

## Purwarupa Kontrol Kestabilan Posisi dan Sikap pada Pesawat Tanpa Awak Menggunakan IMU dan Algoritma Fusion Sensor Kalman Filter

Praja Sapta Ardiantara\*<sup>1</sup>, Raden Sumiharto<sup>2</sup>, Setyawan Bektu Wibowo<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Prodi Elektronika dan Instrumentasi, Jurusan Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM

<sup>2</sup>Jurusan Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM, Yogyakarta

<sup>3</sup>Program Diploma Teknik Mesin, Sekolah Vokasi UGM

e-mail: \*<sup>1</sup>ardiantara.praja@gmail.com, <sup>2</sup>r\_sumiharto@ugm.ac.id, <sup>3</sup>setyawanbw@yahoo.com

### Abstrak

*Flight Control System merupakan salah satu bagian yang penting dalam sebuah UAV yang dapat digunakan untuk menentukan posisi keadaan pesawat agar tetap stabil dan sesuai dengan misi terbang yang dilakukan. Untuk melakukan kontrol kestabilan dari UAV diperlukan salah satu sensor yaitu sensor IMU (Inertial Measurement Unit) dimana dalam pengembangannya terdapat beberapa algoritma yang digunakan dalam pengolahan data yang dikeluarkan dari sensor IMU tersebut. Salah satunya dalam penelitian ini adalah algoritma fusion sensor Kalman filter, yang digunakan untuk menggabungkan data keluaran dari sensor accelerometer dan gyroscope dalam IMU yang mempunyai noise agar didapatkan data keluaran yang rendah noise sehingga dapat digunakan secara maksimal dalam kontrol kestabilan UAV.*

*Pada penelitian ini sensor yang digunakan adalah IMU GY86 yang mengirimkan data bacaan accelerometer, gyroscope dan magnetometer dengan komunikasi I2C. Digunakan Arduino Uno sebagai sistem operasi dengan beberapa task yaitu bacasensor, mengolah data keluaran sensor menggunakan algoritma fusion sensor Kalman Filter, kontrol\_manual dan kontrol\_stabilisasi. Sistem memiliki dua kontrol yaitu kontrol manual yang menggunakan input PWM(Pulse Width Modulation) dari RC Receiver untuk langsung diteruskan ke servo melalui pin dari Arduino. Kontrol kestabilan menggunakan hasil pembacaan sensor IMU yang kemudian dilakukan penggabungan data sensor dengan mengimplementasikan algoritma fusion sensor Kalman Filter untuk didapatkan nilai output sensor yang bersih dari noise dan memproses keluaran fusion sensor tersebut untuk mengontrol kestabilan posisi pesawat pada tiga sumbu poros terbang yaitu kondisi terbang dengan poros sumbu x, y, dan z.*

*Hasil dari penelitian ini berupa purwarupa sistem kontrol kestabilan UAV dengan kontrol manual dan kontrol kestabilan. Uji coba sistem dilakukan dengan percobaan statis dan dinamis dari setiap sudut yang dihasilkan sensor sebelum dan sesudah digunakan algoritma fusion sensor Kalman filter. Dari hasil pengujian didapatkan kesimpulan bahwa penggunaan algoritma fusion sensor Kalman filter dapat memberikan pengukuran sudut yang akurat dan dinamis dengan nilai error sebesar 0,5% untuk sudut terhadap sumbu X, dan 0,6% untuk sudut terhadap sumbu Y.*

**Kata kunci**— Stabilisasi, IMU, PWM, RC Receiver, Kalman Filter, Fusion Sensor.

### Abstract

*Flight Control System is one important part of a UAV that can be used to determine the position of state aircraft to remain stable and fit to fly missions conducted. To control the stability of the UAV required one of sensor that is the IMU(Inertial Measurement Unit) sensor, where in its development there are several algorithms used in processing the data output from the IMU sensor. One of them in this study is the sensor fusion algorithm Kalman filter, which is used to combine the data output from the accelerometer and gyroscope sensors in the IMU has a noise in order to obtain a low noise output data that can be used optimally in the stability control UAVs.*

*In this study IMU GY86 sensor is used to transmit data reading from accelerometer, gyroscope and magnetometer with I2C communications. Arduino Uno is used as the operating system with a task that is bacasensor, process the sensor output data using sensor fusion algorithm Kalman Filter, kontrol\_manual and kontrol\_stabilisasi. The system has two controls that use the manual control input PWM (Pulse Width Modulation) from RC Receiver for forwarded directly to the servo via pin of the Arduino. Stability control using IMU sensor readings are then performed with the sensor data fusion algorithm implements sensor fusion Kalman Filter to obtain the value of the net output of the sensor noise and process the sensor fusion output to control the stability of the aircraft's position in three-axis fly the shaft with shaft flying conditions axes x, y, and z.*

*The results of this study is UAV stability control system prototype with manual control and stability control. System testing is done with static and dynamic experiments from every angle from the sensor before and after use Kalman filter sensor fusion algorithms. From the test results it was concluded that the use of the Kalman filter sensor fusion algorithm can provide accurate angular measurements and dynamic with an error value of 0.5% for an angle to the X axis, and 0.6% for an angle to the axis Y.*

**Keywords**— *Stabilisasi, IMU, PWM , RC Receiver, Kalman Filter, Fusion Sensor.*

## 1. PENDAHULUAN

Saat ini, pesawat tanpa awak (*drone*) atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) sedang menjadi tren teknologi di Indonesia, khususnya pada bidang *aeromodelling* dan penerbangan. Kendaraan ini dapat dijadikan solusi untuk membantu mengawasi wilayah-wilayah perbatasan karena handal dalam menjelajah dan juga hampir tidak adanya resiko bagi manusia saat pengoperasiannya terutama untuk tugas-tugas khusus yang beresiko bagi keselamatan manusia [1].

Pesawat tanpa awak dapat digunakan untuk tugas-tugas khusus dengan berbagai aplikasi di dalam fiturnya. Di dalam tugasnya untuk menjalankan misi-misi militer, UAV dapat dimanfaatkan untuk melakukan misi pemantauan, pencarian dan penyelamatan bahkan untuk penyergapan dalam kondisi perang. *Flight Control System* merupakan salah satu bagian yang penting dalam sebuah UAV. Dimana didalam *Flight Control System* terdapat fungsi yang dapat digunakan untuk menentukan posisi keadaan pesawat agar tetap stabil dan sesuai dengan misi terbang yang dilakukan. Pengontrolan posisi keadaan pesawat disini membutuhkan sebuah informasi data – data dari ADAHRS yang memberikan data-data pembacaan keadaan dan perilaku pesawat berupa ketinggian, koordinat posisi, kecepatan, tekanan udara, temperature, serta perilaku (*attitude*) pesawat berupa *roll*, *pitch*, dan *yaw*. yang dapat membaca berbagai parameter yang diantaranya adalah sudut kemiringan, arah mata angin, kecepatan, lokasi dan sebagainya. Salah satu sensor yang penting dalam penggunaan kontrol UAV adalah IMU(*Inertial Measurement Unit*). IMU tersebut memiliki variasi tipe dan spesifikasi yang berbeda tergantung dari pabrik yang membuatnya. Dalam pengembangan IMU terdapat beberapa algoritma yang digunakan dalam pengolahan data yang dikeluarkan dari IMU tersebut yang biasanya tujuannya adalah sebagai filter dari data agar data yang dihasilkan menjadi lebih

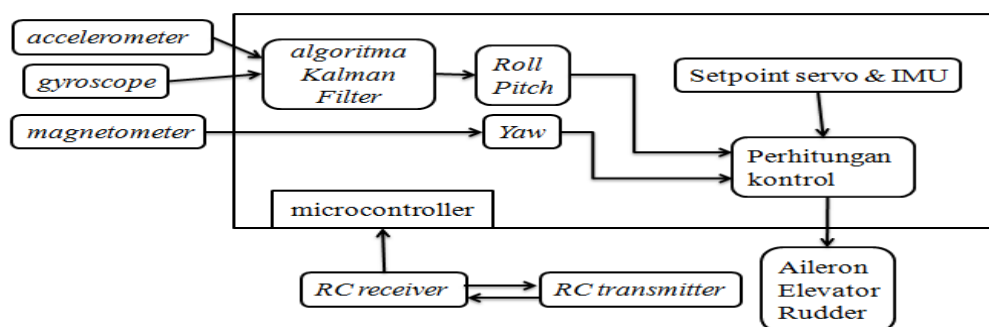
baik dari sebelumnya. Dengan memilih IMU yang spesifikasinya sesuai dan dengan pemilihan *algoritma fusion sensor* yang digunakan untuk memproses data IMU diharapkan akan membuat kinerja dari UAV tersebut menjadi lebih maksimal. Melihat besarnya peran sebuah *Flight Control System* dalam system UAV, dan sudah banyaknya penerapan UAV di Indonesia, maka penulis bermaksud mengimplementasikan sebuah IMU (*Inertial Measurement Unit*) yang diintegrasikan dengan algoritma *fusion sensor* Kalman filter agar didapatkan data yang akurat dan stabil serta mempunyai *noise* yang kecil sehingga nantinya diharapkan dapat digunakan sebagai pengontrolan kestabilan posisi keadaan pesawat.

## 2. METODE PENELITIAN

### 2.1. Analisa Kebutuhan

Gambaran umum sistem ini adalah sebuah sistem kontrol kestabilan posisi dan sikap pada pesawat tanpa awak dimana pesawat dapat dikontrol menggunakan 2 mode yaitu mode manual dan mode stabil. Pada mode manual pesawat dikontrol sepenuhnya oleh remote RC sedangkan pada mode stabil, pesawat dikontrol sepenuhnya berdasarkan bacaan sensor IMU dan pemroses Arduino UNO. Input yang digunakan untuk pengontrolan kestabilan diperoleh dari pemrosesan *fusion sensor* dari *accelerometer* dan *gyroscope* dengan algoritma Kalman filter sehingga didapatkan data sensor yang akurat dan rendah dari *noise*. Kontrol kestabilan digunakan untuk mengontrol 3sumbu gerak dari pesawat diantaranya adalah *roll* untuk *aileron*, *pitch* untuk *elevator*, dan *yaw* untuk *rudder*.

Sistem keseluruhan ditunjukkan pada Gambar 1 dimana sistem ini bekerja berdasarkan input sudut dari keluaran sudut Kalman filter, dimana dalam pemrosesan Kalman filter disini digunakan sensor *accelerometer* dan *gyroscope* untuk melakukan pengukuran data yang rendah *noise*. Sensor *magnetometer* dibutuhkan didalam sistem untuk mengontrol arah pergerakan *rudder* dimana arah pergerakannya dipengaruhi berdasarkan sudut arah mata angin yang dihasilkan oleh *magnetometer*. Data-data tersebut selanjutnya akan diolah di bawah bagian pemrosesan, yaitu Arduino UNO. Dalam pemrosesan data-data input tersebut digunakan suatu rumus perhitungan sudut-sudut pengontrolan servo dengan beberapa pengaturan *setpoint* posisi IMU dan pengaturan *setpoint* nilai minimal, maksimal, dan stabil pada sudut servo pesawat. *Output* yang diperoleh adalah berupa nilai-nilai sudut yang harus dicapai oleh masing-masing motor servo aktuator di ketiga sumbu pesawat. Program di dalam Arduino UNO dikembangkan dengan bahasa C++ yang dihasilkan dan dikompilasi menggunakan *compiler* Arduino 1.0.1.

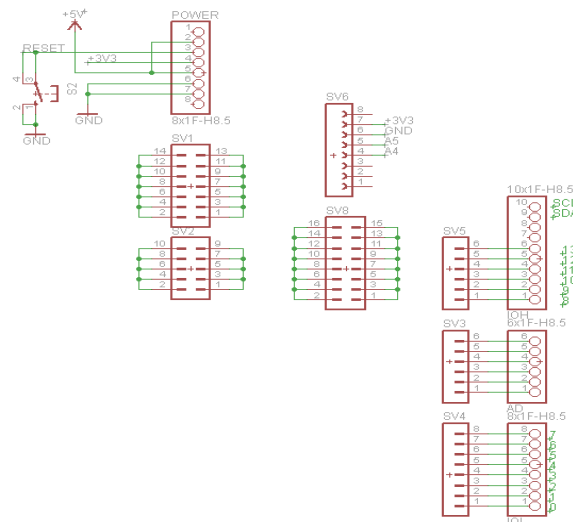


Gambar 1 Diagram blok sistem secara keseluruhan

### 2.2. Rancangan Sistem

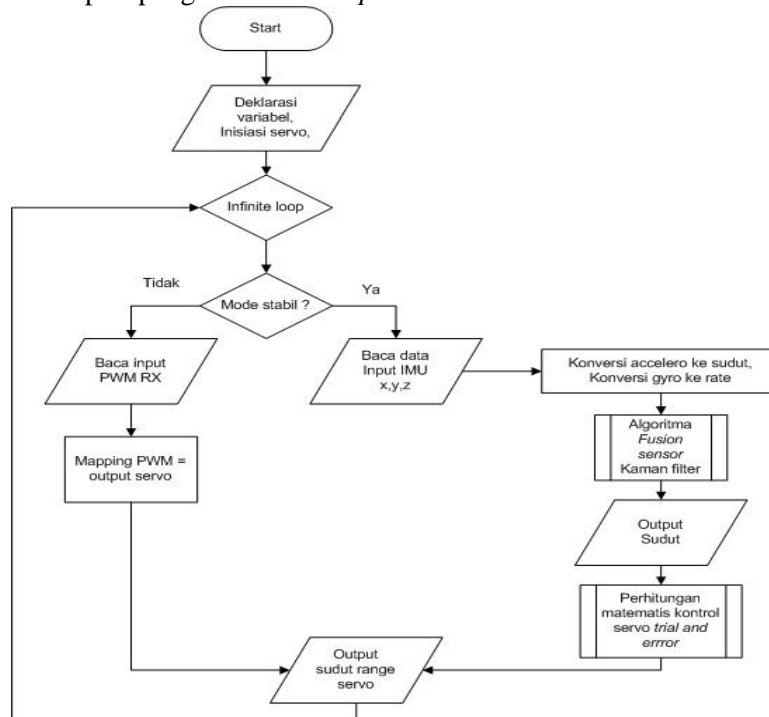
Rancangan sistem ini meliputi rancangan *hardware* mekanik dan elektronik dan *software* pemrograman sistem. Rancangan *hardware* sistem meliputi sistem mekanik dan elektronik yang digunakan, dimana meliputi perangkat pesawat, motor servo, dan sebuah *shield* eksternal untuk Arduino UNO R3 seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.

Terdapat beberapa servo untuk melakukan maneuver tertentu. Diantaranya *Aileron* untuk pergerakan secara menyamping (*roll*), *Elevator* untuk pergerakan naik dan turun (*pitch*), dan *Rudder* untuk pergerakan memutar (*yaw*). Motor servo yang digunakan merupakan jenis servo mikro analog dengan torsi sebesar 2,2 - 2,5 kg/cm dan sudut pengoperasian 0° - 180°. Motor servo akan dipasang pada sayap pesawat sebagai aktuator untuk ketiga sumbu. *Shield* eksternal digunakan sebagai penghubung antara motor servo dan sumber daya eksternal dengan Arduino UNO, dimana bertujuan untuk mempermudah proses penyambungan motor servo dan IMU dengan Arduino UNO.



Gambar 2 Skematik *shield* eksternal IMU, Power Suplly dan Motor Servo untuk Arduino UNO

Rancangan *software* sistem keseluruhan ditunjukkan pada Gambar 3 yang terdiri dari pemrosesan data *input* sistem dan perhitungan sudut-sudut kestabilan servo. Proses pengolahan data *input* sistem meliputi pengolahan data *input* dari IMU.



Gambar 3 Diagram alir sistem secara keseluruhan

Pada proses pengolahan data *input* IMU, data hasil bacaan dari instrumen di dalamnya seperti *akselerometer*, *gyrometer*, dan *magnetometer*, akan diolah sedemikian rupa sehingga dapat diperoleh sudut-sudut *attitude* pesawat, yaitu *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Pengolahan data input IMU dilakukan dengan cara memasukkan data bacaan sensor-sensor dalam IMU tersebut dalam algoritma hitung *fusion sensor* dan disempurnakan dengan *Kalman filter* yang telah dibuat sebelumnya.

Pada proses penggabungan sensor untuk dapat dilakukannya poses perhitungan Kalman dan penggabungan dibutuhkan 3 input yaitu sudut dari *accelerometer*, kecepatan sudut *gyroscope*, waktu sampling yang digunakan dan dengan *noise* yang terdapat pada sensor yang telah diketahui berdasarkan referensi  $Q_{\text{angle}}$ ,  $Q_{\text{bias}}$ , dan  $R$  [2]. Pada proses pertama dilakukan prediksi estimasi state, sudut yang digunakan berasal dari bacaan sensor *accelerometer* dan *rate* yang digunakan berasal dari bacaan sensor *gyroscope*. Proses kedua merupakan proses perhitungan prediksi *noise* dimana didalam proses tersebut digunakan nilai bias yang dilakukan pengurangan nilai bias berdasarkan waktu agar didapatkan bias yang tereduksi yang kemudian dijumlahkan dengan *noise accelerometer* sehingga didapatkan prediksi error yang diketahui pada state  $k-1$ . Proses ketiga merupakan proses dimana dilakukan prediksi *error* untuk pengukuran prediksi *error* pengukuran disini digunakan untuk menentukan berapa besarnya nilai perhitungan Kalman gain dimana Kalman *gain* tersebut digunakan untuk melakukan *update* nilai sudut dan nilai bias dari *state* dengan cara mengalikan Kalman gain dengan *Innovation*, *Innovation* sendiri merupakan proses perhitungan perbandingan selisih antara pembacaan sudut pengukuran dengan pembacaan sudut sebelumnya (persamaan 1-4).

$$\hat{x}_{k|k-1} = F \hat{x}_{k-1|k-1} + B \dot{\theta}_k \quad (1)$$

$$P_{k|k-1} = F P_{k-1|k-1} F^T + Q_k \quad (2)$$

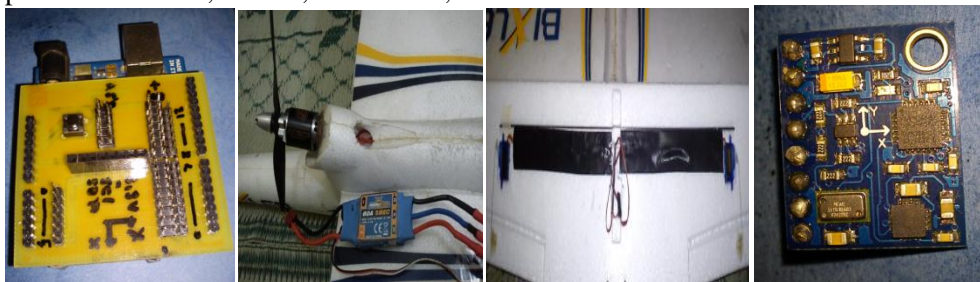
$$\tilde{y}_k = z_k - H \hat{x}_{k|k-1} \quad (3)$$

$$K_k = P_{k|k-1} H^T S_k^{-1} \quad (4)$$

Pada tahap akhir akan dilakukan proses perhitungan ketiga sudut keluaran Kalman filter tersebut, yaitu *roll*, *pitch*, dan *yaw* untuk digunakan sebagai *input* pengontrolan pada kontrol kestabilan. Perhitungan ini membutuhkan data-data *input* yang telah diolah pada tahap sebelumnya, kemudian dilakukan perhitungan berdasarkan *setpoint* posisi IMU dan juga *setpoint range* sudut servo pada pesawat.

### 2.3. Implementasi

Untuk implementasi *hardware*, cakupannya adalah Implementasi Sistem Minimum *Shield* Arduino, Implementasi Motor Servo, Implementasi Motor *Brushless*, Implementasi Sensor *accelerometer*, *gyroscope* dan *magnetometer* beserta perangkat pendukung lainnya yang ditunjukkan pada Gambar 4. Motor servo sebanyak tiga buah dengan tipe yang sama dipasang pada ketiga sumbu pergerakan pesawat, dimana berfungsi sebagai penggerak sumbu-sumbu putar tersebut. Gerak putar tiap sumbu dari pesawat disesuaikan dengan gerak putaran servo. Lalu implementasi berikutnya adalah pemasangan system minimum *shield* eksternal pada Arduino UNO, dimana bertujuan untuk menjembatani koneksi antara Arduino dengan perangkat lain seperti motor servo, baterai, remote RC, dan IMU.



Gambar 4 Implementasi perangkat keras (*hardware*) sistem

Arduino yang telah dipasang *shield* eksternal diletakkan di bagian depan pesawat atau kepala pesawat. Arah pemasangan Arduino UNO disesuaikan dengan arah peletakkan IMU pada *shield*, dimana orientasi sumbu pada IMU harus sama dengan orientasi sumbu pada pesawat. Posisi baterai dan ESC (*Electronics Speed Controller*) motor *brushless* diatur sedemikian rupa agar beban yang diterima pada pesawat dapat merata dan tidak terbebani disalahsatu bagian saja.

Pada implementasi perangkat lunak (*software*), dilakukan tiga tahapan pemrosesan, yaitu pengolahan data input IMU, perhitungan *noise* menggunakan Kalman filter dan perhitungan sudut pergerakan servo pada pesawat. Program diawali dengan pemrosesan data input IMU, kemudian hasil bacaan pemrosesan IMU dilakukan penggabungan antara sudut bacaan *accelerometer* dan *gyroscope* dan pengurangan *noise* menggunakan algoritma Kalman filter dengan hasil yang didefinisikan pada variabel *output* (*roll*, *pitch*, *yaw*) berupa nilai sudut-sudut *attitude*. Tahap selanjutnya adalah program perhitungan sudut-sudut servo pada pesawat, yaitu untuk gerak rotasi *aileron* (*roll*), *elevator* (*pitch*), dan *rudder* (*yaw*). Sudut-sudut tersebut dihitung dengan perhitungan matematis *trial and error* agar didapatkan nilai *feedback* untuk menstabilkan posisi servo pesawat.

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

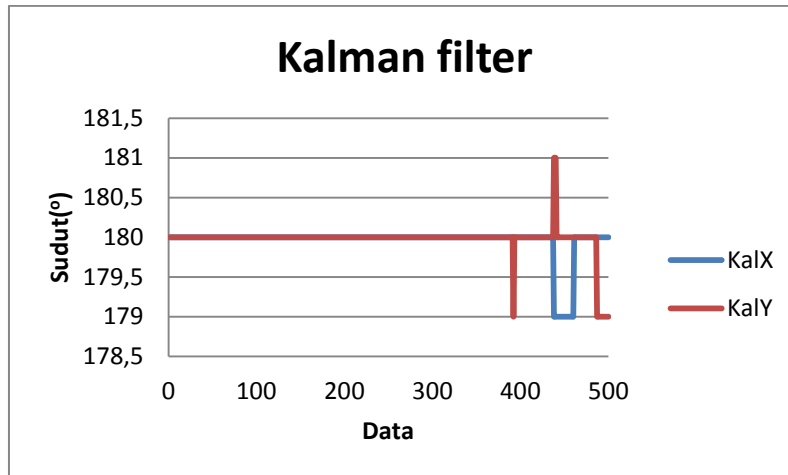
#### 3.1 Pengujian dan Pembahasan IMU

Sensor IMU yang digunakan dalam penelitian tugas akhir ini adalah sensor *akselerometer* dan *giroskop* MPU6050 serta *magnetometer* HMC5883L. Sensor IMU akan membaca keadaan (*attitude*) serta arah terbang (*heading*) dari pesawat, untuk keadaan digunakan 2 sumbu yaitu x dan y, sedangkan untuk arah terbang digunakan sumbu z. Gerakan pesawat pada sumbu x adalah *roll*, gerakan pada sumbu y adalah *pitch*, dan gerakan pada sumbu z disebut dengan *yaw*. IMU akan menghitung sudut gerak pesawat terhadap ketiga sumbu tersebut untuk dapat mengetahui keadaan pesawat saat terbang. Sesuai dengan rancangan sistem uji coba, akan dilakukan pengujian terhadap IMU secara tersendiri. IMU diletakkan pada sebuah permukaan rata, dan akan dicari *offset* data *pitch* dan *roll* nya. Dan dilihat seperti apakah drift dan kestabilan dari data, saat sistem dalam keadaan diam atau statis. Tabel 1 menunjukkan performa statis dari pembacaan sudut *pitch* dan *roll* oleh sensor MPU-6050 dengan diterapkannya algoritma *fusion sensor* Kalman filter pada IMU dengan 500 sampel data.

Tabel 1 Variasi data statis sudut *pitch* dan *roll* IMU GY-86 penerapan Kalman filter

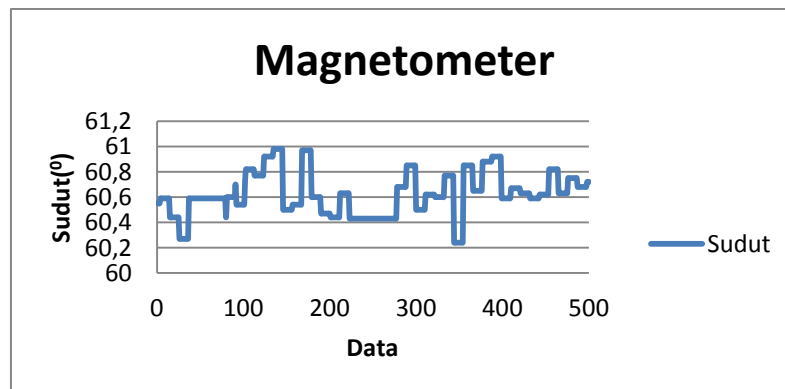
	<b>Roll (°)/ KalX</b>	<b>Pitch (°)/ KalY</b>
Maksimum	180	181
Minimum	179	179
Rata-rata	179.954	179.976
Standar Deviasi	0.209695	0.188401

IMU diletakkan pada permukaan datar 180°, namun pembacaan bisa dilihat pada tabel bahwa pada pembacaan 500 data *roll*, terdapat *offset* sebesar 0 untuk pada nilai maksimum dan minimum *offset* adalah 1, dengan rata-rata *offset* untuk 500 sampel data adalah 0,046. Pada sampel pembacaan *roll* memiliki standar deviasi 0.209695 yang menunjukan bahwa sebaran normal untuk variasi pembacaan *roll* berkisar antara angka  $\pm 0,2$  dari rata-rata *offset*nya. Untuk pembacaan sampel data *pitch* sebanyak 500 data didapat *offset* minimum 1, dan *offset* terbesar yang didapat adalah 1. *Offset* rata-rata untuk sudut *pitch* adalah 0,024. Standar deviasi yang didapat dari pengujian 500 data sudut *pitch* adalah 0.188401, yang menunjukan bahwa sebaran normal untuk variasi pembacaan 500 data *pitch* adalah  $\pm 0,024$  dari nilai *offset* rata-ratanya. Dua Gambar 6 dan 7 ini menunjukkan pembacaan 800 sampel data *roll* dan *pitch*. Gambar 6 ini menunjukkan grafik pembacaan 500 sampel data *roll* dan *pitch*



Gambar 6 Grafik pembacaan 500 data KalX(*roll*) dan KalY(*pitch*)

Untuk pengujian statis untuk sudut *yaw*, pengujian yang dilakukan hampir sama yaitu dengan menempatkan IMU pada kondisi diam dan tidak bergerak serta diarahkan pada sudut tertentu untuk dilihat sebaran data yang terbaca oleh IMU pada keadaan diam. Pengujian dilakukan dengan pengambilan 500 sampel data sudut *yaw* dari pembacaan IMU dengan sensor HMC5883L. Pada program terlebih dahulu dilakukan pengaturan untuk sudut deklinasi, yang merupakan *error* pembacaan nilai utara kompas dengan nilai utara yang sebenarnya, untuk daerah Yogyakarta nilai sudut deklinasinya adalah 0.0198 dalam satuan radian, sudut ini dimasukkan pada variabel *declination angle* pada subprogram IMU yang sudah dijelaskan sebelumnya. Gambar 7 dan Tabel 2 menunjukkan performa statis dari pembacaan sudut *yaw* dengan HMC5883L pada IMU GY-86 :



Gambar 7 Grafik Pembacaan 500 data *yaw*

Tabel 2 Variasi data statis pembacaan *yaw* IMU GY-86

	Sudut ( ° )
<b>MAX</b>	60.98
<b>MIN</b>	60.24
<b>Rata - rata</b>	60.62512
<b>Standar deviasi</b>	0.172207

### 3.2 Pengujian mode pesawat

Pada bagian ini dilakukan 2 pengujian yaitu pengujian kontrol manual dan pengujian kontrol kestabilan. Pada pengujian kontrol manual dilakukan pengamatan data yang dikirim dari *RC transmitter* dimana pengujian dilakukan dalam kondisi pesawat tidak sedang terbang. Data pengamatan yang didapatkan untuk pengujian mode manual ditunjukkan pada Gambar 8 dan data pengujian nilai max dan nilai min data PWM pada remote *RC transmitter* yang digunakan ditunjukkan pada Tabel 3.

Roll	Pitch	Aileron	Elevator	Yaw	Rudder
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	150.14	64
177	181	103	69	149.86	64
177	181	103	69	149.86	64
178	181	102	69	149.86	64
178	181	102	69	150.14	64
178	181	102	69	150.14	64
178	180	102	70	150.14	64
178	180	102	70	150.41	64
178	180	102	70		64

Gambar 8 Pengujian data pengamatan mode manual

Tabel 3 Data pengujian remote *RC transmitter*

	Max	Min
<b>Aileron</b>	1700	1332
<b>Elevator</b>	1644	1300
<b>Rudder</b>	1716	1324
<b>Trottet</b>	1700	1335
<b>CH_5</b>	1800	1200

Pada data yang ditunjukkan pada mode manual tersebut data yang diperoleh dari remote RC langsung di *input* kan ke dalam servo melalui arduino dengan dilakukan mapping nilai dari remote ke sudut servo pesawat. Untuk melakukan mode manual dilakukan pengaturan pada CH\_5 dengan nilai yang harus diatur adalah kurang dari 1500 sehingga didapatkan sifat sistem akan dikontrol sepenuhnya menggunakan remote RC.

Pada pengujian mode kestabilan dilakukan pengamatan data yang dikirim dari *RC transmitter* dimana pengujian dilakukan dalam kondisi pesawat tidak sedang terbang. Data pengamatan yang didapatkan untuk pengujian mode kestabilan dapat dilihat pada Gambar 9.



File	Edit	Setup	Control	Window	Help
1512	1436	1500	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1500	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1500	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1500	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1500	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1504	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1504	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1504	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1504	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1432	1508	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1432	1508	1852	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1432	1508	1848	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1432	1508	1848	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1500	1848	Roll: 178	Pitch: 181
1512	1436	1500	1848	Roll: 178	Pitch: 181
1508	1436	1500	1848	Roll: 178	Pitch: 181
1508	1436	1500	1848	Roll: 178	Pitch: 180
1508	1436	1504	1848	Roll: 178	Pitch: 180
1508	1436	1504	1848	Roll: 178	Pitch: 180
1508	1436	1504	1848	Roll: 178	Pitch: 180
1508	1436	1504	1848	Roll: 178	Pitch: 180

Gambar 9 Pengujian data pengamatan mode stabil

Pada data yang ditunjukkan dari hasil pengamatan (Gambar 9), mode kestabilan diatur oleh remote dengan kondisi pada remote CH\_5 dimana untuk nilai CH\_5 tersebut harus lebih dari 1500 sehingga didapatkan mode kestabilan dengan sifat sistem akan dikontrol sepenuhnya oleh sensor dan mikrokontroler agar dapat stabil secara otomatis terhadap gangguan dari luar.

#### 4. KESIMPULAN

Telah berhasil diimplementasikan algoritma *fusion sensor* pada sistem kestabilan UAV dengan fitur-fitur :

- Accelerometer* dapat memberikan pengukuran sudut kemiringan (*tilt*) yang akurat ketika sistem sedang diam (*statis*) namun data pengukuran terdapat *noise*.
- Gyroscope* dapat memberikan pengukuran sudut kemiringan yang rendah akan *noise* dari getaran namun menghasilkan nilai yang tidak dapat dipercaya pada waktu yang semakin lama.
- Algoritma Kalman filter* dapat memberikan pengukuran sudut yang akurat dalam keadaan *statis* dengan nilai *error* sebesar 0,5% untuk sudut terhadap sumbu X, dan 0,6% untuk sudut terhadap sumbu Y.
- Algoritma Kalman filter* yang diimplementasikan memiliki keakuratan sebesar 99,5% untuk sudut terhadap sumbu X dan 99,4% untuk sudut terhadap sumbu Y dalam keadaan *statis* yang dibandingkan dengan pengukuran busur sudut.

Didapatkan kemampuan sistem berdasarkan pengujian yang dilakukan yaitu meliputi :

- Pergantian mode manual dan auto kestabilan
- Pengontrolan UAV dengan RC *Transmitter* pada mode manual
- Pengontrolan UAV dengan sensor dan mikrokontroler pada mode kestabilan.

Setting *setpoint* acuan sudut yang digunakan disaat pesawat keadaan *statis* dan *dinamis* harus memiliki nilai yang sama.

## 5. SARAN

1. Penggunaan sistem power yang lebih baik, dan melibatkan sistem pengamanan apabila terjadi *short* pada rangkaian.
2. Pengembangan sistem dengan menambahkan sistem AutoPilot agar sistem kestabilan lebih dapat di implementasikan secara maksimal dalam pemberian misi pada UAV.
3. Penambahan pengujian sistem berdasarkan tingkat besarnya perubahan angin yang diterima oleh sistem.
4. Pengembangan sistem kestabilan yang lebih baik dengan mengurangi *noise* pada *magnetometer* agar dapat diterapkan untuk pendaratan UAV secara mandiri.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada PPKI UGM yang telah memberi dukungan finansial terhadap penelitian ini.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Prima, Adrianus. 2012. *Purwarupa Inertial Measurement Unit Dengan 9 Derajat Kebebasan Untuk Platform Unmanned Aerial Vehicle Sayap Tetap*, Skripsi, Jurusan Ilmu Komputer dan Elektronika, Fakultas Matematika dan Ilmu Pengetahuan Alam, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta.
- [2] Lauszus, K. 2012. *A practical approach to Kalman filter and how to implement it*.