

**Purwarupa Muatan Pengontrol Sikap Satelit Nano Berbentuk Kubus Menggunakan
Reaction Wheels Dua Sumbu Berbasis PID**

*Prototype Capacity Attitude Control Cube Nanosatellite Using Reaction Wheels Two
Axis Base On PID*

M. Bayu Oktodwilavito¹, IG. Prasetya Dwi Wibawa², Edwar³

^{1,2} Prodi S1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom

³ Prodi S1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom

Jalan Telekomunikasi, Dayeuh Kolot Bandung 40257 Indonesia

¹muhamadbayu3@gmail.com, ²prasdwiwawa@telkomuniversity.ac.id,

³eduatgugel@gmail.com

Abstrak

ADCS (*Attitude Control System*) adalah salah satu sub-sistem penting yang terdapat pada sistem satelit. Subsistem ini berperan sebagai pengendali sikap satelit ketika sedang berada di orbit. ADCS terbagi menjadi 2 yaitu sistem kontrol aktif dan sistem kontrol pasif. Sistem kontrol aktif adalah sistem kontrol yang menggunakan sumber catudaya untuk bisa menggerakkan aktuator sehingga dapat menggerakkan satelit kembali ke posisi semulanya. Sedangkan untuk sistem kontrol pasif tidak memerlukan sumber catudaya tetapi hanya mengandalkan tarikan medan magnet yang terdapat di satelit. Dalam tugas akhir kali ini akan menggunakan sistem kontrol aktif sebagai pengendali satelit dan menggunakan *Reaction Wheels* sebagai aktuator yang akan digunakan.

Dalam perancang dan pengimplementasian *Reaction Wheels* di tugas akhir ini menggunakan skema *close loop* antara *reaction wheels* dan sensor MPU6050 pada media *air bearing* sebagai alat tempat uji cobanya. Sensor *gyroscope* dan *accelerometer* yang digunakan adalah jenis sensor MPU6050 yang paling sering di gunakan orang pada umumnya. Untuk permodelan pada sistem *reaction wheels* kendali PID menggunakan SIMULINK-MATLAB, kemudian dari hasil rancangan dan nilai-nilai parameter pengendalian yang terdapat pada simulasi akan digunakan sebagai nilai referensi pada pengujian yang sebenarnya dengan menggunakan media air bearing sebagai alat ujicobanya.

Dari hasil ujicoba purwarupa muatan pengontrol sikap satelit nano dengan menggunakan air bearing sebagai alat pengujiannya, didapatlah hasil kontroler P dan kontroler PI untuk sumbu roll dengan hasil kontroler P= 0.407 dengan $T_s = 1$ detik dan sudut 35 sedangkan untuk pengujian PI $T_s = 2.5$ detik dengan nilai kontroler P= 0.282, I= 2,930 dan, sudut 45 derajat. Untuk pengujian sumbu yaw dengan menggunakan nilai $K_p = 1$ $T_s = 1.5$ detik dan sudut 90 derajat, sedangkan untuk pengujian menggunakan PI dengan nilai $T_s = 2$ detik, $K_p = 0.309$, $K_i = 8.54$ dan, sudut= 45 derajat. Pengujian ini mengeluarkan nilai error yang di timbulkan oleh sistem sensor terhadap kontroler PI yang digunakan.

Kata kunci: *Reaction Wheels, kontrol sistem, PI, MPU6050*

Abstract

ADCS (*Attitude Determination and Control System*) is a very important system who is the contained in the satellite system. This sub-system have a role as satellite attitude controller while in orbit. ADCS divided into two, there is a sistem active control and pasive control. Active control is a control system that use a power source to move the actuator so that it can move the satellite back to the original position, as for the pasive control system does not require a source of power supply but the satellite just use magnetic field pull in the satellite. In the final assignment will use active control as a controller satellite and use reaction wheels as a actuator in this case.

In designing and implementing Reaction Wheels in this final project use a close loop scheme between reaction wheels and MPU6050 sensor on air bearing media as test equipment. Gyroscope sensor and accelerometer used is the type of sensor MPU6050 most often used by people in general. For modeling the reaction wheels system of PID control using SIMULINK-MATLAB, then from the design result and control parameter values contained in the simulation will be used as reference value on the actual test by using the air-bearing medium as the testing tool.

For the experimental results the prototype of the nano satellite behavior controller by using the air bearing as a test device, obtained the result of P controller and PI controller for the roll axis with the result of controller $P = 0.407$ with $T_s = 1$ sec and angle 35 for PI test $T_s = 2.5$ seconds with the controller values $P = 0.282$, $I = 2.930$ and, the angle is 45 degrees. For test yaw axis by using K_p value = 1 $T_s = 1.5$ seconds and angle 90 degree, while for testing using PI with value $T_s = 2$ sec, $K_p = 0.309$, $K_i = 8.54$ and, angle = 45 degree. This test issues errors generated by the sensor system against the PI controller used.

Key word: Reaction Wheels, kontrol sistem, PI, MPU6050

1. Pendahuluan

Satelit nano adalah satelit dengan ukuran yang mempunyai berat kurang dari 10 kilogram[1]. Satelit nano biasanya ditempatkan pada orbit yang paling dekat dengan permukaan bumi yaitu orbit LEO (*Low Earth Orbit*) yang memiliki ketinggian 200-3000 km di atas permukaan bumi. Saat ini penelitian tentang satelit nano sedang banyak dilakukan di kalangan mahasiswa dikarenakan pengaplikasiannya tidak terlalu susah dan pembiayaan satelit nano sendiri lebih murah dari pembiayaan satelit besar pada umumnya.

Didalam satelit nano sendiri terdapat 4 bagian subsistem untuk mendukung kerja sistem dari satelit nano itu sendiri yaitu, EPS, ADCS, RF, dan OBDH[2]. Pada tugas akhir ini membahas tentang satu sub-sistem satelit nano yaitu ADCS sebagai pengontrol sikap satelit nano. ADCS (*Attitude Control System*) adalah sebuah pengontrol sikap yang berfungsi untuk mempertahankan sikap pada satelit nano. Hal ini bertujuan agar posisi kamera pada satelit nano tetap bisa menunjuk ke bumi atau menunjuk ke arah objek yang diinginkan.

Untuk sub-sistem adcs satelit nano digunakan jenis *body stabilized* atau yang disebut juga dengan *three axis control* untuk sistem kontrol satelitnya, dimana terdapat tiga sumbu yaitu pitch, yaw, dan roll guna untuk mengendalikan sikap pada satelit tersebut[3]. Untuk dapat menggerakkan ketiga sumbu tersebut kembali ke sikap semula digunakan sebuah aktuator reaction dan sensor IMU sebagai feedback dari sistem tersebut.

Reaction wheel adalah aktuator aktif yang tersusun atas *fly wheel* yang melekat pada aktuator berupa motor DC. *Reaction wheel* sangat berguna ketika satelit akan berputar jauh dari sudut *zero gravity* maka ia akan kembali ke sudut tetap atau *zero gravitasi*[4]. *Reaction wheel* memiliki tiga sumbu yaitu sumbu X yang akan menjadi sudut *Roll* atau mengarah pada pergerakan orbit satelit, Y yang akan menjadi sudut *Pitch* atau mengarah pada keseimbangan sistem satelit, dan Z yang akan menjadi sudut *Yaw*. Untuk bisa menggerakkan ketiga sumbu tersebut diperlukan sebuah sensor giroskop dan *accelerometer* untuk bisa menyesuaikan sikap pada satelit tersebut.

Untuk penelitian kali ini penulis membuat sebuah prototipe satelit nano berbentuk kubus dengan dua sumbu menggunakan *fly wheel* yang melekat pada motor DC brushless sebagai aktuatornya. Kemudian penulis menggunakan sensor MPU6050 sebagai sensor IMU yang akan menggerakkan satelit tersebut kembali ke sikap semula. kemudian digunakan sebuah metode kendali PI sebagai penerapan kontrolnya. Untuk media percobaan *hardware*, penulis menggunakan *air bearing* sebagai alat untuk ujicoba nya.

2. Dasar Teori

2.1 Satelit

Satelit adalah benda yang mengelilingi sebuah planet dan dapat dibedakan dari ukuran dan orbit yang dia gunakan. Pada dasarnya hampir setiap planet memiliki satu buah satelit bahkan lebih. Satelit dapat dibedakan menjadi dua bagian yaitu satelit alam dan satelit buatan. Untuk satelit alam sudah terbentuk sejak terbentuknya alam semesta ini, sedangkan untuk satelit buatan merupakan hasil dari karya tangan manusia yang dibuat sesuai kebutuhan yang diperlukan. untuk Satelit buatan dapat dikategorikan dalam berbagai bentuk, massa dan ukuran.

Masing-masing satelit buatan mempunyai letak orbitnya masing masing, yaitu untuk satelit di orbit LEO (Low Earth Orbit) ialah orbit yang paling dekat dengan bumi dan memiliki jarak 200-3000 km dari permukaan bumi dengan periode mengorbit selama 1.5 jam, kemudian untuk satelit dengan orbit MEO (Medium Earth Orbit) memiliki jarak 10000 km diatas permukaan bumi dengan periode mengorbit selama 5-12 jam, dan yang terakhir satelit dengan menggunakan orbit GEO (Geostationary Earth Orbit) memiliki ketinggian 35.800 km diatas permukaan bumi dengan periode mengorbit .selama 23.59 jam[5].

Tabel I-1 Ukuran Satelit [1]

Kategori	Massa (kg)
Satelit Femto	<0.1
Satelit Piko	0.1-1
Satelit Nano	1-10
Satelit Mikro	10-100
Satelit Mini	100-500
Satelit ukuran medium	500-1000
Satelit besar	>1000

2.2 ADCS

ADCS (*Attitude Determination and Control system*) adalah sebuah pengontrol sikap satelit yang berfungsi untuk mempertahankan sikap pada satelit. Pada dasarnya pengontrol sikap satelit terdiri dari 4, yaitu: *spin stabilized*, *grafity gradient*, *three axis control*, dan *formation flight* [3]. tetapi hanya *spin stabilized* dan *three axis control* yang sering digunakan untuk kontrol sikap pada satelit, itu dikarenakan sifat dari kedua metode tersebut tidak jauh berbeda, yaitu untuk *spin stabilized* ialah berputar dengan menggunakan sebuah motor listrik yang dipasang sesuai arah *bodynya* yaitu searah dengan ketika kita menggelengkan kepala dengan dibantu oleh *jet gas* kecil yang di pasang di sekitaran *bodynya*, sedangkan untuk *three axis stabilized* menggunakan tiga sumbu putar yaitu *pitch*, *yaw*, dan *roll*, bila ketiga sumbu itu stabil maka dapat dinamakan dengan *body stabilized* seperti pada gambar II-1 dibawah ini. Untuk tugas akhir ini akan membahas tentang adcs yang menggunakan *body stabilized* atau yang disebut juga dengan *three axis stabilized*.

2.3 Reaction Wheels

Reaction wheel adalah aktuator aktif yang tersusun atas *fly wheel* yang melekat pada aktuator berupa motor DC[6]. Tujuan dari reaction wheel ini untuk mengatur gerak rotasi satelit yang digerakan oleh aktuator sehingga satelit dapat bergerak ke sikap masukannya. Aktuator ini berkerja berdasarkan seberapa besar sudut yang diberikan maka aktuator akan bergerak dengan mengandalkan kecepatan putar dan torsi yang besar. Berikut adalah reaction wheel yang tersusun dalam beberapa bagian, sebagai berikut:

1. *Motor DC brushless* (BLDC), berfungsi sebagai penghasil kecepatan putar dan torsi pada *flywheel* untuk bisa menggerakan posisi satelit,
2. *Elektronik Speed Control* (ESC), berfungsi sebagai pengatur kecepatan yang dihasilkan oleh motor DC brushless,
3. *Flywheel*, berfungsi sebagai penyimpan dan penghasil momentum sudut.

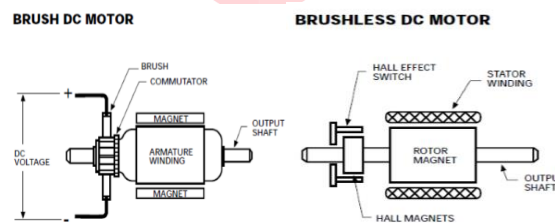
2.3 Motor Brushless (BLDC)

Motor adalah komponen terpenting dari reaction wheel sebagai aktuator penggerakannya. Motor berfungsi sebagai penghasil percepatan sudut pada muatan yang diberikan oleh *flywheel*. Dari beberapa jenis motor yang ada dipasaran motor yang memungkinkan untuk dipakai sebagai aktuator reaction wheels adalah motor DC brush dan motor DC brushless. Untuk motor tipe brush didalam kontruksinya terdapat magnet permanen yang ditempatkan sebagai stator dan brushes yang berfungsi sebagai rotor sedangkan untuk motor brushless memiliki kontruksi magnet permanen pada

rotornya dan tidak menggunakan brush. Adapun konstruksi kedua jenis motor dan perbandingan kedua jenis motor bisa dilihat pada gambar II-2 dan tabel II-1.

Tabel II-1 Perbandingan Brush dan Brushless

Brushed Motor	Brushless Motor
Biaya/ Harga relatif lebih murah	Biaya/Harga relatif lebih mahal
Tidak membutuhkan Electric Controller	Membtuhkan electric controller
Membutuhkan maintenance secara berkala	Lebih awet hanya sesekali membutuhkan maintenance
Kecepatan lebih rendah	Kecepatan lebih tinggi
Kecepatan motor kurang efisien	Kecepatan motor lebih efisien
Suara putaran lebih berisik	Putaran tidak terlalu berisik
Bagian coil yang berputar	Bagian magnet yang berputar



Gambar II-2 Kontruksi motor DC brush dan brushless

Dari perbandingan perbandingan yang telah kita lihat di tabel dan gambar maka dipilihlah motor tipe brushless untuk aktuator reaction wheels selain torsi yang dihasilkan lebih besar motor brushless dipilih karena memiliki performa yang baik dan memiliki reliabilitas tinggi,long-life, dan bebas perawatan untuk diterapkan di satelit sangat cocok .

2.4 Desain Mekanik Flywheel

Untuk membuat *reaction wheel* dapat berkerja didalam prototipe satelit nano maka kita harus membuat desain sebuah *flywheel* yang memenuhi spesifikasi sehingga dapat memberikan pengaruh kontrol yang signifikan terhadap sistem satelit.

Untuk mendesain *flywheel* kita harus membuat supaya *flywheel* tersebut mampu menyimpan setengah kali momentum sudut total sistem satelit. Hal ini diperlukan agar RW mampu memutar dari keadaan statik menuju keadaan *steady state*.

$$h_{flywheel} = \frac{1}{2} h_{sistem}$$

Dimana:

$h_{flywheel}$ = momentum sudut flywheel

h_{sistem} = momentum sudut sistem

Untuk mendapatkan nilai momen inersia yang penulis buat, penulis menggunakan software solidwork untuk mendapatkan nilai tersebut. Diperolehlah momen inersia dari flywheel sebesar 0.55 kg/m^2 dengan massa 113.48g.

2.5 ESC (Electronic Speed Control)

elektronik atau sebuah sirkuit elektronik mempunyai beberapa variasi outputan arus untuk kecepatan sebuah motor listrik. ESC yang sering digunakan adalah model dikendalikan radio bertenaga listrik, dengan varietas yang paling sering digunakan untuk motor *brushless* dasarnya memberikan tiga fase listrik sumber tegangan rendah elektronik yang dihasilkan energi untuk motor.

2.6 PID

PID adalah kontroler untuk menentukan presisi sistem instrumentasi dengan adanya umpan balik pada sistem tersebut. Pengontrol PID merupakan pengontrolan konvensional yang banyak dipakai dalam dunia industri. Pengontrol PID terbagi menjadi tiga yaitu kontrol proporsional, kontrol integratif, dan kontrol derivatif[10].

2.6.1 Kontrol Proporsional

Penambahan kontrol proporsional dapat membuat keluaran sistem lebih cepat mencapai *setpoint*. Dalam hal ini kontrol proporsional dapat memperbaiki rise time dan settling time dari sebuah sistem.

$$u(t) = K_p e(t)$$

2.6.2 Kontrol Integral

Kontrol integral digunakan untuk menghilangkan nilai offset yang biasanya dihasilkan oleh kontrol proporsional. Pemilihan nilai KI harus sesuai agar sistem tetap stabil dan tidak berosilasi.

$$u(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau$$

2.6.3 Kontrol Derivatif

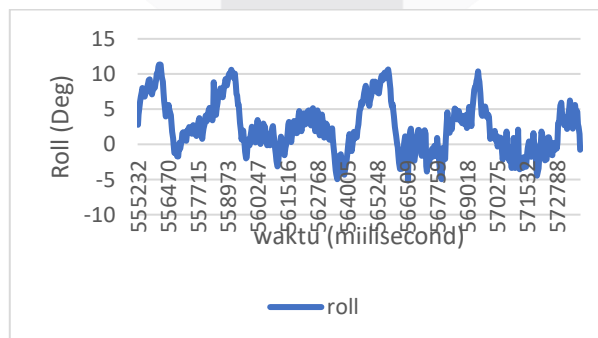
Kontrol derivatif dapat merespon perubahan error aktuator aktuator dan dapat menghasilkan koreksi yang signifikan sebelum magnitudenya menjadi besar.

$$u(t) = K_d \frac{d e(t)}{dt}$$

3.1 Hasil Percobaan dan Analisis

3.1.1 Pengujian terhadap sensor MPU6050

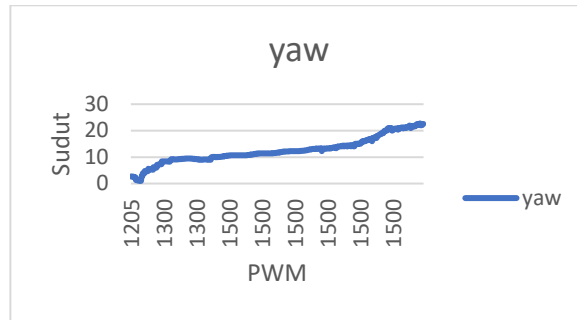
Untuk mengetahui sensor ini dapat berkerja dengan baik atau tidak, penulis melakukan pengujian terhadap output yang penulis gunakan, dengan memprogram sensor mpu6050 dan motor dc brushless di mikrokontroler arduino uno kemudian mikrokontroler akan memproses kecepatan motor yang akan membuat prototipe bergerak dan sensor MPU6050 akan mulai melakukan pengukuran terhadap pergerakan prototipe. dan selanjutnya data yang keluar akan dirubah dalam bentuk grafik dapat dilihat seperti gambar IV-1 dan gambar IV-2 dibawah ini:



Gambar IV-1. Respon sensor MPU6050 terhadap sumbu roll

Bisa kita lihat Gambar IV-1 menunjukkan respon sensor MPU6050 terhadap sumbu roll menunjukkan pada saat motor berputar di kecepatan 1200 sampai 1300 tidak menunjukkan grafik yang signifikan, itu dikarenakan kecepatan dan torsi yang dihasilkan motor tidak terlalu besar, tetapi jika kita lihat pada saat motor di tambah kecepatan menjadi 1500 pwm keluaran yang di hasilkan sensor

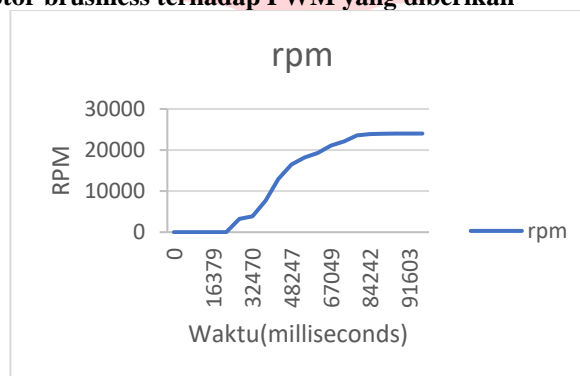
pun menunjukkan hasil yang besar, bisa kita lihat bahwa terjadi noise yang besar, itu dikarenakan ada pengaruh kecepatan motor terhadap kinerja sensor.



Gambar IV-2 Respon sensor MPU6050 terhadap sumbu yaw

Kemudian pada Gambar IV-2 menunjukkan respon sensor MPU6050 terhadap sumbu yaw menunjukkan pada saat motor berputar di kecepatan 1300 sampai 1500 grafik terlihat menunjukkan tetap naik terus terhadap sumbu yang digunakan tetapi masih ada noise kecil itu dikarenakan kinerja motor yang berkerja mempengaruhi kinerja sensor yang berkerja.

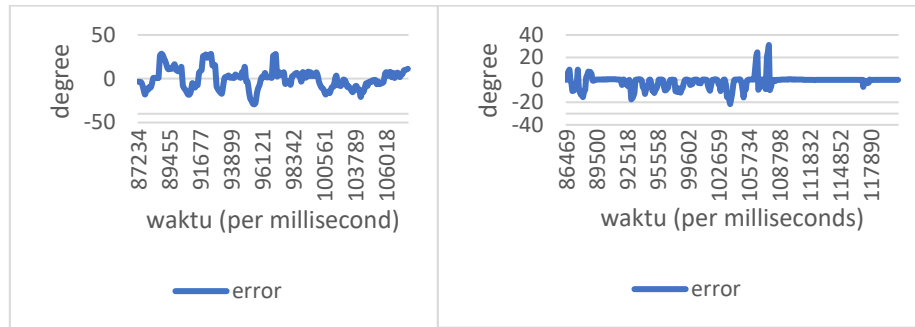
3.1.2 Pengujian motor brushless terhadap PWM yang diberikan



Gambar IV-3. Gambar inputan Pwm terhadap keluaran RPM

Bisa kita lihat pada gambar IV-3 pwm yang di hasilkan motor brushless adalah keluaran mikroseconds pada kodingan arduino, karena sifat driver ESC yang sama dengan motor servo. Sinyal kontrol servo normal antara 1000 dan 2000 mikro yang lebarnya dikirim setiap 20.000 microsec atau 50 kali per detik. Dan bisa kita ketahui ESC yang dippakai oleh motor brushless sebagai drivernya sudah memiliki kontroler sendiri sehingga kecepatan yang dihasilkan oleh motor akan tetap nilainya walaupun kecepatan motor yang berbeda beda. Grafik menunjukkan ketika motor diberikan inputan pwm sebesar 700 motor belum menunjukkan respon, itu dikarenakan spesifikasi motor dan driver yang digunakan sangat besar, ketika motor dikasih inputan pwm sebesar 1205 motor mulai bergerak sampai inputan pwm dkasih 1500.

3.1.3 Pengujian gerakan terhadap sumbu Roll dan Yaw dengan menggunakan kontrol P dan PI

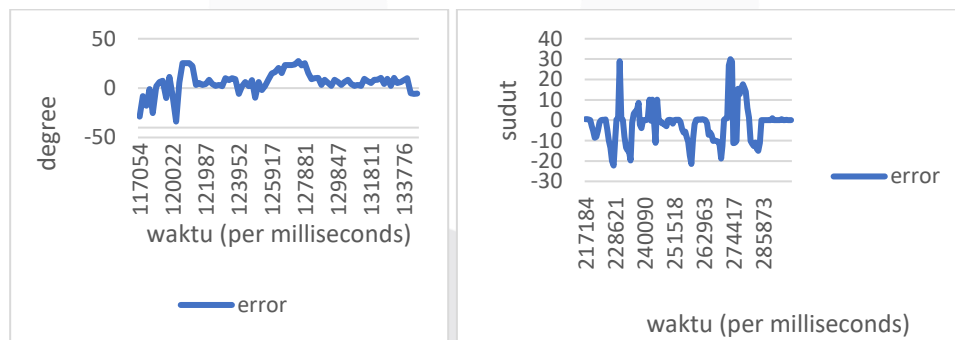


(a)

(b)

pada gambar a merupakan pengujian menggunakan hardware, bisa kita amati bahwa gambar grafik diatas tidak mencapai nol dan terus berosilasi, hal ini dikarenakan jika hanya menggunakan kontroler P maka nilai dari P itu sendiri akan terus bernilai sebanding (proportional) dengan variable error sistem ($P=K_p \cdot \text{error}$). Hal tersebut sesuai dengan sifat kontroler proportional yaitu memberikan efek pengurangan rise time tetapi tidak menghilangkan error nya.

Pada gambar b diatas adalah gambar pengujian dengan menggunakan hardware yang diberi kontroler proportional-Integral. menggunakan nilai parameter K_p dan K_i sebesar $K_p=0.282$ dan $K_i=2.930$. Bisa diamati bahwa gambar grafik diatas masih berosilasi dan menimbulkan noise yang lumayan besar, ketika data menunjukan ke angka 956 kondisi mencapai titik stabil yaitu di nilai error nol walaupun masih terdapat sedikit noise. Dan hal ini dikarenakan adanya kontroler I yang mampu menghilangkan nilai errornya walaupun masih ada sedikit noise. Sudut yang diberikan di uji coba kali ini adalah 45 derajat. Bisa dilihat overshoot setelah sistem ini diberikan error tidak sebesar overshoot dari sistem yang hanya menggunakan kendali proportional. Hal tersebut sesuai dengan sifat kontroler proportional-integral yang memberikan efek penabahan rise time tetapi mampu menghilangkan error nya.



(c)

(d)

Pada gambar c diatas merupakan gambar grafik pengujian dengan menggunakan kontroler proportional. Dengan menggunakan nilai parameter K_p sebesar 1. Bisa diamati bahwa gambar respon IV-6 diatas tidak mencapai nilai nol dan terus berosilasi, hal ini dikarenakan jika hanya menggunakan kontroler P maka nilai P itu sendiri akan terus bernilai sebanding (proporsional) dengan variable error sistem ($P=K_p \cdot \text{error}$).Hal tersebut sesuai dengan sifat kontroler proporsional yaitu memberikan efek pengurangan rise time tetapi tidak menghilangkan error nya.

Gambar d diatas adalah gambar grafik pengujian dengan menggunakan kontroler proportional-Integral. Dengan menggunakan nilai parameter K_p dan K_i sebesar $K_p=0.309$ dan $K_i=8.54$. Bisa diamati bahwa gambar grafik diatas lebih baik dari ts yang bernilai 1.5 detik.

Hal tersebut sesuai dengan sifat kontroler proporsional yaitu memberikan efek pengurangan rise time tetapi tidak menghilangkan error nya. Gambar IV-7 diatas memperlihatkan jika error yang diberikan sebesar 45 derajat, maka nilai output sistem akan selalu menuju ke nilai referensi error tersebut walaupun masih terdapat noise yang besar.

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil pengujian dan analisis sistem yang dibuat penulis, dapat menyimpulkan bahwa :

1. Dalam Pengujian tugas akhir ini digunakan kontroler PI untuk mencapai kestabilan yang diinginkan, karena jika kita memakai kontroler proportional maka semakin besar error maka semakin besar juga sinyal kendali yang dihasilkan oleh kontroler, sedangkan jika kita hanya menggunakan kontroler I maka semakin besar error maka semakin cepat sinyal kontrol bertambah/berubah. Jika keduanya digabungkan maka sinyal akan teredam dan error akan menuju ke titik 0 dan kontroler pun akan semakin stabil.
2. Dari hasil pengujian sensor MPU6050 bisa disimpulkan bahwa noise masih terlihat pada saat sistem berkerja, itu dikarenakan adanya gangguan terhadap sensor MPU6050 ketika motor sedang beroperasi.
3. Dalam hasil pengujian pada sumbu roll didapatkan nilai parameter untuk percobaan pertama $K_p = 0.407$ yang berkerja dengan $T_s = 1$ detik bisa dilihat bahwa hasil dari pengujian tidak mencapai titik 0 dia akan terus berosilasi. Sedangkan untuk percobaan kedua $K_p = 0.282$ dan $K_I = 2.930$ bisa dilihat bahwa walaupun terjadi error sistem akan terus stabil dan error yang ada pun menuju ke titik 0 derajat.
4. Dalam hasil pengujian pada sumbu yaw didapatkan nilai parameter untuk percobaan pertama $K_p = 1$ yang berkerja dengan $T_s = 1.5$ detik bisa dilihat bahwa hasil dari pengujian tidak mencapai titik 0 dan terus berosilasi. Sedangkan untuk percobaan kedua $K_p = 0.309$ dan $K_I = 8.54$ dan $t_s = 2$ detik bisa dilihat bahwa walaupun terjadi error sistem akan terus stabil dan error yang ada pun menuju ke titik 0 derajat.

Daftar Pustaka

- [1] Buchen, Elizabeth. DePasquale, Dominic. 2014. Nano/Microsatellite Market Assessment. Atlanta. SpaceWorks Enterprises, Inc.
- [2] Prabowo, Gunawan setyo. Kuswandi, Son. Pitowarno, Endra. Hendrantoro, Gamantyo. Poetro, Radanto Eko. Asvial, Muhammad, Putra, Agfianto Eko. Priyambodo, Tri Kuntoro. 2014. Linusat-1: The 1 Indonesia Inter-University Nano-Satellite For Research and Education. Bogor. Lapan.
- [3] Oliver L, De Weck. 2001. Attitude Determination and Control. Cambridge. MIT.
- [4] Budiharto, Widodo. 2013. Robotika Modern- Teori dan Implementasi (Edisi Revisi). Jakarta: Penerbit Andi.
- [5] <http://www.rohmattullah.student.telkomuniversity.ac.id>
- [6] Mayditia, Hasan. 2011. Perancangan dan Implementasi Pengendali Sistem Attitude Inersial Satu Sumbu Menggunakan Reaction Wheels dan Girooskop Mems. Depok. Universitas Indonesia.
- [7] Outrunner Motor. 2014. Cheetah A1510 Brushless Outrunner. www.BPhobbies.com., diakses tanggal 27 desember 2017.
- [8] Reaction Wheels. 2009. www.indiamart.com., diakses tanggal 30 januari 2018.
- [9] 4X XXD HW30A Brushless Motor ESC for Iarplane Quadcopter. 2017. <https://alexnld.com>., diakses tanggal 05 september 2017.
- [10] MPU6050 Accelerometer+Gyro. <https://playground.arduino.cc/Main/MPU6050>., diakses tanggal 03 januari 2018.
- [11] Arduino Uno. <http://store.arduino.cc>., diakses tanggal 03 januari 2018.
- [12] Karl Johan Astrom, Control System Design, Department of mechanical and Environmental Engineering University of California, 2002.
- [13] J.C Basilio and S.R Matos, "Design of PI and PID controllers with transient performance spicication", IEE Transactions on Education. Volume 45, No.4. November 2002.