

## DESAIN DAN IMPLEMENTASI SISTEM PENGONTROL SIKAP SATELIT MENGUNAKAN SENSOR MEMS

### DESIGN AND IMPLEMENTATION SATELLITE ATTITUDE CONTROL SYSTEM USING MEMS

Farhan Maulana Akmal<sup>1</sup>, Ir. Porman Pangaribuan, M.T.<sup>2</sup>, Edwar, S.T., M.T.<sup>3</sup>

<sup>1,2</sup>Prodi S1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom

<sup>3</sup>Prodi S1 Teknik Telekomunikasi, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom

<sup>1</sup>akmalfarhan20@gmail.com, <sup>2</sup>porpangrib@gmail.com, <sup>3</sup>eduatgugel@gmail.com

#### Abstrak

Cubesat adalah satelit berukuran kecil dengan ukuran standar yang disebut cubesat 1U. Cubesat 1U memiliki dimensi 10 cm × 10 cm × 10 cm dengan berat kurang atau sama dengan 1,33 kg. Satelit ini mengorbit pada *Low Earth Orbit* (LEO) yang memiliki ketinggian 200 – 3000 km di atas permukaan bumi. *Attitude Determination and Control System* (ADCS) adalah salah satu sub sistem dari satelit yang berfungsi untuk mengontrol sikap satelit. Pengontrolan sikap bertujuan untuk mempertahankan orientasi sudut satelit agar tetap mengarah ke objek yang telah ditentukan. Agar pengontrolan sikap satelit bisa berjalan dengan baik maka dibutuhkan *reaction wheel* sebagai aktuator dan sensor MEMS sebagai timbal balik sistem. Pada tugas akhir ini dibuat prototipe cubesat 1U berbentuk kubus berukuran 10 cm × 10 cm × 10 cm.

Dalam perancangan dan pengimplementasian sistem pengontrol sikap satelit pada tugas akhir ini menggunakan skema *close loop* dengan metode kontrol PID pada media *air bearing* sebagai alat tempat uji coba. Sensor yang digunakan adalah sensor MPU 6050 yang telah terdapat MEMS *gyroscope* dan MEMS *accelerometer* yang terintegrasi. Sensor MPU 6050 yang digunakan terdapat banyak *noise* pada sinyal keluarannya, maka digunakan Kalman Filter dan *Moving Average* sebagai metode untuk menghilangkan *noise* pada sensor tersebut. Dari hasil pengujian sensor MPU 6050, Kalman Filter memiliki nilai standar deviasi lebih kecil dibanding Complementary Filter yaitu sebesar 0.023 untuk sumbu *roll* dan 0.031 untuk sumbu *pitch*. Penggunaan metode *Moving Average* mampu mengurangi *noise* pada hasil pembacaan sensor dengan nilai *error* pada sumbu *roll* sebesar 0, sumbu *pitch* sebesar 0.23, dan sumbu *yaw* sebesar 1.14. Berdasarkan realisasi sistem pengontrol sikap satelit menggunakan sensor MEMS, perbandingan sistem menggunakan metode PID dengan nilai  $K_p = 8$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 1$  antara respon pada realisasi sistem dan simulasi pada Matlab memiliki nilai error 0.22 untuk sumbu *roll*, sumbu *pitch* sebesar 0.20, dan sumbu *yaw* sebesar 0.24.

Kata Kunci: Cubesat, *Attitude Determine Control System*, *Reaction wheel*, Sensor MEMS

#### Abstract

Cubesat is a small satellite with the standard size that called cubesat 1U. Cubesat 1U dimension is 10 cm × 10 cm × 10 cm with maximal weight is 1,33 kg. This satellite orbits at Low Earth Orbit (LEO) which has a height of 200-3000 km above the surface of earth. Attitude Determination and Control System (ADCS) is a one of sub-system of satellite that functions to control satellite attitudes. Attitude control aims to maintain the orientation of satellite angle to keep the orientation to the object that has been determined. In order to control satellite attitudes can work well than a reaction wheel needed as an actuator and sensor MEMS as a feedback of the system. In this final project made the prototype of cubesat 1U that has dimension 10 cm × 10 cm × 10 cm.

In the design and implementation of the satellite attitude control system at in this final project using a close loop scheme with PID control method on air bearing as a test tool. The sensor used is MPU 6050 which has an integrated MEMS gyroscope and MEMS accelerometer. The MPU 6050 sensor has a lot of noise on the out put signal, then Kalman Filter and Moving Average is used as method to eliminate noise of the sensor. From the result of testing the MPU 6050, Kalman Filter has smaller standard deviation value than Complementary Filter, the value is 0.023 for roll axis and 0.031 for pitch axis. Moving Average method is able to reduce noise on the sensor readings with an error value on the roll axis is 0, pitch axis is 0.23, and yaw axis is 1.14. Based on the realization of the satellite control system using MEMS, the comparison of the system using PID method with value of  $K_p = 8$ ,  $K_i = 1$ , and  $K_d = 1$  between the response to the system

realization and simulation on Matlab has an error value of 0.22 for the roll axis, pitch axis of 0.20, and the yaw axis is 0.24.

**Keywords:** Cubesat, Attitude Determine Control System, Reaction wheel, Sensor MEMS

## 1. Pendahuluan

Teknologi satelit merupakan salah satu teknologi yang berfungsi untuk mendapatkan informasi di angkasa. Tel-U Sat merupakan riset cubesat 1U yang dikembangkan oleh mahasiswa Universitas Telkom. Cubesat adalah satelit berukuran kecil dengan ukuran standar yang disebut cubesat 1U. Cubesat 1U memiliki dimensi 10 cm x 10 cm x 10 cm dengan maksimal 1,33 kg. Banyaknya penggunaan cubesat karena satelit ini merupakan satelit kecil dengan harga murah serta mudah dalam mendesain dan mengaplikasikannya [1].

Cubesat 1U memiliki 4 subsistem yaitu *Attitude Determine Control System (ADCS)*, *On Board Data Handling (OBDH)*, *Radio Frequency (RF)*, dan *Electrical Power System (EPS)* [2]. ADCS adalah sebuah pengontrol sikap yang berfungsi untuk mempertahankan sikap pada satelit. Hal ini bertujuan agar posisi kamera pada satelit tetap bisa mengarah ke bumi atau ke objek yang diinginkan. Agar sikap satelit bisa dikendalikan maka dibutuhkan aktuator dan sensor sebagai *feedback* dari sistem. Pada tugas akhir ini digunakan *reaction wheel* sebagai aktuator dan sensor MEMS sebagai *feedback* sistem.

MEMS (*Micro-Electro Mechanical System*) adalah sebuah sensor mekanik yang dikemas ke dalam bentuk *Integrated Circuit (IC)*. MEMS digunakan untuk mengukur percepatan, posisi, atau kejutan. Sensor ini memiliki bentuk fisik kecil bahkan dapat dibuat dalam ukuran mikro, harga relative murah, konsumsi arus dan daya kecil, dan tidak terpengaruh noise yang ditimbulkan oleh suara getaran [3].

Penelitian sebelumnya mengenai sistem pengendali sikap satelit menyimpulkan bahwa *noise* masih terlihat pada sensor saat sistem sedang bekerja. Penyebab *noise* pada sensor karena adanya gangguan terhadap sensor ketika motor sedang beroperasi tidak adanya filter untuk mengurangi noise pada sensor dalam kondisi stabil [4]. Pada tugas akhir ini stabilisasi sensor lebih diutamakan agar respon yang diberikan terhadap sistem dapat bekerja dengan semestinya. Pengaplikasian sensor diterapkan pada prototipe cubesat 1U. Sebagai pengendali dari prototipe satelit digunakan metode PID. Metode PID merupakan perpaduan dari pengontrol proposional (untuk memepercepat respon), pengontrol integral (untuk menghilangkan error steady) dan pengontrol derivatif (untuk memperbaiki dan mempercepat respon transien) [5].

## 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. 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. Satelit buatan dapat dikategorikan dalam berbagai bentuk, massa, dan ukuran.

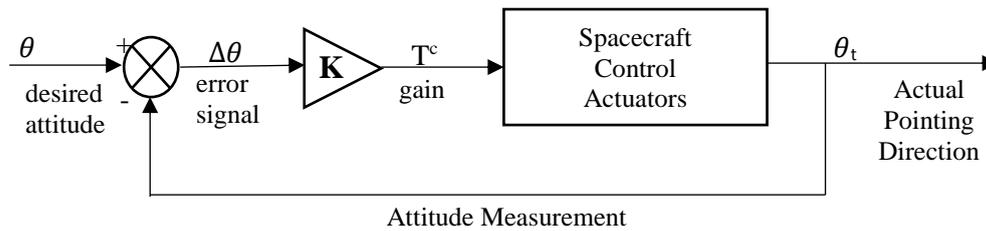
Cubesat adalah satelit yang berbentuk kubus berukuran 10 cm × 10 cm × 10 cm dengan berat maksimal 1,33 kg. Cubesat dapat diintegrasikan lebih dari satu dengan simbol "U". Cubesat 1U memiliki 4 subsistem yaitu *Attitude Determine Control System (ADCS)*, *On Board Data Handling (OBDH)*, *Radio Frequency (RF)*, dan *Electrical Power System (EPS)*. Satelit ini ditempatkan pada orbit yang paling dekat dengan permukaan bumi yaitu orbit LEO (Low Earth Orbit) yang memiliki ketinggian 200-3000 km diatas permukaan bumi [1].

Dimensi cubesat dibuat berbeda-beda berdasarkan misi yang dibawanya. Misi cubesat adalah penginderaan jarak jauh, kebutuhan militer, *automatic package reporting system*, dan lainnya. Muatan dalam satelit ini juga disesuaikan dengan misi yang dibawa semisal dibutuhkan kamera untuk penginderaan jarak jauh dan *micro reaction wheels* untuk pengendali sikap satelit. Tujuan misi penginderaan jarak jauh diantaranya adalah klasifikasi lahan, pengawasan pembangunan daerah perkotaan, dan deforestasi [5].

### 2.2 Attitude Determine Control System (ADCS)

*Attitude* (sikap) satelit adalah orientasi satelit (*spacecraft*) dalam ruang yang mewakili gerak rotasi sebenarnya dari benda tersebut terhadap pusat massanya. Sedangkan determinasi sikap satelit merupakan proses perhitungan dari orientasi satelit tersebut relatif terhadap kerangka acuan yang lebih inersial, seperti bumi. Kendali *attitude* (sikap) satelit adalah proses penyesuaian orientasi satelit ke arah tertentu yang telah ditentukan sebelumnya. Bersama dengan sistem determinasi satelit, keduanya membangun suatu sistem ADCS yang sangat dibutuhkan oleh satelit antara lain untuk menghindari kerusakan pada

komponen yang sensitif dari pengaruh radiasi matahari, mengontrol disipasi panas, mengarahkan antena, panel surya, maupun kamera ke arah yang diinginkan [2]



**Gambar 2.1** Penerapan *feedback control* pada kendali *attitude*

Pada sistem ADCS terdapat tiga sumbu rotasi yaitu sumbu *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Ketiga sumbu tersebut merupakan referensi untuk masukan sensor dan keluaran aktuator, dimana untuk membentuk sistem ADCS yang lengkap ketiganya harus ditransformasikan ke dalam kerangka acuan eksternal yang sesuai, seperti terhadap bumi atau matahari.

Berdasarkan gambar 2.1 dapat dituliskan sebagai berikut:

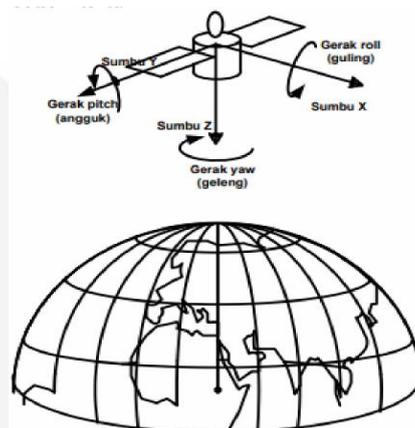
$$T^c = K \cdot \Delta\theta \quad (2.1)$$

dimana,

$T^c$  : torsi koreksi

$K$  : *gain*

$$\Delta\theta : \text{error attitude} = \theta_a(\text{dari sensor}) - \theta_{\text{target}}(\text{target yang diharapkan}) \quad (2.2)$$



**Gambar 2.2** Kerangka acuan sederhana

### 2.3 Micro-electro Mechanical System (MEMS)

MEMS (*Micro-electro Mechanical System*) merupakan sebuah sensor mekanik yang dikemas ke dalam bentuk *Integrated Circuit* (IC). Karena merupakan sebuah *microelectronic* maka komponen utama penyusunnya adalah silikon dan dalam ukuran mikro. Sensor ini biasa digunakan untuk mengukur percepatan, posisi, atau kejutan. Karena material yang digunakan adalah jenis silikon, maka MEMS dapat dibuat dalam ukuran hingga mikro. Di dalam sensor MEMS terdapat akselerometer dan giroskop. Kombinasi dari akselerometer dan giroskop memungkinkan kita untuk melakukan *tracking* dan dapat menangkap gerakan secara penuh dalam bentuk tiga dimensi. Hal ini dapat meningkatkan kinerja dalam sistem navigasi untuk mendapatkan hasil yang akurat [6].

GY-521 MPU-6050 *module* adalah sebuah modul berisi MEMS *accelerometer* dan MEMS *gyroscope* yang saling terintegrasi. MPU-6050 merupakan 6 axis *Motion Processing Unit* dengan penambahan regulator tegangan dan beberapa komponen pelengkap lainnya yang membuat modul ini siap dipakai dengan tegangan *supply* sebesar 3-5VDC.

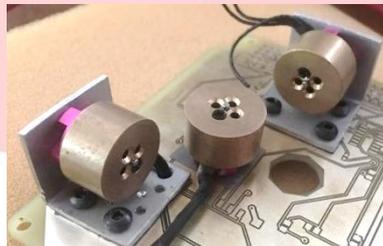
Modul ini memiliki *interface* I2C yang dapat disambungkan langsung ke *Micro Controller Unit* (MCU) yang memiliki fasilitas I2C. Sensor ini sangat akurat dengan fasilitas *hardware internal* 16 bits ADC untuk setiap kanalnya. Sensor ini akan menangkap nilai kanal axis X, Y, dan Z bersamaan dalam satu waktu. Sehingga sensor ini dapat memberikan nilai keluaran berupa posisi sudut sumbu X, Y, Z, dan kecepatan sudut sumbu X, Y, Z.



**Gambar 2.4** GY-521 MPU-6050

## 2.4 Reaction Wheel

*Reaction wheel* adalah aktuator aktif yang berfungsi sebagai penstabil sikap pada satelit. Tujuan dari *reaction wheel* adalah untuk mengatur gerak rotasi satelit yang digerakan oleh aktuator sehingga satelit dapat bergerak kembali ke sikap awalnya.



**Gambar 2.5** Reaction Wheels

Aktuator ini berkerja berdasarkan seberapa besar gangguan yang diterima oleh satelit kemudian aktuator akan bergerak dengan mengandalkan kecepatan putar dan torsi yang besar untuk kembali ke sikap semulanya. Sistem *reaction wheel* terdiri dari beberapa komponen yang mendukung kinerjanya, diantaranya [7]:

1. Motor BLDC yang berfungsi sebagai penghasil kecepatan putar dan torsi pada *flywheel* untuk bisa menggerakkan posisi satelit
2. *Electronic Speed Control* (ESC) yang berfungsi sebagai pengendali kecepatan yang dihasilkan oleh motor BLDC.
3. *Fly wheel* yang berfungsi sebagai penyimpan dan penghasil momentum sudut.

## 2.5 Kalman Filter

Kalman filter merupakan *recursive digital filter* yang dapat mengestimasi kondisi proses apapun dengan sangat efektif. Algoritma *Kalman filter* merupakan sebuah filter yang efisien dan mengestimasi state pada *linear dynamic system* dari rentetan pengukuran noise. Kalman filter juga digunakan untuk mengontrol sistem yang sensitive terhadap *noise* dari lingkungan karena meminimalkan *square error*. Filter ini dapat mengurangi pengukuran yang terkena *noise* dari sensor-sensor sebelum masuk kedalam sistem kontrol.



**Gambar 2.6** Predict and Correct

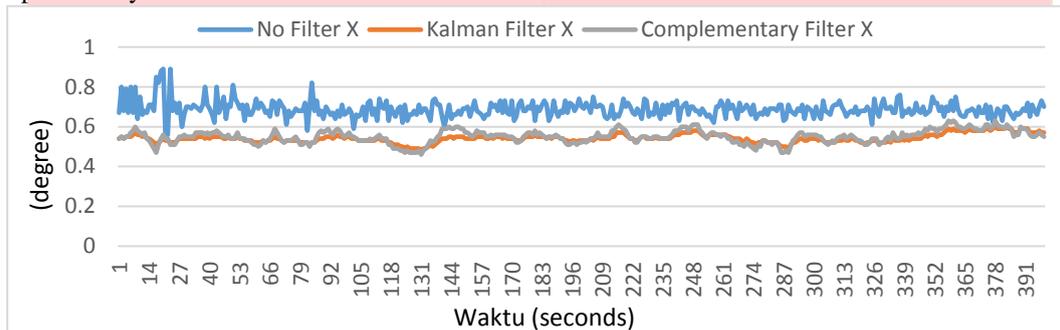
Gambar 2.7 siklus kerja Kalman Filter, *update* waktu membuat prediksi nilai *state*. *Update* pengukuran, menyesuaikan nilai prediksi dengan nilai ukur aktual. Tahap prediksi bertugas untuk mendapatkan nilai pra-estimasi untuk waktu *step* selanjutnya. Persamaan *update* waktu memproyeksikan (memprediksi) nilai *state* dan estimasi kovarian dari waktu *step*  $k - 1$  menuju *step*  $k$  [8]. Tahap koreksi bertugas untuk keperluan umpan balik, seperti memadukan hasil pengukuran terbaru dengan nilai pra-estimasi untuk mendapatkan nilai pasca-estimasi yang lebih baik. Pada tahap koreksi pengukuran adalah menghitung Kalman gain,  $K_k$  persamaan Kalman gain (2.6). Selanjutnya mengukur nilai proses *actual*, kemudian menghitung pasca-estimasi *state* dengan melibatkan nilai hasil pengukuran (2.5) dan terakhir mendapatkan nilai pasca-estimasi kovarian *error* melalui (2.6) [8].

**3. Hasil dan Analisis**

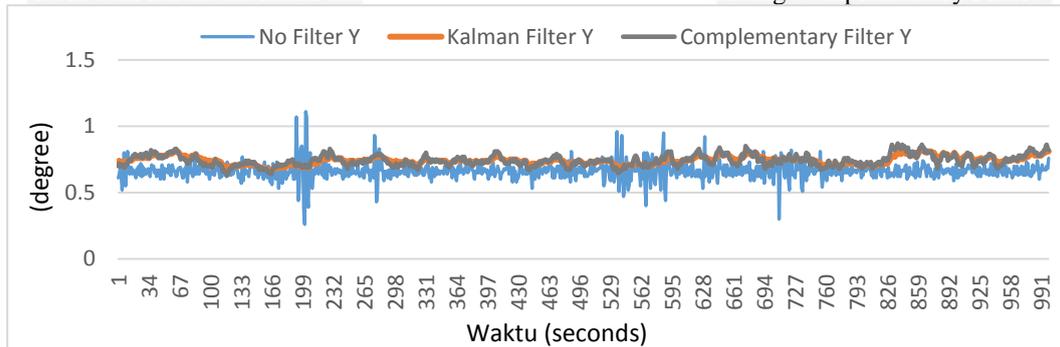
Pengujian MPU 6050 dilakukan dengan cara memprogram sensor MPU 6050 pada Arduino Due AtmelSAM3X8E untuk melihat kestabilan dan kesesuaian pembacaan nilai sudut pada sensor MPU 6050. Pengujian dilakukan menggunakan metode Kalman Filter, Complementary Filter, dan Moving Average pada Kalman Filter. Pembacaan nilai sudut dilakukan selama 8 menit. Hal ini dilakukan berdasarkan hasil analisa orbit pada penelitian sebelumnya yang menyatakan bahwa satelit yang berada pada orbit LEO akan melintasi Indonesia selama 6-10 menit [13]. Hasil pembacaan dari serial monitor Arduino ditampilkan berupa grafik berdasarkan *roll*, *pitch*, dan *yaw*.

**Hasil dan Analisa MPU 6050 Menggunakan Complementary Filter, Kalman Filter**

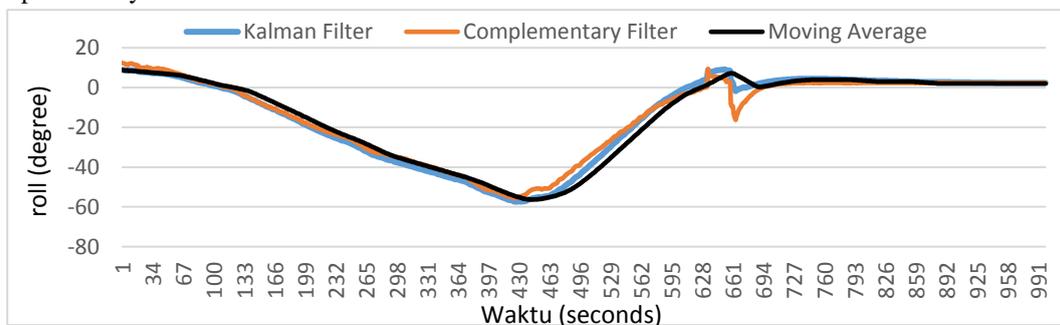
Berikut adalah hasil pembacaan sudut oleh MPU 6050 dalam keadaan diam dengan menggunakan Complementary Filter dan Kalman Filter.



**Gambar 3.1** Grafik perbandingan posisi sudut *roll* dengan Complementary Filter dan Kalman Filter Berdasarkan gambar 3.1 menunjukkan bahwa pembacaan posisi sudut pada sumbu *roll* dalam keadaan diam ( $0^0$ ) dengan menggunakan Complementary Filter memiliki standar deviasi sebesar 0,033 dan menggunakan Kalman Filter memiliki standar deviasi sebesar 0,023. Hal tersebut menunjukkan bahwa penggunaan Kalman Filter lebih baik karena memiliki nilai standar deviasi lebih kecil disbanding Complementary Filter.

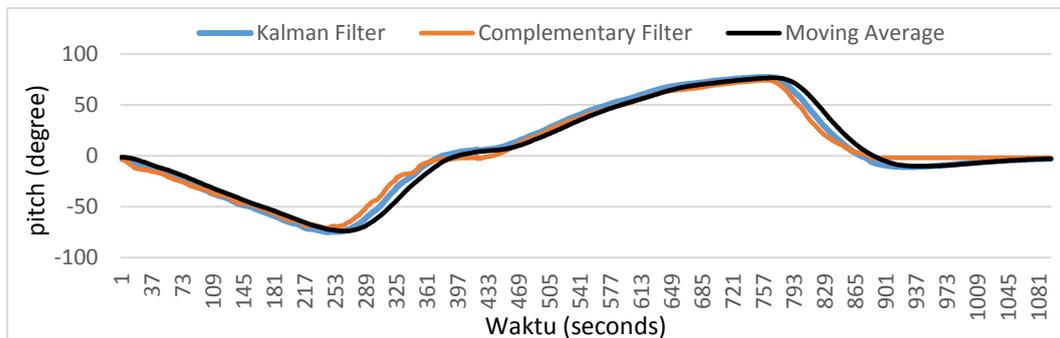


**Gambar 3.2** Grafik perbandingan posisi sudut *pitch* dengan Complementary Filter dan Kalman Filter Berdasarkan gambar 3.2 menunjukkan bahwa pembacaan posisi sudut pada sumbu *pitch* dalam keadaan diam ( $0^0$ ) dengan menggunakan Complementary Filter memiliki standar deviasi sebesar 0,041 dan menggunakan Kalman Filter memiliki standar deviasi sebesar 0,031. Hal tersebut menunjukkan bahwa penggunaan Kalman Filter lebih baik karena memiliki nilai standar deviasi lebih kecil disbanding Complementary Filter.



**Gambar 3.3** Grafik perbandingan posisi sudut *roll* dengan Kalman Filter, Complementary Filter, dan Moving Average

Berdasarkan gambar 3.3 menunjukkan bahwa perbandingan pembacaan posisi sudut pada sumbu *roll* dengan menggunakan *Moving Average* pada Kalman Filter memiliki *noise* yang lebih sedikit dibanding menggunakan Kalman Filter dan Complementary Filter, bahkan jika dalam keadaan diam, tingkat akurasi sudut dengan keadaan sebenarnya mendekati sesuai.



**Gambar 3.4** Grafik perbandingan posisi sudut *pitch* dengan Kalman Filter, Complementary Filter, dan *Moving Average*

Berdasarkan gambar 3.4 menunjukkan bahwa perbandingan pembacaan posisi sudut pada sumbu *pitch* dengan menggunakan *Moving Average* pada Kalman Filter memiliki *noise* yang lebih sedikit dibanding menggunakan Kalman Filter dan Complementary Filter, bahkan jika dalam keadaan diam, tingkat akurasi sudut dengan keadaan sebenarnya mendekati sesuai.

**3.1 Kalibrasi Sensor MPU 6050**

Kalibrasi MPU 6050 dilakukan dengan cara memprogram sensor MPU 6050 pada Arduino Due AtmelSAM3X8E dengan metode Kalman Filter yang telah ditambahkan metode *Moving Average* untuk melihat kestabilan dan kesesuaian pembacaan nilai sudut pada sensor MPU 6050. Penyesuaian sudut pembacaan pada sudut sebenarnya dilakukan dengan cara menggerakkan sensor pada sudut  $-90^{\circ}$ ,  $-60^{\circ}$ ,  $-30^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$ ,  $30^{\circ}$ ,  $60^{\circ}$ , dan  $90^{\circ}$ . Pembacaan sudut sebenarnya menggunakan busur sudut yang disimpan sesuai dengan arah putaran dari sensor MPU 6050. Hasil pembacaan dari serial monitor Arduino kemudian akan ditampilkan berupa grafik berdasarkan posisi sudut sebenarnya, pembacaan sudut pada sensor, dan *error*.

**Tabel 3.1 Kalibrasi Sensor MPU 6050 Pada Sumbu Roll**

Sudut Pengujian	Metode yang Digunakan			Nilai Error		
	Kalman Filter	Complementary Filter	Moving Average	Kalman Filter	Complementary Filter	Moving Average
-90	-90,57	-90,71	-90	0,57	0,71	0
-60	-60,65	-60,6	-60	0,65	0,6	0
-30	-30,83	-30,69	-30	0,83	0,69	0
0	0,87	0,89	0	0,87	0,89	0
30	30,27	30,32	30	0,27	0,32	0
60	60,22	60,16	60	0,22	0,16	0
90	90,77	90,42	90	0,77	0,42	0
Rata-rata error				0,59714286	0,541428571	0

Berdasarkan tabel 3.1 diketahui bahwa nilai *error* pada sensor MPU 6050 untuk sumbu *roll* berdasarkan metode Kalman Filter sebesar 0.597, Complementary Filter sebesar 0.541, dan *Moving Average* sebesar 0. Metode yang terbaik dari data pada table 4.1 menggunakan *Moving Average* karena memiliki nilai *error* paling kecil.

**Tabel 3.2 Kalibrasi Sensor MPU 6050 Pada Sumbu Pitch**

Sudut Pengujian	Metode yang Digunakan			Nilai Error		
	Kalman Filter	Complementary Filter	Moving Average	Kalman Filter	Pengujian Filter	Moving Average
-90	-91,72	-87,4	-90,03	1,72	2,6	0,03

-60	-60,26	-60,23	-60	0,26	0,23	0
-30	-30,7	-30,69	-30	0,7	0,69	0
0	-0,25	-0,28	0	0,25	0,28	0
30	30,76	30,64	30	0,76	0,64	0
60	60,85	60,91	60	0,85	0,91	0
90	89,78	89,67	89,77	0,22	0,33	0,23
Rata-rata error				0,68	0,811428571	0,03714286

Berdasarkan tabel 3.2 diketahui bahwa nilai *error* pada sensor MPU 6050 untuk sumbu *pitch* berdasarkan metode Kalman Filter sebesar 0,68, Complementary Filter sebesar 0,811, dan *Moving Average* sebesar 0,037. Metode yang terbaik dari data pada table 4.2 menggunakan *Moving Average* karena memiliki nilai *error* paling kecil.

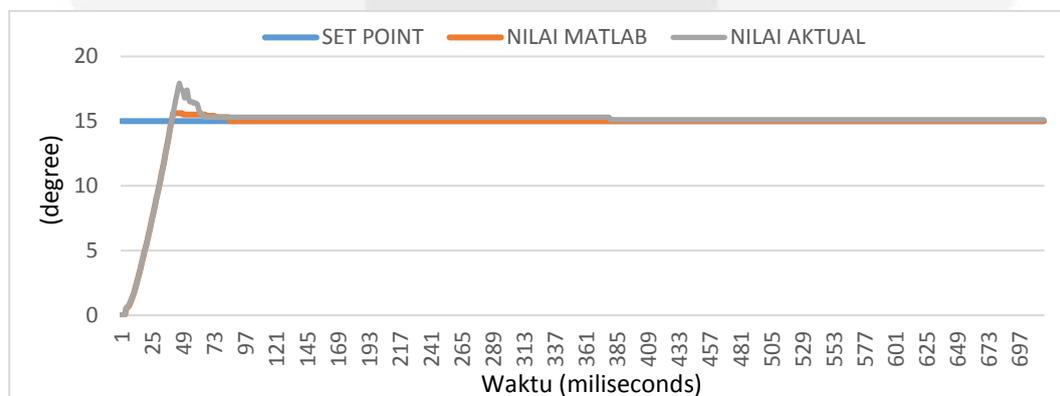
**Tabel 3.3 Kalibrasi Sensor MPU 6050 Pada Sumbu Yaw**

Sudut Pengujian	Metode yang Digunakan		Nilai Error	
	No Filter	Moving Average	No Filter	Moving Average
-90	-91,72	-91,72	1,72	1,72
-60	-62,23	-62	2,23	2
-30	-32,41	-32	2,41	2
0	0,54	0,32	0,54	0,32
30	30,76	30,63	0,76	0,63
60	61,26	61	1,26	1
90	89,74	89,67	0,26	0,33
Rata-rata error			1,311428571	1,142857143

Berdasarkan tabel 3.3 diketahui bahwa nilai *error* pada sensor MPU 6050 untuk sumbu *yaw* berdasarkan dengan tanpa filter yaitu sebesar 1,311 dan *Moving Average* sebesar 1,142. Metode yang terbaik dari data pada table 4.3 menggunakan *Moving Average* karena memiliki nilai *error* paling kecil.

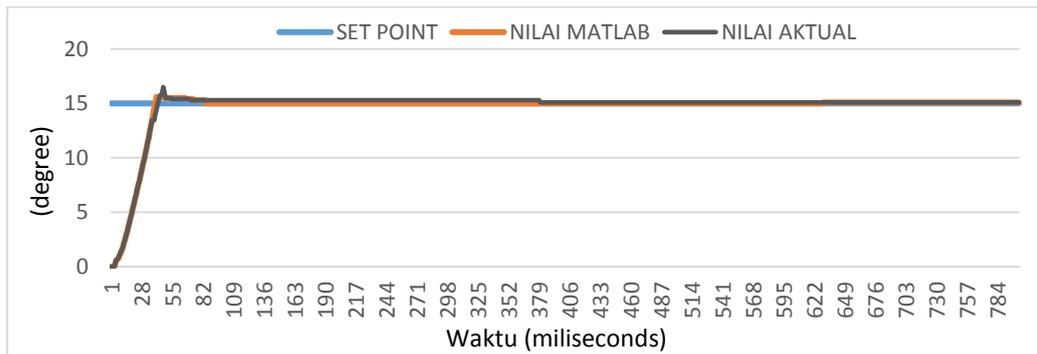
### 3.2 Pengujian Sistem Menggunakan PID

Pengujian sistem menggunakan kontroler PID bertujuan untuk mengetahui respon sistem setelah ditambahkan kontrol PID dan kesesuaian pembacaan sudut dengan *set point*. Kemudian membandingkan respon sistem pada Matlab dan respon sistem aktual. Pengujian dilakukan dengan menentukan *set point* berupa sudut 15° dan menuangkan hasil kedua respon sistem ke dalam grafik dan melihat perbandingannya.



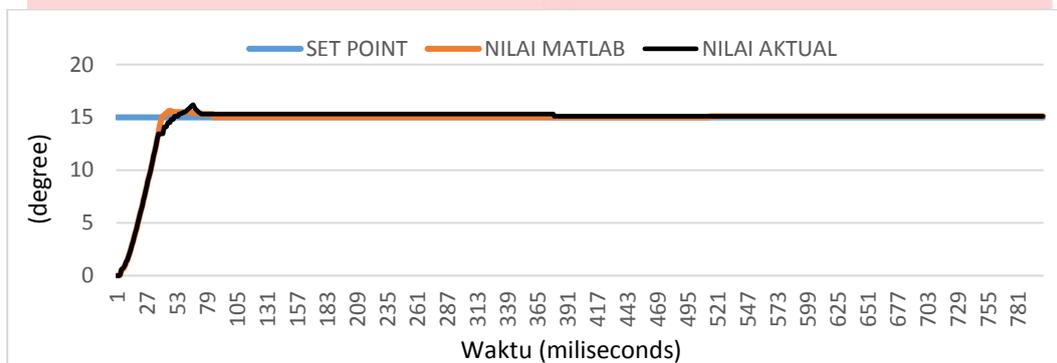
**Gambar 3.5 Grafik Perbandingan Respon Sistem Aktual dan Matlab Sumbu Roll**

Berdasarkan gambar 3.5 dapat dilihat perbandingan respon sistem aktual dan respon sistem pada Matlab hampir presisi namun masih terdapat *error* sebesar 0,23. Respon sistem aktual memiliki nilai *overshoot* pada sudut 18°.



**Gambar 3.6 Grafik Perbandingan Respon Sistem Aktual dan Matlab Sumbu Pitch**

Berdasarkan gambar 3.6 dapat dilihat perbandingan respon sistem aktual dan respon sistem pada Matlab hampir presisi namun masih terdapat *error* sebesar 0.20. Respon sistem aktual memiliki nilai *overshoot* pada sudut  $16,5^{\circ}$ .



**Gambar 3.7 Grafik Perbandingan Respon Sistem Aktual dan Matlab Sumbu Yaw**

Berdasarkan gambar 3.7 dapat dilihat perbandingan respon sistem aktual dan respon sistem pada Matlab hampir presisi namun masih terdapat *error* sebesar 0,24. Respon sistem aktual memiliki nilai *overshoot* pada sudut  $16,2^{\circ}$ .

#### 4. Kesimpulan

Dari hasil pengukuran dan simulasi yang telah dilakukan serta dianalisis dapat disimpulkan bahwa:

1. Dari hasil pengujian sensor MPU 6050, Kalman Filter memiliki nilai standar deviasi lebih kecil dibanding Complementary Filter yaitu sebesar 0,023 untuk sumbu *roll* dan 0,031 untuk sumbu *pitch*.
2. Penggunaan metode *Moving Average* mampu mengurangi *noise* pada hasil pembacaan sensor MPU 6050 dengan nilai *error* pada sumbu *roll* sebesar 0, *pitch* sebesar 0,23, dan *yaw* sebesar 1,14.
3. Berdasarkan realisasi sistem pengontrol sikap satelit menggunakan sensor MEMS, perbandingan sistem menggunakan metode PID dengan nilai  $K_p = 8$ ,  $K_i = 1$ , dan  $K_d = 1$  antara respon pada realisasi sistem dan simulasi pada Matlab memiliki nilai error 0,22 untuk sumbu *roll*, sumbu *pitch* sebesar 0,20, dan sumbu *yaw* sebesar 0,24.

#### DAFTAR PUSTAKA

- [1] Buchen, Elizabeth. DePasquale, Dominic. 2014. Nano/Microsatellite Market Assessment. Atlanta. SpaceWorks Enterprises, Inc.
- [2]. J. Wetz. 1999 Spacecraft Attitude Determination and Control. Kluwers Academic Publisher, USA.
- [3] Sumantri K. Risandriya, Dr. Muhammad Rivai, S.T., M.T. 2011. Aplikasi sensor Micro Electro Mechanical system (MEMS) sebagai identifikasi ketidaknormalan pada *conveyor belt system*.
- [4] Oktodwilavito, Bayu. Wibawa, Dwi Prasetya. Edwar. 2018. Purwarupa Muatan Pengontrol Sikap Satelit Nano Berbentuk Kubus Menggunakan *Reaction Wheels* Dua Sumbu Berbasis PID. Bandung. Universitas Telkom.
- [5] L. Morgan, Walter and D. Gordon, Gary. 1988. Communications Satellite Handbook."Satellite Attitude". Wiley Interscience.
- [6] L. V. Datta, Introduction to Nanosatellite Technology and Components, 1st ed., Lap Lambret Academic Publishing, 2015, pp.12-63.

- [7] Pasolini, Fabio. MEMS Accelerometers, Gyroscopes, & Geomagnetic Sensors-Propelling Disruptive Consumer Applications
- [8] Rahmadany, Fadila. Patmasari, Raditiana. Saidah, Sofia. 2017. Implementasi Dan Analisis Kalman Filter Pada *Sensor Inertial Measurement Unit* (IMU). Bandung. Universitas Telkom
- [9] Yuliani, Siti. Maja, Hendri, Saputra. 2016. Kolaborasi Kalman Filter dengan Complementary Filter untuk Mengoptimasi Hasil Sensor Gyroscope dan Accelerometer. Bandung. ITENAS.
- [10] Mayditia, Hasan.2014. Perancangan dan Implementasi Pengendali Sistem Attitude Inersial Satu Sumbu Menggunakan Reaction Wheels dan Girooskop Mems.Depok. Universitas Indonesia.
- [11] Nise, Norman S. 2011. "Control Engineering 6th edition,"New York.
- [12] John O. 2009. PID Control of Brushless DC Motor and Robot Trajectory Planning and Simulation with Matlab. Technology and Communication. Finlandia
- [13] Fasnay, Rafsanzani. Syihabuddin, Budi. Edwar. Wijanto, Heroe. 2017. Analisis Pengaturan Sistem Catu Daya Pada Satelit Nano. Bandung. Infotel.

