

DESAIN DAN IMPLEMENTASI *FLIGHT CONTROLLER* DENGAN IMU 6-DOF DAN METODE *QUATERNION* UNTUK APLIKASI AERO ROBOT (DESIGN AND IMPLEMENTATION OF FLIGHT CONTROLLER USING IMU 6-DOF AND QUATERNION METHOD FOR AERO ROBOT APPLICATION)

Nurmajid Setyasaputra

Balai Penginderaan Jauh Parepare, LAPAN

e-mail: nurmajid.setyasaputra@gmail.com

ABSTRACT

Aero Robot or Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is increasingly popular among researchers around the world for its flexibility and ability to perform a mission, as did surveillance on the border, taking aerial photographs in remote area, the identification of damage the disaster area, an others. The main advantage of the UAV is able to reach difficult and dangerous areas without endangering the lives of pilot. In a UAV such as quadrotor, one requires an electronic device that measures and reports speed, orientation, and gravitational forces by a combination of accelerometer and gyroscope in Inertian Measurement Unit (IMU), which has 6-DOF (Degree of Freedom) comprising of the 3-axis accelerometer and the 3-axis gyroscope. Therefore, it requires a device which measures, reports, and does some feedback in order to do a balancing to the quadrotor. The solution is to design and implement a flight controller. In this occasion a research is done by combining an accelerometer and a gyroscope to balance the quadrotor attitude using Quaternion Filter in view of obtaining a consistency of the quadrotor stability on the slope parameter pitch and roll attitude angle. The results have shown that both the sensor and the quaternion approach have worked well and fit.

Keyword: *IMU, Quadrotor, Flight Controller, Quaternion*

ABSTRAK

Aero Robot atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) semakin populer di kalangan peneliti seluruh dunia atas fleksibilitas dan kemampuan untuk melakukan sebuah misi, seperti melakukan pengawasan di daerah perbatasan, mengambil foto udara di daerah terpencil, identifikasi kerusakan daerah bencana, dan lain-lain. Keuntungan dari UAV utamanya adalah dapat menjangkau daerah yang sulit dan berbahaya tanpa membahayakan nyawa pilot. Pada UAV seperti jenis quadrotor dibutuhkan sebuah perangkat elektronik yang mengukur dan melaporkan kecepatan, orientasi, dan gaya gravitasi dengan kombinasi akselerometer dan giroskop yaitu *Inertial Measurement Unit* (IMU) yang minimal memiliki 6 DOF (*Degree of Freedom*) yaitu 3-axis akselerometer dan 3-axis giroskop. Oleh karena itu, dibutuhkan sebuah perangkat yang dapat digunakan untuk mengukur, melaporkan, dan melakukan umpan balik agar dapat melakukan penyeimbangan pada quadrotor. Solusinya adalah dengan mendesain dan implementasi sebuah *flight controller*. Pada kesempatan ini dilakukan penelitian dengan mengkombinasikan akselerometer dan giroskop untuk menyeimbangkan sikap quadrotor dengan menggunakan Quaternion untuk konsistensi kestabilan quadrotor pada parameter kemiringan sudut sikap *pitch* dan *roll*. Hasil penelitian telah menunjukkan sensor dan quaternion telah bekerja dengan baik dan sesuai.

Kata kunci: *IMU, Quadrotor, Flight Controller, Quaternion*

1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Seiring perkembangan teknologi telekomunikasi dan dirgantara dapat menghasilkan suatu teknologi yang menggabungkan antara informasi suatu keadaan lokasi tertentu dengan tingkat jelajah tinggi yaitu melalui udara dengan ilmu dirgantara melalui pesawat tanpa awak atau dikenal dengan UAV. Ada beberapa jenis UAV, yaitu *fixed wing*, *rotary wing*, dan *glider*. UAV *fixed wing* memiliki kecepatan dan efisiensi energi yang besar, namun manuverabilitasnya kecil. UAV jenis *rotary wing* efisiensinya lebih kecil, namun dengan kemampuan *Vertical Take Off-Landing (VTOL)* dan kemampuan melayang statis, jenis ini memiliki manuverabilitas yang baik. Dalam jenis *rotary wing*, tipe yang sedang berkembang adalah multi rotor. Sedangkan jenis *glider* yang tidak memerlukan sumber tenaga sehingga gaya angkatnya dari pergerakan ke atas. Tipe multi rotor seperti quadrotor kekinian lebih dipilih untuk dikembangkan dibandingkan helikopter karena dengan rotor yang lebih banyak, baling-baling masing-masing rotor lebih kecil, torsi yang dibutuhkan lebih kecil.

Banyak peneliti yang telah dan akan mengembangkan aplikasi pada UAV quadrotor ini, seperti aplikasi *obstacle avoidance*, kontrol posisi 3D, hingga pengujian algoritma tertentu untuk melakukan berbagai manuver seperti pengambilan foto udara atau sampel udara. Di dunia internasional, sudah ada beberapa universitas yang telah memiliki *platform* penelitian quadrotor untuk pengujian penelitian di bidang UAV, seperti dimulai di Stanford University dengan STARMAC yang telah melakukan pengujian stabilitas gangguan aerodinamis. Hal ini menunjukkan besarnya perhatian peneliti internasional dalam pengembangan UAV berjenis quadrotor. Sedangkan di Indonesia, belum banyak quadrotor yang khusus dibuat sebagai platform pengujian aplikasi UAV seperti *survey*, *surveillance*,

dan *remote sensing*. Baru beberapa Perguruan Tinggi yang membuat quadrotor, tetapi *Flight Controller (FC)* yang digunakan masih tergolong modul mahal dan belum terlalu stabil. Oleh karena itu, dibutuhkan suatu sistem FC yang dibuat sendiri dengan memanfaatkan sensor IMU berupa akselerometer dan giroskop. Sensor akselerometer dan giroskop digabungkan dengan metoda Quaternion untuk mendapatkan nilai estimasi sudut kemiringan dari quadrotor dan menjadi umpan balik untuk kontrol keseimbangan sikap. Penelitian ini merupakan kelanjutan dari tugas akhir dengan penelitian lanjutan pada metode Quaternion.

2 LANDASAN TEORI

2.1 Quadrotor

Quadrotor memiliki beberapa varian, tetapi disini dibahas quadrotor yang berjenis plus (+). Yaitu quadrotor yang memiliki 4 motor dan baling-baling/*propeller* yang memiliki *head* dan *tail* pada motornya. Berikut merupakan detail dari desain quadrotor yang dibuat.

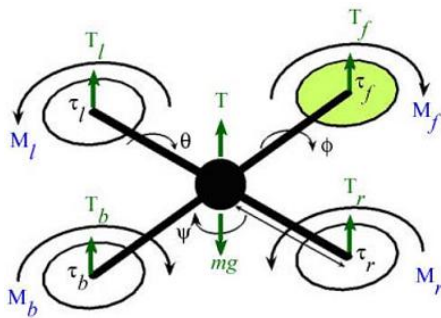
2.1.1 Skema dasar quadrotor

Pada Gambar 2-1 menunjukkan gambar quadrotor dalam keadaan melayang (*hovering*). Quadrotor memiliki empat buah motor yang menggerakkan baling-baling sebagai penggerak utama. Motor-motor tersebut bergerak dengan kecepatan independen dengan arah putar dua motor berseberangan memiliki arah yang sama. Bila dimisalkan M adalah kecepatan putar motor, maka M_f , M_r , M_b , dan M_l menggambarkan kecepatan motor satu hingga empat. Keempat motor ini menghasilkan gaya dorong ke atas yang berfungsi mengangkat quadrotor.

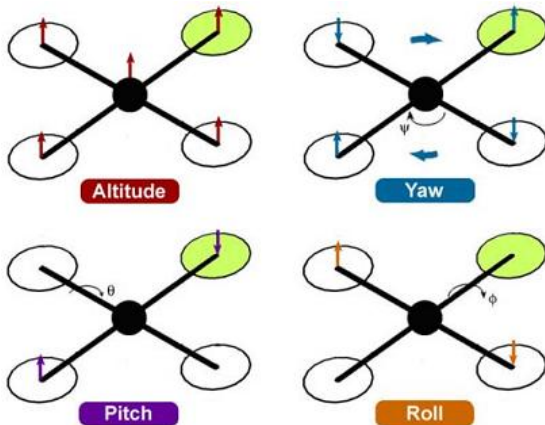
2.1.2 Pergerakan dasar quadrotor

Walaupun quadrotor hanya memiliki empat buah motor sehingga tidak mungkin untuk mencapai titik set point yang diinginkan untuk semua jenis pergerakan. Quadrotor hanya bisa

merealisasikan empat jenis pergerakan secara langsung seperti di Gambar 2-2.



Gambar 2-1: Skema Dasar Quadrotor [Raza, Syed Ali dan Wail Gueaieb]



Gambar 2-2: Gerakan Dasar Quadrotor [Raza, Syed Ali dan Wail Gueaieb]

• *Heading/Throttle/Altitude*

Pergerakan ini dilakukan dengan cara menambah atau menurunkan kecepatan masing-masing motor dengan besar yang sama yang mengakibatkan *altitude* quadrotor meningkat, sehingga quadrotor melakukan percepatan naik atau turun.

• *Yaw* (menggeleng)

Perintah *yaw* direalisasikan dengan cara mempercepat (atau memperlambat) putaran motor depan dan belakang serta memperlambat (atau mempercepat) putaran motor kiri dan kanan. Dari perbedaan kecepatan ini menghasilkan torsi dengan arah putar pada sumbu Z sebagai referensi.

• *Pitch* (mengguk)

Pergerakan *pitch* hampir sama dengan pergerakan *roll*, dimana pergerakan *pitch* direalisasikan dengan mempercepat (atau memperlambat) putaran motor depan dan memperlambat (atau mempercepat) putaran motor belakang.

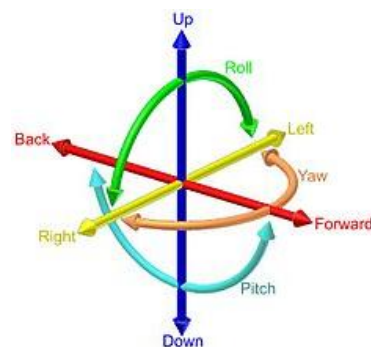
Perbedaan ini menimbulkan torsi yang memiliki arah putar pada sumbu Y.

• *Roll* (berputar)

Pergerakan *roll* dilakukan dengan cara meningkatkan (atau menurunkan) kecepatan putar motor kiri dan menurunkan (atau menaikkan) kecepatan putar motor kanan. Perbedaan kecepatan putar ini menghasilkan torsi yang memiliki arah putar pada sumbu X.

2.2 Inertial Measurement Unit (IMU)

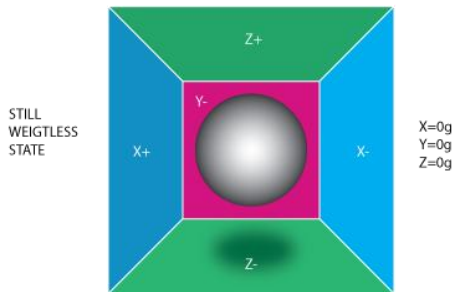
Inertial Measurement Unit (IMU) adalah perangkat elektronika yang mampu mengukur dan melaporkan kecepatan, orientasi, dan gaya gravitasi menggunakan kombinasi dari akselerometer dan giroskop yang sering digunakan pada kendaraan udara untuk bermanuver termasuk UAV dan kendaraan luar angkasa seperti satelit. [http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_measurement_unit, 2013]. Adapun sensor-sensor yang akan digunakan untuk IMU dalam penelitian ini adalah ADXL345 untuk 3-axis akselerometer dan ITG-3200 untuk 3-axis giroskop.



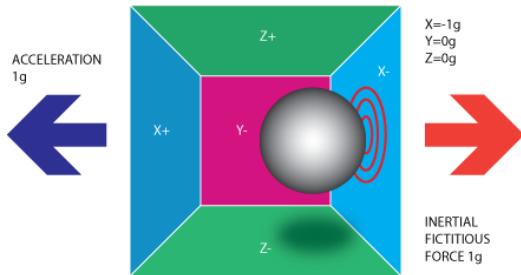
Gambar 2-3: Gambaran 6-DOF (*Degree of Freedom*) [http://en.wikipedia.org/wiki/Six_degrees_of_freedom, 2013]

2.2.1 Akselerometer

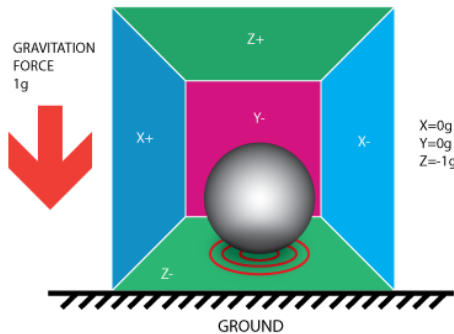
Akselerometer adalah sensor yang digunakan untuk mengukur akselerasi yang terjadi. Penggambaran suatu sensor akselerometer adalah suatu kubus dengan bola pejal di dalamnya. Pada keadaan diam tanpa gravitasi maka bola akan berada di tengah-tengah ruang kubus seperti melayang dengan ($x = 0g; y = 0g; z = 0g$) penggambarannya seperti pada Gambar 2-4.



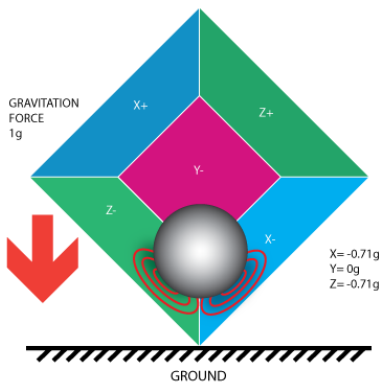
Gambar 2-4: Akselerometer saat Kondisi Diam dan Tanpa Gravitasi [http://www.starlino.com/imu_guide.html, 2013]



Gambar 2-5: Akselerometer saat Kondisi Diberi Percepatan ke Arah X+ dan Tanpa Gravitasi [http://www.starlino.com/imu_guide.html, 2013]



Gambar 2-6: Akselerometer saat Kondisi Diam dan Terpengaruh Gravitasi Bumi [http://www.starlino.com/imu_guide.html, 2013]

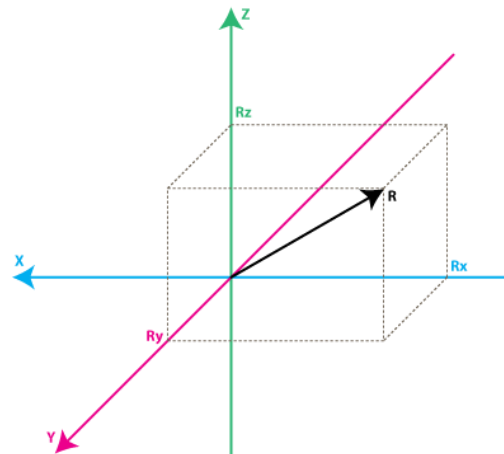


Gambar 2-7: Akselerometer saat Kondisi Dimiringkan 45° dan Terpengaruh Gravitasi Bumi [http://www.starlino.com/imu_guide.html, 2013]

Berdasarkan gambaran tersebut dapat diketahui keadaan saat akselerometer pada beberapa kondisi.

Pada Gambar 2-5 akselerometer diberi percepatan ke X+ pada kondisi tanpa gravitasi yaitu saat ($x = -1g; y = 0g; z = 0g$). Pada Gambar 2-6 akselerometer saat kondisi diam dan ada gravitasi bumi yaitu saat ($x = 0g; y = 0g; z = -1g$). Pada Gambar 2-7 akselerometer jatuh bebas, tetapi berotasi 45° dan ada gravitasi bumi maka ($x = -0.71g; y = 0g; z = -0.71g$).

Gambar 2-8 merupakan penggambaran akselerometer dalam vektor bidang. Sensor akselerometer dapat digambarkan dari suatu keadaan posisi pada suatu titik di suatu bidang ruang dalam bentuk vektor. Posisi digambarkan dengan nilai vektor yang dimiliki pada sumbu x, y, dan z. Tetapi akselerometer tidak dapat untuk merepresentasikan sudut yang dibentuk dari vektor yang ada atau dari berputaran vektor atau sumbu koordinat.

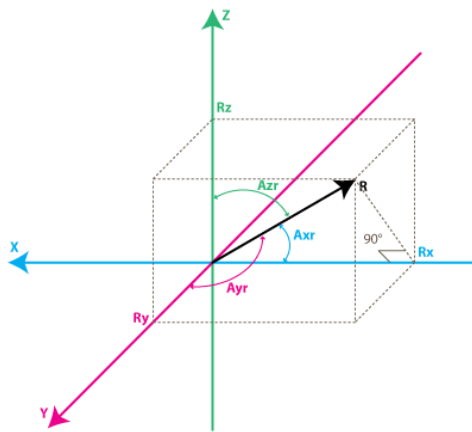


Gambar 2-8: Ruang Vektor Representasi Akselerometer [http://www.starlino.com/imu_guide.html, 2013]

2.2.2 Giroskop

Giroskop merupakan sensor untuk mengukur dan menjaga orientasi berdasarkan prinsip kerja momentum angular. Standar *MEMS gyroscope* yang mengambil prinsip dari vibrasi suatu elemen. *Micro Electro-Mechanical System (MEMS)* adalah giroskop yang sering digunakan pada peralatan elektronik. Gambar 2-9 merupakan representasi penggambaran giroskop pada ruang vektor dan sudut yang dapat digambarkan pada setiap perputaran sumbu yang

terjadi secara cepat ataupun perlahan pada waktu tertentu.

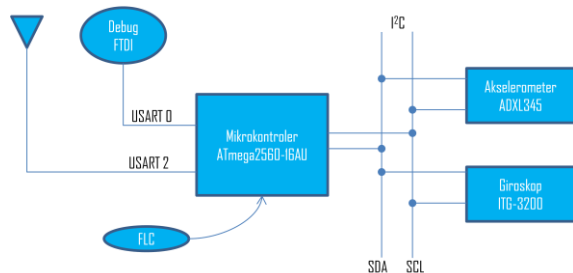


Gambar 2-9: Ruang Vektor Representasi Girooskop [http://www.starlino.com/imu_guide.html, 2013]

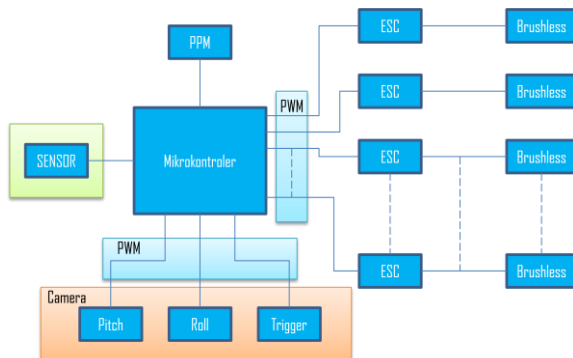
3 PERANCANGAN DAN REALISASI

3.1 Perancangan Perangkat Keras

Pada perancangan perangkat keras didesain *Flight Controller (FC)* yang dapat dibagi menjadi desain sistem dan desain *input-output*. Adapun pada desain sistem terdiri dari mikrokontroler, sensor IMU 6-DOF, Debug FTDI, dan RF *Communication* sedangkan untuk desain *input-output* terdiri dari *input* PPM dan sensor serta *output* ke ESC-BLDC.



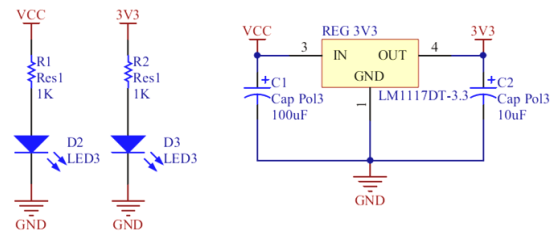
Gambar 3-1: Desain Sistem FC [Nurmajid Setyasaputra, 2013; Nurmajid Setyasaputra dkk., 2012]



Gambar 3-2: Desain *Input-Output* FC [Nurmajid Setyasaputra, 2013; Nurmajid Setyasaputra dkk., 2012]

3.1.1 Sistem catu daya

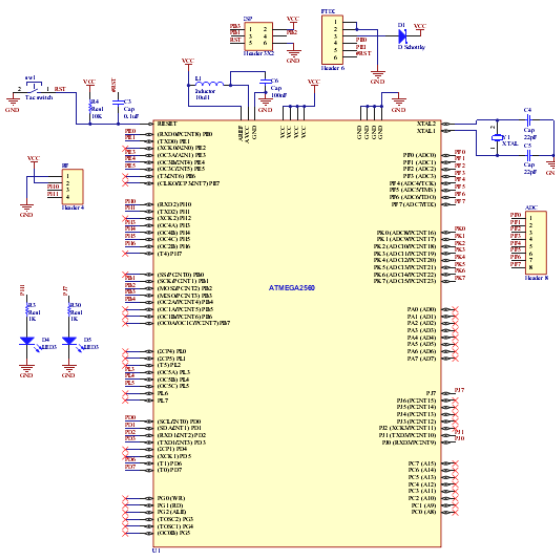
Pada perancangan sistem catu daya, sebenarnya sumber tegangan yang digunakan untuk sistem berasal dari Baterai LiPo 12.5V 2200mAh 15C yang telah dikonversi oleh ESC senilai 5V kemudian dipotong menjadi 3V3 untuk catuan sensor, sedangkan nilai 5V untuk sistem secara keseluruhan. Berikut adalah skematik desain catu daya yang ada dalam sistem.



Gambar 3-3: Skematik Catu Daya

3.1.2 Sistem mikrokontroler

Pada perancangan sistem mikrokontroler yang digunakan adalah mikrokontroler AVR tipe ATmega2560-16AU menggunakan XTAL 16MHz. Berikut Gambar 3-4 merupakan gambar skematik sistem mikrokontroler lengkap dengan ISP dan FTDI serta port untuk RF module.



Gambar 3-4: Skematik sistem mikrokontroler

3.1.3 Blok sensor

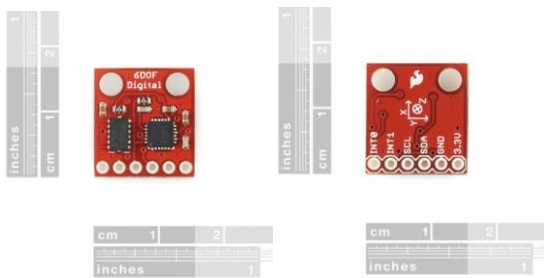
Komposisi dari sensor IMU yang digunakan terdiri dari 3-axis akselerometer dan 3-axis giroskop. IMU merupakan komponen utama pada UAV untuk sistem navigasi inersia. Data

yang terkumpul oleh sensor IMU memungkinkan *Ground Segment* untuk mengetahui keadaan UAV sehingga dapat melakukan *Self Level* secara otomatis.

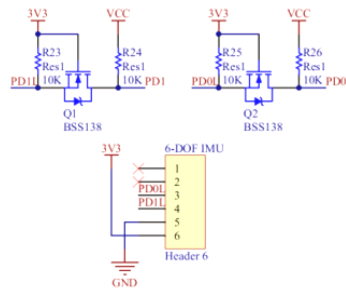
Sensor akselerometer yang digunakan adalah akselerometer 3-axis jenis ADXL345. Sensor ini memiliki kemampuan pengukuran hingga ±16g, sehingga sangat direkomendasikan untuk digunakan pada kendaraan udara yang memiliki getaran yang besar. ADXL345 akan mengukur dan melaporkan arah x, y, dan z dari quadrotor. [Analog Device. "Datasheet ADXL345". <http://analog.com>]

Sensor giroskop yang digunakan adalah giroskop 3-axis jenis ITG-3200. Sensor ini memiliki sensitivitas 14.375 LSB per °/s dan skala maksimum 2000°/s. ITG-3200 akan mengukur dan melaporkan sikap quadrotor yaitu *pitch*, *roll*, dan *yaw* sesaat serta memberi *feedback* terhadap sikap quadrotor. [MEMS Gyro. "Datasheet ITG-3200". <http://invensense.com>]

Pada perancangan ini juga digunakan rangkaian *Logic Level Converter* yang digunakan untuk konversi dan sinkronisasi tegangan. Yaitu tegangan 5V pada mikrokontroler dengan tegangan 3V3 pada catuan sensor, sehingga perlu sinkronisasi untuk koneksi data I²C.



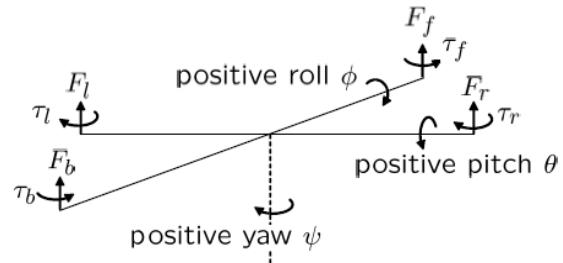
Gambar 3-5: Sensor IMU 6-DOF Breakout [https://www.sparkfun.com/products/1091]



Gambar 3-6: Skematik Blok Sensor dan Logic Level Converter

3.1.4 Algoritma kontrol quadrotor

Berdasarkan gerakan dasar quadrotor yang telah dipaparkan, maka dapat dibuat suatu algoritma yang menghasilkan realisasi gerakan yang lebih nyata. Gambar 3-7 adalah representasi diagram untuk manuver dasar pada quadrotor yang akan dikontrol.



Gambar 3-7: Acuan Diagram Manuver Dasar

- *Upward Force (Thrust)*: total daya angkat adalah penjumlahan dari dorongan yang dihasilkan *propeller* masing-masing.

$$T = T_f + T_r + T_b + T_l \tag{3-1}$$

- *Rolling Torque*: torsi ini adalah torsi yang dihasilkan akibat naiknya dorongan dari rotor kiri dan turunnya dorongan dari rotor kanan, atau sebaliknya.

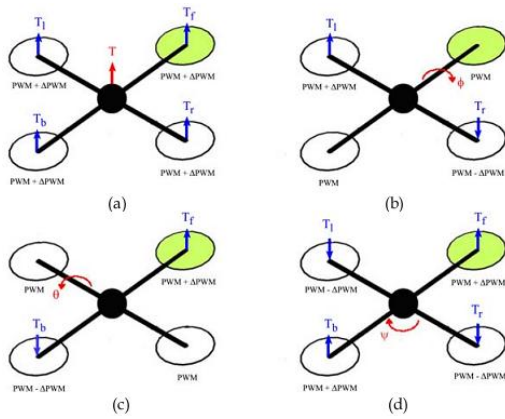
$$\tau_\phi = l(T_l - T_r) \tag{3-2}$$

- *Pitching Torque*: torsi ini adalah torsi yang dihasilkan akibat naiknya dorongan dari rotor depan dan turunnya dorongan dari rotor belakang, atau sebaliknya.

$$\tau_\theta = l(T_f - T_b) \tag{3-3}$$

- *Yawing Torque*: torsi ini adalah torsi yang dihasilkan akibat torsi dari semua putaran rotor. Rotor depan dan belakang berputar searah jarum jam (CW), sedangkan rotor kiri dan kanan kearah berlawanan arah jarum jam (CCW). Ketidakseimbangan antara hasil torsi tersebut menyebabkan quadrotor memutar di sumbu Z.

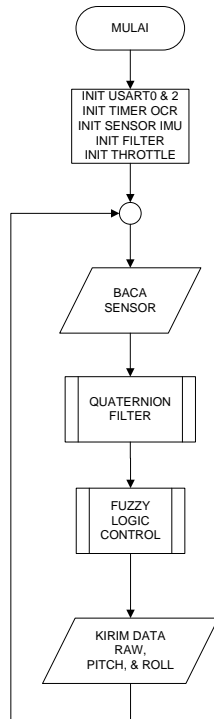
$$\tau_\psi = \tau_f + \tau_b - \tau_r - \tau_l \tag{3-4}$$



Gambar 3-8: Gerakan Dasar Quadrotor Berdasarkan Putaran Baling-baling [Raza, Syed Ali dan Wail Gueaieb]

Quadrotor dapat dikontrol dengan mengontrol putaran motor dan baling-baling. Pengontrolan motor sejatinya dengan menggunakan ESC dan otomatis menggunakan PWM sebagai pengaturannya. Jika dimisalkan PWM_{mot} mewakili nilai motor yaitu $mot \in \{f, r, b, l\}$ untuk *front*, *right*, *back*, dan *left motor*.

3.2 Perancangan Perangkat Lunak



Gambar 3-9: Diagram alir sistem

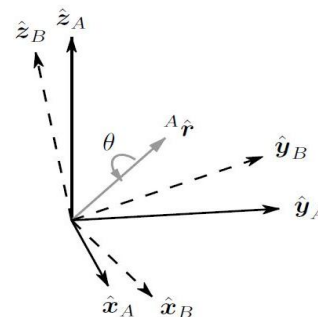
Diagram alir pada Gambar 3-9 merupakan proses kerja pemrograman yang ada pada mikrokontroler. Dimulai dengan inisialisasi USART0 & 2, *Timer* untuk OCR pada PWM, sensor IMU, Filter, dan *Throttle* awal untuk inisialisasi

ESC. Kemudian sensor IMU dibaca melalui jalur I²C, sehingga mendapatkan data dari akselerometer dan giroskop. Kemudian data-data tersebut difilter dan dilakukan metode Quaternion. Lalu dilakukan pengecekan apakah quadrotor dalam keadaan sudut yang stabil di 0° di dalam FLC sebagai algoritma kontrol kestabilan quadrotor. Selanjutnya data-data RAW dari IMU, serta sudut dari sikap quadrotor berupa *pitch/roll* akan dikirimkan ke komputer. Kemudian proses ini akan diulangi secara terus menerus selama sistem bekerja aktif.

3.2.1 Perancangan quaternion

[Madgwick, Sebastian O.H., 2010; Iswan Pradiptya, 2013; <http://www.xio.co.uk/quaternions>, 2013; <http://www.x-io.co.uk/open-source-imu-and-ahrs-algorithms>, 2013]

Quaternion adalah susunan bilangan kompleks dalam empat dimensi yang dapat digunakan untuk merepresentasikan orientasi dari benda tegar atau kerangka koordinat dalam ruang tiga dimensi. Perubahan orientasi dari kerangka B relatif terhadap kerangka acuan A dapat diperoleh dengan suatu rotasi dari sudut θ terhadap ${}^A_B\hat{r}$ didefinisikan pada kerangka A. ini merepresentasikan secara grafis pada Gambar 3-10 yaitu vektor satuan orthogonal $\hat{x}_A, \hat{y}_A, \hat{z}_A, \hat{x}_B, \hat{y}_B, \text{ dan } \hat{z}_B$ mendefinisikan sumbu utama dari kerangka acuan A dan B.



Gambar 3-10: Orientasi dari Frame B dari Rotasi Sepusat dengan Frame A Sebesar Sudut θ dengan sumbu ${}^A_B\hat{r}$ [Madgwick, Sebastian O.H., 2010]

Quaternion mendiskripsikan orientasi, ${}^A_B\hat{q}_c$ didefinisikan oleh persamaan 1 yaitu $r_x, r_y, \text{ dan } r_z$

mendefinisikan komponen dari vektor satuan \hat{f}_B^A dalam sumbu x, y dan z dari frame A. Sistem notasi terdiri dari *super script* dan *sub-script* digunakan untuk menotasikan kerangka relatif dari orientasi dan vektor. *Leading sub script* menotasikan kerangka yang dideskripsikan, dan *super script* menotasikan kerangka yang menjadi referensi.

\hat{q}_B^A mendeskripsikan orientasi dari kerangka B relatif terhadap kerangka A, dan \hat{f}_B^A adalah vektor yang direpresentasikan pada *frame* A. aritmatika quaternion seringkali mengharuskan diskripsi orientasi dengan quaternion sebaiknya dinormalisasikan terlebih dahulu. Barulah kemudian secara konvensional secara keseluruhan quaternion mendeskripsikan orientasi dalam panjang satuan.

$$\hat{f}_B^A = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4] \\ = [\cos \frac{\theta}{2} \ -r_x \sin \frac{\theta}{2} \ -r_y \sin \frac{\theta}{2} \ -r_z \sin \frac{\theta}{2}] \quad (3-5)$$

Konjugat dari quaternion, dinotasikan dengan tanda *, dapat digunakan untuk menukar kerangka koordinat relatif yang dideskripsikan dengan suatu orientasi. Sebagai contoh, \hat{q}_A^B adalah konjugat dari \hat{q}_B^A dan mendeskripsikan orientasi dari frame A terhadap frame B. konjugat dari \hat{q}_B^A didefinisikan dengan persamaan:

$$\hat{q}_B^A* = \hat{q}_A^B = [q_1 \ -q_2 \ -q_3 \ -q_4] \quad (3-6)$$

Pada hasil perkalian quaternion, dinotasikan oleh \otimes digunakan untuk mendefinisikan kumpulan operasi orientasi. Untuk dua orientasi didefinisikan oleh \hat{q}_B^A dan \hat{q}_C^B , dan hasil transformasi berurutan \hat{q}_C^A dapat dituliskan dengan persamaan.

$$\hat{q}_C^A = \hat{q}_B^A \otimes \hat{q}_C^B \quad (3-7)$$

Untuk dua quaternion, *a* dan *b*, produk perkalian quaternion dapat diselesaikan menggunakan aturan Hamilton. Operasi perkalian quaternion tidak bersifat komutatif, dimana $a \otimes b \neq b \otimes a$

$$a \otimes b = [a_1 \ a_2 \ a_3 \ a_4] \otimes [b_1 \ b_2 \ b_3 \ b_4] \\ = \begin{bmatrix} a_1 b_1 - a_2 b_2 - a_3 b_3 - a_4 b_4 \\ a_1 b_2 + a_2 b_1 + a_3 b_4 - a_4 b_3 \\ a_1 b_3 - a_2 b_4 + a_3 b_1 + a_4 b_2 \\ a_1 b_4 + a_2 b_3 - a_3 b_2 + a_4 b_1 \end{bmatrix} \quad (3-8)$$

Suatu vektor tiga dimensi dapat dirotasikan oleh suatu quaternion menggunakan hubungan yang nantinya dimasukkan dalam elemen agar menjadi empat elemen vektor baris.

$${}^B_A v = {}^A_B \hat{q} \otimes {}^A_B v \otimes {}^A_B \hat{q}^* \quad (3-9)$$

Orientasi yang dituliskan oleh \hat{q}_B^A dapat direpresentasikan sebagai matrik rotasi ${}^A_B R$ dengan didefinisikan.

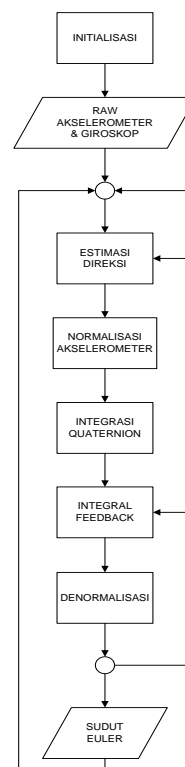
$${}^A_B R = \begin{bmatrix} 2q_1^2 - 1 + 2q_2^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2q_1^2 - 1 + 2q_3^2 & 2(q_3q_4 + q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 + q_1q_3) & 2(q_3q_4 - q_1q_2) & 2q_1^2 - 1 + 2q_4^2 \end{bmatrix} \quad (3-10)$$

Sudut ψ , θ , dan ϕ dalam bidang penerbangan disebut sudut euler, mendeskripsikan suatu orientasi dari kerangka yang dicapai dengan suatu rotasi yang berurutan, dari titik sepusat dengan kerangka acuan, sehingga dapat didefinisikan.

$$\psi = \text{atan2}(2q_2q_3 - 2q_1q_4, 2q_1^2 + 2q_2^2 - 1) \quad (3-11)$$

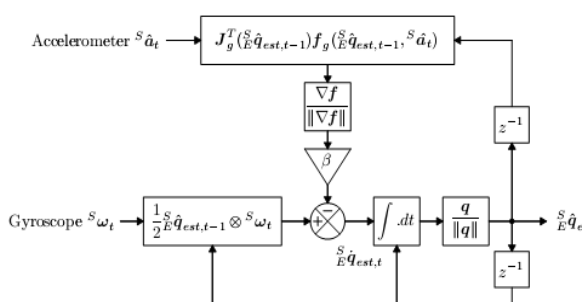
$$\theta = -\text{asin}(2q_2q_4 + 2q_1q_3) \quad (3-12)$$

$$\phi = \text{atan2}(2q_3q_4 - 2q_1q_2, 2q_1^2 + 2q_4^2 - 1) \quad (3-13)$$



Gambar 3-11: Diagram Alir Quaternion Filter

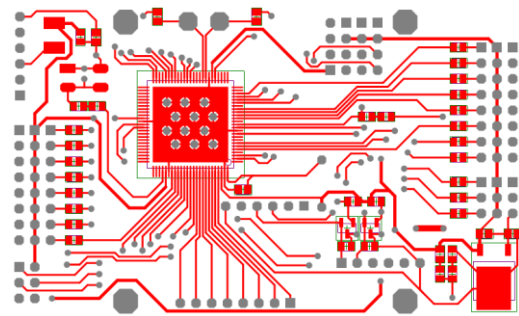
Gambar 3-11 merupakan diagram alir dari pemrograman sistem pada bagian quaternion. Dimulai dengan inialisasi variabel-variabel, lalu mengambil data RAW dari pembacaan sensor. Kemudian dilakukan estimasi direksi terhadap gravitasi untuk kemudian dilakukan normalisasi. Selanjutnya data dari akselerometer dan giroskop diintegrasikan dengan quaternion dan dilanjutkan dengan integral. Setelah itu dinormalisasi, sehingga diperoleh sudut euler dari sikap quadrotor yang diinginkan. Sebenarnya penamaan quaternion filter kurang tepat. Karena sebenarnya quaternion merupakan metode yang jauh lebih ringan dari Kalman Filter dari segi optimasi karena hanya menggunakan 4 variabel kompleks, tetapi mendekati metode yang cocok untuk media terbang yaitu *Direction Cosine Matrix* (DCM). Quaternion dipilih karena alasan ini dan digunakan sebagai *sensor fusion* atau penggabungan sensor, sehingga menjadi saling menutupi kekurangan dari tiap sensor menjadi sistem yang lebih baik untuk *attitude estimation* agar dapat memberikan informasi tentang sikap sudut kemiringan quadrotor.



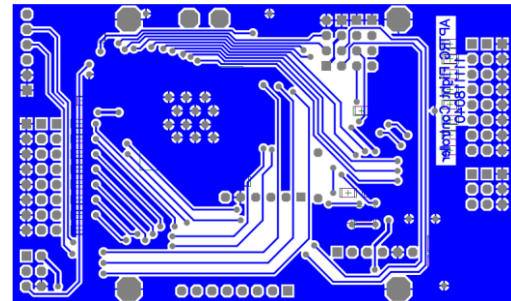
Gambar 3-12: Diagram blok algoritma quaternion filter pada implementasi menggunakan IMU [Madgwick, Sebastian O.H., 2010]

3.3 Realisasi Perangkat Keras

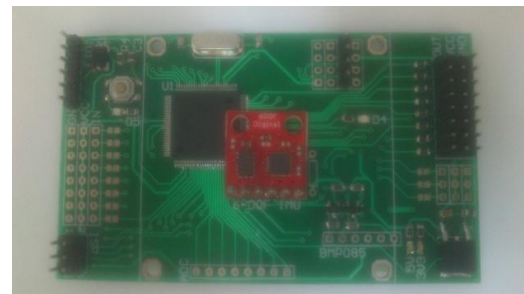
Berikut merupakan desain dan realisasi dari PCB *Flight Controller* yang dibuat yaitu terdiri dari 2 layer PCB *top-bottom* yang terbuat dari bahan Epoxy/FR4 *Throughhole* beserta quadrotor yang digunakan.



Gambar 3-14: Desain PCB Top Layer



Gambar 3-15: Desain PCB Bottom Layer



Gambar 3-16: PCB Flight Controller

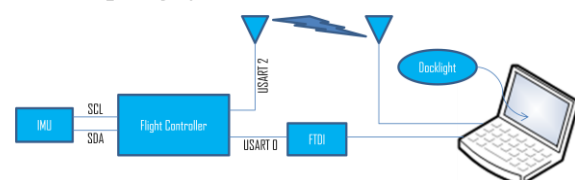


Gambar 3-17: Quadrotor X-230 [http://www.hobbyking.com, 2013]

4 PENGUJIAN DAN ANALISIS

4.1 Sensor IMU

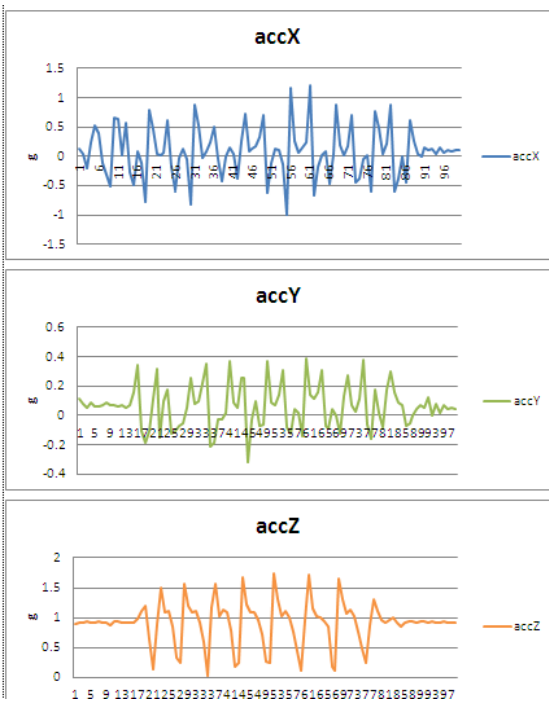
Berikut ini merupakan diagram blok rangkaian alat yang digunakan untuk pengujian sensor IMU.



Gambar 4-1: Diagram Blok Pengujian Sensor IMU

Peguian ini dilakukan dengan mengirimkan data melalui serial USART pada mikrokontroler. Data diperoleh dari sensor IMU yang digunakan yaitu data akselerometer dalam besaran g dan data giroskop dalam besaran °/sec dengan mengakses komunikasi I²C (PD1 dan PD0). Oleh karena itu, diperlukan sebuah program untuk membaca data RAW dari sensor IMU dengan akses komunikasi I²C lalu mengirimkan data tersebut melalui USART0 dan USART2 ke *notebook* dengan baudrate 9600bps 8n1 yang diprogram.

Dari pengujian ini, didapatkan bahwa sensor IMU yang digunakan dapat bekerja sesuai dengan fungsinya. Yaitu *flight controller* dapat mengirimkan data sensor IMU sesuai dengan spesifikasi dan fungsinya.

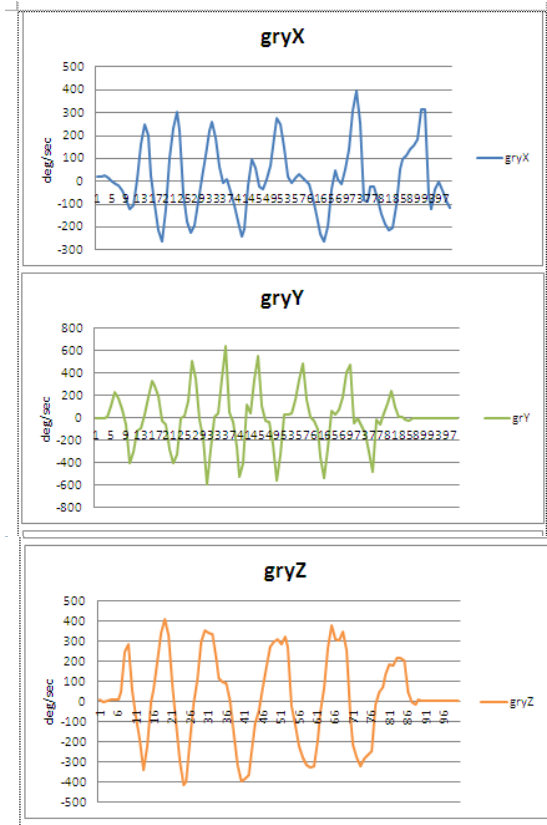


Gambar 4-2: Hasil Pengujian Sensor Akselerometer

Berdasarkan Gambar 4-2 dapat dilihat jika data akselerometer (accX, accY, accZ) yang diuji dengan cara melakukan hentakan selaras dengan sumbu masing-masing menghasilkan data sesuai dengan spesifikasi ADXL345 ($\pm 4g$ pada program yang dibuat).

Berdasarkan Gambar 4-3 dapat dilihat jika data giroskop (gryX, gryY, gryZ) yang diuji dengan cara melakukan

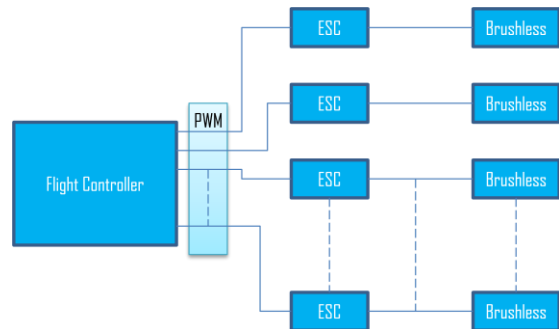
perputaran angular sumbu masing-masing menghasilkan data sesuai dengan spesifikasi ITG-3200 ($\pm 2000^\circ/s$).



Gambar 4-3: Hasil Pengujian Sensor Giroskop

4.2 Pulse Width Modulation (PWM)

Berikut ini merupakan diagram blok rangkaian alat yang digunakan untuk pengujian nilai PWM.

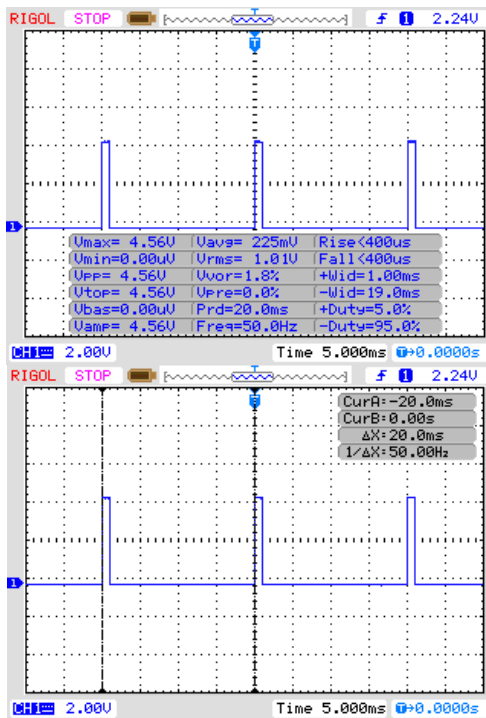


Gambar 4-4: Diagram Blok Pengujian PWM

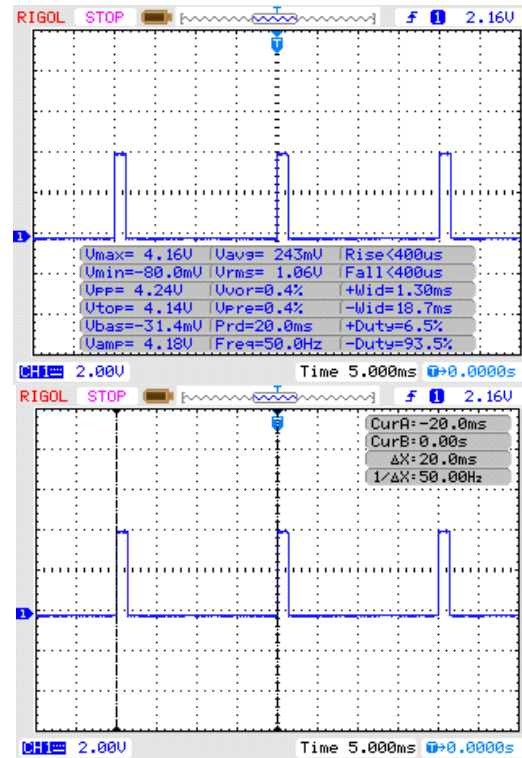
Peguian ini dilakukan dengan melakukan konfigurasi pada program *timer/counter* 3 dan 4 untuk PWM. Sehingga mikrokontroler dapat terkoneksi dengan ESC dan dapat melakukan initalisasi dengan ESC. Initalisasi ESC akan menghasilkan bunyi initalisasi dan selanjutnya akan menyalakan BLDC sesuai dengan masukan dari nilai PWM

untuk inialisasi di nilai 1000 sedangkan nyala motor di nilai 1300.

Dari pengujian ini, didapatkan bahwa PWM yang ada dapat bekerja sesuai dengan fungsinya. Yaitu *flight controller* dapat melakukan inialisasi ESC dan menyalakan motor sesuai dengan program yang ditanamkan. Dapat dilihat jika diperoleh nilai PWM dengan frekuensi 50Hz dengan periode 20ms. Berikut gambar sinyal PWM yang diperlukan untuk inialisasi ESC yaitu dengan *duty cycle* 5% *logic* "1" dan 95% *logic* "0" atau biasa disebut dengan *throttle* dinilai 1000 μ s. Sedangkan untuk *throttle* supaya BLDC berputar menggunakan nilai 1300 μ s dengan *duty cycle* 6.5% *logic* "1" dan 93.5% *logic* "0".



Gambar 4-5: Hasil Pengujian PWM inialisasi ESC

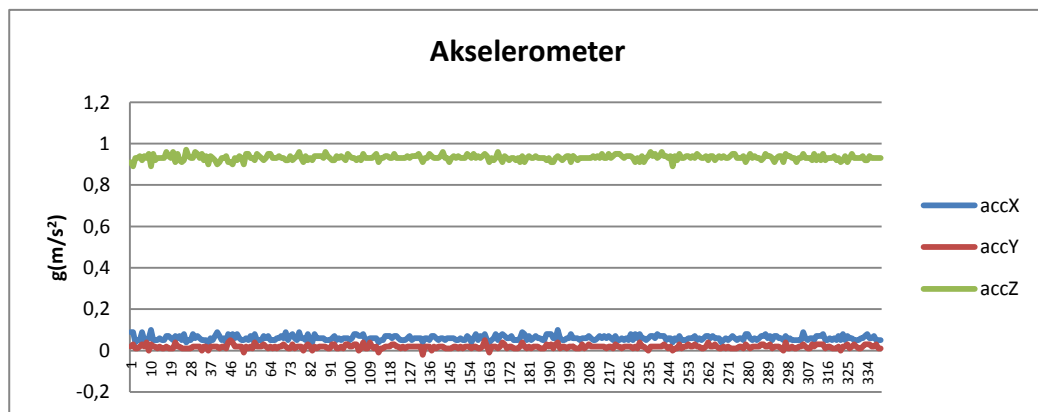


Gambar 4-6: Hasil Pengujian PWM throttle 1300

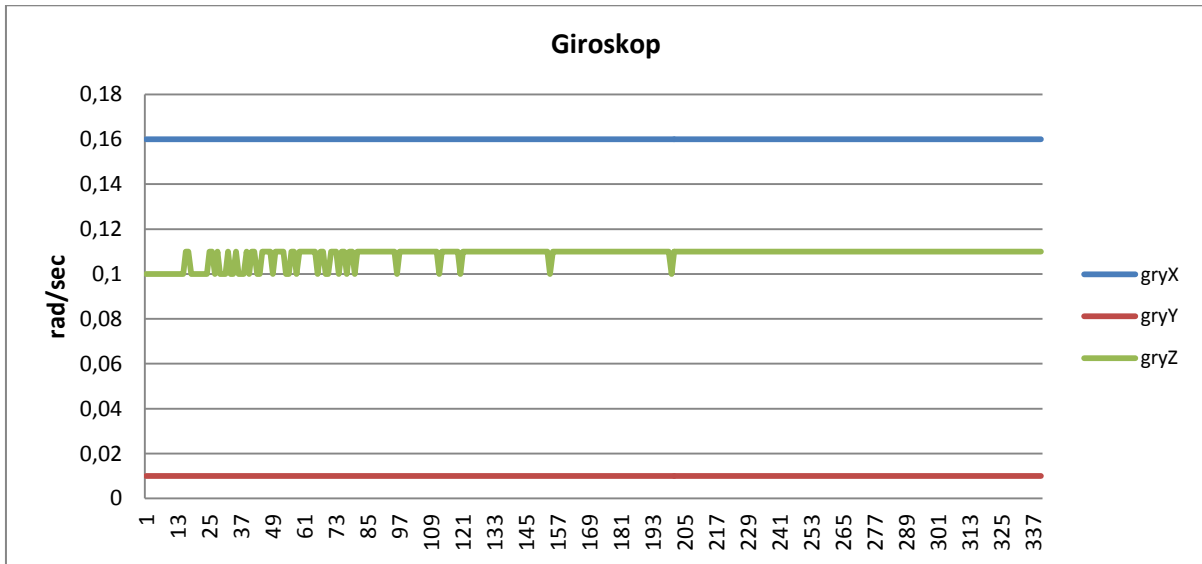
4.3 Pengaruh Filter terhadap Data Sensor IMU

Pegujian ini dilakukan dengan cara memiringkan *flight controller* dalam keadaan mirip seperti sikap *pitch/roll* pada sudut tertentu secara berkala dan dicek seberapa stabilnya terhadap perubahan kemiringan itu sesuai program.

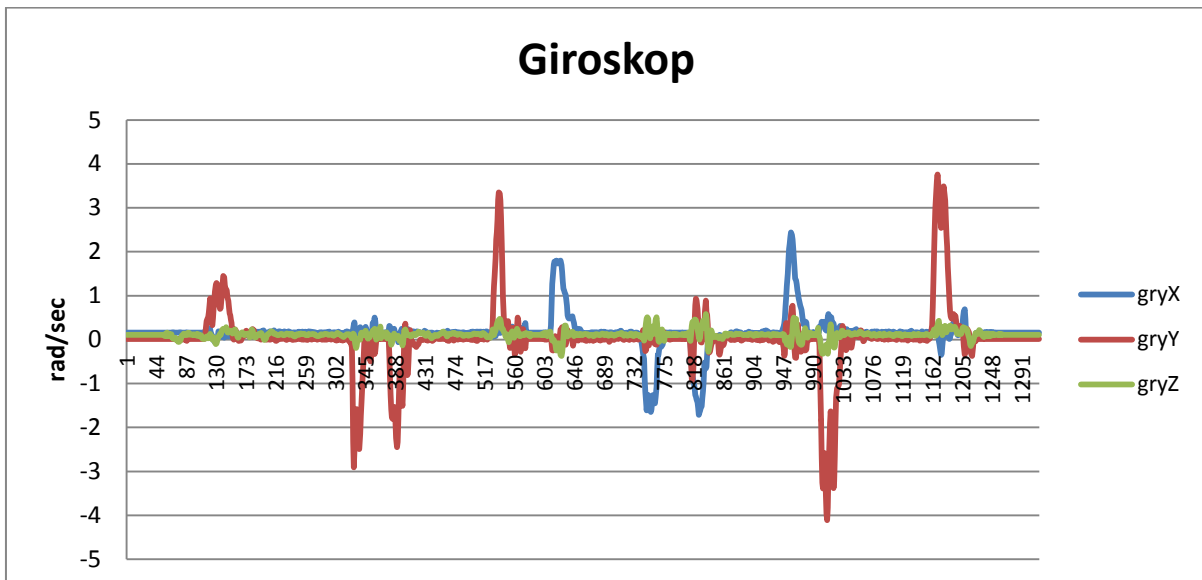
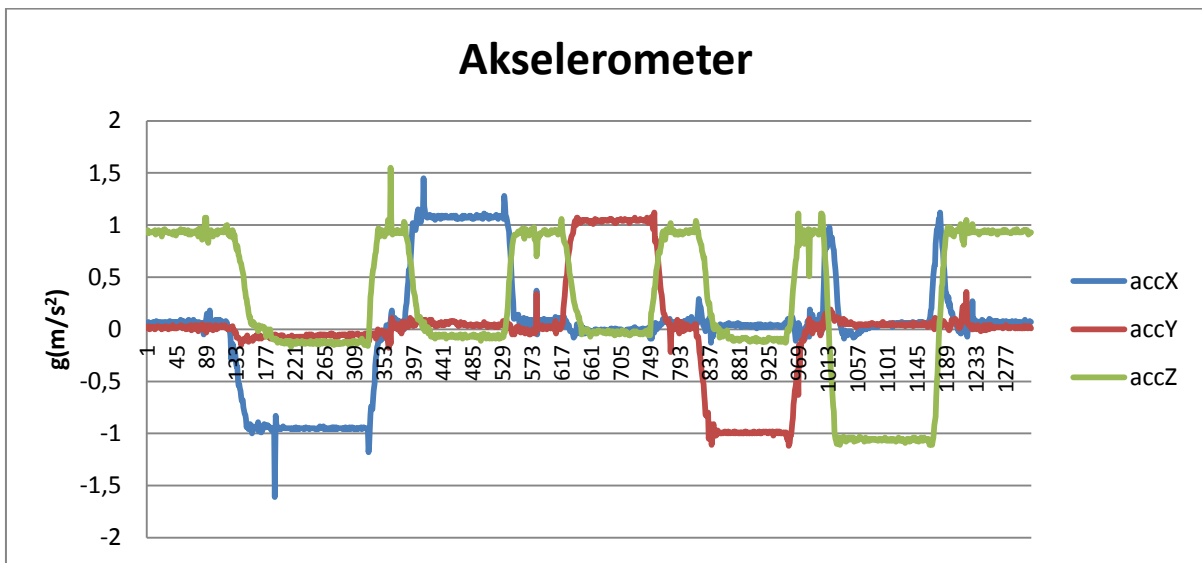
Dari pengujian ini, diperoleh data-data pada keadaan saat sistem diam stabil pada dudukan yang datar. Data-data tersebut adalah data akselerometer, giroskop, dan hasil keluaran filter sederhana serta quaternion yang menggabungkan data akselerometer dan giroskop.



Gambar 4-7: Grafik akselerometer dalam kondisi stabil



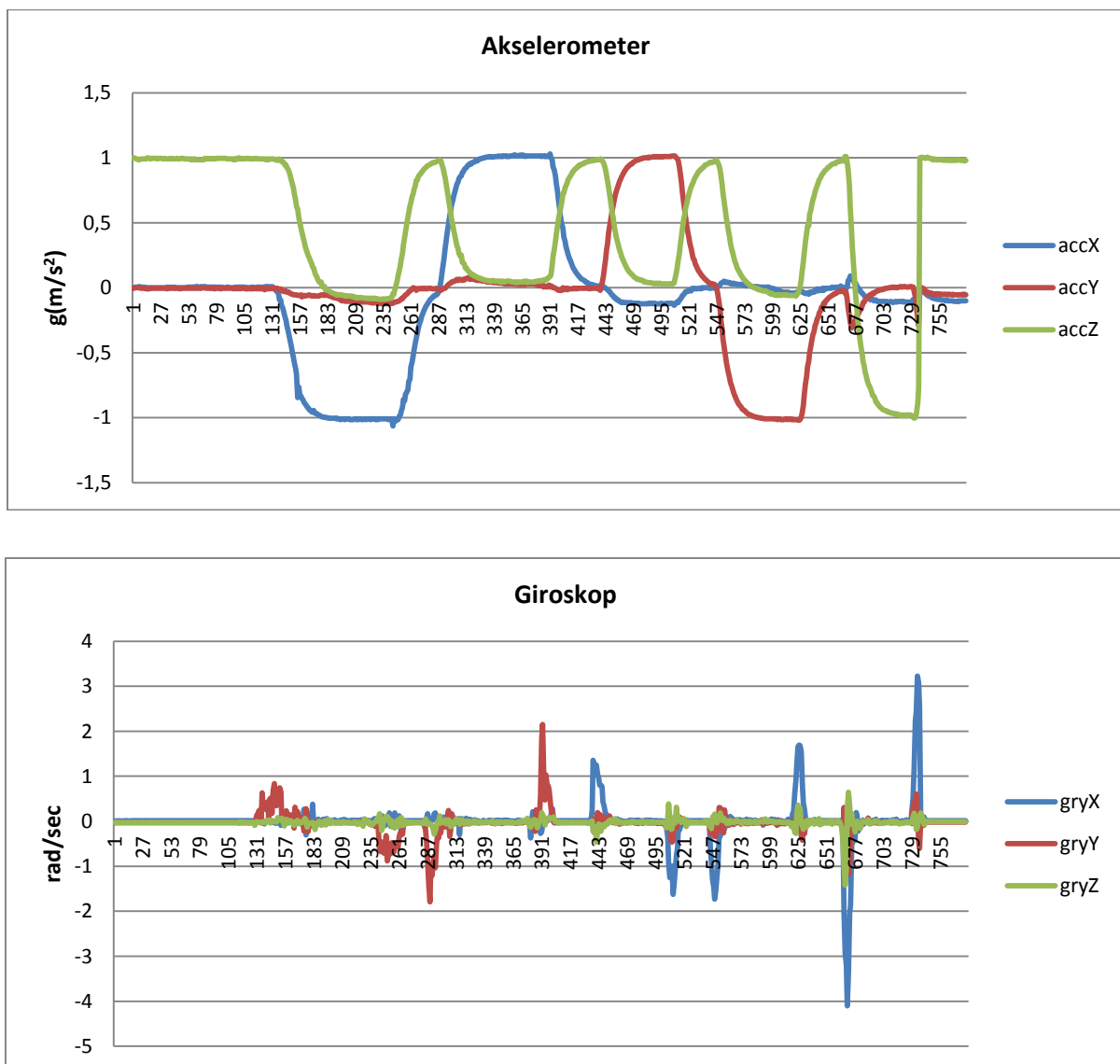
Gambar 4-8: Grafik giroskop dalam kondisi stabil



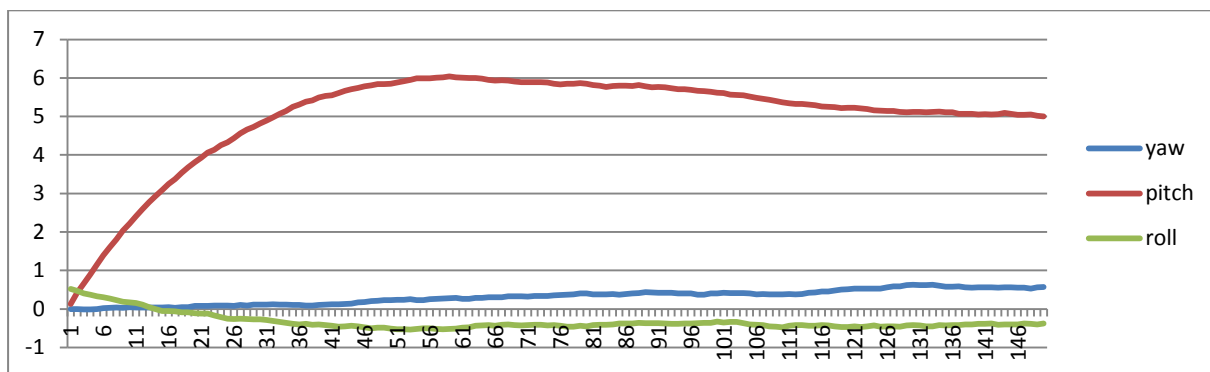
Gambar 4-9: Grafik keluaran tanpa filter dalam tiap kondisi

Pada Gambar 4-7 dan 4-8 dapat dilihat bahwa data dari sensor akselerometer dan giroskop sudah stabil pada kondisi diam di atas bidang datar. Akan tetapi berdasarkan hasil uji coba, ternyata sensor yang sangat berpengaruh terhadap getaran adalah sensor akselerometer. Pada pengujian selanjutnya dilakukan pengambilan data pada saat kondisi quadrotor *pitch* maju dan mundur, *roll* kanan dan kiri, serta diam dan terbalik yang selanjutnya disebut dalam tiap kondisi. Pada Gambar 4-9 untuk sensor akselerometer dapat dilihat bahwa masih ada bias saat kondisi sensor mengukur secara ekstrim yaitu simpangan jauh pada kondisi maksimum dan minimum. Sehingga

dibutuhkan suatu perhitungan untuk mengimbangi bias error yang ada. Maka pada Gambar 4-10 didapatkan data dari filter sederhana yang dapat mengimbangi bias error yang ada atau dengan kata lain menghilangkan bias error dan mengonversi data sensor dari RAW data menjadi data yang memiliki satuan dengan menimbang sensitivitas dari sensor berdasarkan spesifikasinya. Sedangkan pada Gambar 4-11 merupakan grafik hasil keluaran Quaternion yang menggabungkan data akselerometer dan giroskop sehingga dapat diketahui sudut kemiringan *pitch* dan *roll*, sedangkan untuk *yaw* bisa kita abaikan karena IMU yang digunakan hanya memiliki 6-DOF.



Gambar 4-10: Grafik Keluaran Filter Sederhana dalam Tiap Kondisi



Gambar 4-11: Grafik Keluaran Quaternion dalam Kondisi Stabil

5 KESIMPULAN

- Sensor IMU 6-DOF yang digunakan telah diuji sesuai dengan spesifikasi yang ada, tetapi saat diuji pada tiap kondisi terjadi bias error, maka digunakan filter sederhana untuk mengimbangi bias error yang ada.
- Metode Quaternion digunakan untuk menggabungkan nilai dari akselerometer dan giroskop untuk mendapatkan nilai sikap quadrotor atau estimasi sudut kemiringan yaitu *pitch* dan *roll*, tetapi pada penelitian ini menggunakan IMU 6-DOF maka parameter *yaw* dapat diabaikan.
- *Flight Controller* telah terealisasi dan telah teruji dapat bekerja dengan baik semua fungsi dan fiturnya.

DAFTAR RUJUKAN

- Analog Device. "Datasheet ADXL345". <http://analog.com>, diakses pada 1 Januari 2013.
- http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_measurement_unit, diakses pada 1 Januari 2013.
- http://en.wikipedia.org/wiki/Six_degrees_of_freedom, diakses pada 1 Januari 2013.
- http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_26587_X230_Mini_Quad_copter_Combo_w_Motors_ESCs_Propellers.html, diakses pada 31 Januari 2013.
- http://www.starlino.com/imu_guide.html, diakses pada 3 Januari 2013.

- <http://www.xio.co.uk/quaternions/>, diakses pada 21 Januari 2013.
- <http://www.x-io.co.uk/open-source-imu-and-ahrs-algorithms/>, diakses pada 21 Januari 2013.
- <https://www.sparkfun.com/products/1091>, diakses pada 17 Januari 2013.
- Iswan Pradiptya, 2013. *Dasar Teori Algoritma Filter untuk Estimasi Sudut Euler berbasis Representasi Quaternion*, Aerodrone.
- Madgwick, Sebastian O.H., 2010. *An Efficient Orientation Filter for Inertial and Inertial/Magnetic Sensor Arrays*.
- MEMS Gyro. "Datasheet ITG-3200". <http://invensense.com>, diakses pada 1 Januari 2013.
- Nurmajid Setyasaputra, 2013. *Desain dan Implementasi Sistem Kendali Sikap dengan IMU 6-DOF untuk Aplikasi Aero Robot*, Tugas Akhir Sarjana Institut Teknologi Telkom.
- Nurmajid Setyasaputra, dkk., 2012. *Desain Flight Controller untuk Quadrotor Test AMUAS (APTRG Multirotor of Unmanned Aircraft System)*, ITS Surabaya:2nd Indonesian Student Conference on Satellite.
- Raza, Syed Ali dan Wail Gueaieb. *Intelligent Flight Control of an Autonomous Quadrotor*, Canada: Universitas Ottawa.