

PERANCANGAN DAN IMPLEMENTASI ADCS (ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SYSTEM) PADA SATELIT NANO MENGGUNAKAN REACTION WHEEL

DESIGN AND IMPLEMENTATION ADCS (ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SYSTEM) FOR NANO SATELLITE USING REACTION WHEEL

Nanda Wiratama Putra¹, Erwin Susanto², Budi Syihabuddin³

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

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

Jalan Telekomunikasi, Dayeuh Kolot Bandung 40257 Indonesia

nandawp@students.telkomuniversity.ac.id, erwinelektro@telkomuniversity.ac.id, bsa@telkomuniversity.ac.id

bsa@telkomuniversity.ac.id

ABSTRAK

ADCS (Attitude Determination and Control System) merupakan salah satu sistem yang penting pada satelit nano. Sistem ini berfungsi untuk mengendalikan sikap dari satelit nano. Pengontrolan sikap bertujuan untuk mempertahankan orientasi sudut. Aktuator yang biasa digunakan adalah *reaction wheels* atau *magnetic torque*.

Pada tugas akhir ini penulis akan merancang dan mengimplementasikan penggunaan *reaction wheel* sebagai aktuator ADCS pada satelit nano. Alasan pemilihan *reaction wheels* adalah karena penggunaan *reaction wheels* lebih akurat dalam mempertahankan orientasi sudut yang diinginkan dibandingkan dengan *magnetic torque*. Putaran *reaction wheels* dimanfaatkan untuk menggerakkan satelit nano hingga mencapai sudut yang sudah diatur.

Untuk mengetahui perubahan sudut satelit nano, digunakan sensor *accelerometer* dan *gyroscope* yang digabungkan dengan kalman filter. Setelah mendapat nilai pembacaan yang baik, data akan diproses dengan Kontrolir PID untuk mengatur arah dan kecepatan *reaction wheels* agar dapat mempertahankan orientasi sudut satelit nano. Dari hasil percobaan kalman filter dan PID, diperoleh nilai parameter kalman filter yang optimal adalah $Q_{\text{accelerometer}} = 0,001$; $Q_{\text{gyroscope}} = 0,003$ dan $R_{\text{pengukuran}} = 0,03$ dengan Parameter PID, $K_p = 4,0$; $K_i = 0,5$ dan $K_d = 2,0$.

Kata kunci : ADCS , Reaction Wheels, Kalman filter, PID

ABSTRACT

ADCS (Attitude Determination and Control System) is one of the important systems in nano satellites. This system serves to control the attitude of nano satellites. The purpose of attitude control is to maintain the angular orientation. Usually *reaction wheels* or *magnetic torque* is used to control the nano satellites attitude.

In this final project the author will design and implement the ADCS of nano satellites using *reaction wheels* as actuators. The reason of choosing *reaction wheels* is because the *reaction wheels* more accurate to maintain the angular orientation compared with the *magnetic torque*. The spin of *reaction wheels* is used for moving the nano satellites until it reach the angle that set at first.

To get angle from nano satllites, used *accelerometer* and *gyroscope* sensor that combine using kalman filter. After getting good value from it, the data will be processed by the PID Controller to set the direction and speed of *reaction wheels* to maintain the angular orientation of nano satellites. From the experimental of Kalman filter and PID, obtained the optimal parameter values of Kalman filter are $Q_{\text{accelerometer}} = 0.001$; $Q_{\text{gyroscope}} = 0.003$ and $R_{\text{pengukuran}} = 0.03$ and PID parameters are, $K_p = 4.0$; $K_i = 0.5$ and $K_d = 2.0$.

Key Word : ADCS, Reaction Wheels, Kalman Filter, PID

1. Pendahuluan

Satelit nano merupakan satelit dengan ukuran yang kecil dan berat kurang dari 50 kilogram^[1]. Satelit ini menjadi penting untuk mengeksplorasi ruang angkasa dan juga observasi bumi dari ruang angkasa. Satelit nano merupakan cara baru untuk pemanfaatan ruang angkasa terutama bagi golongan non-pemerintah.

Satelit memiliki orbit sesuai dengan fungsinya. Untuk satelit nano sendiri memiliki jenis orbit *LEO*. *LEO (Low Earth Orbit)* merupakan orbit yang memiliki ketinggian 200-3000 km di atas permukaan bumi. Satelit yang mengorbit di *LEO* harus memiliki yang tinggi agar tidak terlempar ke atmosfer.

Pada satelit nano sendiri memiliki blok diagram sistem yang cukup banyak yaitu *APRS*, *TTC*, *OBDH*, *ADCS*, *RSPL*. Setiap blok memiliki fungsinya masing masing. Disini penulis akan merancang dan mengimplementasikan salah satu dari blok diagram pada satelit nano. Blok yang akan penulis rancang adalah pada blok *ADCS* (*Attitude Determination and Control System*). Fungsi dari *ADCS* adalah sebagai kontrol sikap dari satelit nano. Maksud dari kontrol sikap adalah untuk mempertahankan posisi sudut rotasi terhadap satelit nano itu sendiri. Hal ini bertujuan agar posisi kamera pada satelit nano bisa tetap menunjuk ke bumi atau menunjuk ke arah yang diinginkan.

ADCS (*Attitude Determination and Control System*) memiliki beberapa aktuator antara lain *reaction wheel*, *magnetic torque* dan gas. Setaip jenis aktuator ini memiliki kelebihan dan kekurangannya masing masing. *Reaction wheel* memiliki akurasi yang baik, namun lebih boros dalam penggunaan daya listrik. *Magnetic torque* memiliki akurasi kurang baik jika dibandingkan dengan *reaction wheel*, namun pemakaian daya listriknya lebih irit. Sedangkan gas memiliki akurasi yang baik namun jika persediaan gas habis maka tidak bisa isi kembali. Pada tugas akhir ini penulis akan memilih untuk menggunakan *reaction wheel* sebagai aktuator untuk satelit nano, karena memiliki tingkat akurasi yang baik. *Reaction wheel* ini nantinya akan mengendalikan rotasi dan sudut kemiringan dari satelit nano sehingga satelit nano tersebut bisa menunjuk ke arah objek yang akan diawasi. Untuk mengendalikan satelit nano, *reaction wheel* akan berputar dengan kecepatan dan arah yang sesuai dengan arah yang diinginkan. Untuk memperoleh sudut yang diinginkan penulis menggunakan sensor *gyroscope* dan *accelerometer* yang dikombinasikan dengan kalman filter sebagai umpan balik sistem. Nilai keluaran dari kedua sensor tersebut akan diolah pada mikrokontroler dengan kontroler PID. Nilai keluaran dari PID akan digunakan sebagai nilai *PWM* (*Pulse With Modulation*) untuk mengendalikan putaran dari *reaction wheel*.

2. Dasar Teori

2.1 Satelit nano

Satelit nano merupakan jenis satelit *GEO* yang memiliki massa dan ukuran yang lebih kecil jika dibandingkan dengan satelit pada umumnya. Massa dari satelit nano sendiri biasanya sekitar 1 kilogram sampai 10 kilogram. Satelit nano biasanya ditempatkan pada orbit yang paling dekat dengan permukaan bumi yang biasa disebut dengan *LEO* dan diluncurkan pada sebuah grup yang disebut “*swarms*”. Beberapa satelit nano juga ada yang ditempatkan pada orbit yang berbentuk eliptik^[2].

Sekarang ini penelitian tentang satelit nano menjadi semakin marak. Hal ini terjadi karena biaya pembuatan lebih murah, biaya peluncuran lebih murah, kemudahan produksi masal dan kemudahan peluncuran secara bersamaan “*piggyback*” dengansatelit yang lebih besar. Satelit nano biasanya digunakan sebagai alat untuk observasi bumi.

2.2 *ADCS* (*Attitude Determination and Control System*)

Attitude Determination and Control System adalah sebuah sistem kontrol yang bertujuan untuk mengendalikan orientasi sebuah objek. Sistem ini digunakan untuk mengendalikan keadaan objek terhadap kerangka atau sumbu acuan dari bidang tertentu, contohnya bidang x,y dan z. Tujuannya adalah agar objek yang dikendalikan bisa mempertahankan keadaan posisinya terhadap bidang acuan yang sudah ditentukan, meskipun objek tersebut terus bergerak dan mendapat gangguan dari luar sistem.

2.3 *Reaction Wheel*

Reaction wheel merupakan sebuah roda yang melekat pada motor listrik yang digunakan terutama oleh satelit untuk kontrol sikap. *Reaction wheel* ini dipilih karena tidak menggunakan bahan bakar atau perangkat reaksi lainnya. *Reaction wheel* sangat berguna ketika satelit akan berputar dengan sudut yang tidak terlalu besar, contohnya untuk menjaga agar posisi sudut tetap berada pada posisi awal yang sudah ditentukan. *Reaction wheel* juga mengurangi penggunaan bahan bakar pada satelit, karena hanya memanfaatkan perputaran motor listrik yang melekat pada roda. Ketika kecepatan atau sudut rotasi satelit berubah maka secara otomatis satelit harus melawan rotasi tersebut secara bertahap agar bisa menyesuaikan kembali dengan pengaturan awal. *Reaction wheel* hanya bisa memutar satelit disekitar pusat masanya saja dan tidak bisa membuat satelit tersebut berpindah dari satu titik ke titik lainnya.

Dalam implementasinya *reaction wheel* menggunakan motor yang khusus, yaitu memiliki putaran yang halus dengan torsi yang cukup tinggi. Dalam penerapannya *rection wheel* biasanya dipasang dengan 3 arah, yaitu sesuai sumbu x, y dan z. Perubahan kecepatan dan arah putarannya biasanya diatur otomatis berdasarkan data yang diambil oleh sensor dan telah diolah di dalam sebuah mikrokontroler maupun komputer.

2.4 *Gyroscope*

Gyroscope adalah sebuah perangkat yang digunakan untuk mengukur atau mempertahankan orientasi dari sebuah objek. *Gyroscope* merupakan sebuah roda berat yang berputar pada jari-jarinya. Sebuah *gyroscope* mekanis terdiri dari sebuah roda yang diletakkan pada sebuah bingkai. Roda ini berada di sebuah batang besi yang disebut dengan poros roda (*spin axis*). Ketika *gyroscope* digerakkan, maka ia akan bergerak mengitari

porosnya. Poros tersebut terhubung dengan lingkaran-lingkaran yang disebut gimbal. Gimbal tersebut juga terhubung dengan gimbal lainnya pada dasar lempengan. Jadi saat piringan itu berputar, unit *gyroscope* itu akan tetap menjaga posisinya seperti pada saat pertama kali *gyroscope* diputar. *Gyroscope* memiliki output yang peka terhadap kecepatan sudut dari arah sumbu x yang nantinya akan menjadi sudut phi (*roll*), dari sumbu y nantinya menjadi sudut theta (*pitch*), dan sumbu z nantinya menjadi sudut psi (*yaw*).

2.5 Accelerometer

Accelerometer adalah perangkat yang berfungsi untuk mengukur akselerasi. Akselerasi yang diukur dengan *accelerometer* belum tentu memiliki laju perubahan velositas. Sebaliknya, *accelerometer* mendapatkan akselerasi yang dimaksud dengan fenomena berat yang dialami oleh uji massa pada kerangka acuan perangkat *accelerometer*. Sebagai contoh, *accelerometer* di permukaan bumi akan mengukur akselerasi $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ lurus ke atas karena beratnya. Sebaliknya, *accelerometer* jatuh bebas ke bumi mengukur nol untuk akselerasinya.

2.6 PID^[3]

PID merupakan kontrolir yang tersusun dari kontrolir proporsional, kontrolir integral, dan kontrolir derivatif. Kontrolir PID merupakan kontroler yang sederhana dan terbukti handal untuk meningkatkan performansi sistem.

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.

$$() \quad ()$$

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.

$$() \quad \int \quad ()$$

2.6.3 Kontrol Derivatif

Kontrol derivatif dapat mereaspon perubahan *error* aktuator dan dapat menghasilkan koreksi yang signifikan sebelum magnitudo *error* aktuatornya menjadi besar.

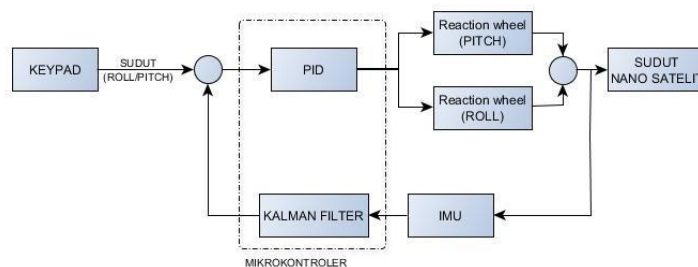
$$() \quad \frac{d}{dt} \quad ()$$

2.7 Kalman Filter

Pada tahun 1960, R.E Kalman menerbitkan sebuah makalah yang berisi tentang solusi rekursif untuk *filtering* data diskrit^[4]. Kalman filter sendiri merupakan sebuah estimator yang handal yang bisa diterapkan diberbagai macam sistem selama sistem tersebut dapat dimodelkan^[5].

3. Perancangan Sistem

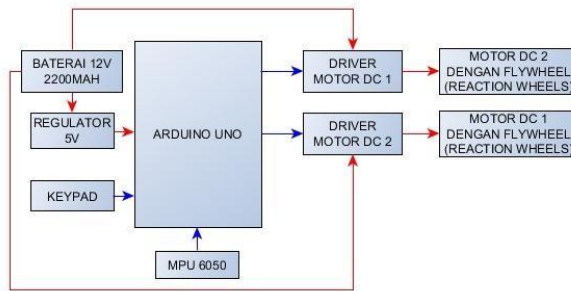
Sistem yang dirancang bertujuan untuk mempertahankan satelit nano agar sisi yang berkamera tetap menghadap objek yang diinginkan yaitu bumi. Objek yang akan dipantau oleh kamera memiliki nilai sudut sendiri terhadap satelit nano, sehingga kita harus memberi nilai masukan sudut dan orientasi (*Roll* dan *pitch*) untuk satelite nano tersebut.



Gambar 3.1 Blok Diagram Sistem

Nilai *setpoint* diatur menggunakan *keypad* 4X4. Kemudian akan diolah pada mikrokontroler dengan Perhitungan PID untuk mengendalikan *reaction wheels*. Lalu nilai perubahan sudut dari satelit nano dibaca oleh sensor IMU yang kemudian nilai keluaran sudut IMU diolah pada mikrokontroler dengan metode kalman filter.

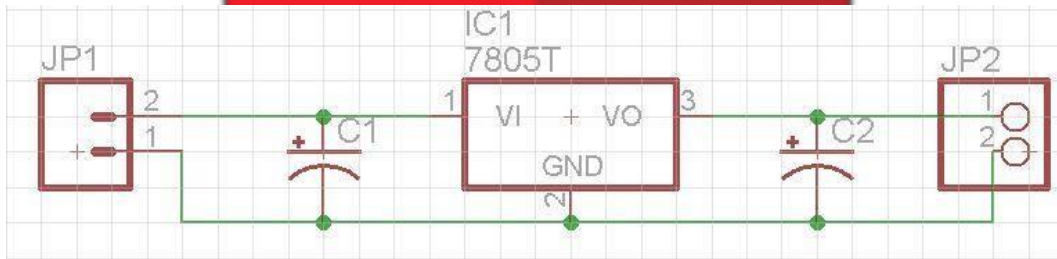
3.1 Perancangan Perangkat Keras



Gambar 3.2 Diagram Blok Perangkat Keras

Gambar 3.2 merupakan blok diagram dari perancangan perangkat keras. Baterai 12 volt 2200mah akan menjadi catu daya seluruh sistem. Untuk memberi catu daya pada Arduino Uno ditambahkan rangkaian regulator 5 volt dengan LM7805 sebagai IC regulatornya. Pembacaan nilai sensor MPU6050 (*accelerometer* dan *gyroscope*) akan diolah pada *Arduino Uno*, begitu pula dengan pembacaan *keypad*. Setelah nilai dari MPU6050 dan *keypad* diolah pada *Arduino Uno* selanjutnya *Arduino Uno* akan mengeluarkan nilai PWM ke driver motor DC sehingga dapat mengendalikan arah dan kecepatan motor DC (*Reaction Wheels*).

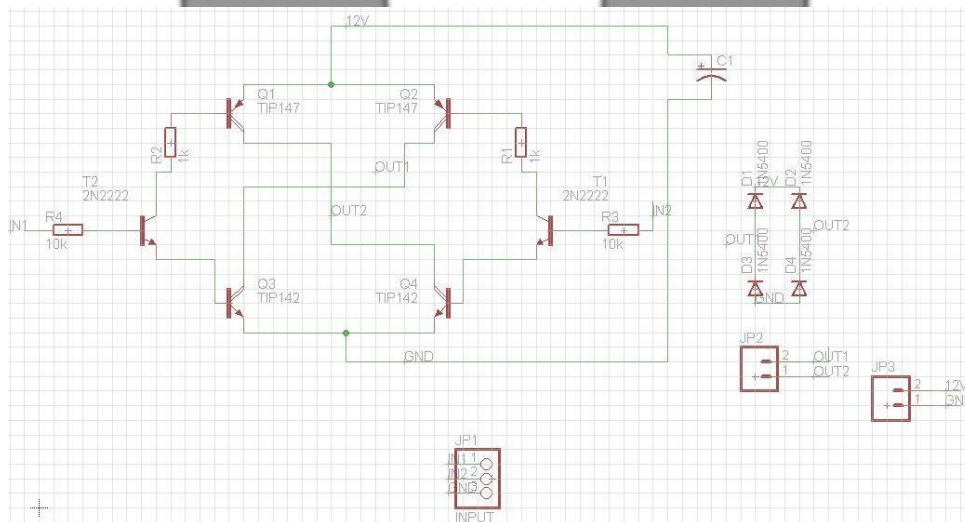
3.1.1 Regulator 5 volt



Gambar 3.3 Rangkaian Regulator 5 volt

Rangkaian regulator pada gambar 3.3 mengunakan IC LM 7805 yang memiliki tegangan keluaran sebesar 5 volt dengan arus maksimal 1 ampere. Regulator ini berfungsi untuk memberi catu daya pada Arduino Uno.

3.1.2 Driver Motor DC



Gambar 3.4 Rangkaian Driver Motor DC

Gambar 3.4 merupakan gambar dari rangkaian driver motor yang digunakan pada tugas akhir ini. Driver motor ini menggunakan enam transistor untuk mengontrol arah putar dan kecepatan satu motor. Karena pada tugas akhir kali ini menggunakan dua motor, maka diperlukan dua driver motor DC yang sama.

3.2 Perancangan Kalman Filter

Kalman filter merupakan filter digital rekursif yang dapat mengestimasi proses dengan sangat efektif. Kalman filter dapat mengurangi noise pada pengukuran sensor sebelum masuk ke dalam sistem kontrol. Oleh karena itu kalman filter sering digunakan pada sistem kontrol yang sensitif terhadap noise karena dapat meminimalkan *square error*. Pada implementasinya kalman filter tidak memerlukan data yang harus disimpan. Setiap data pengukuran yang masuk akan diproses ulang. Sehingga kalman filter akan lebih mudah untuk diimplementasikan pada mikrokontroler. Sebelum kalman filter digunakan untuk membaca data dari sensor, proses atau sistem harus dimodelkan dalam sistem linear. Sistem linear ini akan dijelaskan persamaan berikut.

$$3.1$$

$$3.2$$

Persamaan 3.1 merepresentasikan persamaan *state* proses. merupakan kombinasi dari nilai sebelumnya dengan sinyal dan *process noise*. dan menyatakan *state matrices*, menyatakan *process noise*. Persamaan 3.2 merepresentasikan persamaan *output state* . adalah nilai yang terukur dari sensor, dan menyatakan *noise* pengukuran.

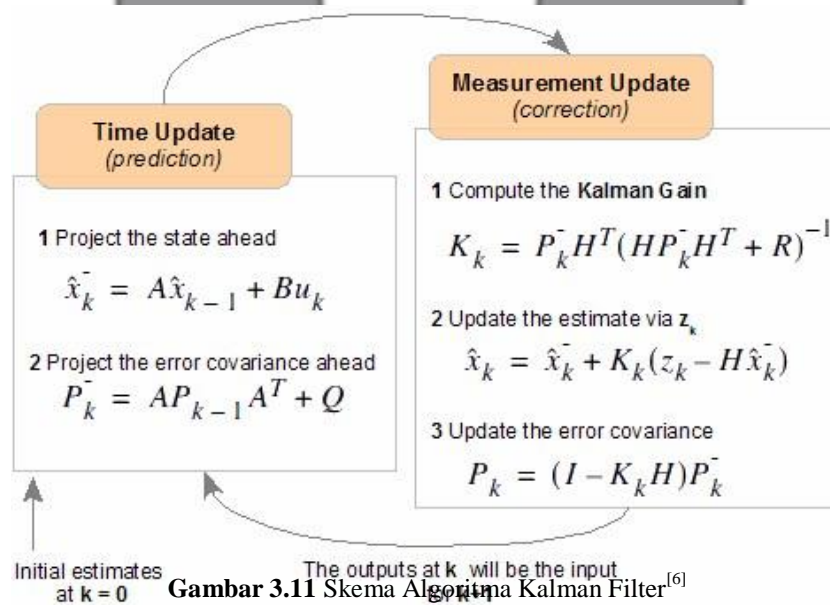
Noise proses dan noise pengukuran tidak memiliki hubungan karena keduanya merupakan *independent random noise variables*. Tapi keduanya dapat dimisalkan dengan matrik kovarian dan . Sehingga dapat dirumuskan sebagai berikut.

$$[\quad] \quad 3.3$$

$$[\quad] \quad 3.4$$

Dari persamaan 3.3 dan 3.4, T adalah *matrix transpose* dan merupakan nilai estimasinya. *Process noise covariance* () matrix dan *measurement noise covariance* () merupakan komponen penting dalam kualitas hasil dari keluaran kalman filter. Kedua matriks kovarian ini dapat diperoleh dengan menggunakan persamaan statistic. Namun, pada tugas akhir ini penulis menggunakan metode *tunning*. Yaitu dengan trial and error sampai mendapat nilai yang paling baik untuk pembacaan sensor yang digunakan. Nilai dari kedua matrik kovarian dan dapat bernilai adaptif. Namun, pada tugas akhir ini nilai kedua matrik kovarian tersebut bernilai tetap dan dituning secara manual.

Kalman filter memperkirakan keluaran sensor dengan skema umpan balik. Pertama, kalman filter akan memperkirakan keadaan pada suatu waktu. Lalu mengambil nilai pengukuran yang ber-noise dalam bentuk umpan balik. Maka perhitungan dari kalman filter akan terbagi menjadi dua bagian, yaitu *Time Update* (kondisi prediksi) dan *Measurement Update* (kondisi koreksi). Dua persamaan inilah yang menjadi dasar dari kalman filter.



Gambar 3.11 Skema Algoritma Kalman Filter [6]

Gambar 3.11 menunjukkan skema algoritma dari kalman filter. Setelah tahu persamaan yang mendasari kalman filter maka akan mempermudah dalam mengaplikasikannya pada mikrokontroler. *Time Update* (kondisi

prediksi) menghitung nilai estimasi kondisi untuk tahap selanjutnya dan kovarian eror untuk tahap *Measurement Update Step* (kondisi koreksi).

3.3 PID

Setelah mendapat nilai pembacaan sensor yang baik, selanjutnya nilai tersebut diolah agar memiliki keluaran sebagai pengendali sistem. PID merupakan sebuah algoritma kontrol klasik yang sudah banyak digunakan diberbagai macam sistem. Kontroler PID merupakan sebuah sistem kontrol yang memiliki *setpoint* sebagai masukan dan memanfaatkan keluaran untuk mempertahankan sistem supaya tetap berada pada *setpoint* yang sudah ditentukan. PID akan membandingkan nilai keluaran dengan *setpoint* yang di tentukan. Selanjutnya PID akan menghitung nilai kesalahan dari *setpoint* dan nilai keluaran. PID akan mempertahankan agar sistem memiliki nilai kesalahan yang sekecil mungkin. Keluaran PID akan dijumlahkan dari keluaran kontrol proporsional, kontrol integral dan kontrol derivaatif.

$$() \quad () \quad \int () \quad 3.5$$

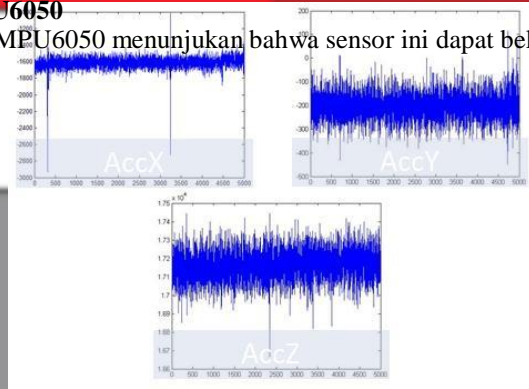
4. Pengujian

()

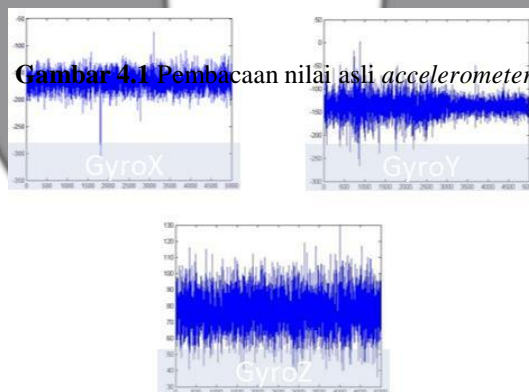
Pengujian dilakukan untuk mengetahui kinerja sistem yang dirancang. Pengujian dilakukan pada perangkat keras maupun perangkat lunak.

4.1 Pengujian Sensor MPU6050

Hasil pengujian sensor MPU6050 menunjukkan bahwa sensor ini dapat bekerja dengan baik sesuai dengan gambar plot dari matlab.



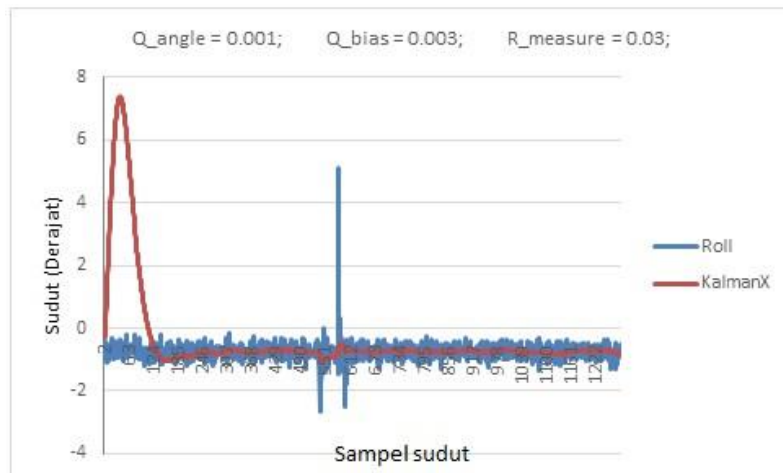
Gambar 4.1 Pembacaan nilai asli *accelerometer*



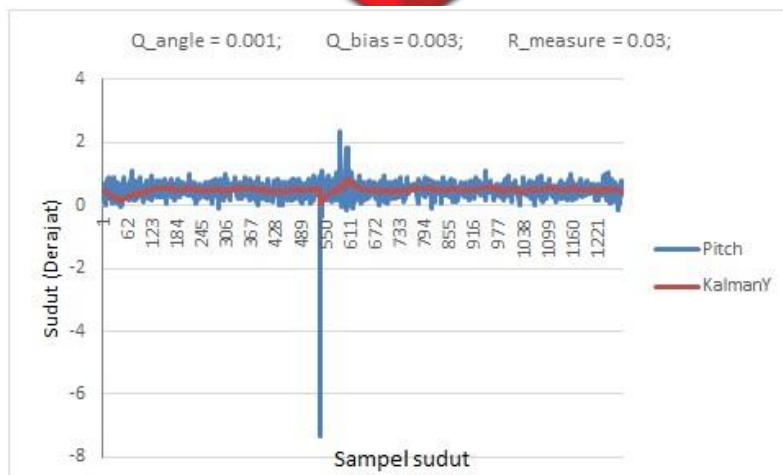
Gambar 4.2 Pembacaan nilai asli *gyroscope*

4.2 Pengujian Kalman Filter

Pengujian kalman filter bertujuan untuk melihat mencari nilai Q dan R yang optimal. Penentuan nilai Q dan R dilakukan dengan cara *trial and error* hingga ditemukan nilai yang paling optimal. Untuk mencari nilai optimal dari Q dan R yaitu dengan cara membandingkan keluaran sudut dari accelerometer dengan sudut dari kalman filter.



Gambar 4.3 Perbandingan Sudut Roll dan KalmanX



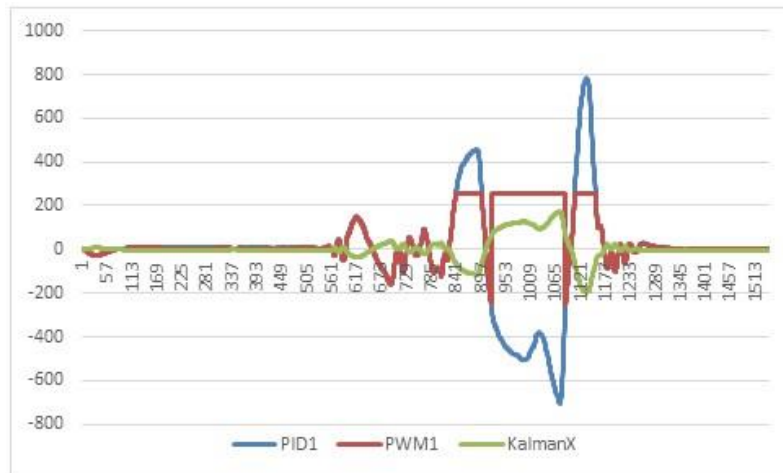
Gambar 4.4 Perbandingan Sudut Pitch dan KalmanY

Dari beberapa percobaan yang dilakukan, didapatkan nilai Q dan R yang optimal sesuai dengan gambar 4.3 dan 4.4. Nilai optimal Q dan R yang didapat adalah $Q_{\text{accelerometer}} = 0.001$; $Q_{\text{gyroscope}} = 0.003$; dan $R_{\text{measure}} = 0.03$.

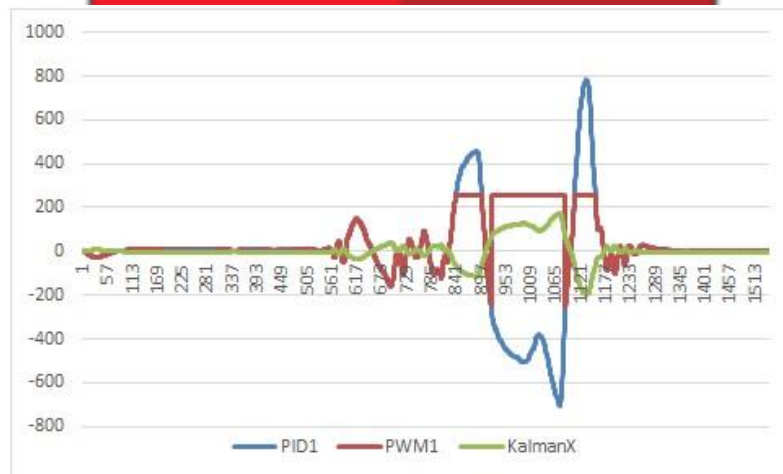
4.3 Pengujian PID

Nilai keluaran dari PID digunakan sebagai nilai PWM untuk mengendalikan *reaction wheels*. Karena nilai maksimal PWM adalah 255 maka keluaran PID akan dibatasi pada nilai maksimal 255. Ini bertujuan agar nilai PWM sesuai ketika nilai keluaran PID melebihi 255. Nilai parameter PID yang digunakan adalah:

$$\begin{aligned} K_p &= 4,0; \\ K_i &= 0,5; \\ K_d &= 2,0; \end{aligned}$$



Gambar 4.5 Respon Keluaran PWM Terhadap Sudut KalmanX



Gambar 4.6 Respon Keluaran PWM Terhadap Sudut KalmanY

5. Kesimpulan

ADCS dalam mengendalikan sikap dari satelit nano bekerja sesuai dengan input setpoint lalu dihitung dengan kontrolir PID untuk mengatur arah dan kecepatan putar reaction wheels. Untuk mendapat keluaran PID memerlukan umpan balik dari sensor MPU6050 yang membaca orientasi sudut dari satelit nano. Nilai keluaran sudut ini yang digunakan PID untuk membandingkan setpoint apakah sudah sesuai dengan sudut satelit nano yang dibaca sensor MPU6050.

6. Daftar Pustaka

- [1]<http://www.nanosat.jp/>
- [2]<http://whatis.techtarget.com/definition/miniaturized-satellite>
- [3]<http://ctms.engin.umich.edu/CTMS/index.php?example=Introduction§ion=ControlPID#1>
- [4]Bishop,Gary, and Welch, Greg, 2006. *An Introduction to the Kalman Filter*, Department of Computer Science, University of North Carolina at Chapel Hill.
- [5]Aldila,Antoni, 2012. *Desain Filter Kalman untuk mengestimasi Variabel Keadaan Yang Tidak Terukur pada Sistem Tata Udara Presisi*, Depok, Universitas Indonesia.
- [6]<http://bilgin.esme.org/BitsBytes/KalmanFilterforDummies.aspx>