

Estimasi Attitude Quadcopter menggunakan Algoritma Complementary Filter

Septiyani¹, Rossi Passarella², Huda Ubaya³

Sistem Komputer, Fakultas Ilmu Komputer
Universitas Sriwijaya Palembang

Email : ¹septyseptiyani@yahoo.co.id

²passarella.rossi@gmail.com

³huda_ubaya@yahoo.com

Abstrak— Flight Controller merupakan salah satu komponen penting dalam mengatur pergerakan quadcopter yang menjadi otak dari wahana. Perangkat ini memiliki mikrokontroler Atmega328P dan beberapa sensor yang sudah terpasang pada board ini (onboard) seperti accelerometer, gyroscope, dan magnetometer yang bisa digunakan dan diprogram secara langsung. Pada penelitian ini, algoritma complementary filter digunakan untuk mendapatkan nilai perubahan sudut yang stabil karena sensor accelerometer, gyroscope, dan magnetometer masing-masing memiliki kelemahan dalam hal keakuratan. Nilai koefisien filter (α) pada Complementary Filter diperoleh dengan melakukan pengolahan data statistik yaitu menggunakan Metode Regresi. Pengukuran sudut dengan menggunakan complementary filter memiliki tingkat kesalahan yang lebih kecil dibandingkan dengan hasil pengukuran sudut tanpa menggunakan algoritma complementary filter. Nilai error pada sudut roll, pitch, dan yaw dengan menggunakan complementary filter yaitu 0.109805^0 , 0.064476^0 dan 0.103848^0 lebih kecil dibandingkan sudut roll, pitch, dan yaw tanpa menggunakan complementary filter yaitu 0.278593^0 , 0.162569^0 dan 0.13642^0 .

Kata Kunci — Quadcopter, Roll, Pitch, Yaw, Sensor Fusion, Complementary Filter

I. PENDAHULUAN

Salah satu bentuk robot yang sedang dikembangkan untuk membantu manusia adalah Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Unmanned Aerial Vehicle (UAV) merupakan pesawat tanpa awak yang digunakan untuk memantau suatu objek dari jarak yang cukup jauh yang biasanya pesawat ini dikendalikan oleh kontrol jarak jauh (remote control) atau diterbangkan secara otonomous. Bentuk UAV yang pada umumnya berskala kecil membuatnya lebih aman untuk interaksi dekat, sehingga memungkinkan penerbangan melalui lingkungan terbatas.

Banyak sekali tipe dari Unmanned Aerial Vehicle (UAV) yang dikenal fixed wing, axial wing, coaxial wing, dan

multicopter [1]. Multicopter yaitu jenis pesawat terbang yang memiliki lebih dari satu motor dan baling-baling. Salah satu jenis dari multicopter adalah quadcopter.

Quadcopter, juga dikenal sebagai quadrotor adalah pesawat dengan empat motor yang dilengkapi empat buah propeller pada masing-masing motornya yang digunakan untuk terbang dan bermanuver. Motor-motor tersebut diarahkan ke atas dan ditempatkan dalam suatu bentuk formasi persegi dengan jarak yang sama dari pusat massa quadcopter. Suatu quadcopter dikendalikan dengan menyesuaikan kecepatan dari empat buah motor yang berputar pada masing-masing lengannya [2].

Flight Control System merupakan salah satu bagian yang penting dalam quadcopter. Flight Control System 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 AHRS (Attitude Heading Referensi and System) yang memberikan data-data pembacaan keadaan dan perilaku pesawat berupa ketinggian, koordinat posisi, kecepatan, tekanan udara, temperature, serta perilaku (attitude) pesawat berupa roll (gerakan mengguling), pitch (gerakan mengangguk), dan yaw (gerakan memutar) yang dapat membaca berbagai parameter yang diantaranya adalah sudut kemiringan, arah mata angin, kecepatan, lokasi dan sebagainya [3].

Untuk mengetahui sikap (attitude) dan arah terbang quadcopter terhadap kutub magnet bumi dan sumbu global bumi diperlukan suatu rangkaian orientasi yang terintegrasi pada controller. Sensor orientasi tersebut meliputi sensor gyroscope, accelerometer, dan magnetometer. Sensor-sensor tersebut mempunyai peranan yang penting dalam sistem navigasi dan robotika untuk menentukan posisi dan sudut orientasi robot agar robot dapat bergerak ke arah yang diinginkan [3].

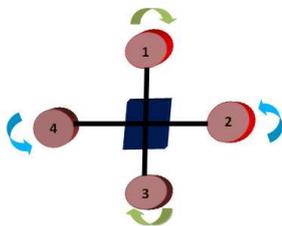
Dalam penggunaannya sensor-sensor yang terintegrasi tersebut mengalami kesalahan dalam pembacaan karena dipengaruhi oleh faktor-faktor seperti getaran suara motor, pengaruh distorsi magnet dan frame aluminium dari kerangka quadcopter. Untuk mengatasi hal tersebut maka dapat digunakan teknik untuk mengabungkan beberapa data sensor dari sumber atau sensor yang berbeda sehingga informasi yang dihasilkan lebih baik dibandingkan menggunakan satu data sensor yaitu sensor fusion [4]. Algoritma complementary filter diintegrasikan pada sensor fusion sehingga menghasilkan keluaran sensor yang akurat pada pergerakan quadcopter .

II. METODOLOGI PERCOBAAN

A.1. kebutuhan perangkat keras

A.1.1 Frame Quadcopter

Frame quadcopter yang digunakan pada penelitian ini adalah frame quadcopter +.



Gambar 1. Konfigurasi Frame Quad+

A.1.2. Modul Flight Controller Multiwii 328P

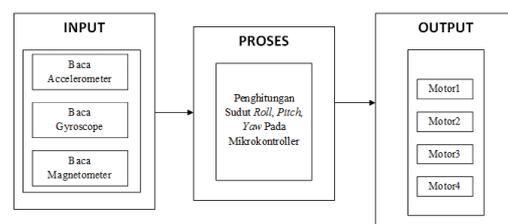
Flight controller yang digunakan adalah multiwii 328P yang berbasis Atmega 328P dan memiliki beberapa sensor yang sudah terpasang pada board ini (onboard) seperti accelerometer , gyroscope, dan magnetometer yang bisa digunakan dan diprogram secara langsung.



Gambar 2. Modul Flight Controller Multiwii 328P

Pada penelitian ini sensor accelerometer, gyroscope, magnetometer yang digunakan adalah sensor BMA180, sensor ITG3205, dan sensor HMC5883L yang terpasang onboard pada Multiwii. Sensor accelerometer dan gyroscope digunakan untuk menghitung sudut kemiringan dan kecepatan putar pada quadcopter, sedangkan magnetometer mampu mengukur kekuatan atau arah medan magnet yang menjadi referensi sudut yaw pada quadcopter.

B.2. Perancangan perangkat Lunak



Gambar 3. Blog Diagram Perancangan Perangkat Lunak

Gambar 3 menunjukkan blog diagram perancangan perangkat lunak yang menjelaskan program pembacaan sensor secara keseluruhan. Program kemudian membaca keluaran dari sensor-sensor yaitu accelerometer, gyroscope dan magnetometer. Setelah semua selesai dibaca, program akan melakukan proses penghitungan data-data yang diperoleh menjadi sudut roll, pitch, dan yaw.

B.2.1. Perancangan Pembacaan Sudut Pada Sensor Accelerometer

dilakukan pada sensor *accelerometer* yang bertujuan untuk mengaktifkan dan melakukan pengukuran pada sensor. Keluaran sensor pada sumbu x,y, dan z berupa data ADC yaitu *accx*, *accy* dan *accz* dikonversi menjadi sudut *roll* dan *pitch* dengan menggunakan persamaan (1) dan (2)[6].

$$roll = \arctan \frac{accy}{accz} \dots(1)$$

$$pitch = \arctan \frac{-accx}{\sqrt{(accy*accy)+(accz*accz)}} \dots(2)$$

B.2.2. Perancangan Pembacaan Kecepatan Sudut Pada Sensor Gyroscope

Proses inisialisasi merupakan tahapawal yang dilakukan pada sensor *gyroscope* yang bertujuan untuk

Prosiding
ANNUAL RESEARCH SEMINAR 2016

6 Desember 2016, Vol 2 No. 1

ISBN : 979-587-626-0 | UNSRI

http://ars.ilkom.unsri.ac.id

mengaktifkan dan melakukan pengukuran pada sensor. Keluaran sensor pada sumbu x,y, dan z berupa data ADC yaitu *gyrox*, *gyroy* dan *gyroz* dikonversi menjadi kecepatan sudut dengan menggunakan persamaan (3), (4), dan (5).

$$gyroxrate = gyrox/14.375 \quad \dots(3)$$

$$gyroyrate = gyroy/14.375 \quad \dots(4)$$

$$gyrozrate = gyroz/14.375 \quad \dots(5)$$

B.2.3. Kompensasi Kemiringan Sudut Yaw

Gabungan keluaran sensor *accelerometer* dan *magnetometer* diperlukan untuk mengompensasi kemiringan sehingga mampu menghasilkan sudut *yaw* yang lebih akurat saat *quadcopter* diterbangkan. Kompensasi kemiringan menggunakan keluaran sensor magnetometer terhadap sumbu x, y, dan z berupa data ADC yaitu *mx*, *my*, dan *mz* yang digabungkan dengan keluaran dari sensor *accelerometer* berupa sudut *roll* dan *pitch* yang kemudian dikonversi menjadi besar gaya medan magnet bumi dengan persamaan (6) dan (7) [7].

$$Bfx = mz*\sin(roll) - my*\cos(roll) \quad \dots(6)$$

$$Bfy = mx*\cos(pitch) + my*\sin(pitch)*\sin(roll) + mz*\sin(pitch)*\cos(roll) \quad \dots(7)$$

Proses perhitungan sudut *yaw* menggunakan persamaan (8) [8].

$$\tan yaw = \frac{-Bfy}{Bfx} \quad \dots(8)$$

Sedangkan untuk menentukan *heading* digunakan persamaan (9) dan (10).

$$\text{Jika hasil } yaw < 0, \text{ maka } heading = 360 + yaw \quad \dots(9)$$

$$\text{Jika hasil } yaw > 0, \text{ maka } heading = yaw \quad \dots(10)$$

B..2.4 Complementary Filter

Dalam *complementary filter*, keluaran masing-masing sensor akan dijumlahkan sehingga menghasilkan keluaran yang lebih akurat dan rendah *noise*. Sudut kemiringan *roll* dan *pitch* yang merupakan sudut kemiringan sensor *accelerometer* terhadap sumbu x dan y diperoleh melalui persamaan (1) dan (2) . Sudut *yaw* diperoleh menggunakan sensor *magnetometer* melalui persamaan (8) dengan kompensasi kemiringan dari sensor *accelerometer*. Seperti pada [8] dalam *complementary filter* sudut *roll* dan *pitch* dari

sensor *accelerometer* dijumlahkan dengan sudut dari *gyroscope* terhadap sumbu x dan y sedangkan sudut *yaw* dari *magnetometer* dijumlahkan dengan sudut dari *gyroscope* terhadap sumbu z.

Perhitungan *complementary filter* yang digunakan pada penelitian ini ditunjukkan pada persamaan (11) (12) dan (13).

$$compAngleX = \alpha * (compAngleX + gyroxrate * dt) + (1 - \alpha) * roll \quad \dots(11)$$

$$compAngleY = \alpha * (compAngleY + gyroyrate * dt) + (1 - \alpha) * pitch \quad \dots(12)$$

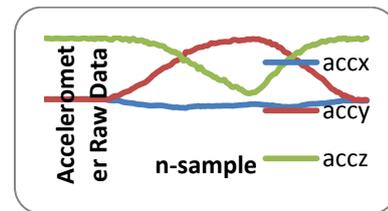
$$compAngleZ = \alpha * (compAngleZ + gyrozrate * dt) + (1 - \alpha) * yaw \quad \dots(13)$$

Nilai α berada pada nilai antara 0 dan 1. Nilai α yang digunakan pada penelitian ini diperoleh melalui proses pengolahan data secara statistik.

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

A.1. Pengujian Data Raw Sensor

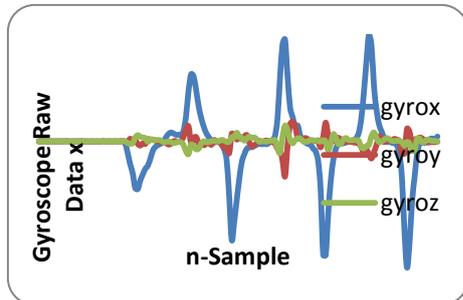
A.1.1. Data Raw Accelerometer



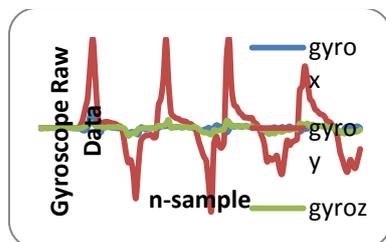
Gambar 4. data raw sensor *accelerometer* pada sumbu x (*roll*) 0⁰-90⁰

Gambar 4 merupakan data raw yang diperoleh dari sensor *accelerometer*. Dari gambar tersebut terlihat bahwa ketika dilakukan perputaran dari sudut 0⁰-90⁰ terhadap sumbu x terjadi perubahan nilai pada sumbu y dan z yang berbanding terbalik, dimana ketika sudut *roll* mendekati sudut 90⁰ maka data raw pada sumbu z akan semakin turun, data raw sumbu y akan semakin naik sedangkan sumbu x relatif stabil (hanya mengalami sedikit perubahan). Adanya perubahan pada grafik sumbu x dikarenakan gangguan *noise* dari guncangan tangan saat pengujian.

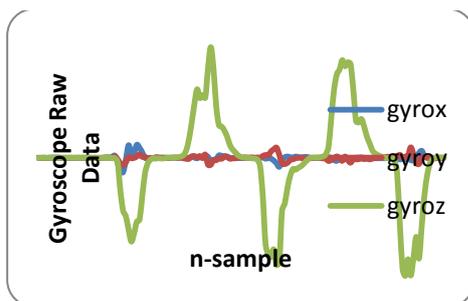
A.1.2. Data Raw Gyroscope



Gambar 6. Grafik hasil pengujian data raw sensor *gyroscope* pada sumbu x



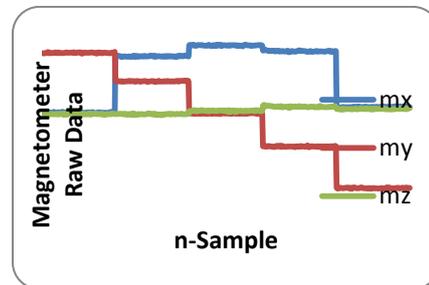
Gambar 11. Grafik hasil pengujian data raw sensor *gyroscope* pada sumbu y



Gambar 12. Grafik hasil pengujian data raw sensor *gyroscope* pada sumbu z

Gambar 10, gambar 11, dan gambar 12 merupakan grafik hasil pengujian data raw sensor *gyroscope*. Dari hasil pengujian terlihat bahwa nilai data raw pada *gyroscope* akan kembali ke nilai yang relatif mendekati nol ketika dalam keadaan diam. Semakin cepat dilakukannya putaran, maka semakin besar nilai data raw yang dihasilkan.

A.1.3. Data Raw Magnetometer



Gambar 13. Grafik hasil pengujian data raw sensor *magnetometer* dengan sudut 0° - 180°

Gambar 13 merupakan grafik hasil pengujian data raw sensor magnetometer. Dari hasil pengujian tersebut data raw yang diperoleh dari sensor *magnetometer* ketika dilakukan perputaran pada sudut 0° - 180° memiliki perubahan nilai yang berbeda pada sumbu x dan y dengan perubahan sudut yang berbeda. Ketika data raw pada nilai sumbu x naik maka nilai data raw pada sumbu y turun dan sebaliknya ketika nilai data raw pada sumbu x turun maka nilai data raw pada sumbu y naik, sedangkan sumbu z relatif stabil. Adanya sedikit perubahan pada grafik sumbu z dikarenakan gangguan *noise* dari guncangan tangan saat pengujian.

B.2. Pengujian Complementary Filter

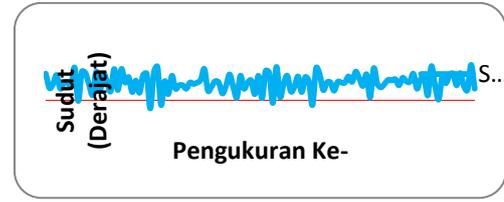
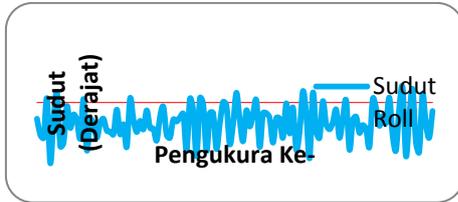
B.2.1. Pengujian dan Analisis Sudut Complementary Filter

B.2.1.1. Pengujian Sudut Roll

Pengujian sudut *roll* dilakukan pada posisi 60° , 45° , 30° , 15° , -60° , -45° , -30° , dan -15° . Konstanta filter (α) yang digunakan pada *complementary filter* untuk sudut *roll* adalah 0.95. Nilai konstanta filter (α) diperoleh dengan menggunakan Metode Regresi.

Prosiding
ANNUAL RESEARCH SEMINAR 2016

6 Desember 2016, Vol 2 No. 1



Gambar 14. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Roll* dan Sudut *Roll Complementary* 60°

Gambar 16. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Roll* dan Sudut *Roll Complementary* 30°



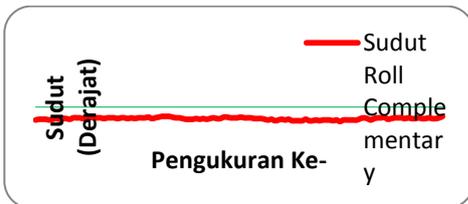
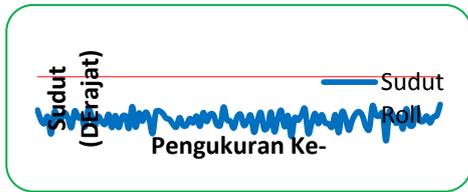
Gambar 15. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Roll* dan Sudut *Roll Complementary* 45°



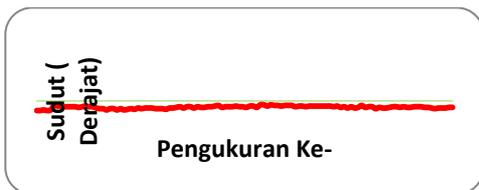
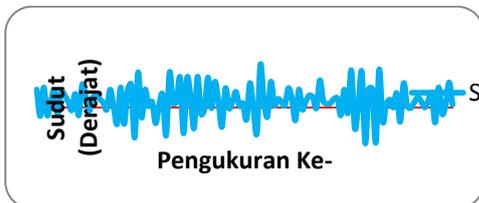
Gambar 17. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Roll* dan Sudut *Roll Complementary* 15°

Prosiding
ANNUAL RESEARCH SEMINAR 2016

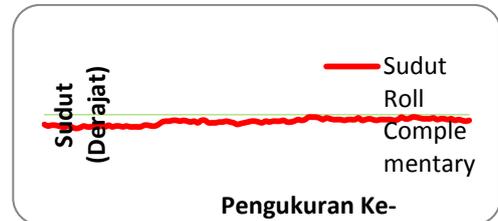
6 Desember 2016, Vol 2 No. 1



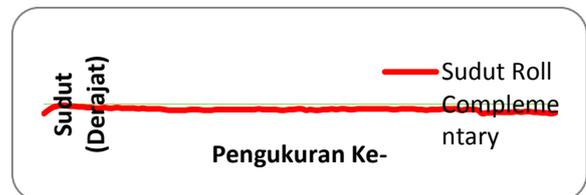
Gambar 18. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Roll dan Sudut Roll Complementary -60°



Gambar 19. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Roll dan Sudut Roll Complementary -45°



Gambar 20. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Roll dan Sudut Roll Complementary -30°



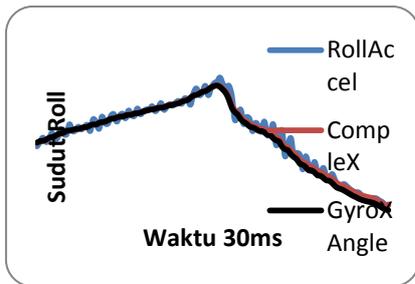
Gambar 21. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Roll dan Sudut Roll Complementary -15°

Hasil perhitungan error sudut pada gambar 14 sampai gambar 21 ditunjukkan pada tabel 1.

TABEL 1
 Hasil Perhitungan Error Sudut Roll

Sudut	RMSE Complementary Roll (%)	RMSE Roll (%)
60	0.122965	0.63615
45	0.200154	1.759419
30	0.364476	0.968729
15	1.00738	6.075583
-60	0.26997	1.69443
-45	0.22082	0.524408
-30	0.32225	5.78001
-15	0.56003	8.75697

Hasil perhitungan *error* sudut *roll* pada Tabel 1 menunjukkan bahwa pengukuran sudut dengan *complementary filter* mampu mengurangi *noise* yang terdapat pada sensor dan memiliki tingkat kesalahan yang lebih kecil dibandingkan dengan hasil pengukuran sudut tanpa menggunakan algoritma *complementary filter*. Pengujian Sudut *roll* acak ditunjukkan pada gambar 22.



Gambar 22. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Roll* dan Sudut *Roll Complementary* Secara Acak

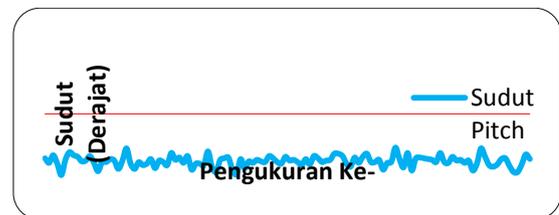
Pada grafik berwarna biru terdapat gangguan *noise* dimana gangguan tersebut merupakan getaran atau guncangan saat dilakukannya pengujian. Pada grafik berwarna hitam setelah dikonversi menjadi sudut hasil keluarannya tidak dapat dipercaya dikarenakan mengambil data sebelumnya untuk mendapatkan keluaran sudut selanjutnya jika terus dipakai dalam jangka waktu yang lama, hasil keluaran ini tidak memberikan nilai yang akurat dikarenakan hasil keluaran akan semakin besar dan jauh dari presisi. Pada grafik berwarna oranye terlihat sudut *roll* dengan *complementary filter*, ternyata mampu mengurangi gangguan (*noise*) tersebut dengan memanfaatkan keluaran sensor *gyroscope* untuk melengkapi kekurangan dari sensor *accelerometer*.

B.2.1.2. Pengujian Sudut Pitch

Pengujian sudut *pitch* dilakukan pada posisi 60° , 45° , 30° , 15° , -60° , -45° , -30° , dan -15° . Konstanta filter (α) yang digunakan pada *complementary filter* untuk sudut *pitch* adalah 0.94. Nilai konstanta filter (α) diperoleh dengan menggunakan Metode Regresi.



Gambar 23. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* 60°



Gambar 24. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* 45°



Prosiding
ANNUAL RESEARCH SEMINAR 2016

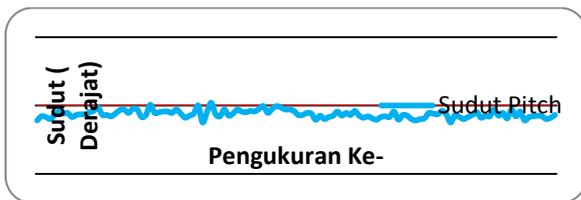
6 Desember 2016, Vol 2 No. 1



Gambar 25. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* 30°



Gambar 28. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* -45°



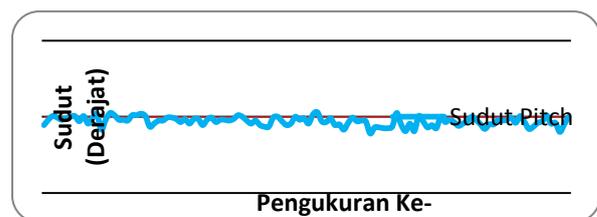
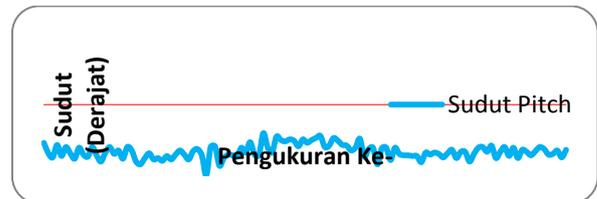
Gambar 26. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* 15°

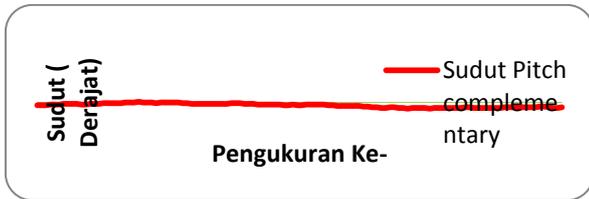


Gambar 30. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* -30°



Gambar 27. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* -60°





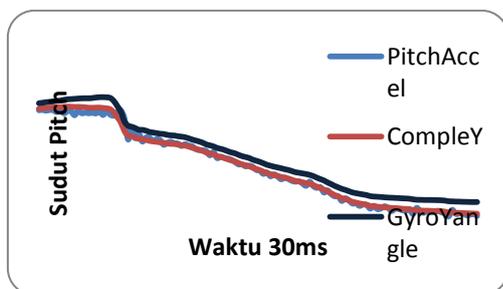
Gambar 31. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* -15°

Hasil perhitungan error sudut pada gambar 23 sampai gambar 31 ditunjukkan pada tabel 2.

TABEL 2
 Hasil Perhitungan Error Sudut *Pitch*

Sudut	RMSE Complementary Pitch (%)	RMSE Pitch (%)
60	0.1773	0.727504
45	0.155807	1.383243
30	0.355746	2.222757
15	0.568135	0.927082
-60	0.15344	0.154964
-45	0.28599	0.564174
-30	0.358469	2.274441
-15	0.342161	0.560093

Hasil perhitungan *error* sudut *pitch* pada Tabel 2 menunjukkan bahwa pengukuran sudut dengan *complementary filter* mampu mengurangi *noise* yang terdapat pada sensor dan memiliki tingkat kesalahan yang lebih kecil dibandingkan dengan hasil pengukuran sudut tanpa menggunakan algoritma *complementary filter*. Pengujian Sudut *pitch* acak ditunjukkan pada gambar 32.



Gambar 32. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Pitch* dan Sudut *Pitch Complementary* Secara Acak

Pada grafik berwarna biru terdapat gangguan *noise* dimana gangguan tersebut merupakan getaran atau guncangan saat dilakukannya pengujian. Pada grafik berwarna hitam setelah dikonversi menjadi sudut hasil keluarannya tidak dapat dipercaya dikarenakan mengambil data sebelumnya untuk mendapatkan keluaran sudut selanjutnya jika terus dipakai dalam jangka waktu yang lama, hasil keluaran ini tidak memberikan nilai yang akurat dikarenakan hasil keluaran akan semakin besar dan jauh dari presisi. Pada garis berwarna oranye terlihat sudut *roll* dengan *complementary filter*, ternyata mampu mengurangi gangguan (*noise*) tersebut dengan memanfaatkan keluaran sensor *gyroscope* untuk melengkapi kekurangan dari sensor *accelerometer*.

B.2.1.3. Pengujian Sudut *Yaw*

Pengujian sudut *Yaw* dilakukan pada posisi 20° , 40° , 60° , dan 80° . Konstanta filter (α) yang digunakan pada *complementary filter* untuk sudut *yaw* adalah 0.90. Nilai konstanta filter (α) diperoleh dengan menggunakan Metode Regresi.



Gambar 33. Grafik Hasil Pengukuran Sudut *Yaw* dan Sudut *Yaw Complementary* 20°



Gambar 34. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Yaw dan Sudut Yaw Complementary 40⁰



Gambar 35. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Yaw dan Sudut Yaw Complementary 60⁰



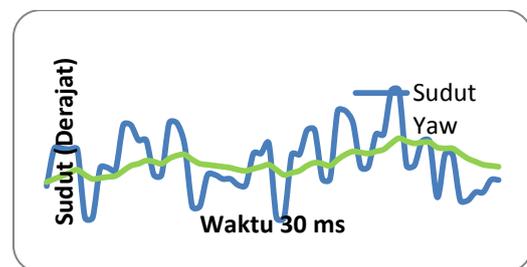
Gambar 36. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Yaw dan Sudut Yaw Complementary 80⁰

Hasil perhitungan error sudut pada gambar 33 sampai gambar 36 ditunjukkan pada tabel 3.

TABEL 3
 Hasil Perhitungan Error Sudut Yaw

Sudut	RMSE Complementary Yaw (%)	RMSE Yaw (%)
20	0.544254	1.485492
40	0.52811	0.93332
60	0.186819	0.598836
80	0.599895	0.712142

Hasil perhitungan *error* sudut *roll* pada tabel 3 menunjukkan bahwa pengukuran sudut dengan *complementary filter* mampu mengurangi *noise* yang terdapat pada sensor dan memiliki tingkat kesalahan yang lebih kecil dibandingkan dengan hasil pengukuran sudut tanpa menggunakan algoritma *complementary filter*. Pengujian Sudut Yaw acak ditunjukkan pada gambar 37.



Gambar 37. Grafik Hasil Pengukuran Sudut Yaw dan Sudut Yaw Complementary Secara Acak

Pada grafik berwarna biru terdapat gangguan *noise* dimana gangguan tersebut merupakan getaran atau guncangan saat dilakukannya pengujian. Pada garis berwarna hijau terlihat sudut yaw dengan *complementary filter*, ternyata mampu mengurangi gangguan (*noise*) tersebut dengan memanfaatkan

Prosiding
ANNUAL RESEARCH SEMINAR 2016

6 Desember 2016, Vol 2 No. 1

ISBN : 979-587-626-0 | UNSRI

http://ars.ilkom.unsri.ac.id

keluaran sensor *gyroscope* untuk melengkapi kekurangan dari sensor *accelerometer*.

B.2.1.4. Pengujian Sudut Yaw dengan kemiringan 50

Hasil pengujian sudut yaw dengan kemiringan 5⁰ ditunjukkan pada tabel 4 dan tabel 5.

TABEL 4
Sudut Yaw dengan kemiringan 5⁰ pada sudut Roll

Yaw Roll (0°) dan Pitch (0°)	Yaw Roll (5°) dan Pitch (0°)	Yaw Roll (0°) dan Pitch (5°)
-0.25	1.56	-1.84
-0.25	0.92	-1.84
-0.11	0.92	-1.96
-0.11	1.42	-1.96
-0.52	1.42	-2.1
-0.38	1.05	-2.12
-0.38	1.05	-2.12
-0.25	0.79	-1.98
-0.25	0.79	-1.98
-0.11	1.04	-1.98

TABEL 5
Sudut Yaw Complementary Filter dengan kemiringan 5⁰ pada sudut Pitch

Yaw Roll (0°) dan Pitch (0°)	Yaw Roll (5°) dan Pitch (0°)	Yaw Roll (0°) dan Pitch (5°)
-0.36	1.14	-2.12
-0.34	1.12	-2.08
-0.32	1.1	-2.07
-0.3	1.13	-2.06
-0.32	1.16	-2.06
-0.33	1.15	-2.07
-0.33	1.14	-2.07
-0.32	1.1	-2.06
-0.32	1.07	-2.05
-0.3	1.06	-2.05

Hasil yang terlihat pada tabel 4 dan tabel 5 menunjukkan bahwa perubahan sudut roll dan sudut pitch mempengaruhi perubahan sudut yaw, sehingga diperlukan kompensasi kemiringan dengan menggunakan persamaan (6) dan persamaan (7) sehingga menghasilkan sudut yang lebih akurat.

IV. KESIMPULAN DAN SARAN

A.1. Kesimpulan

Setelah dilakukan pengujian dan analisa sementara pada implementasi dan analisis algoritma *complementary filter* pada *quadcopter*, maka dapat disimpulkan :

1. Hasil keluaran penggabungan sensor dengan menggunakan algoritma *complementary filter* mampu mengurangi *noise*

yang ada pada sensor *accelerometer*, *gyroscope*, dan *magnetometer*.

2. Dari hasil pengujian dan pengolahan data secara statistik koefisien filter pada *complementary filter* yang digunakan untuk posisi *roll*, *pitch*, dan *yaw* yaitu 0.95, 0.94, dan 0.90.

A.2. Saran

Untuk penelitian dan pengembangan selanjutnya, penulis menyarankan agar penentuan nilai konstanta filter pada *complementary filter* menggunakan Metode Adaptif Frekuensi *Cutoff* agar dapat menentukan nilai konstanta yang lebih tepat.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Jung Wen. Fong. 2008. Autonomous Landing Unmanned Aerial Vehicle. Thesis in partial fulfilment of the requirements for the Degree of Bachelor of Engineering : National University of Singapore
- [2] G. Pradel, K. Benzemrane, G. Damm, dan N. Azouz, 2014. Modeling And Development Of A Quadrotor UAV. 3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicle Systems (MAV07) & European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (EMAV2007), Toulouse, France.
- [3] P. S. Ardiantara, R. Sumiharto, dan S. B. Wibowo, 2014. Purwarupa Kontrol Kestabilan Posisi Dan Sikap Pada Pesawat Tanpa Awak Menggunakan IMU Dan Algoritma Fusion Sensor Kalman Filter. Jurnal IJEIS, Vol. 4, No. 1, pp. 25–34. ISSN: 2088-3714.
- [4] F. Abyarjoo, A. Barreto, J. Cofino, dan F. R. Ortega, .Implementing A Sensor Fusion Algorithm For 3d Orientation Detection With Inertial / Magnetic Sensors. Florida International University : USA
- [5] Barkely, 2011. MultiWii Connection diagram_v1.9.pdf. Diakses tanggal Januari 2015. <http://www.mutlwii.com>.
- [6] M. Pedley , 2013. Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer. Application Note, AN3461, Rev. 6.
- [7] T. Ozyagcilar, 2012. Implementing a Tilt- Compensated eCompass using Accelerometer And Magnetometer Sensors. Application Note, AN4248, Rev. 3.
- [8] T. S. Yoo, S. K. Hong, H. M. Yoon dan S. Park, 2011. Gain-Scheduled Complementary Filter Design for a MEMS Based Attitude and Heading Referensi System. Article, pp. 3816–3830.
- [9] Robert Bosch , 2009. Digital , Triaxial Acceleration Sensor Data Sheet. *Bosch Sensortec*.
- [10] Borregas Ave, Sunnyvale. 2010. ITG-3205 Product Specification Revision 1.0. InvenSense Inc : U.S.A.
- [11] Honeywell, 2013. 3-Axis Digital Compass IC HMC5883L. *Advanced Information*.