

PERANCANGAN SISTEM STABILISASI *ROLL* DAN *YAW* PADA *PROTOTYPE HOVERCRAFT* MENGGUNAKAN SENSOR *IMU 6 DOF* DENGAN METODE *SELF TUNING FUZZY PID*

Aulia Rahman^{*}), Iwan Setiawan, and Darjat

Departemen Teknik Elektro, Universitas Diponegoro, Semarang
Jln. Prof. Sudharto, SH, Kampus UNDIP Tembalang, Semarang 50275, Indonesia

^{*}E-mail: ir.auliarahman@gmail.com

Abstrak

Hovercraft sebagai salah satu mode transportasi air dan darat dihadapkan pada kondisi lingkungan yang tidak menentu. Kecepatan angin dan gelombang air dapat mengganggu keseimbangan hovercraft yang dapat memengaruhi akurasi navigasi dan manuver saat berjalan. Salah satu cara untuk menjaga kestabilan hovercraft adalah dengan mengontrol posisi titik berat. Sebuah beban di kontrol agar dapat memindahkan pusat titik berat dan membantu sudut roll mencapai posisi stabilnya. Namun pengontrolan titik berat hanya optimal saat hovercraft diam, sedangkan saat berjalan diperlukan juga pengontrolan pada rudder, sehingga tercapai kestabilan sudut yaw yang mampu meningkatkan akurasi hovercraft pada saat bernavigasi. Untuk mengatasi kombinasi sudut roll dan yaw pada hovercraft demi mendapatkan kestabilan, maka pada penelitian ini dirancang sistem kontrol kestabilan roll dan yaw yang diimplementasikan pada prototype hovercraft menggunakan metode kontrol self tuning fuzzy PID. Berdasarkan hasil pengujian, implementasi kontrol self tuning PID dengan metode fuzzy pada sudut roll dan yaw berhasil menjaga kestabilan di darat dengan error maksimum pengujian sebesar $8,67^\circ$ pada sudut yaw dan $1,62^\circ$ pada sudut roll. Sedangkan pengujian di air menghasilkan error maksimum - $3,69^\circ$ pada sudut yaw dan $3,19^\circ$ pada sudut roll. Pengujian perbandingan metode kontrol menghasilkan bahwa metode fuzzy PID adalah yang terbaik dibandingkan metode fuzzy P dan fuzzy PI.

Kata Kunci: Hovercraft, PID (Proportional, Integral, Derivative), Fuzzy logic, Roll, Yaw.

Abstract

Hovercraft as one of the water and land transportation modes faced with uncertain environmental conditions. Wind speeds and water waves can disrupt the balance of hovercraft that can affect navigation accuracy and maneuverability when walking. One way to maintain the stability of hovercraft is by controlling the position of the center of gravity. A load is in control in order to move the center of gravity and help the roll angle reach its stable position. However, controlling the emphasis is only optimal when the hovercraft silent, while walking is also required the rudder control, so hovercraft can achieve stability of the yaw angle that can improve the accuracy while navigating. To overcome the combination of roll and yaw angle on hovercraft in order to get stability, then in this research designed roll and yaw stability control system and implemented on hovercraft prototype using self tuning fuzzy PID. Based on the test results, the implementation of self tuning fuzzy PID at roll angle and yaw succeeded in maintaining ground stability with maximum error test of 8.67° at yaw angle and 1.62° at roll angle. While testing in the water produces a maximum error of -3.69° at yaw angle and 3.19° at roll angle. Comparative testing of control methods resulted that the PID fuzzy method was better than the fuzzy P and fuzzy PI methods.

Keywords: Hovercraft, PID (Proportional, Integral, Derivative), Fuzzy logic, Roll, Yaw.

1. Pendahuluan

Indonesia merupakan negara kepulauan dengan 70% dari luas daerahnya merupakan perairan. Di Indonesia banyak lokasi yang dilalui aliran sungai maupun genangan air seperti rawa. Berdasarkan kondisi geografis tersebut, Indonesia membutuhkan kendaraan yang mampu bergerak cepat dan mampu digunakan di berbagai kondisi, serta

dapat digunakan sebagai alat transportasi termasuk dalam kondisi darurat seperti upaya pencarian dan upaya penyelamatan korban bencana. Sejak ditemukannya *hovercraft*, kendaraan ini merupakan kendaraan yang menjadi salah satu solusi yang dapat memenuhi kebutuhan tersebut [1]. *Hovercraft* atau kendaraan bantalan udara adalah kendaraan amfibi yang dirancang untuk berkendara

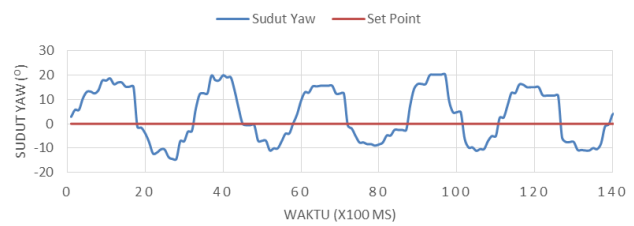
di permukaan yang cukup lembut baik di darat ataupun di air. Didukung oleh bantalan karet dan udara bertekanan rendah yang dikeluarkan ke arah bawah melawan tutup permukaan di bawahnya. Untuk menghasilkan bantalan udara, baling – baling digunakan untuk menghasilkan daya angkat dengan menjaga udara bertekanan rendah pada rongga di dalam bantalan yang terisi oleh udara [2]. Beberapa kekurangan dari *hovercraft* ini adalah ketika sedang melakukan manuver. Pada saat bermanuver, pergerakan *hovercraft* akan mempengaruhi sudut orientasinya, karena terjadi perubahan kemiringan sumbu putar dan titik berat pada badan *hovercraft*. Perubahan sudut orientasi *hovercraft* ini akan mengakibatkan kehilangan stabilitas pada badan *hovercraft* [3].

Oleh karena itu pengontrolan badan *hovercraft* yang dapat mempertahankan posisi stabilnya diperlukan agar dalam kondisi bidang miring *hovercraft* dapat mempertahankan dan menyeimbangkan secara mandiri. Salah satu cara untuk dapat membuat badan *hovercraft* tetap stabil adalah dengan mengontrol titik beratnya. Sumbu translasi X, Y, Z dan sudut rotasi pitch, roll dan yaw digunakan sebagai acuan untuk mengontrol titik berat dari *hovercraft* [2]. Untuk itu diperlukan sensor yang dapat membaca sudut sebagai masukan sistem kontrol dan menjadi acuan terhadap setpoint sudut yang diinginkan. Sensor yang digunakan adalah modul MPU-6050 yang merupakan sensor accelerometer dan *gyroscope* untuk menghasilkan sudut roll. Selain itu digunakan juga modul magnetometer HMC 5883L untuk menentukan sudut yaw [4]. Metode kendali PID digunakan untuk mempertahankan kemiringan badan *hovercraft* pada setpoint yang diinginkan [5]. Parameter PID di tuning secara otomatis menggunakan *self tuning* dengan metode *fuzzy*, sehingga mampu menghasilkan parameter terbaik pada berbagai macam rentang error. Maka dari itu pada penelitian kali ini akan dirancang sistem kontrol pada prototype *hovercraft* yang diharapkan dapat mempertahankan sudut orientasi *hovercraft* pada sudut roll dan yaw agar tetap dalam keadaan stabilnya pada saat diam maupun bergerak.

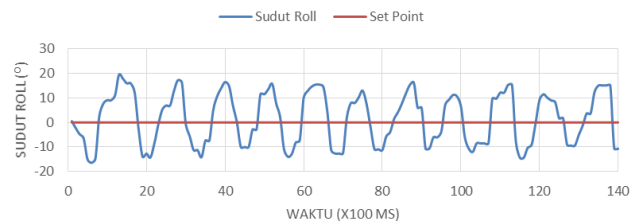
2. Metode

2.1. Penentuan Singleton PID dengan Metode Ziegler-Nichols 2

Nilai parameter PID terbaik didapat dari *tuning Ziegler-Nichols 2*. Metode ini digunakan untuk menentukan parameter K_p , K_i , dan K_d yang tepat untuk masukan sudut roll dan yaw. Langkah pertama adalah memberikan nilai K_p pada sistem dengan menormalisasi K_i dan K_d menjadi 0, hingga respon sistem mencapai osilasi yang stabil. Nilai K_p dianggap sebagai nilai K_u . Sedangkan nilai P_u didapatkan dari nilai periode gelombang osilasi yang stabil. Gambar 3.11 adalah respon sistem saat mencapai osilasi stabil.



Gambar 1. Sudut roll pada $K_u=2,2$



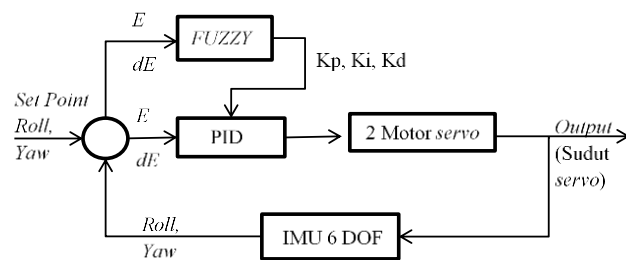
Gambar 2. Sudut yaw pada $K_u=9,8$

Nilai *membership function* dari controller *fuzzy* diperoleh dari data sensor yang telah di uji secara empiris pada beberapa sudut kemiringan dan mengacu pada hasil perhitungan *tuning Ziegler-nichols 2*. Berikut adalah parameter hasil perhitungannya.

Tabel 1. Hasil perhitungan dengan rumus *Ziegler-Nichols 2*

Sudut Orientasi	K_p	K_i	K_d
Roll	4,9	3,0625	1,96
Yaw	1,32	0,88	0,495

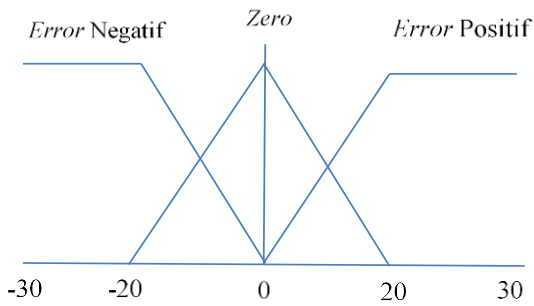
Sedangkan penentuan *rule base fuzzy* merupakan hasil dari respon sistem saat menuju kestabilan roll dan yaw. Secara umum, diagram blok kontroler ditunjukkan pada Gambar 3.



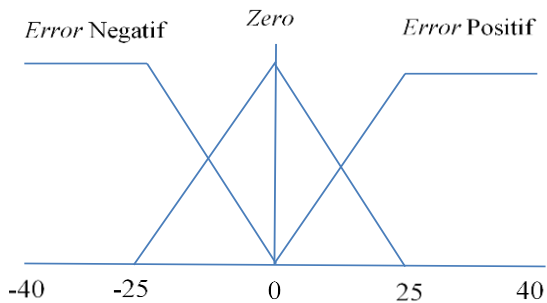
Gambar 3. Diagram blok kontroler

2.2. Penentuan Rule Base Fuzzy

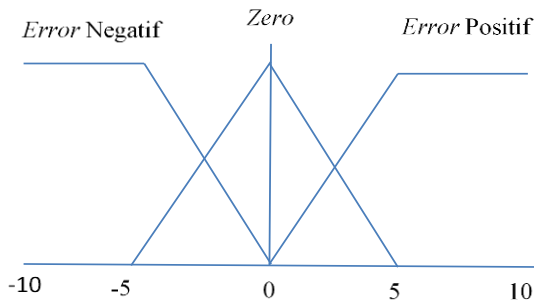
Masukan dari kontroler *fuzzy* adalah error dan Δ error seperti gambar himpunan *membership function fuzzy* sebagai berikut :



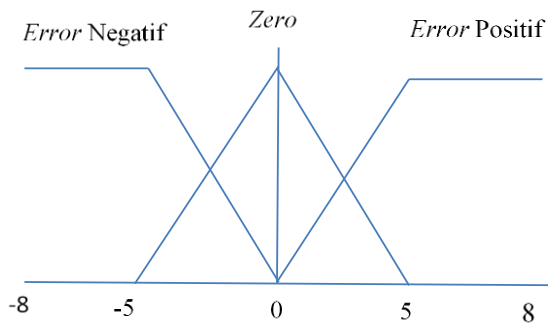
Gambar 4. Himpunan keanggotaan masukan error roll



Gambar 5. Himpunan keanggotaan masukan error yaw



Gambar 6. Himpunan keanggotaan masukan Δ error roll



Gambar 7. Himpunan keanggotaan masukan Δ error yaw

Membership function kemudian dibentuk dalam basis aturan fuzzy seperti dibawah ini :

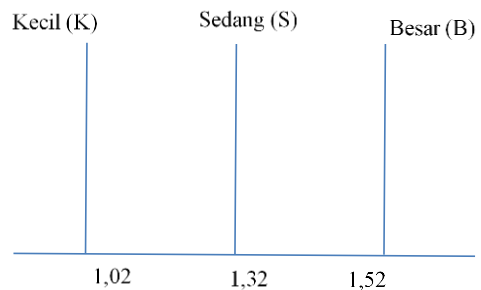
Tabel 2. Rule base fuzzy Kp dan Ki sudut roll dan yaw

ΔE \ E	Error Negatif	Zero	Error Positif
Error Negatif	B	S	B
Zero	S	K	S
Error Positif	B	S	B

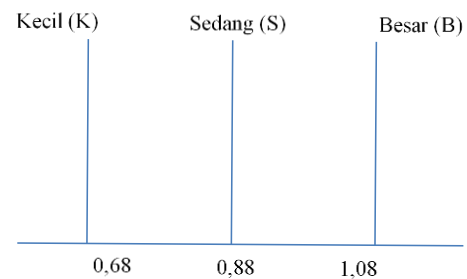
Tabel 3. Rule base fuzzy Kd sudut roll dan yaw

ΔE \ E	Error Negatif	Zero	Error Positif
Error Negatif	K	S	K
Zero	S	B	S
Error Positif	K	S	K

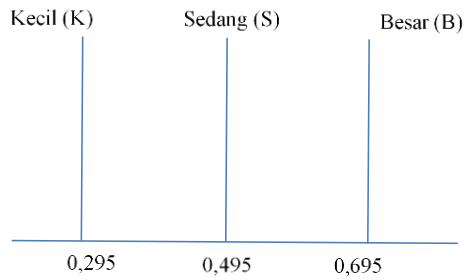
Nilai-nilai parameter rule base didapatkan melalui tuning PID diperoleh dengan metode Ziegler-Nichols 2. Setelah beberapa percobaan, diperoleh konstanta yang paling baik dengan data yang tertera pada tabel diatas. Adapun makna dari variabel “K” adalah kecil, “S” adalah sedang, dan “B” adalah besar. Parameter singleton didapatkan dari hasil tuning PID Ziegler-Nichols 2. Parameter tersebut berada pada seluruh singleton kategori sedang. Adapun kategori kecil dan besar memiliki selisih masing-masing 0,2 terhadap singleton sedang.



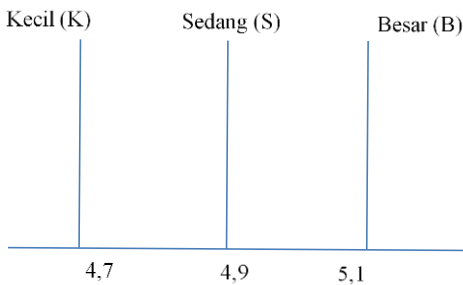
Gambar 8. Himpunan keanggotaan Kp masukan Δ error yaw



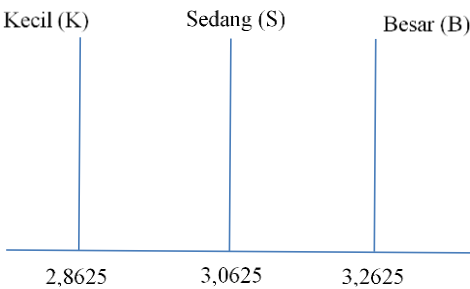
Gambar 9. Himpunan keanggotaan Ki masukan Δ error yaw



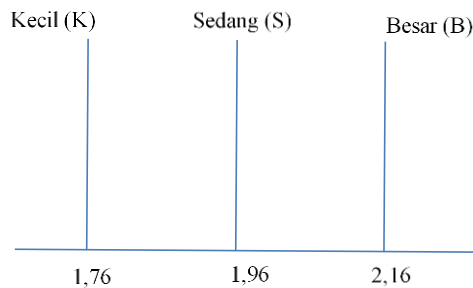
Gambar 10. Himpunan keanggotaan Kd masukan $\Delta error\ yaw$



Gambar 11. Himpunan keanggotaan Kp masukan $\Delta error\ roll$



Gambar 12. Himpunan keanggotaan Ki masukan $\Delta error\ roll$



Gambar 13. Himpunan keanggotaan Kd masukan $\Delta error\ roll$

2.3. Modul MPU 6050 6 DoF IMU

Sensor MPU-6050 merupakan gabungan dari 2 macam sensor yaitu sensor accelerometer dan *gyroscope* yang diproduksi oleh invensense dengan antarmuka komunikasi I2C. MPU-6050 ini menggabungkan antara accelerometer dan *gyroscope* di dalam satu board[5]. Sensor ini dapat

mendeteksi percepatan dalam 3 axis (x, y, dan z) dan kecepatan sudut dalam 3 axis (x, y, dan z)[5].



Gambar 14. MPU 6050 6 DoF IMU

2.4. Modul Sensor Magnetometer HMC5883

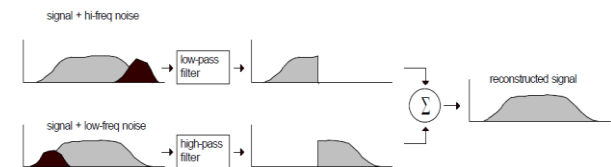
HMC5883L adalah sensor magnet terkemas dalam *surface mount* 3.0x3.0x0.9 mm 16-pin leadless chip carrier (LCC). HMC5883L tersusun atas sensor resistif magnet beresolusi tinggi, penghilang offset dan ADC 12-bit untuk pengukuran medan magnet bumi dengan resolusi tinggi. Menggunakan teknologi anisotropic magneto-resistive (AMR) Honeywell, HMC5883L menyediakan kepresisian lebih pada sensitifitas dan linieritas sumbu dan dirancang untuk mengukur kedua arah dan medan magnet bumi[14].



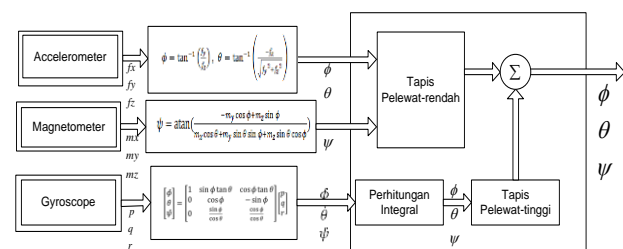
Gambar 15. Magnetometer HMC 5883L

2.5. Tapis Komplementer

Dua buah masukan yang salah satunya memiliki derau dengan frekuensi tinggi dan dan masukan yang lain memiliki frekuensi derau rendah. Masukan yang memiliki frekuensi derau tinggi ditapis dengan tapis pelewat-rendah, sedangkan masukan yang memiliki frekuensi derau rendah ditapis dengan tapis pelewat-tinggi. Hasil rekonstruksi kedua sinyal yang masing-masing telah ditapis tersebut merupakan variabel yang ingin dibaca tanpa adanya derau yang sebelumnya terasosiasi dengan sensor.



Gambar 16. Prinsip kerja tapis komplementer

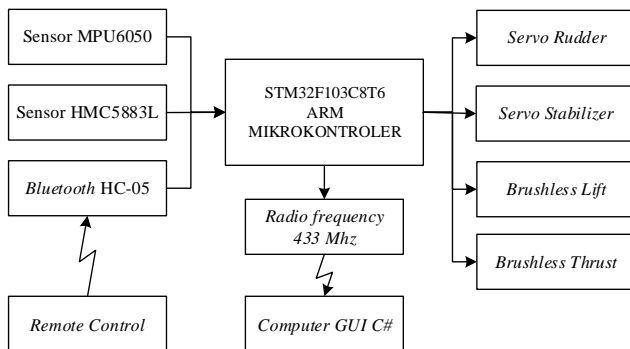


Gambar 17. Diagram tapis komplementer pada sudut Orientasi

$$\phi = (K_{giroskop}) \times (\phi + \dot{\phi}_{giroskop} \times dt) + (K_{AkslMag}) \times (\phi_{AkslMag}) \quad (15)$$

2.6. Perancangan Perangkat-Keras

Secara umum perancangan perangkat keras *prototype hovercraft* meliputi rangkaian elektronika sistem dengan menggunakan mikrokontroler STM32F103C8T6. Secara garis besar sistem elektronika pada *prototype hovercraft* ditunjukkan oleh blok diagram pada Gambar 18.



Gambar 18. Blok diagram perancangan perangkat-keras

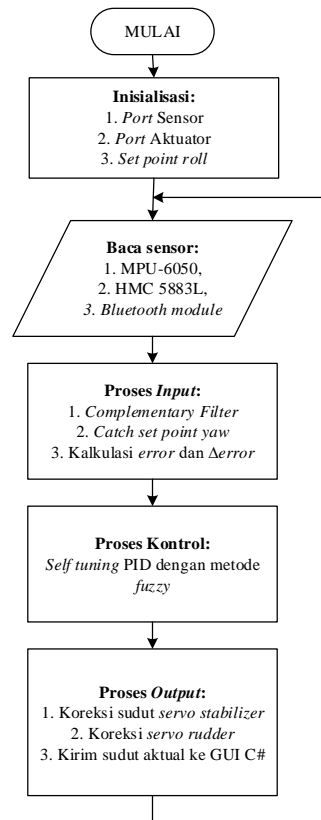
Gambar 18 merupakan diagram blok sistem kontrol keseluruhan pada *prototype hovercraft* yang dimulai dari pembacaan sudut aktual *roll* dan *yaw*. Kemudian *set point* sudut *yaw* diambil melalui komunikasi nirkabel *remote control* menggunakan *bluetooth* sedangkan *set point* sudut *roll* bersifat tetap. Nilai *error* dan nilai $\Delta error$ sudut menjadi masukan metode kontrol *self tuning* PID menggunakan *fuzzy* pada mikrokontroler STM32F103C8T6. Keluaran yang dihasilkan adalah nilai sudut untuk mengontrol posisi *servo stabilizer* dan *servo rudder*. Dua buah motor *brushless* yang meliputi *brushless lift* dan *brushless thrust* dikontrol secara manual melalui *remote control*. Data berupa sudut aktual di kirim ke komputer melalui modul *radio frequency* 433 Mhz. Hasil *output* dari komputer adalah grafik dan tabel akuisisi data.

2.7. Perancangan Perangkat-Lunak

Algoritma program pada Gambar 19 dijelaskan sebagai berikut:

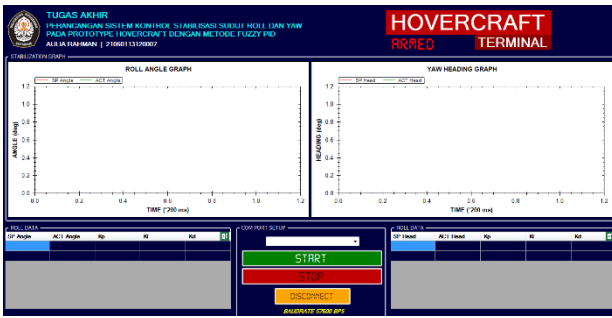
1. Inisialisasi *port* sensor yang digunakan sebagai *input* dan aktuator sebagai *output*.
2. Membaca nilai sudut aktual *roll* dan *yaw* melalui kalkulasi hasil pembacaan sensor *accelerometer*, *gyroscope*, dan *magnetometer*, serta membaca *trigger set point* sudut *yaw* dari *bluetooth module*.
3. Kalkulasi nilai aktual dan nilai acuan, selisih antara keduanya menjadi *error*. Sedangkan $\Delta error$ dihasilkan dari selisih *error* aktual dengan *error* sebelumnya.

4. *Error* dan $\Delta error$ diklasifikasikan dan di olah menggunakan metode *fuzzy* dengan *membership function* dan *rule base* yang telah ditentukan.
5. Selanjutnya dihasilkan nilai pembobotan rata-rata melalui metode *weighted of average* diantaranya K_p , K_i , dan K_d pada sudut *roll* dan *yaw*.
6. Menghitung nilai *proportional*, *integral*, dan *derivative* untuk sudut masukan bagi *servo* aktuator.
7. Koreksi sudut *servo* stabilizer dan *servo* rudder berdasarkan nilai PID.
8. Mengirimkan data sudut aktual *prototype hovercraft* menuju GUI C# melalui *radio frequency* 433 Mhz
9. Sistem kembali melakukan *loop* setelah tahap 1-8 selesai.



Gambar 19. Algoritma sistem kontrol *self tuning fuzzy* PID

Program antarmuka dibuat menggunakan bahasa pemrograman C#. Program ini digunakan untuk mengambil data secara *real time* sehingga respon sistem dapat diketahui secara aktual. Program ini memanfaatkan komunikasi serial dengan *baudrate* 57600 bps. Perangkat penerima yang digunakan adalah modul *radio frequency* 433 Mhz. Metode *parsing data* yang digunakan adalah mengirimkan variabel alfabet dalam setiap baris yang dikirim untuk membedakan berbagai macam data yang akan diolah. Tampilan keluaran data berupa grafik dan tabel pada komputer yang ditunjukkan pada Gambar 20.



Gambar 20. Tampilan perancangan GUI C#

3. Hasil dan Analisa

3.1. Pengujian Sudut Roll dan Yaw

Pengujian sudut roll dilakukan dengan memposisikan *prototype hovercraft* pada kemiringan sudut roll tertentu. Setelah itu dilakukan *sampling* sampai 5 kali percobaan. Metode pengujian yang digunakan digambarkan pada Gambar 21.

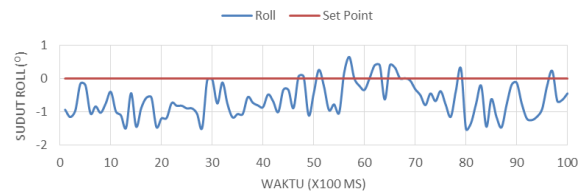


Gambar 21. Tampilan perancangan GUI C#

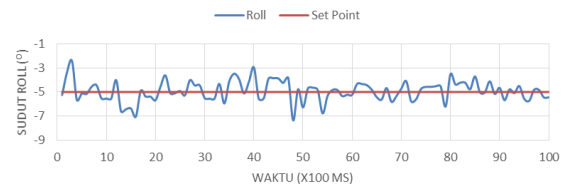
Tabel 4. Hasil pengujian sudut roll

No	Sudut Roll (°)				
	0°	-5°	-10°	-15°	-20°
1	0,68	-5,05	-9,63	-15,41	-20,85
2	0,41	-5,45	-9,68	-15,73	-20,60
3	0,23	-5,05	-9,46	-15,54	-20,93
4	0,58	-5,48	-9,95	-15,58	-20,97
5	0,61	-5,44	-9,84	-15,86	-20,79
Rata-rata	0,50	-5,29	-9,71	-15,62	-20,83

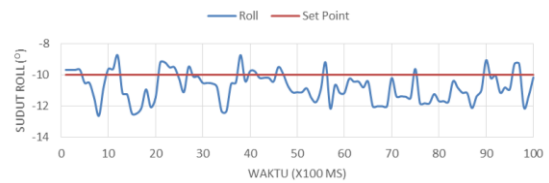
Dari Tabel 4 dapat diketahui bahwa pada pengujian sudut 0° memiliki *error* sebesar 0,50°, pengujian sudut -5° memiliki *error* sebesar -0,29°, pengujian sudut -10° memiliki *error* sebesar -0,29°, pengujian sudut -15° memiliki *error* sebesar -0,62°, dan pengujian -20° memiliki *error* sebesar -0,83°. *Error* terbesar terjadi pada pengujian sudut -20° yang memiliki *error* -0,83°, sedangkan *error* terkecil diperoleh dari pengujian sudut pada kemiringan -10° dan -5° yang memiliki *error* -0,29°.



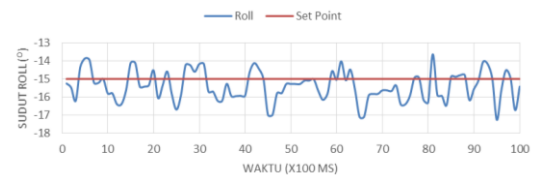
(a)



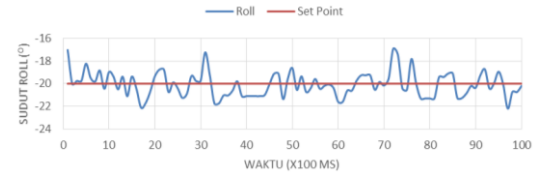
(b)



(c)



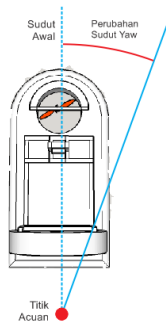
(d)



(e)

Gambar 22. Grafik sudut (a) roll 0°, (b) roll 5°, (c) roll 10°, (d) roll 15°, (e) yaw 20°

Pengujian sudut yaw dilakukan dengan meletakkan *prototype hovercraft* pada sudut yaw yang diinginkan. Metode pengujian yang digunakan digambarkan pada Gambar 23.

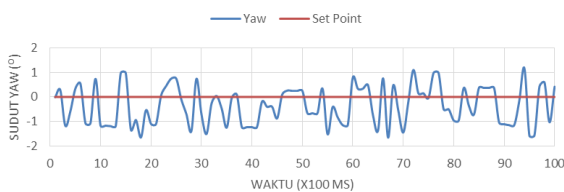


Gambar 23. Tampilan perancangan GUI C#

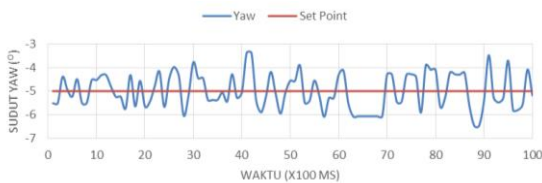
Tabel 5. Hasil pengujian sudut yaw

No	Sudut Yaw (°)				
	0°	-5°	-10°	-15°	-20°
1	0,10	-5,00	-9,65	-15,61	-20,12
2	0,46	-5,23	-9,77	-15,22	-20,07
3	1,17	-4,79	-9,95	-14,93	-20,27
4	1,17	-5,35	-9,92	-14,98	-19,95
5	0,44	-5,32	-10,06	-15,00	-19,61
Rata - rata	0,16	-5,14	-9,87	-15,15	-20,00

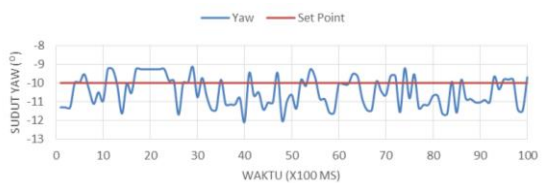
Dari Tabel 5 dapat diketahui bahwa pada pengujian sudut 0° memiliki *error* sebesar 0,16°, pengujian sudut -5° memiliki *error* sebesar -0,14°, pengujian sudut -10° memiliki *error* sebesar -0,13°, pengujian sudut -15° memiliki *error* sebesar -0,15°, dan pengujian -20° memiliki *error* sebesar 0°. *Error* terbesar terjadi pada pengujian sudut 0° yang memiliki *error* -0,16°, sedangkan *error* terkecil diperoleh dari pengujian sudut pada kemiringan -20° yang memiliki *error* 0°.



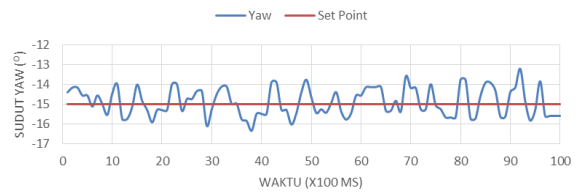
(a)



(b)



(c)



(d)

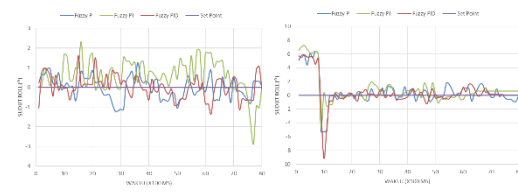


(e)

Gambar 24. Grafik sudut (a) yaw 0°, (b) yaw 5°, (c) yaw 10°, (d) yaw 15°, (e) yaw 20°

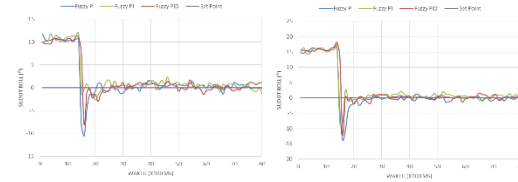
3.2. Pengujian dengan gangguan roll dan yaw

Pengujian dilakukan untuk membandingkan respon sistem pada kontrol *fuzzy P*, *fuzzy PI*, dan *fuzzy PID* terhadap pemberian gangguan sudut *roll* dan *yaw* dengan variasi sudut 0°, 5°, 10°, 15°, dan 20°. Gambar 25 berikut merupakan hasil pengujian dalam bentuk grafik.



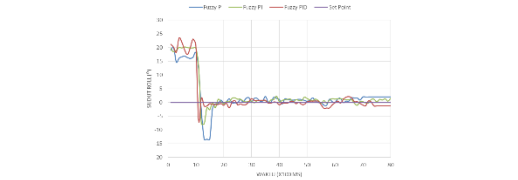
(a)

(b)



(c)

(d)



(e)

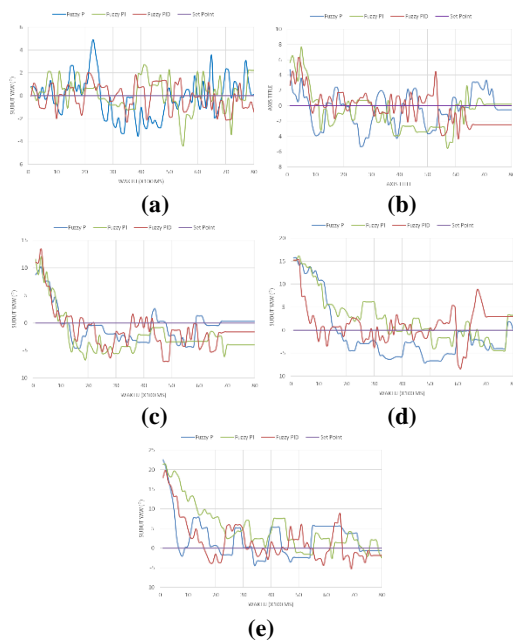
Gambar 25. Pengujian terhadap *error roll* dengan variasi metode kontrol *fuzzy P*, *fuzzy PI*, dan *fuzzy PID* (a) *roll* 0°, (b) *roll* 5°, (c) *roll* 10°, (d) *roll* 15°, (e) *roll* 20°

Gambar 25 menunjukkan bahwa respon sistem berturut-turut pada gangguan *roll* 0°, 5°, 10°, 15°, dan 20° berhasil mempertahankan posisi *roll* mendekati *set point*, meskipun osilasi yang dihasilkan cukup signifikan namun tetap

mendekati nilai 0°. Dari hasil pengujian didapatkan metode kontrol terbaik adalah *fuzzy* PID. Berdasarkan grafik hasil percobaan, *fuzzy* PID menghasilkan respon dengan sedikit osilasi dan lebih sering menyinggung *setpoint* dibandingkan metode *fuzzy* P dan *fuzzy* PI. Metode *fuzzy* P juga lebih sering mencapai pada *steady state*.

Tabel 6. Hasil pengujian dengan gangguan sudut roll

Sudut error (°)	Error min (°)	Error max (sumbu +) (°)	Error max (sumbu -) (°)	Rata-rata error (°)
0	0	2,32	-2,88	0,026
5	0,01	1,58	-1,24	0,076
10	-0,02	1,69	-3	0,285
15	-0,05	1,56	-1,98	0,145
20	0,04	2,14	-2,14	0,334



Gambar 26. Pengujian terhadap error yaw dengan variasi metode kontrol *fuzzy* P, *fuzzy* PI, dan *fuzzy* PID (a) yaw 0°, (b) yaw 5°, (c) yaw 10°, (d) yaw 15°, (e) yaw 20°

Gambar 26 menunjukkan bahwa respon sistem berturut-turut pada gangguan yaw 0°, 5°, 10°, 15°, dan 20° berhasil mempertahankan posisi yaw mendekati *set point*, meskipun osilasi yang dihasilkan cukup signifikan namun tetap mendekati nilai 0°. Dari hasil pengujian didapatkan metode kontrol terbaik adalah *fuzzy* PID. Berdasarkan grafik hasil percobaan, *fuzzy* PID menghasilkan respon dengan sedikit osilasi dan lebih sering menyinggung *setpoint* dibandingkan metode *fuzzy* P dan *fuzzy* PI. Metode *fuzzy* P juga lebih sering mencapai pada *steady state*.

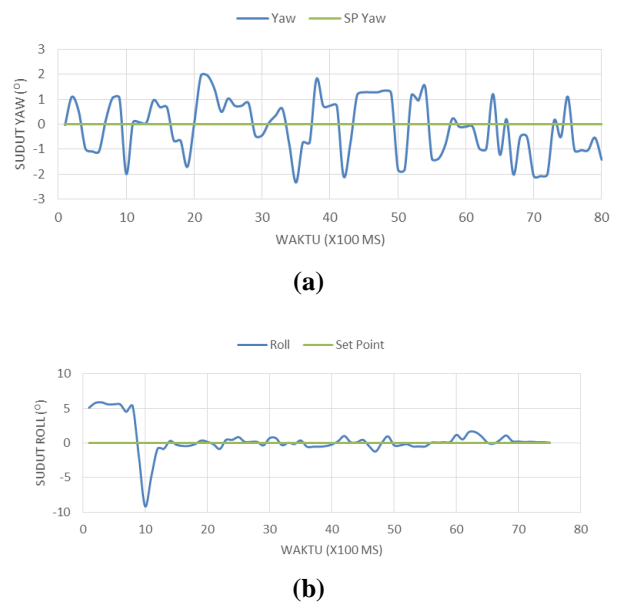
Tabel 7. Hasil pengujian dengan gangguan sudut yaw

Sudut error (°)	Error min (°)	Error max (sumbu +) (°)	Error max (sumbu -) (°)	Rata-rata error (°)
0	-0,03	1,95	-2,34	-0,30
5	-0,12	4,41	-4,34	0,2
10	0,03	1,65	-6,92	-0,93
15	0	8,82	-8,44	-0,73
20	±0,04	8,67	-5,27	-0,14

3.3. Pengujian Keseluruhan

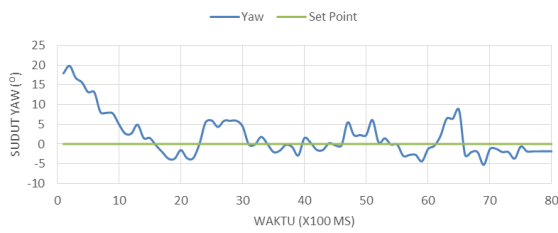
3.3.1. Pengujian Darat

Pengujian dilakukan untuk mengetahui respon sistem terhadap gangguan setelah dikenakan metode kontrol *fuzzy* PID.

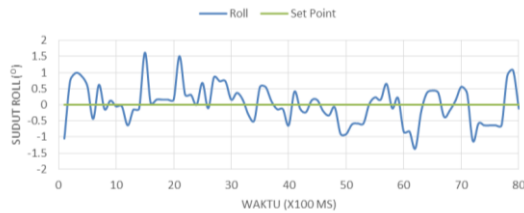


Gambar 27. Grafik *prototype hovercraft* (a) Gangguan yaw 0° (b) Gangguan roll 5°

Berdasarkan Gambar 27(a) dapat diperoleh data pada sudut yaw ketika sistem dikenakan gangguan awal 0° dan angin secara terus menerus. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan error maksimum -2,34° dan error minimum 0,01°. Pada Gambar 27(b) dapat diperoleh data pada sudut roll ketika sistem dikenakan gangguan awal 5°. Sistem memberikan respon koreksi sudut dan menghasilkan *overshoot* sebesar -9,13°. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan setelah melalui *overshoot* dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan error maksimum 1,58° dan error minimum 0,04°. Osilasi kecil ini dikarenakan kontur lantai yang tidak rata.



(a)



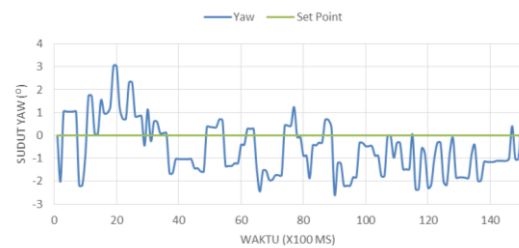
(b)

Gambar 28. Grafik *prototype hovercraft* (a) Gangguan yaw 20° (b) Gangguan roll 0°

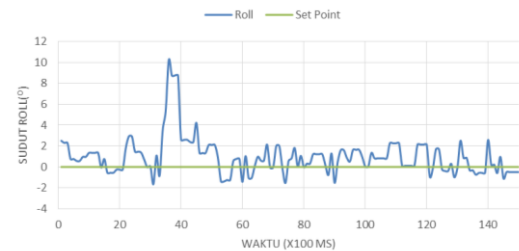
Berdasarkan Gambar 28(a) dapat diperoleh data pada sudut yaw ketika sistem dikenakan gangguan awal 20°. Kemudian sistem memberikan respon koreksi sudut dan menghasilkan *overshoot* sebesar -3,57°. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan *error* maksimum 8,67° dan *error* minimum -0,04° dan 0,04° (kotak 3). Osilasi kecil ini dikarenakan permukaan yang sedikit berkontur dan juga getaran pada motor *brushless*. Pada Gambar 28(b) dapat diperoleh data pada sudut roll ketika sistem dikenakan gangguan awal 0°. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan *error* maksimum 1,62° dan *error* minimum 0,04°.

3.3.2. Pengujian Air

Berdasarkan Gambar 29(a) dapat diperoleh data pada sudut yaw ketika sistem dikenakan gangguan awal 0° dan angin secara terus menerus. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan *error* maksimum 3,03° (kotak 1) dan *error* minimum -0,07° (kotak 2). Adapun *error* rata-ratanya berada pada nilai -0,55°. Pada Gambar 29(b) dapat diperoleh data pada sudut roll ketika sistem dikenakan gangguan awal 10°. Kemudian sistem memberikan respon koreksi sudut dan menghasilkan *overshoot* sebesar -1,38°. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan setelah melalui *overshoot* dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan *error* maksimum 2,59° dan *error* minimum 0,01°. Osilasi kecil ini dikarenakan gelombang air yang tidak konstan dan juga getaran pada motor *brushless*.

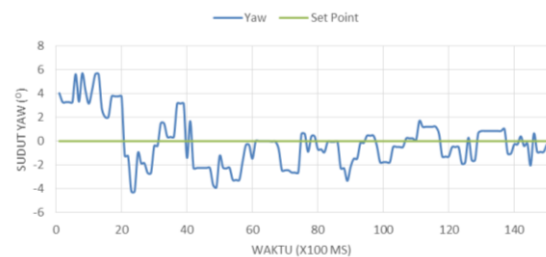


(a)

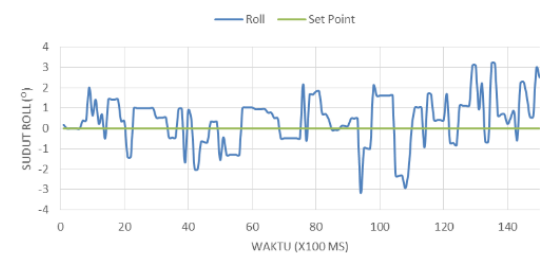


(b)

Gambar 29. Grafik *prototype hovercraft* (a) Gangguan yaw 0° (b) Gangguan roll 10°



(a)

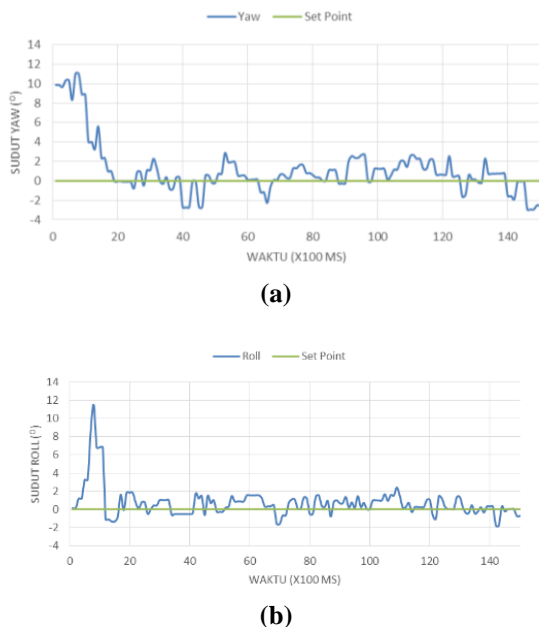


(b)

Gambar 30. Grafik *prototype hovercraft* (a) Gangguan yaw 5° (b) Gangguan roll 0°

Berdasarkan Gambar 30(a) dapat diperoleh data pada sudut yaw ketika sistem dikenakan gangguan awal 5° dan angin secara terus menerus. Kotak 1 merupakan gangguan awal 5°. Kemudian sistem memberikan respon koreksi sudut sehingga menghasilkan *overshoot* sebesar -4,22°. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan *error* maksimum -3,69° dan *error* minimum 0°. Pada Gambar 30(b) dapat diperoleh data pada sudut roll ketika sistem tidak dikenakan gangguan awal, hanya gangguan angin secara terus menerus. Sistem memberikan

respon koreksi sudut untuk mendekati *setpoint* 0°. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan dan sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan *error* maksimum 3,19° (kotak 2) dan *error* minimum 0,07° (kotak 1). Osilasi terjadi dikarenakan gelombang air yang tidak konstan dan juga getaran pada motor *brushless*.



Gambar 31. Grafik *prototype hovercraft* (a) Gangguan yaw 10° (b) Gangguan roll 10°

Berdasarkan Gambar 31(a) dapat diperoleh data pada sudut *yaw* ketika sistem dikenakan gangguan awal 10° dan angin secara terus menerus. Kemudian sistem memberikan respon koreksi sudut tanpa menghasilkan *overshoot*. Dari hasil pengujian tersebut sistem berhasil mempertahankan kestabilan dan tetap sedikit berosilasi mendekati *setpoint* dengan *error* maksimum -2,93° dan *error* minimum 0,02°. Osilasi kecil ini dikarenakan gangguan angin dan juga getaran pada motor *brushless*.

4. Kesimpulan

Implementasi kontrol *self tuning* PID dengan metode *fuzzy* pada sudut *roll* dan *yaw* berhasil menghasilkan respon yang baik terhadap pengujian di darat dan air. Pengujian akurasi sensor menghasilkan rata-rata *error* sebesar 0,59° pada sudut *roll* dan 0,264° pada sudut *yaw*. Adapun *error* maksimum pengujian di darat sebesar 8,67° pada sudut *yaw* dan 1,62° pada sudut *roll*, sedangkan pengujian di air menghasilkan *error* maksimum -3,69° pada sudut *yaw* dan 3,19° pada sudut *roll*. Nilai acuan *singleton fuzzy* diperoleh melalui rumus *Ziegler-Nichols 2* dan menghasilkan $K_p=1,32$, $K_i=0,65$, dan $K_d=0,1625$ pada sudut *yaw*. Pada sudut *roll* dihasilkan $K_p=4,9$, $K_i=3,0625$, dan $K_d=1,96$. Pengujian perbandingan metode kontrol menghasilkan bahwa metode *fuzzy* PID adalah yang terbaik dibandingkan

metode *fuzzy* P dan *fuzzy* PI. Berdasarkan hasil pengujian diketahui bahwa gangguan sudut pada proses pengujian dipengaruhi oleh kondisi lingkungan sekitar, seperti kontur permukaan darat yang tidak rata, gelombang air, dan angin.

Referensi

- [1]. Rohmanuddin, Mohammad. Preliminary Study of Hovercraft Control System. Bandung Institute of Technology.
- [2]. B.E, Okafor. Development of a Hovercraft Prototype. University of Technology Owerri-Nigeria. 2013
- [3]. I. Fatoni. Non-Linear control for Underactuated Mechanical System. Springer-Verlag London. 2002
- [4]. -----, MPU-6050 3-axis accelerometer + 3-axis gyroscope Module Data
- [5]. Setiawan, Iwan., Kontrol PID untuk Proses Industri, Elex Media Komputindo, Jakarta, 2008
- [6]. "Wikipedia," [Online]. Available: https://id.wikipedia.org/wiki/Kapal_bantalan_udara. [Diakses 9 Mei 2016].
- [7]. K. B. Flash, "STM32F103x8," no. August. pp. 1–117, 2015.
- [8]. Bejo, Agus., C&AVR Rahasia Kemudahan Bahasa C dalam Mikrokontroler ATmega8535. Graha Ilmu, Yogyakarta, 2008.
- [9]. -----, Bluetooth HC-05 Data Sheet, <http://www.linvor.com>
- [10]. Nugroho adi, Agung. Antarmuka Joystick Playstation dengan Mikrokontroler AVR menggunakan CVAVR. Laboratorium Mekatronika Jurusan Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia.