

# PENGUJIAN SISTEM MUATAN PADA ROKET EKSPERIMEN LAPAN JENIS RKX-100, RTX-100 DAN RWX-200 (TESTING PAYLOAD SYSTEM IN ROCKET EXPERIMENTS LAPAN TYPE RKX-100, RTX-100 AND RWX-200)

Kurdianto

Peneliti Bidang Teknologi Kendali dan Telemetri, Pusat Teknologi Roket, LAPAN  
e-mail: kurdianto@gmail.com

## ABSTRACT

Payload form of motion-sensing sensors on the rocket experiment is very important, because can to know the rocket motion in accordance with the specified mission. In this paper test rocket payload in the form of motion-sensing system based ATMEGA 32 presented. ATMEGA 32 as a microcontroller is used to read and ordered the current input to be displayed on the ground station after transmitted process of telemetry Maxstream 900 MHz.

Keywords: *Payload, Microcontroller, Telemetry*

## ABSTRAK

Muatan (*Payload*) berupa sensor pengindera gerak pada roket eksperimen merupakan hal yang sangat penting, karena dapat mengetahui gerakan roket sesuai dengan misi yang ditentukan. Dalam paper ini pengujian muatan roket yang berupa sistem pengindera gerak berbasis ATMEGA 32 dipaparkan. ATMEGA 32 sebagai *microcontroller* berfungsi untuk membaca dan memerintahkan *input* yang ada agar dapat ditampilkan di *ground station* setelah ada proses *transmitted* dari telemetri *Maxstream* 900 MHz.

Kata Kunci: *Muatan, Microcontroller, Telemetri.*

## 1 PENDAHULUAN

Perkembangan yang dicapai dalam sistem telemetri, *Degree of Freedom (6-DOF) Inertial Measurement Unit (IMU)* dan tentu saja sistem aktuator menambah khasanah ilmu pembuatan *payload* pada semua jenis roket eksperimen.

Berbagai desain *payload* yang berupa sensor pengindera gerak baik dalam hal desain PCB hingga penempatan komponen *6-DOF IMU* maupun *power supply* terdapat perubahan yang baik dibandingkan dengan desain-desain muatan (*payload*) berupa sensor pengindera gerak sebelumnya. Hal ini dikarenakan adanya dukungan literatur-literatur yang ada disesuaikan dengan

standarisasi pembuatan desain *payload* yang telah dikembangkan.

Dari berbagai jenis roket yang diterbangkan LAPAN seperti RKX-100 (Roket Kendali Eksperimen), RTX-100 (Roket Tail Eksperimen) dan RWX-200 (Roket Wing Eksperimen), semuanya memiliki satu desain PCB, *6-DOF IMU* yang sama. Yang membedakan adalah sistem aktuatornya saja, karena tidak semua roket menggunakan sistem tersebut. Hanya roket kendali RKX dan RTX yang menggunakan sistem aktuator.

Penggunaan sistem dasar yang sama inilah yang membuat penelitian roket tentang data yang diterima serta dari sisi pemrograman menjadi lebih memudahkan pengerjaannya.

## 2 KARAKTERISTIK MASING-MASING SENSOR DI 6-DOF IMU

Sensor – sensor yang merupakan komponen 6-DOF IMU memiliki karakteristik kebutuhan daya, suhu kerja, dan toleransi G shock masing-masing. Sensor-sensor yang digunakan antara lain: ADXRS 300, IDG 300, ADXL 3xx. Berikut adalah karakteristik dari masing – masing sensor tersebut.

### 2.1 Sensor ADXRS 300

ADXRS300 adalah sensor laju perubahan sudut (*gyroscope*) 300 deg/sec, memiliki satu sumbu yaitu sumbu z. Nilai tegangan *input*-nya sebesar 5 V.



Gambar 2-1: Sensor ADXRS 300

### 2.2 Sensor IDG 300

IDG-300 adalah sensor laju perubahan sudut (*gyroscope*) yang memiliki dua sumbu yaitu sumbu x dan sumbu y. Nilai tegangan *input* pada sensor ini sebesar 3 volt.

Sensor IDG-300 sudah dilengkapi dengan rangkaian penyaring (*filter*) di dalam komponennya dengan jenis *Low Pass Filter* (LPF). Nilai batas G-shock pada sensor ini sebesar 5000 g.



Gambar 2-2: Sensor IDG 300

### 2.3 Sensor ADXL 3xx

ADXL3xx merupakan sensor *accelerometer* yang digunakan untuk mengukur percepatan, mendeteksi dan mengukur getaran (*vibrasi*), dan mengukur percepatan akibat gravitasi. Sensor *accelerometer* mengukur percepatan dari 3 sumbu (*axis*) gerakan

akibat gerakan benda yang melekat padanya. Tiga sumbu tersebut terdiri dari sumbu x, y dan z. Nilai tegangan *input* pada sensor ini sebesar 3 volt.



Gambar 2-3: Sensor ADXL 3xx

## 3 RANGKAIAN ELEKTRONIK MUATAN ROKET RXX-100, RTX-100 dan RWX 200

Rangkaian elektronik muatan pada roket ini terbagi dua bagian, yaitu rangkaian elektronik yang berfungsi sebagai 6-DOF IMU dan rangkaian elektronik *main board* yang berfungsi sebagai pemrograman sensor yang ada di 6-DOF IMU.

Pada Gambar 3-1 adalah rangkaian skematiknya yang dibuat dengan program DXP/*Protel Electronic*.

### 3.1 Rangkaian 6-DOF IMU

IMU yang terdiri dari sensor *accelerometer* dan sensor *gyroscope* memiliki basis berdasarkan koordinat sumbu benda dan koordinat navigasi.

Keluaran dari *accelerometer* adalah *acceleration* (percepatan:  $a_x(t)$ ,  $a_y(t)$ , dan  $a_z(t)$  dalam meter/detik<sup>2</sup> dan keluaran *gyroscope* adalah *angular velocity* (kecepatan sudut berupa:  $p$  (*roll*),  $q$  (*pitch*) dan  $r$  (*yaw*) dalam radian/detik.

IMU pada umumnya dapat menghasilkan data antara 1 hingga 200 data/mili detik. Keluaran dari *gyroscope* dimasukkan dalam persamaan Euler dengan menggunakan empat parameter Euler ( $e_0$ ,  $e_1$ ,  $e_2$  dan  $e_3$ ), dan persamaan parameter Quaternion ( $q_0$ ,  $q_1$ ,  $q_2$  dan  $q_3$ ). Persamaan Euler tersebut digantikan dengan persamaan Quaternion, sehingga setiap persamaannya akan digunakan untuk perhitungan, sedangkan persamaan Euler hanya digunakan sebagai langkah awal pada inisialisasi penentuan parameter.

**Integrasi sudut Euler**

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{pmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3-1)$$

**Parameter Euler dan Quartenion**

$$\left. \begin{aligned} \dot{e}_0 &= -\frac{1}{2}(e_1p + e_2q + e_3r) \\ \dot{e}_1 &= \frac{1}{2}(e_0p + e_2r - e_3q) \\ \dot{e}_2 &= \frac{1}{2}(e_0q + e_3p - e_1r) \\ \dot{e}_3 &= \frac{1}{2}(e_0r + e_1q - e_2p) \end{aligned} \right\} \quad (3-2)$$

dengan  $e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 = 1$  (3-3)

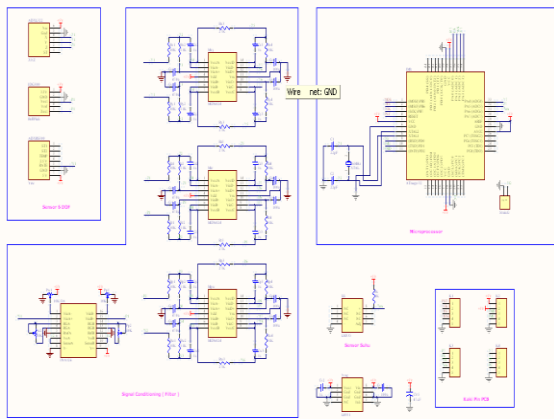
Sehingga dari persamaan (3-1) sampai (3-3) diperoleh persamaan sudut Euler:

$$\theta = \sin^{-1}[-2(e_1e_3 - e_0e_2)] \quad (3-4)$$

$$\phi = \cos^{-1} \left[ \frac{e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2}{\sqrt{1 - 4((e_1e_3 - e_0e_2)^2)}} \right] \text{sign}[2(e_1e_2 - e_0e_1)] \quad (3-5)$$

$$\psi = \cos^{-1} \left[ \frac{e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 + e_3^2}{\sqrt{1 - 4((e_1e_3 - e_0e_2)^2)}} \right] \text{sign}[2(e_1e_2 - e_0e_3)] \quad (3-6)$$

Berikut adalah rangkaian 6-DOF IMU:



Gambar 3-1: Skematik rangkaian 6-DOF IMU

6-DOF IMU ini terdiri dari 3 (tiga) buah sensor. Adapun sensor tersebut adalah yang sudah dijelaskan sebelumnya.

Berikut di bawah ini adalah gambar PCB 6-DOF IMU setelah dilakukannya pembuatannya dengan program DXP/Protel Electronic:

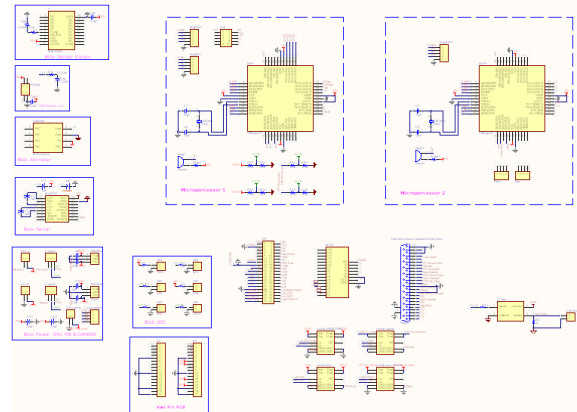


Gambar 3-2: PCB 6-DOF IMU

Cara kerja dari rangkaian ini adalah setelah mendapatkan tegangan sebesar 5 volt maka masing – masing sensor mengeluarkan data yang sudah diprogram melalui rangkaian *main board*. Agar mendapatkan keluaran sinyal yang bagus maka dipasang rangkaian *filter* pada masing – masing sensor.

**3.2 Rangkaian main board**

Pada rangkaian ini terdapat dua buah *microprocessor* yang berfungsi sebagai pemrogram 6-DOF IMU dan memprogram rangkaian *main board*-nya sendiri. Berikut adalah rangkaian *main board*:



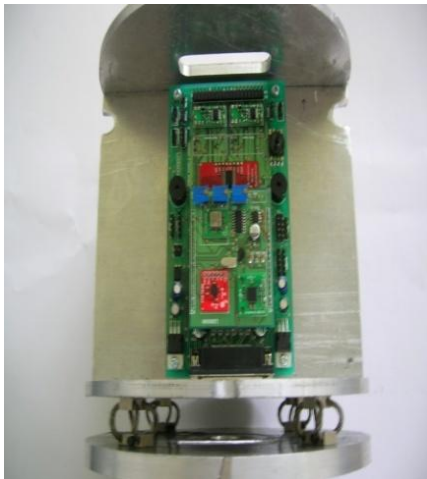
Gambar 3-3: Skematik rangkaian main board

Adapun cara kerja dari rangkain *main board* ini adalah tegangan *input* dari *battery* sebesar 7 volt diturunkan melalui tegangan regulator L78S05 sehingga tegangan *input*-nya menjadi 5 volt.



Gambar 3-4: PCB Main Board

Sehingga rangkaian 6-DOF IMU dan *main board* dijadikan satu secara keseluruhan untuk mendapatkan data lengkap. Berikut adalah gambarnya:



Gambar 3-5: PCB 6-DOF IMU & Main Board

#### 4 PENGUJIAN MUATAN ROKET

Pengujian muatan (*payload*) berupa sensor pengindera gerak ini terbagi menjadi 2 (dua), yaitu: pengujian sensor dan pengujian vibrasi pada *payload* roket.

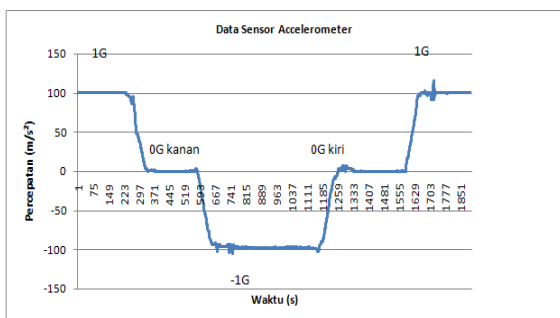
##### 4.1 Pengujian sensor

Tujuan pengujian ini adalah untuk mengetahui data sensor yang sudah terpasang sebelumnya. Yaitu data sensor *Accelerometer* dan data sensor *Gyroscope*.

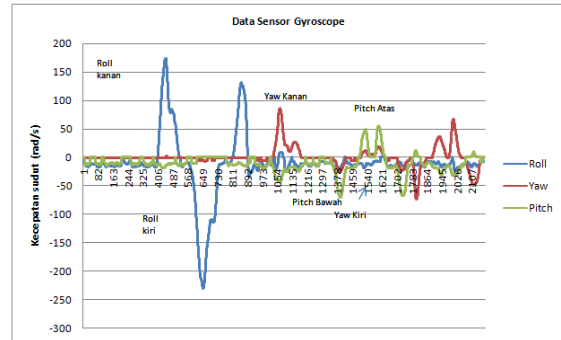
Prosedur pengujian sensor dilakukan dengan cara menghidupkan mesin pengujian dan sistem muatan roket. Kemudian muatan roket digerakan ke arah kanan dan kiri. Hal ini dilakukan agar dapat mengetahui data *accelerometer*. Sedangkan untuk mengetahui data *gyroscope* adalah dengan cara memutarakan muatan roket dari berbagai sudut serta mengarahkan ke atas dan ke bawah.

Di bawah ini dapat dilihat hasil pengujian sensor.

##### Data Accelerometer



##### Data Gyroscope



Pengujian terhadap *gyro* ini hanya dalam rangka memastikan bahwa *gyro* memberikan respon terhadap gerakan roket dalam posisi *roll*, *pitch*, dan *yaw*.

##### 4.2 Pengujian Vibrasi pada *payload* roket



Gambar 3-6: Pengujian muatan roket di laboratorium

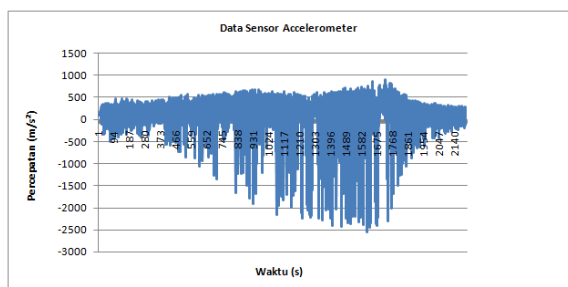
Tujuan pengujian ini adalah untuk mengetahui ketahanan *payload* roket terhadap vibrasi/getaran yang terjadi.

Proses pengujian ini diawali dengan menghidupkan *power* sistem pada mesin vibrasi, sistem alat ukur frekuensi dan sistem muatan roket. Pengujian dilakukan dengan cara bertahap dalam menaikkan dan menurunkan frekuensi yang diberikan agar dapat diketahui kondisi data sensor secara dinamis.

Nilai frekuensi yang diberikan pada uji vibrasi ini berawal dari 0Hz sampai 2000Hz. Berikut ini data hasil

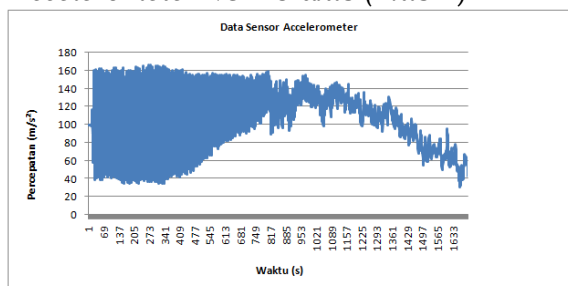
uji vibrasi yang terekam dengan *Accelerometer* 50G dan *Accelerometer* 2G (3 axis).

*Accelerometer* 50 G:

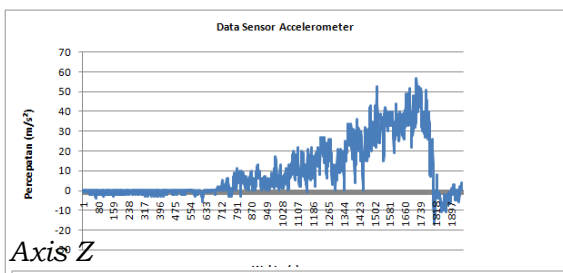


Kenaikan/penurunan gravitasi sebesar 1G identik dengan pembacaan oleh ADC sebesar 100 *point*. Data di atas terekam dengan *accelerometer* 50G, yang berarti terjadi vibrasi -25G hingga +10G.

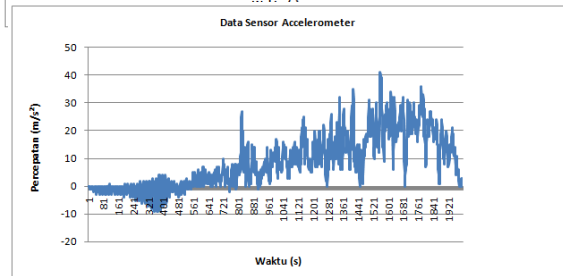
*Accelerometer* 2G – 3 axis (Axis X)



Axis Y



Axis Z



Pembacaan *accelerometer* 2G ini cukup stabil. Memberikan pembacaan ADC sebesar 100 *point* masing-masing untuk kenaikan/penurunan sebesar 1G. Dari data hasil uji vibrasi di atas yang

terekam dengan *accelerometer* 2G, terjadi vibrasi -0,4G hingga +1,6G.

**5 KESIMPULAN**

Ada beberapa kesimpulan dari hasil pengujian *payload* roket, diantaranya:

- a. Data sensor dapat diterima dengan baik, sehingga dapat diketahui gerak roket saat dilakukan uji,
- b. Dari hasil uji vibrasi yang dilakukan, dapat disimpulkan bahwa *Accelerometer* 50G dan *Accelerometer* 2G (3axis) dapat berfungsi dengan baik dalam uji vibrasi pada frekuensi 0 hingga 2000 Hz

**DAFTAR RUJUKAN**

Franklin, Gere F., 1998. *Digital Control of Dynamic Systems, 3rd*. Menlo Park, CA: Addison Wesley Longmann.

Gani, R., Wahyudi, dan I, Setiawan, 2011. *Perancangan Sensor Gyroscope dan Accelerometer untuk Menentukan Sudut dan Jarak*, Tugas Akhir Teknik Elektro, UNDIP, Semarang.

<http://www.digikey.com> diakses pada 11 November 2010.

<http://www.sparkfun.com> diakses pada 11 November 2010.

Kim H.J. dkk., 2006, *Real time Navigation, Guidance and Control of a UAV using Low cost Sensors*, Australia.

O.S. Salychev, 2004. *Applied Inertial Navigation: Problems and Solution*, BMSTU Press, Russia.

Ogata, Katsuhito, 1991. *Modern Control Engineering, 2nd*. Prentice Hall of India.

Romi Wiryadinata dan Wahyu Widada, 2007. *Development of Inertial Navigation System for Guided Rocket Flight Test*, SIPTEKGAN XI.

W. Bolton, 1995. *MECHATRONICS, Electronic Control Systems In Mechanical Engineering I*. Addison Wesley Longman Limited.

Wiryadinata, R., 2007. *Development of Inertial Navigation System for Guided Rocket Flight Test*, SIPTEKGAN XI.

