tag{3.14}$$

Dimana :

SP (setpoint) = Masukan nilai yang diinginkan

PV (present value) = nilai aktual / nilai respon *steady state* saat ini

Dan untuk mendapatkan nilai *delta error* sistem mengikuti persamaan berikut :

$$Delta\ error = Error(n) - Error(n-1) \tag{3.15}$$

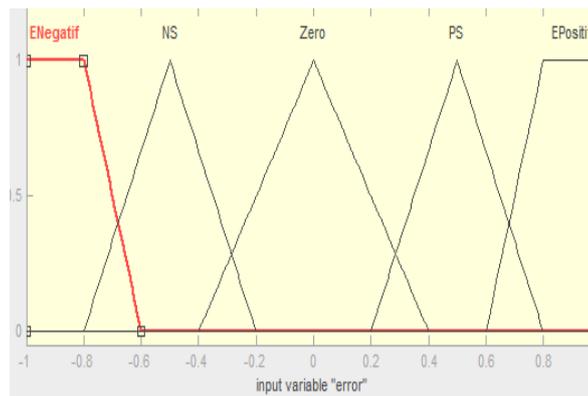
Dimana :

Error(n) = *error* saat ini

Error(n-1) = *error* sebelumnya

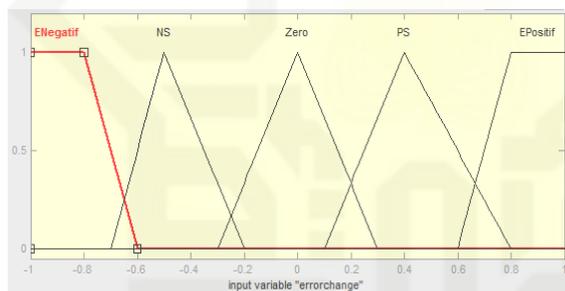
Error merupakan selisih antara posisi sudut referensi yang di inginkan (*setpoint*) dengan posisi sudut aktual Quadcopter. Perubahan *error* merupakan selisih *error* sekarang dengan *error* sebelumnya. Perancangan ini menentukan himpunan *fuzzy* dan fuzzyfikasi. Fungsi keanggotaan *fuzzy* yang digunakan yaitu segitiga (*triangle*) dan trapesium (*trapezium*). Himpunan *fuzzy* terdiri dari dua variabel masukan yaitu *error* dan *delta error* dan satu variabel keluaran. *Output* dari kontrol logika *fuzzy* ini adalah aksi dari kontrol U. Langkah selanjutnya yang akan dilakukan adalah menentukan fungsi keanggotaan (*membership function*).

Posisi sudut Quadcopter yang dikendalikan harus mencapai *setpoint* sebesar 0.1 rad. Variabel masukan *error* akan bernilai negatif jika posisi sudut berada diatas nilai *setpoint* yang diinginkan dan bernilai positif jika posisi sudut quadcopter dibawah *setpoint*. Fungsi keanggotaan *error* memiliki jangkauan -1 rad hingga 1 rad. Fungsi keanggotaan *error* terdiri dari lima yaitu EN (*ErrorNegatif*), SN (*SmallNegatif*) Z (*zero*), PS (*PositifSmall*) dan EP (*ErrorPositif*).



Gambar 3.7 Fungsi keanggotaan *input error*.

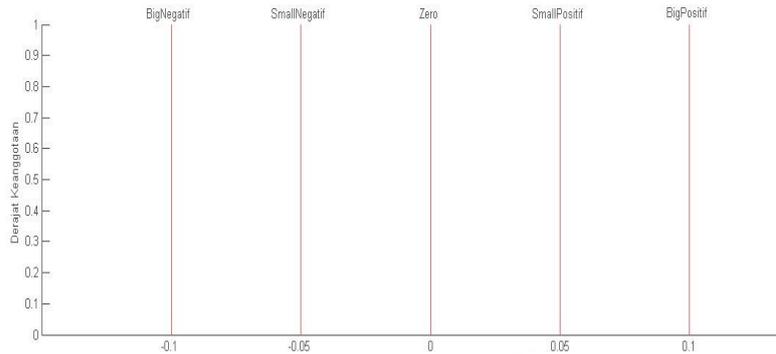
Pada variabel *Error* untuk mendapat fungsi keanggotaan menggunakan metode heuristik untuk mendapatkan respon sistem yang paling bagus, data yang dimiliki adalah untuk EN [-1 -1 -0.8 -0.6], NS [-0.8 -0.5 -0.2], Zero [-0.4 0 0.4], PS [0.2 0.5 0.8], dan EP [0.6 0.8 1 1]. Apa bila jarak garis atau range diperkecil maka *rise time* sistem semakin bagus, akan tetapi apabila terlalu sempit bisa membuat sistem ber osilasi.



Gambar 3.8 Fungsi keanggotaan *input delta error*

Untuk fungsi keanggotaan *delta error* juga memiliki jangkauan -1 rad hingga 1 rad. Fungsi keanggotaan *delta error* terdiri dari lima yaitu EN (*ErrorNegatif*), SN (*SmallNegatif*), Z (*zero*), PS (*PositifSmall*) dan EP (*ErrorPositif*). Data yang dimiliki adalah untuk EN [-1 -1 -0.8 -0.6], NS [-0.7 -0.5 -0.2], Zero [-0.3 0 0.3], PS [0.1 0.4 0.8], dan EP [0.6 0.8 1 1].

Sedangkan untuk variabel keluaran juga memiliki lima fungsi keanggotaan sebagai aksi kontrol U dalam mengendalikan posisi sudut *yaw* pada Quadcopter. Dimana nilai dari keanggotaan BigNegatif berada pada params [-0.1], dan SmallNegatif berada pada params [-0.05,] dan zero pada params [0], kemudian SmallPositif berada pada params [0.05], dan BigPositif pada params [0.1].



Gambar 3.9 Fungsi keanggotaan output fuzzy

b. Perancangan Aturan Logika Fuzzy(Rules Base)

Dasar pembuatan Rules base ini sebagai pengambil keputusan keluaran dari logika fuzzy, berikut tabel perancangan Rules base untuk pengendalian sudut pada quadcopter.

Tabel 3.1 Rules base pengendali fuzzy

<i>Error</i>	<i>ErrorNegatif</i>	<i>SmallNegatif</i>	<i>Zero</i>	<i>Small</i>	<i>Error</i>
<i>Delta error</i>				<i>Positif</i>	<i>Positif</i>
<i>ErrorNegatif</i>	<i>BigNegatif</i>	<i>BigNegatif</i>	<i>SmallNegatif</i>	<i>Small</i>	<i>Small</i>
				<i>Positif</i>	<i>positif</i>
<i>SmallNegatif</i>	<i>BigNegatif</i>	<i>SmallNegatif</i>	<i>SmallNegatif</i>	<i>Small</i>	<i>Small</i>
				<i>Positif</i>	<i>Positif</i>
<i>Zero</i>	<i>SmallNegatif</i>	<i>SmallNegatif</i>	<i>Zero</i>	<i>Small</i>	<i>Big positif</i>
				<i>Positif</i>	
<i>SmallPositif</i>	<i>SmallNegatif</i>	<i>Zero</i>	<i>SmallPositif</i>	<i>Big Positif</i>	<i>Big positif</i>
<i>ErrorPositif</i>	<i>Zero</i>	<i>SmallPositif</i>	<i>BigPositif</i>	<i>Big Positif</i>	<i>Big positif</i>

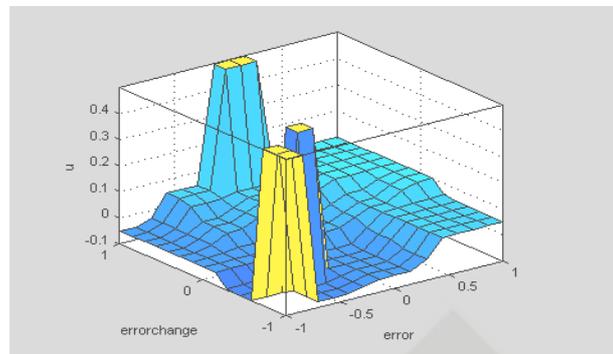
Maka disusun rules sebagai berikut :

1. *If (error is ENegatif) and (errorchange is EPositif) then (u is BigNegatif) (1)*
2. *If (error is ENegatif) and (errorchange is NS) then (u is BigNegatif) (1)*
3. *If (error is ENegatif) and (errorchange is Zero) then (u is SmallNegatif) (1)*
4. *If (error is ENegatif) and (errorchange is PS) then (u is SmallNegatif) (1)*
5. *If (error is ENegatif) and (errorchange is EPositif) then (u is Zero) (1)*
6. *If (error is NS) and (errorchange is ENegatif) then (u is BigNegatif) (1)*



7. *If (error is NS) and (errorchange is ENegatif) then (u is SmallNegatif) (1)*
8. *If (error is NS) and (errorchange is Zero) then (u is SmallNegatif) (1)*
9. *If (error is NS) and (errorchange is PS) then (u is Zero) (1)*
10. *If (error is NS) and (errorchange is EPositif) then (u is SmallPositif) (1)*
11. *If (error is Zero) and (errorchange is ENegatif) then (u is SmallNegatif) (1)*
12. *If (error is Zero) and (errorchange is NS) then (u is SmallNegatif) (1)*
13. *If (error is Zero) and (errorchange is Zero) then (u is Zero) (1)*
14. *If (error is Zero) and (errorchange is PS) then (u is SmallPositif) (1)*
15. *If (error is Zero) and (errorchange is ENegatif) then (u is SmallNegatif) (1)*
16. *If (error is PS) and (errorchange is ENegatif) then (u is SmallPositif) (1)*
17. *If (error is PS) and (errorchange is NS) then (u is SmallPositif) (1)*
18. *If (error is PS) and (errorchange is Zero) then (u is SmallPositif) (1)*
19. *If (error is PS) and (errorchange is PS) then (u is BigPositif) (1)*
20. *If (error is PS) and (errorchange is EPositif) then (u is BigPositif) (1)*
21. *If (error is EPositif) and (errorchange is ENegatif) then (u is SmallPositif) (1)*
22. *If (error is EPositif) and (errorchange is NS) then (u is SmallPositif) (1)*
23. *If (error is EPositif) and (errorchange is Zero) then (u is BigPositif) (1)*
24. *If (error is EPositif) and (errorchange is PS) then (u is BigPositif) (1)*
25. *If (error is EPositif) and (errorchange is EPositif) then (u is BigPositif) (1)*

Berikut bentuk pengendali *fuzzy* berdasarkan *Rules* diatas

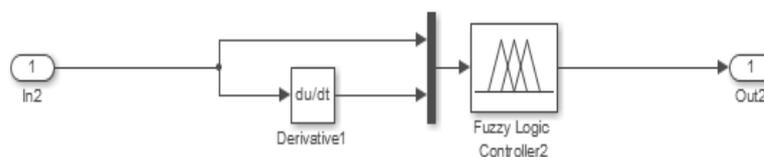


Gambar 3.10 Bentuk *surface* pengendali *fuzzy*

c. Mekanisme *inference*

Mekanisme *inference* pada perancangan ini terdiri dari dua tahap, yaitu : evaluasi aturan dan agregasi dari output *Rules*. Pada tahap evaluasi aturan, input yang telah difuzzifikasi diaplikasikan ke *antecedent* dari *fuzzyRules*. Jika *fuzzyRules* memiliki lebih dari satu input, maka operator *fuzzy* (*AND* atau *OR*) digunakan untuk mendapatkan nilai tunggal yang menyatakan hasil dari evaluasi *antecedent*. Pada perancangan ini digunakan operator *fuzzy* *AND* untuk mengevaluasi *antecedent*.

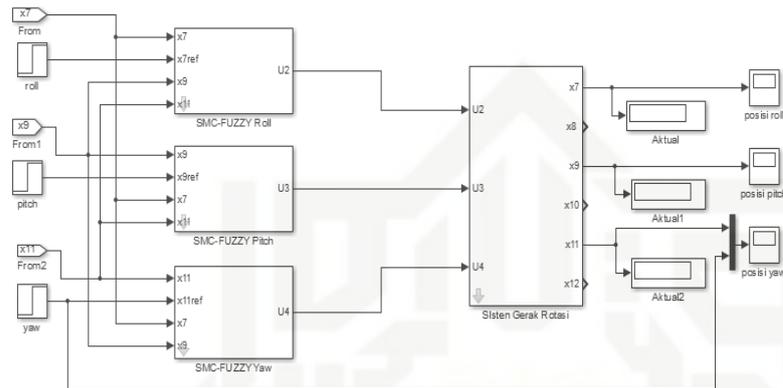
Perancangan pengendali *fuzzy* didesain menggunakan *Fuzzy Logic Toolbox* (FLT) yang ada pada MATLAB. Setelah pengendali logika *fuzzy* dirancang, selanjutnya dilakukan pembuatan diagram blok Simulink *hover quadcopter* menggunakan pengendali *fuzzy*. Gambar 3.12 memperlihatkan perancangan blok *sub system Fuzzy logic hover* menggunakan *Simulink* MATLAB.



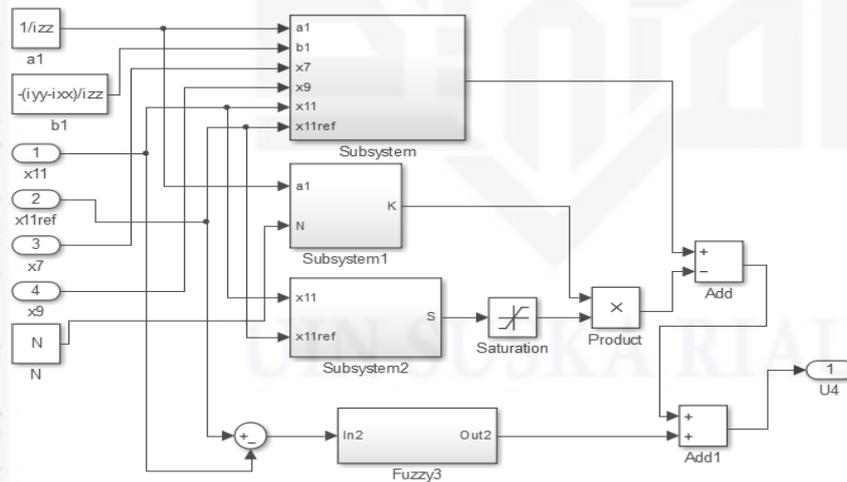
Gambar 3.11 Diagram Blok *Sub System Fuzzy Logic*

3.5 Perancangan Pengendali *Hybrid SMC-FUZZY*

Setelah melakukan perancangan SMC didapat hasil bahwa SMC dapat mencapai kestabilan dengan waktu yang cepat. Dan selanjutnya kendali *Hybrid SMC-FUZZY* merupakan penggabungan dari kendali *Sliding mode control* dan kendali *Fuzzy* seperti ditunjukkan pada gambar 3.13 berikut :



Gambar 3.12 Blok *Simulink* pengendali *Hybrid SMC-Fuzzy* pada sistem pergerakan *hover* Quadcopter



Gambar 3.13 Blok sub system *Hybrid SMC-Fuzzy* pada sistem pergerakan *hover* Quadcopter

Gambar 3.14 merupakan Skema blok *simulink* MATLAB untuk pengendali *hybrid SMC-FUZZY* untuk mengendalikan sistem gerak rotasi pada Quadcopter. Pada saat

tunning nilai parameter pengendali *FUZZY set point* yang diberikan 0 diasumsikan quadcopter dalam keadaan telah stabil, hal ini juga disebabkan nilai *Ess* untuk set point 0 atau 0.1 sama.

Tunning pengendali *FUZZY* dimulai dengan menambahkan nilai *Ki* untuk mengurangi *error steady state* yang dihasilkan *SMC*, kemudian dilanjutkan dengan penambahan nilai *Kp* untuk mempercepat respon waktu sistem dan yang terakhir penambahan nilai *Kd* untuk mengurangi osilasi.





BAB V PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil simulasi, pengamatan dan analisa respon selama penelitian dapat disimpulkan bahwa, *Sliding Mode control* (SMC) dan *hybrid SMC-FUZZY* mampu mencapai kestabilan dengan waktu kurang dari 1 detik tanpa adanya *error steady state*, dari pengujian didapatkan perbandingan performansi terbaik menggunakan pengendali *hybrid SMC-FUZZY* terbukti dari , pengendali SMC dengan *rise time* 0,322 detik, *settling time* 0.445 detik, dan *delay time* 0,092 detik, sedangkan hasil pengujian *hybrid* pengendali SMC-FUZZY didapat *rise time* 0,321 detik , *settling time* 0,443 detik dan *delay time* 0,091 detik tanpa mengalami *error steady state* dan *overshoot*. Dari hasil pengujian dapat disimpulkan perbandingan pengendali SMC dengan *hybrid SMC-FUZZY*, ternyata penambahan Fuzzy tidak berdampak signifikan.

5.2 Saran

Dari hasil penelitian simulasi yang telah dilakukan. Untuk pengembangan penelitian selanjutnya bisa dikembangkan dengan membahas sistem gerak translasi. Pada penelitian ini hasil dari *rise time*, *settling time* dan *delay time* dengan penambahan Fuzzy tidak berdampak signifikan terhadap pengendali SMC, sehingga untuk penelitian selanjutnya peneliti menyarankan untuk melakukan perancangan *decoupling* untuk mempermudah proses *tunning* dan mungkin bisa dicobakan menggunakan metode Fuzzy Mamdani untuk mendapatkan sistem yang lebih baik. Dan untuk menghasilkan respon yang lebih baik bisa mengabungkan dengan pengendali lainnya yang bisa cocok seperti, JST, MRAC, LQR.



DAFTAR PUSTAKA

- [1] Tri Awan Nusa Putra, Katjuk Astrowulan, dan Rusdhianto Effendi A.K. “Perancangan dan Implementasi Kontroler PID Gain Scheduling untuk Gerakan Lateral Way-to-Way Point pada UAV Quadcopter”. Jurnal Teknik POMITS Vol. 2, No. 2, 2013
- [2] Nurin, Chalidia Hamdani. “Perancangan Autonomous VTOL Pada Quadcopter Dengan Menggunakan Feedback Linearization dan Fuzzy Takagi Sugeno” Program Magister Fakultas Teknologi Elektro Institut Teknologi Sepuluh November. 2017.
- [3] Arrosida, Hanum. 2016. “Perancangan Metode Kontrol LQR (Linear Quadratic Reguler) Sebagai Solusi Optimal Pengendali Gerak Quadcopter” Vol. 01. Politeknik Negeri Madiun. Surabaya.
- [4] Kardono, Rusdhianto Effendi AK, dan Ali Fatoni. “Perancangan dan Implementasi Pengaturan Optimal LQR untuk Menjaga Kestabilan Hover pada Quadcopter”. Jurnal Teknik ITS Vol.1, No.1. September 2012.
- [5] Priambodo, Ardy Seto dkk. “Analisa Kestabilan Terbang Quadrotor Dengan pengendali PD terhadap Gangguan”. Jurnal Teknik Elektro dan Teknik Informasi Universitas Gajah Mada. 2017.
- [6] Bimo Jati Utomo. “Rancang Bangun UAV (Unmanned Aerial Vehicle) Model Quadcopter dengan menggunakan Algoritma Proportional Integral Derivative”. Jurnal Teknik komputer, Universitas Telkom Bandung Vol.1, No.1 April 2015.
- [7] Febriany, Nadya dkk. 2017. “Aplikasi Metode Fuzzy Mamdani Dalam Penentuan Status Gizi dan Kebutuhan Kalori Harian Balita Menggunakan Software Matlab” Vol. 5. No 1. Departemen Pendidikan Matematika FPMIPA UPI.
- [8] Prihatama Kunto Wicaksono. “Pengendalian Pergerakan Hover Quadcopter Menggunakan Metode PID Jaringan Syaraf Tiruan”. Teknik Elektro Fakultas Teknologi Industri ITS Surabaya. 2016.
- [9] Bresciani, Tommaso. “Modelling, Identification And Control Of a Quadrotor Helicopter”. Department of Automatic Control, Lund University. October 2016.
- [10] Akbar, Farid Choirul dkk. “Tuning Parameter Linear Quadratic Tracking Menggunakan Algoritma Genetika Untuk Pengendalian Gerak Lateral Quadcopter”. JURNAL TEKNIK ITS. Vol: 5, NO: 2. 2016.
- [11] Agho, Courage.”*Dinamic Model and Control of Quadcopter in the Presence of Uncertainties*” University of Uncertainties. 2017
- [12] Mathworks, “*What Is Fuzzy Logic ?*”, Mathworks, 2017. [Online]. Available : <http://www.mathworks.com/help/fuzzy/what-is-fuzzy-logic.html>. [accessed November 03, 2017.



[13] Ridho, Imam Fadjar. “Perancangan Pengendalian Hover Quadcopter Menggunakan Pengendali Hybrid Fuzzy Dan Proportional, Integral, Derivative(PID)”. Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Sains dan Teknologi UIN SUSKA RIAU. 2018.

[14] Mathworks, “Comparison Of Sugeno and Mamdani Systems”, Mathworks, 2017. [Online]. Available : <http://www.mathworks.com/help/fuzzy/comparison-of-sugeno-and-mamdani-systems.html>. [accessed : November 03, 2017]

[15] Kusumadewi, S.(2006) *Neuro Fuzzy: “Integrasi Sistem Fuzzy dan Jaringan Saraf”*. Yogyakarta: Graha Ilmu

[16] Teddy Sudewo, Eka Iskandar, dkk.” *Desain dan Implementasi Kontrol PID Model Reference Adaptive Control untuk Automatic Safe Landing pada Pesawat UAV Quadcopter*” Teknik Elektro, Fakultas Tejnologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh November (ITS), Surabaya, Jurnal Teknik Pomits Vol. 1 No. 1, 2012

[17] Slotine, J-J.E., Weiping Li. *Applied Nonlinear Control*. Prentice-Hall International, Inc.Hal. 276-284.1991

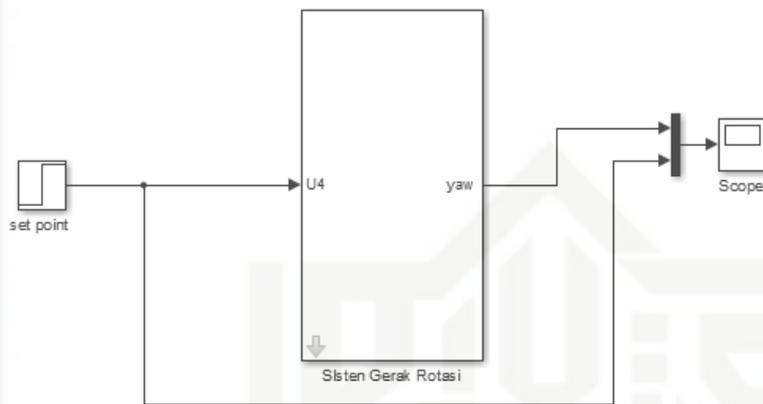
[18] DeCarlo, Raymon A., Stanislaw H.Zak, dan Gregory P.Matthews, *Variable Structure Control of Nonlinear Multivariable System: A Tutorial, Proceeding of The IEEE*, vol. 76, no. 3, March 1988, pp.212-224.

[19] Mursyitah, Dian., dkk. *Performance of Sliding Mode Controller with Static and Dynamic Sliding Surface*. International Journal of Applied Engineering Research ISSN 0973-4562 Vol. 11 No. 14 Hal. 8158-8162. 2016.

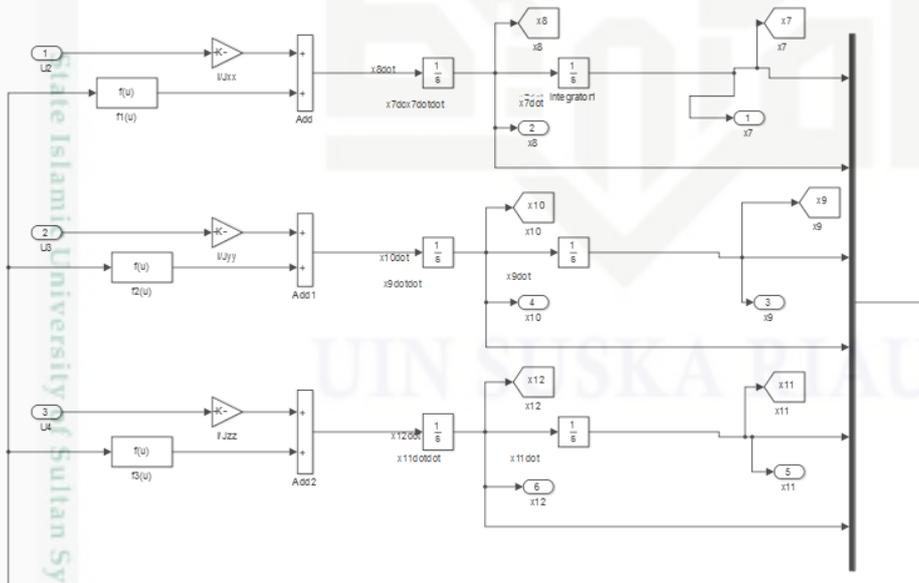
LAMPIRAN A

BLOK DIAGRAM *SIMULINK*

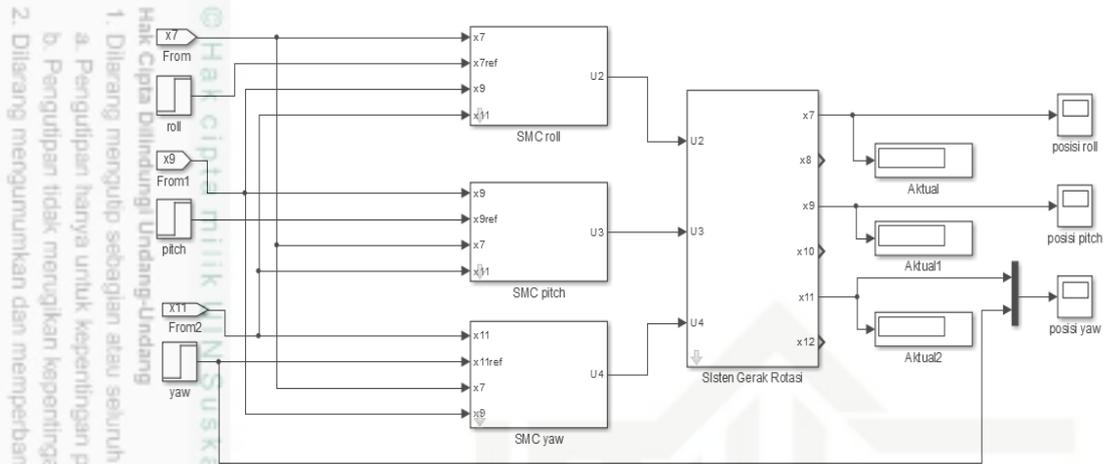
1. Blok Diagram *Open Loop* Sistem Gerak Rotasi Quadcopter



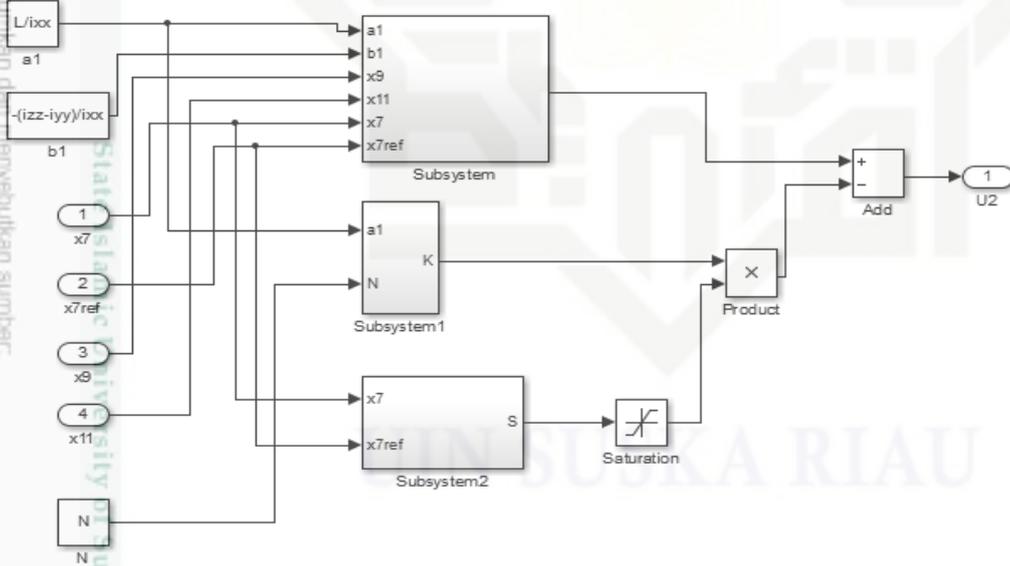
2. *Subsystem* Sistem Gerak Rotasi Quadcopter



3. Blok Diagram SMC Pada Sistem Gerak Rotasi Quadcopter Untuk Mengendalikan sudut yaw

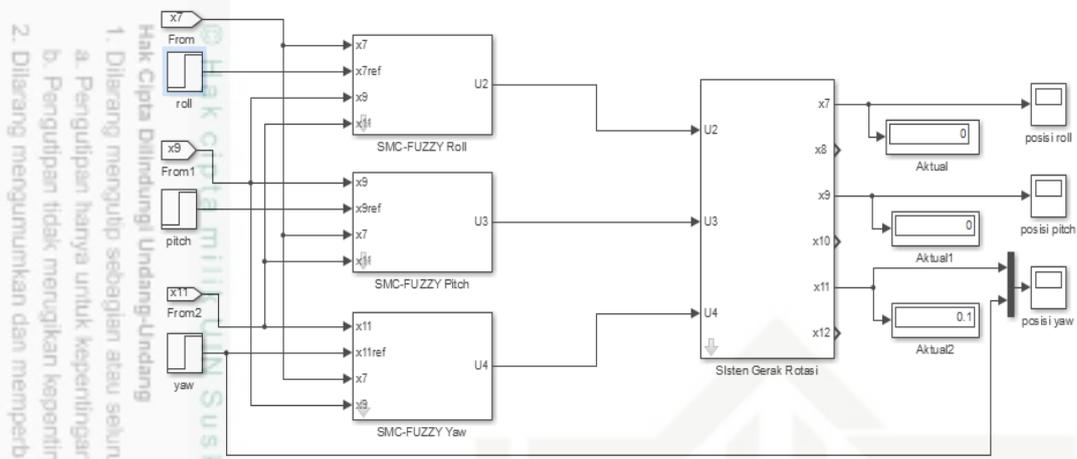


4. Blok Diagram Subsystem SMC

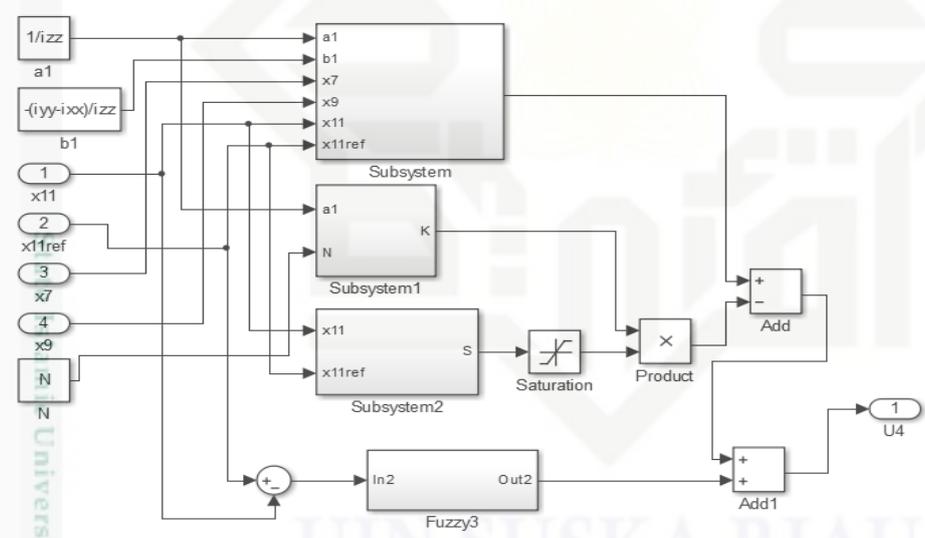


Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang
 1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber.
 a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
 b. Pengutipan tidak mengikat kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.
 2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

5. Blok Diagram *Hybrid SMC-Fuzzy* Pada Sistem Gerak Rotasi Quadcopter Untuk Mengendalikan sudut yaw



6. Blok Diagram *Subsystem SMC-Fuzzzy*



Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang

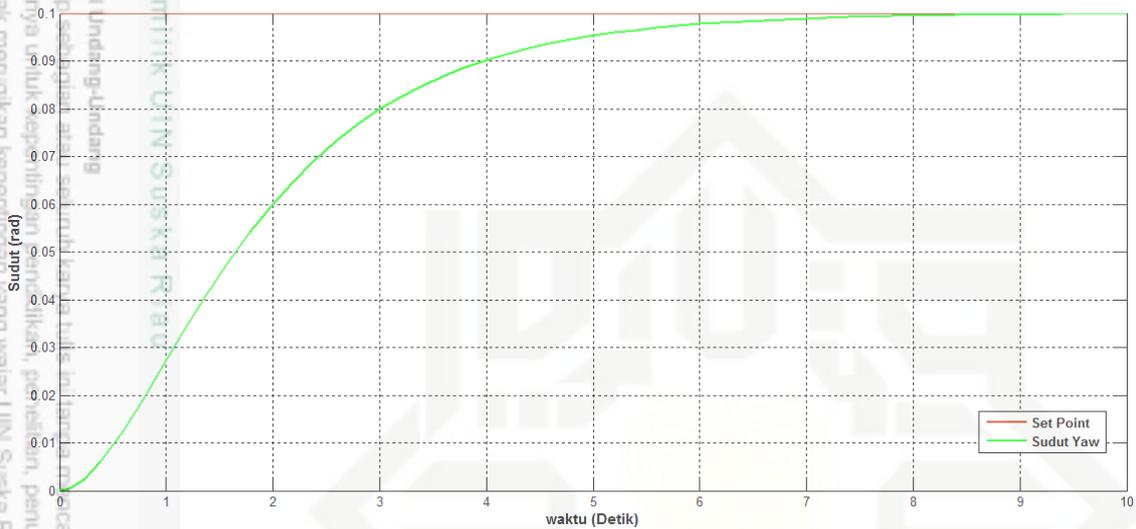
1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mencantumkan dan menyebutkan sumber:
 a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
 b. Pengutipan tidak mengizinkan kepentingan yang wajar UIN Suska Riau.

2. Dilarang mengemukakan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.

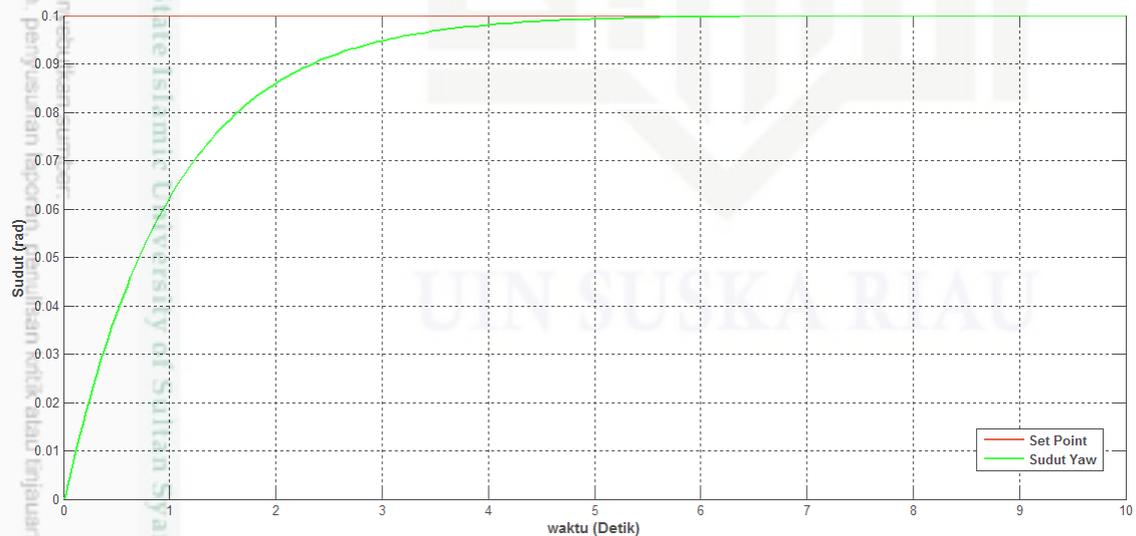
LAMPIRAN B

PROSES TUNNING NILAI η DAN λ PENGENDALI SMC MENGUNAKAN METODE HEURISTIC UNTUK MENGENDALIKAN YAW.

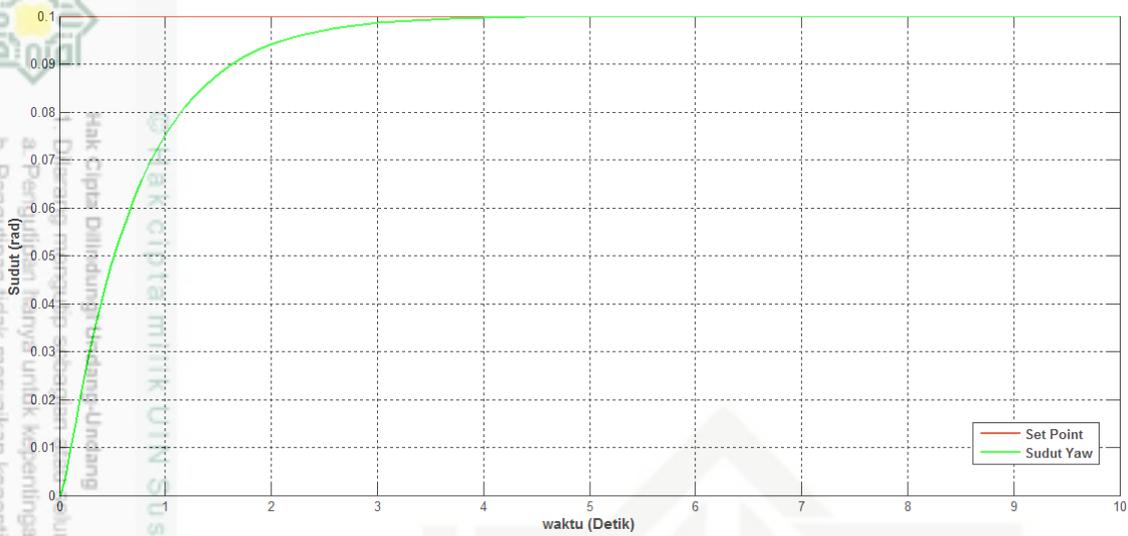
1. Respon sudut Yaw dengan nilai $\eta = 1$ dan $\lambda = 1$ pada *Sliding Mode Control*



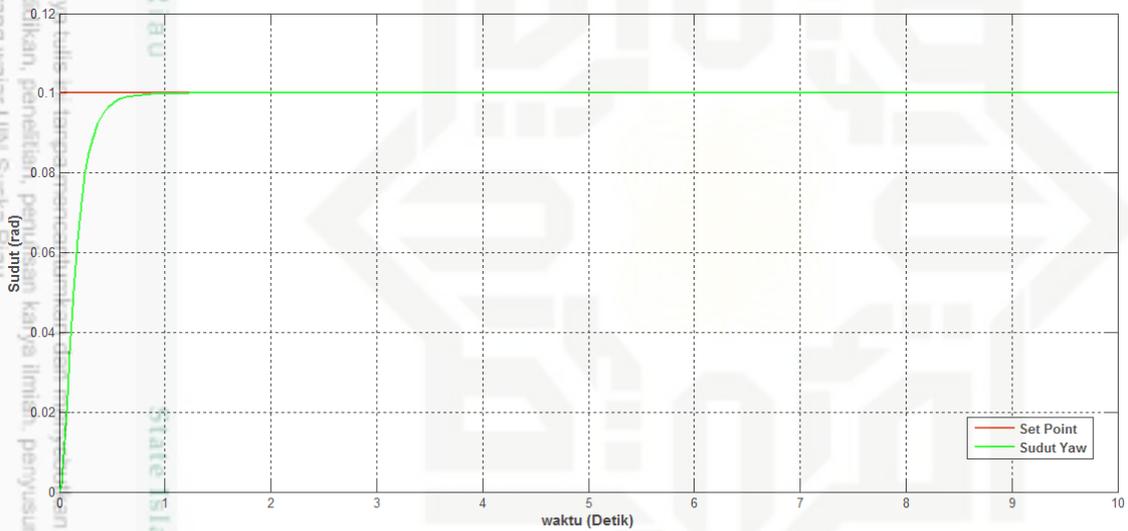
2. Respon sudut Yaw dengan nilai $\eta = 60$ dan $\lambda = 1$ pada *Sliding Mode Control*



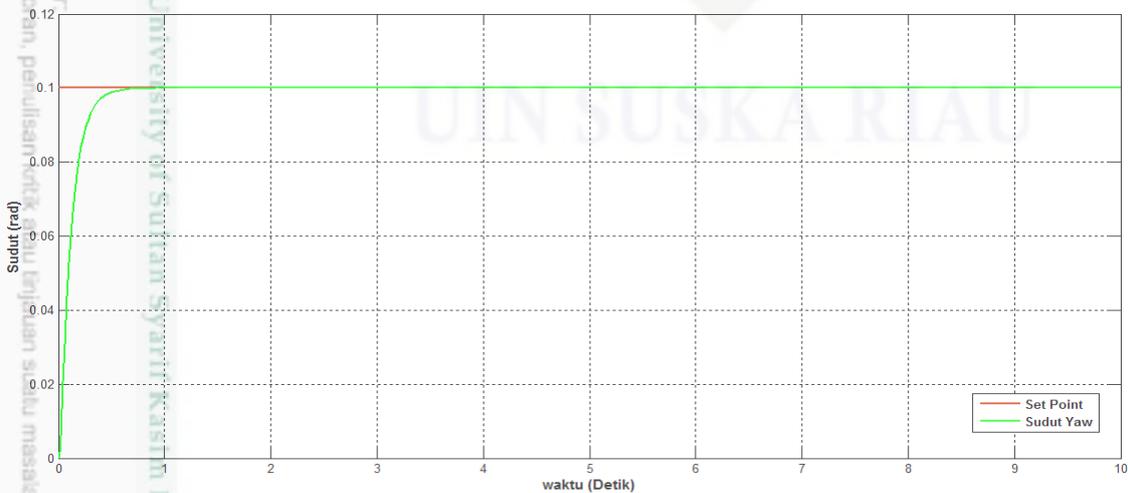
3. Respon sudut *Yaw* dengan nilai $\eta = 20$ dan $\lambda = 1.5$ pada *Sliding Mode Control*



4. Respon sudut *Yaw* dengan nilai $\eta = 20$ dan $\lambda = 10$ pada *Sliding Mode Control*



5. Respon sudut *Yaw* dengan nilai $\eta = 60$ dan $\lambda = 10$ pada *Sliding Mode Control*



DAFTAR RIWAYAT HIDUP



Hak Cipta Dilindungi Undang-Undang
1. Dilarang mengutip sebagian atau seluruh karya tulis ini tanpa mengutip dan menyebutkan sumber.
a. Pengutipan hanya untuk kepentingan pendidikan, penelitian, penulisan karya ilmiah, penyusunan laporan, penulisan kritik atau tinjauan suatu masalah.
b. Pengutipan tidak mengikis kepentingan yang dilindungi.
2. Dilarang mengumunkan dan memperbanyak sebagian atau seluruh karya tulis ini dalam bentuk apapun tanpa izin UIN Suska Riau.



Ardi Neri, lahir di Tanjung Berulak pada tanggal 07 Desember 1995 merupakan anak ketiga dari 5 bersaudara dari pasangan Ramli dan Azizah yang beralamat di Jl. Pekanbaru-Bangkinang, KM. 52, Sungai Putih Kec. Kampar, Kab. Kampar, Provinsi Riau.

E-mail : ardi.neri@students.uin-suska.ac.id/
ardineri@gmail.com

Hp : 0821 7228 4228

Pengalaman pendidikan yang dilalui dimulai dari SD Negeri 001 Air Tiris, Kampar pada tahun 2003-2008, kemudian melanjutkan pendidikan di SMP Negeri 1 Kampar pada tahun 2008-2011. Kemudian pada tahun 2011-2014 melanjutkan pendidikan di SMA Negeri 1 Kampar. Setelah lulus dari SMAN penulis melanjutkan pendidikan tinggi di Universitas Islam Negeri Sultan Syarif Kasim Riau dengan mengambil Program Studi Teknik Elektro dengan konsentrasi Elektronika Instrumentasi, Fakultas Sains dan Teknologi. Penulis menyelesaikan masa studi selama 5 tahun 6 bulan dengan Tugas Akhir berjudul “Analisis Perbandingan Pengendali SMC dan *Hybrid SMC-Fuzzy* untuk Mengendalikan Posisi *Hover Quadcopter* Pada Sudut *Yaw*”