

# PERANCANGAN PERANGKAT LUNAK PENDETEKSI SUDUT DAN POSISI MENGGUNAKAN MIKROKONTROLER ATMEGA 32

M. Antisto Akbar<sup>\*)</sup>, Wahyudi, and Achmad Hidayatno

Jurusan Teknik Elektro, Universitas Diponegoro Semarang  
Jalan Prof. Sudharto, SH, Kampus UNDIP Tembalang, Semarang 50275, Indonesia

<sup>\*)Email: M.Antisto.Akbar.23@gmail.com</sup>

## Abstrak

Sistem navigasi telah berkembang sangat pesat saat ini. Sistem navigasi merupakan sistem yang banyak digunakan pada kendaraan di udara, air, luar angkasa serta pada roket. Salah satu sistem navigasi yang sering digunakan adalah sistem navigasi inersia. Kemajuan dari sensor elektronik berukuran mikro dan kemampuan komputasi yang lebih, telah merangsang berkembangnya berbagai macam aplikasi. Kemajuan teknologi sensor dan kemampuan komputer yang tinggi, sebagai kemajuan seni komputasi telah diaplikasikan terhadap piranti tradisional untuk memberikan peningkatan kerja pada sistem yang ringkas. Sistem navigasi menggunakan metode Inertial Navigation System (INS) dengan memanfaatkan sensor Inertial Measurement Unit (IMU). IMU merupakan perangkat elektronik yang mengukur dan melaporkan data percepatan linier, percepatan sudut. Sensor IMU terdiri dari tiga sumbu accelerometer dan tiga sumbu gyroscope yang dipasang dalam satu papan oleh sparkfun. Data dari accelerometer dan gyroscope digunakan untuk menentukan attitude body dengan menggabungkan kedua data tersebut menggunakan metode complementary filter. Keseluruhan metode untuk mendapatkan posisi dan sudut dengan memanfaatkan inersia dari sensor, merupakan bagian dari sistem navigasi dengan menggunakan metode INS. Berdasarkan hasil yang telah dilakukan dengan menggunakan metode INS, belum bekerja akurat pada sensor IMU.

*Kata kunci: Sensor inersia, IMU, INS, RMSE.*

## Abstract

The development of navigation systems have growth rapidly at this time. The navigation system is a system that is widely used on transportation system such as flight system, vessel system and rocket system. One of the navigation system that usually used is inertial navigation system. The advancement of micro-sized electronic sensor and computing capabilities have stimulated several applications. Advances in sensor technology and high computer skills which are the progress of the art of computation have been applied to the traditional tools to provide increased employment in compact systems. The design of navigation systems used the Inertial Navigation System (INS) by utilizing the sensor Inertial Measurement Unit (IMU). The IMU is an electronic device that measures and reports the data linear acceleration and angular acceleration. IMU sensor consists of a three axis accelerometer and three axis gyroscope mounted on a board by sparkfun. Data from accelerometer and gyroscope is used to determine the body attitude by combining those two data by by using complementary filters method. All methods to get the data about position and angle by utilizing the inertia of the sensors, is the part of the navigation system using INS. Based on the tests results that have been done by using INS method was used not yet accurately worked at IMU sensors.

*Keywords: Inertial sensors , IMU , INS, RMSE*

## 1. Pendahuluan

Teknologi navigasi saat ini telah menjadi suatu ilmu pengetahuan yang sangat kompleks<sup>[1]</sup>. Berbagai teknik telah dikembangkan untuk menunjang kebutuhan dalam bernavigasi, mulai dari peta, kompas, radar, GPS, dan sensor IMU.

*Inertial Measurement Unit* (IMU) merupakan suatu unit dalam modul elektronik yang mengumpulkan data

percepatan linier dan kecepatan angular, yang kemudian dikirim ke unit pemroses utama<sup>[2]</sup>. IMU terdiri dari kombinasi *accelerometer* (sensor percepatan) dan *gyroscope* (sensor kecepatan angular) untuk menjejaki keberadaan dan pergerakan suatu benda. Biasanya ditambahkan pula sensor *magnetometer* (sensor magnet) agar dapat menghasilkan kinerja yang lebih baik untuk perhitungan orientasi. *Accelerometer* digunakan untuk mengukur percepatan linier dan gravitasi pada benda,

*gyroscope* digunakan untuk mengukur kecepatan rotasi pada benda.

*Inertial Navigation System* (INS) adalah suatu sistem yang terdiri dari sensor IMU dan seperangkat komputer yang menghitung posisi, kecepatan (*groundspeed*), dan orientasi (*attitude*)<sup>[3]</sup>. Kerangka acuan dari setiap sensor harus diubah ke dalam bentuk kerangka navigasi. *Accelerometer* mempunyai kerangka acuan terhadap bumi (*earth*). *Gyroscope* mempunyai kerangka acuan terhadap *body*. Dengan menggunakan *euler angle*, acuan *gyroscope* dapat diubah dari kerangka acuan *body* menjadi kerangka acuan terhadap bumi. Dengan begitu, kedua sensor tersebut dapat digabungkan kedua datanya untuk mendapatkan sudut, serta dapat pula menghitung posisi, kecepatan, serta jarak.

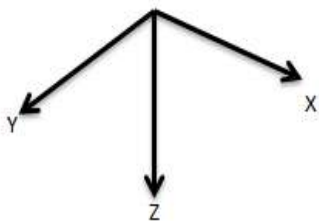
*Complementary filter* digunakan untuk menghasilkan data sudut yang lebih baik dari masing-masing sensor dengan menggabungkan data dari sensor *accelerometer* dan *gyroscope*, baik dalam keadaan statis maupun dalam keadaan dinamis. Data dari sensor *accelerometer* akan difilter dengan menggunakan *low pass filter*, sedangkan data dari sensor *gyroscope* terlebih dahulu diintegrasikan, setelah itu akan difilter dengan menggunakan *high pass filter*.

## 2. Metode

### 2.1 Sistem Koordinat

#### 2.1.1 Koordinat Body

Koordinat *body* merupakan sistem koordinat yang bereferensi benda pejal yang bergerak. Cara menggunakan sistem koordinat *body* adalah dengan kaidah tangan kanan. Untuk sumbu x positif merupakan arah maju dari benda, sumbu y positif merupakan arah kanan dari benda, serta sumbu z positif merupakan arah bawah dari benda tersebut. Setiap sumbu dari koordinat *body* akan mengikuti gerakan dari benda pejal ketika terjadi perubahan posisi dan perubahan *attitude*.

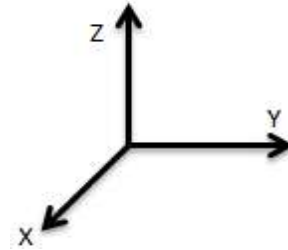


Gambar 1 Sistem koordinat *body*

#### 2.1.2 Koordinat tetap (navigasi)

Koordinat tetap dalam INS adalah sistem koordinat yang bereferensi pada *body* yang bergerak tetapi tidak ikut berotasi. Pendefinisian arah x, y, dan z mengikuti kaidah

tangan kanan yakni arah x positif merupakan arah maju, arah y positif merupakan arah kiri dari benda pejal, serta arah z positif merupakan arah atas dari benda pejal tersebut. Untuk mengubah sistem dari koordinat *body* ke sistem koordinat tetap digunakan matriks rotasi.



Gambar 2 Koordinat tetap (navigasi)

## 2.2 Inertial Measurement Unit (INS)

### 2.2.1 Euler

Metode *euler* merupakan salah satu metode yang digunakan untuk mentransformasi dari satu bentuk koordinat ke dalam bentuk koordinat yang lain. Sudut orientasi suatu benda dapat direpresentasikan dalam *Euler Angel* (sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw*). Sudut orientasi *roll*, *pitch*, dan *yaw* dapat disimbolkan dengan  $\phi$ ,  $\theta$ , dan  $\psi$ .

Rotasi melalui sumbu x *body* dengan sudut sebesar  $\phi$

$$R[\phi] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

Rotasi melalui sumbu y *body* dengan sudut sebesar  $\theta$

$$R[\theta] = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

Rotasi melalui sumbu z *body* dengan sudut sebesar  $\psi$

$$R[\psi] = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

### 2.2.2 Direct Cosine Matrix

*Direct cosine matrix* merupakan suatu bentuk matriks rotasi dengan dimensi 3 X 3 dinotasikan sebagai matriks  $R_b^f$ , dengan kolom mempresentasikan unit vektor pada koordinat *body* yang diproyeksikan sepanjang koordinat tetap atau koordinat navigasi. Matriks  $R_b^f$  dapat ditulis dalam bentuk matriks sebagai berikut :

$$R_b^f = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{21} & R_{21} \\ R_{31} & R_{31} & R_{31} \end{bmatrix} \quad (4)$$

### 2.2.3 Percepatan Linier

Sensor *accelerometer* dapat mendeteksi percepatan linier pada benda. Persamaan 8 menunjukkan persamaan gaya

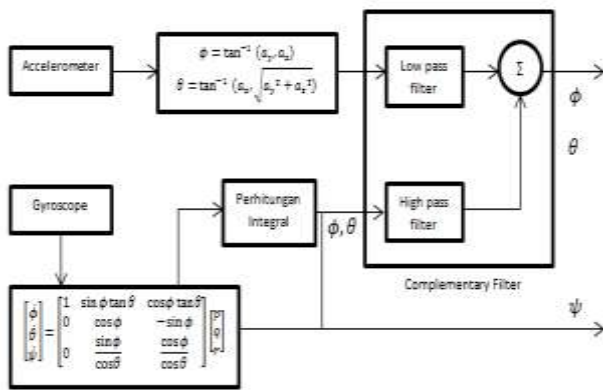
pada sumbu x, y dan z suatu benda yang dibaca oleh sensor percepatan pada masing-masing sumbu.

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \phi \\ -\cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

$a_x, a_y, a_z$  merupakan percepatan total yang dideteksi oleh sensor accelerometer, sedangkan  $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$  merupakan percepatan linier setiap sumbu.

2.2.4 Complementary Filter

Istilah *complementary filter* biasa digunakan untuk mendefinisikan algoritma digital yang menggabungkan data yang sama dari sensor-sensor yang berbeda untuk mendapatkan suatu kondisi data yang baik.



Gambar 3 Diagram complementary filter

2.2.5 Integral Runge-Kutta

Metode *Runge-Kutta* merupakan metode penyelesaian persamaan differensial yang mana perhitungan penyelesaian dilakukan langkah demi langkah. Secara umum fungsi penyelesaian persamaan diferensial dengan metode *Runge-Kutta* ditunjukkan pada persamaan 6.

$$x_k = x_{k-1} + h \cdot f(x_k, t_k) \quad (6)$$

Bentuk paling sederhana dari metode *Runge-Kutta* orde 2 adalah membagi bagian perubahan menjadi dua bagian seperti ditunjukkan pada persamaan 7.

$$x_k = x_{k-1} + \frac{h}{2} [f(x_k, t_k) + f(x_{k-1}, t_{k-1})] \quad (7)$$

3. Hasil dan Analisis

3.1 Pengujian Transfer Data Wireless dengan Menggunakan YS-1020UA dengan Variasi Jarak

Tujuan dari pengujian transfer data *wireless* ini adalah mengetahui tingkat keakuratan data yang dikirim melalui modul YS-1020 UA sehingga data yang diterima tidak memiliki *error* dengan variasi jarak tertentu.

3.2 Pengujian Attitude Roll

Pengujian *attitude roll* dilakukan dengan cara memberikan gerak rotasi pada sumbu x *payload* dengan menggunakan metode INS serta menggunakan penggabungan data sensor *accelerometer* dan sensor *gyroscope* dengan metode *complementary filter*.

```
Terminal
Connect
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 -0.00 1.18 0.00 55.29 -1.77 0.00 0.00 000 -05 063 -01
000 000
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 0.00 1.18 0.00 55.29 -1.78 0.00 0.00 000 -05 064 -01 0
00 000
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 0.00 1.18 0.00 55.29 -1.78 0.00 0.00 000 -04 064 -01 0
00 000
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 0.00 1.18 0.00 55.29 -1.78 0.00 0.00 000 -05 064 -01 0
00 000
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 0.00 1.18 0.00 55.28 -1.78 0.00 0.00 000 -05 063 -01 0
00 000
```

a. Jarak 3 meter

```
Terminal
Connect
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 -0.00 1.17 0.00 55.23 0.02 -0.03 0.18 000 000 065 -212
004 001
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 0.00 1.17 0.00 55.23 0.03 -0.03 0.20 000 000 065 -211
004 002
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.00 0.00 1.17 0.00 55.23 0.24 -0.02 0.22 000 001 064 041 0
00 -01
0.00 0.00 0.00 0.00 -0.01 0.00 1.17 0.00 55.23 0.56 -0.02 0.23 000 003 063 013 -
04 -03
0.00 0.00 0.00 0.00 0.00 0.00 1.17 0.00 55.23 0.57 -0.02 0.20 000 000 064 -191 0
00 -33
```

b. Jarak 6 meter

```
Terminal
Connect
-332392000.00 -203073040.00 -24854920.00 1394330112.00 181248312.00 -1156443136.
00 33.59 36.79 55.83 19.33 -1.86 -68.48 000 025 055 008 -39 0122896.00 -11667036
16.00 33.59 36.79 55.83 20.01 -1.86 -68.48 000 024 061 -48 -32 072-1270220544.00
-904256512.00 -846189696.00 1397438208.00 15327008.00 -1177744640.00 33.59 36.7
9 55.83 19.97 -2.53 -68.24 -06 023 059 -124 -99 34
-682012864.00 -687462784.00 -101229032.00 1413643264.00 -119266036.00 -116787046
4.00 33.59 36.79 55.83 19.90 -1.99 -67.88 -05 022 058 015 044 117
-1572708608.00 -1260862208.00 -189338600.00 1427937984.00 -273492208.00 -1139441
280.00 33.49 36.79 55.83 20.03 -2.40 -67.69 -18 020 060 191 -201 1677940.00 -106
2885440.00 33.59 36.79 55.83 20.29 -2.33 -67.81 -06 027 061 171 049Lrjjjjjj
127rrrr38803008.00 -114323889712.00 33.59 36.79 55.83 -21.67 -7.94 -271.42 -12 -
```

c. Jarak 9 meter

Gambar 4 Data yang diterima hasil pengujian data wireless dengan variasi jarak

Tabel 1 Hasil pengujian attitude roll

Parameter	INS				
	X	Y	Z		
15	0	0	14,926	0	0,49
30	0	0	29,302	0	0,876
45	0	0	44,766	0	0,616
60	0	0	59,366	0	1,188
90	0	0	90	0	0,324
<b>Rata-rata RMSE</b>			0,369	0	0,836

**3.3 Pengujian Attitude Pitch**

Pengujian *attitude pitch* dilakukan dengan cara memberikan gerak rotasi pada sumbu *y payload* dengan menggunakan metode INS serta menggunakan penggabungan data sensor *accelerometer* dan sensor *gyroscope* dengan metode *complementary filter*.

**Tabel 2 Hasil pengujian attitude pitch**

Parameter			INS		
X	Y	Z	X	Y	Z
0	15	0	0	14,328	0,75
0	30	0	0	29,074	0,27
0	45	0	0	44,33	0,704
0	60	0	0	58,866	0,12
0	90	0	0	90	0,88
Rata-rata RMSE			0	0,706	0,635

**3.4 Pengujian Attitude Yaw**

Pengujian *attitude yaw* dilakukan dengan cara memberikan gerak rotasi pada sumbu *z payload* dengan menggunakan metode INS serta menggunakan data sensor *gyroscope* dengan metode *complementary filter*.

**Tabel 3 Hasil pengujian attitude yaw**

Parameter			INS		
X	Y	Z	X	Y	Z
0	0	15	0	0	15,164
0	0	30	0	0	30,036
0	0	45	0	0	45,638
0	0	60	0	0	60,048
0	0	90	0	0	90,268
Rata-rata RMSE			0	0	0,502

**3.5 Pengujian Attitude Roll, Pitch, dan Yaw**

Pengujian *attitude roll, pitch, dan yaw* dilakukan dengan cara memberikan variasi gerak rotasi pada setiap sumbu *payload* dengan menggunakan metode INS serta menggunakan penggabungan data sensor *accelerometer* dan sensor *gyroscope* dengan metode *complementary filter*.

**Tabel 4 Hasil pengujian attitude roll, pitch, dan yaw**

Parameter			INS		
X	Y	Z	X	Y	Z
15	15	15	14,79	14,79	14,83
30	30	30	29,60	29,60	29,86
45	45	45	45,28	45,28	44,87
60	60	60	61,20	61,20	59,01

90	90	90	0	90	89,89
Rata-rata RMSE			18,33	0,54	0,494

**3.6 Pengujian Translasi**

Pengujian *translasi* dilakukan dengan variasi arah pengujian tiap satu *axis*, dua *axis*, dan tiga *axis*.

**Tabel 5 Hasil pengujian translasi**

Parameter			INS		
X	Y	Z	X	Y	Z
15	0	0	11	0,6	9,4
30	0	0	28,2	1,8	9,4
45	0	0	61,8	4	17,2
0	15	0	1,6	11,2	-13,2
0	30	0	2,8	27,8	14,6
0	45	0	-6,2	41,6	26,4
0	0	15	-1,6	1,2	11,2
0	0	30	1,4	2,2	52
0	0	45	-8,2	9	67,4
30	30	0	31,4	26,2	25,2
30	0	30	33,4	6,2	51,6
0	30	30	3,8	36	50,6
30	30	30	30,8	33,6	50,6
Rata-rata RMSE			7,1533	7,2239	20,9498

Hasil pengujian pada Tabel 5 memperlihatkan bahwa hasil pengukuran dengan mistar dan perhitungan dengan INS terdapat perbedaan. Hal ini terjadi karena respon pada sensor yang tidak ideal (tidak seimbang antara percepatan dan perlambatan) yang menyebabkan nilai percepatan linier yang terdeteksi akan menghasilkan nilai *error*, sehingga akan terakumulasi dengan proses integral yang menyebabkan nilai akan meningkat tiap waktunya. Selisih pengukuran *attitude* antara nilai pengukuran sebenarnya dengan nilai yang dideteksi oleh sensor, akan mempengaruhi nilai gravitasi setiap sumbunya ketika digerakkan. Proses pengintegralan menggunakan metode trapesium, menyebabkan adanya bagian luasan dari daerah percepatan maupun perlambatan tidak masuk kedalam luasan ataupun diluar luasan yang akan di integralkan, sehingga data yang diintegalkan akan memiliki nilai *error*. Waktu cuplik untuk proses integral juga mempengaruhi hasil dari data yang akan diintegalkan. Pada sumbu *z* saat benda di gerakkan, percepatan antara sumbu positif (percepatan) dengan sumbu negatif (perlambatan) tidak sama luasan areanya sehingga saat diintegalkan akan memiliki nilai *error*, dan juga saat benda digerakkan dari awal bergerak sampai berhenti, nilai percepatan masih terdeteksi, sehingga *error* tersebut akan terakumulasi.

**4. Kesimpulan**

Hasil penelitian ini diperoleh bahwa untuk Sensor *accelerometer* ADXL345 dalam keadaan tidak bergerak tidak stabil sehingga perlu menggunakan *discrimination*

windows, sedangkan untuk sensor *gyroscope* ITG 3200 lebih stabil. Perhitungan nilai *attitude* yang tidak akurat akan mengakibatkan kesalahan dalam mendapatkan percepatan linier dan mengakibatkan kesalahan dalam perhitungan posisi. Sensitivitas tiap sumbu x, sumbu y, dan sumbu z sensor *accelerometer* berbeda pada proses kalibrasi. Posisi yang dihasilkan memiliki nilai *error* yang besar dibandingkan dengan posisi sebenarnya, karena respon pada sensor tidak seimbang antara percepatan dan perlambatan yang menyebabkan nilai percepatan linier menghasilkan nilai *error* yang terakumulasi oleh proses integral. Estimasi sudut orientasi dari hasil *complementary filter* memiliki nilai *error* lebih kecil dibandingkan hanya menggunakan satu sensor saja karena dapat menghilangkan *error drift* dari *gyroscope* dan dapat meredam *error* dari pengaruh getaran terhadap *accelerometer*. Untuk penelitian selanjutnya, mengukur temperatur sensor sehingga dapat mengetahui pengaruh temperatur dalam kinerja sensor. Menambahkan sensor *magnetometer* untuk mengkoreksi nilai sudut *yaw*. Menambahkan GPS untuk mengkoreksi nilai posisi, dan menggunakan tegangan operasional sensor yang sesuai dengan *datasheet*.

## Referensi

- [1]. Setyono, Arif, Perancangan Perangkat Lunak Pendeteksi Posisi Benda Dalam 6 Derajat Kebebasan, penelitian Teknik Elektro Universitas Diponegoro, Semarang, 2011.
- [2]. Darajat, Anisa Ulya, dkk, "Sistem Telemetri *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) Berbasis *Inertial Measurement Unit* (IMU)", Jurnal Rekayasa dan Teknologi Elektro Universitas Lampung, Bandar Lampung, 2, 169-170, 2012.
- [3]. Lie, Adhik, Inertial Navigation System (INS) – Sistem Navigasi Inersia, <http://www.ilmuterbang.com/~ast/>, September 2013.
- [4]. Xie, Huikai, Gary K. Fedder, "Integrated Microelectromechanical Gyroscopes", *Journal of Aerospace Engineering*, 16, 65-66, 2003.
- [5]. Susilo, Tri Bagus, Pengukuran Sudut Kemiringan Benda dengan Sensor Percepatan, penelitian Teknik Elektro Universitas Diponegoro, Semarang, 2011.
- [6]. Andrejašič, Matej, *MEMS Accelerometers*, Final project, University of Ljubljana, 2008.
- [7]. Burg, Aaron, Azeem Meruani, Bob Sandheinrich, Michael Wickmann, MEMS Gyroscope And Their Applications, <http://clifton.mech.northwestern.edu/~ast/>, Desember 2013.
- [8]. Widada, Wahyu, Wahyudi, "Aplikasi Tapis Kalman Pada Pengubahan Data IMU Menjadi Data Navigasi", Seminar Teknologi Informasi dan Komunikasi Terapan, 2011.
- [9]. As'ari, M Hasim, Pendeteksi Sudut Menggunakan Sensor *Gyroscope*, penelitian Teknik Elektro Universitas Diponegoro, Semarang, 2011.
- [10]. Seifert, K. and Oscar Camacho, *Implementing Positioning Algorithms Using Accelerometers*, Freescale Semiconductor, 2007.
- [11]. Ardakani, H. Alemi, T. J. Bridge, *Review of the 3-2-1 Euler Angles: a yaw-pitch-roll sequence*, Technical Report, University of Surrey, Guildford, UK, 2010.
- [12]. Wiryadinta, Romi, Wahyu Widada, "Modifikasi Persamaan Quaternion pada Algoritma INS Untuk Aplikasi Roket", Jurnal Teknologi Dirgantara, 2010.
- [13]. Ronnback, Sven, "Development of a *INS/GPS navigation loop for an UAV*", Masters Thesis Lulea University of Technology, 2000.
- [14]. Nurfansyah, Rahadian, Estimasi Sudut Orientasi Benda Menggunakan Sensor 6 *DOF* IMU dan Sensor Magnetometer 3 Aksis, penelitian Teknik Elektro Universitas Diponegoro, Semarang, 2013.
- [15]. Yoo, Tae Suk, Sung Kyung Hong, Hyok Min Yoon, Sungsu Park, Gain-Scheduled Complementary Filter Design for a MEMS Based Attitude and Heading Reference System, Open Access, Inc, 11, 3818-3821, 2011.
- [16]. Colton, Shane, *The Balance Filter : A Simple Solution for Integrating Accelerometer and Gyroscope Measurements for a Balancing Platform*, Chief Delphi white paper, 2007. Oktober 2013.
- [17]. -----, *ATmega 32 Data Sheet*, <http://www.atmel.com>, Desember 2012.
- [18]. -----, *ITG3200 Data Sheet*, <https://www.sparkfun.com>, Desember 2012.
- [19]. -----, *ADXL345 Data Sheet*, <http://www.analog.com>, Desember 2012.