

Implementasi Sensor *Inertial Measurement Unit* (IMU) untuk *Monitoring* Perilaku Roket

Mudarris*, Satria Gunawan Zain

Pendidikan Teknik Elektro, Universitas Negeri Makassar, Makassar

* email: mudarrisalfaridzy@gmail.com

Abstract

This paper examines the Implementation of the Inertial Measurement Unit (IMU) Sensor for Monitoring Rocket Attitude. The monitored rocket attitude data is in the form of vibration which is generated by the payload during the functional test and flight speed, acceleration and direction flight test. The rocket payload device is mounted in the rocket compartment for the function of measuring rocket behavior. Data is sent to ground stations via telemetry devices use baud rate of 57600. Based on the results of G-Shock, G-Force and Vibration testing shows that the payload can work well. In accordance with the results of reading the data on the Graphical user Interface (GUI) can be displayed and shows the rocket payload works well. This rocket payload can transmit data remotely.

Keywords — Payload, Rocket Attitude, IMU, Monitoring, Rocket

1. PENDAHULUAN

Teknologi penerbangan dan antariksa merupakan salah satu teknologi unggulan bagi negara-negara maju, terutama berupa teknologi roket yang di dalamnya termasuk sistem kendalinya dan muatan roket (*payload*). Penguasaan teknologi roket balistik di Indonesia telah mencapai tingkat yang lebih baik. Penguasaan teknologi roket balistik dapat menunjang dalam penerapannya untuk roket kendali. Roket kendali membutuhkan perangkat roket balistik ditambahkan mekanisme kendali berupa rudder dan elevator. Untuk dapat melakukan kendali yang baik dibutuhkan studi terhadap perilaku roket saat terbang yang mengalami perubahan perlakuan terhadap *rudder* dan elevator. Untuk mengetahui perilaku saat terbang dibutuhkan sensor yang sesuai. Ada beberapa sensor yang dapat digunakan untuk mengukur perilaku roket. Perilaku roket yang dapat diukur berupa kecepatan, posisi, ketinggian, percepatan, dan sikap roket. Untuk posisi dibutuhkan sensor berupa sensor GPS [1,2]. Percepatan, kecepatan membutuhkan sensor *accelero* [3] dan ketinggian dapat menggunakan sensor barometer [4]. Sedangkan sikap roket diukur menggunakan sensor *gyroscope* [3].

Sistem *monitoring* secara *real time* pada *payload* untuk roket uji muatan menjadi hal yang wajib ada dalam mengetahui performa dari roket yang dikembangkan. Sistem ini terdiri dari perangkat sensor dan perangkat telemetri radio. Data sensor dikirimkan dari roket yang sedang terbang melalui media telemetri. Pada *ground station*, data sensor diamati dalam bentuk grafis dan data array. Sensor yang dipasang pada *payload* minimal dapat memberikan informasi terkait kecepatan, percepatan, arah dan posisi roket.

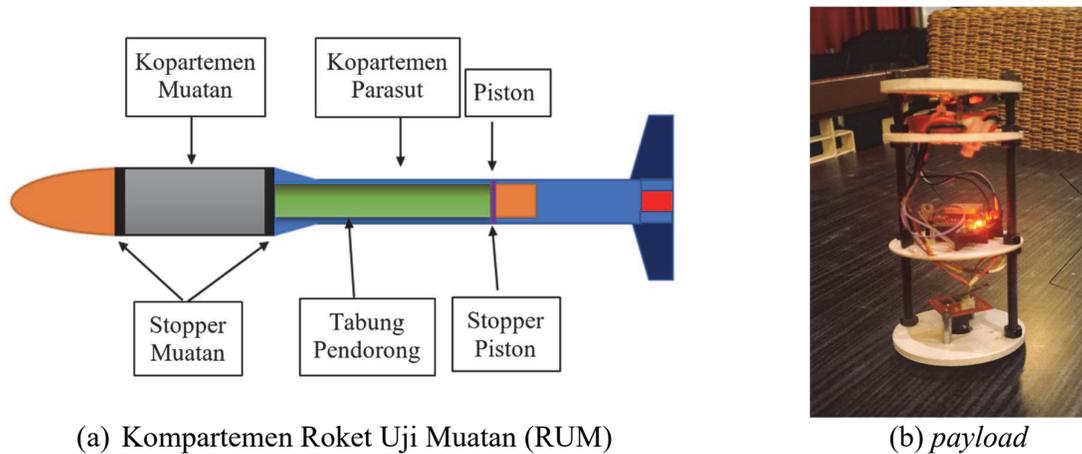
Untuk dapat mengukur kecepatan, percepatan serta arah roket dibutuhkan modul sensor IMU yang di dalamnya telah terintegrasi sensor *accelero* dan *gyroscope*. Dalam artikel ini akan dibahas dan dianalisis penerapan sensor IMU sebagai perangkat pembaca data kecepatan, percepatan, dan arah dari roket.

2. METODE

2.1 Muatan Roket

Muatan roket (*payload*) adalah substansi yang dibawa di dalam roket, dapat sebagai *payload* pengindra dinamik roket itu sendiri atau sebagai misi tertentu, misalnya muatan sensor meteorologi (sonda). Muatan roket berbentuk tabung silinder berisi rangkaian elektronik yang berfungsi sebagai perangkat telemetri untuk *trajectory monitoring* roket secara visual dalam bentuk grafik 3 dimensi mulai dari peluncuran hingga mendarat ke bumi, secara waktu nyata (*realtime* tampil di layar GCS ketika sedang meluncur) [5].

Payload merupakan tabung silinder berisi rangkaian elektronik yang berfungsi sebagai perangkat telemetri dengan menggunakan beberapa sensor, pemroses dan pengirim data [4]. Muatan Roket (*payload*) berbentuk tabung silinder dengan diameter ± 10 cm dengan tinggi maksimal 20 cm dan berat total maksimal 1 kg. Muatan roket ini berisi rangkaian elektronik, sensor, sistem aktuator robotik, serta kamera yang berfungsi sebagai perangkat telemetri untuk meteorologi sekaligus memiliki sistem aktuator berbasis robotika untuk mengetahui sikap roket saat meluncur serta dapat mengambil gambar dari atas bumi setelah terjadi separasi untuk pemantauan di udara. Muatan roket harus dapat memberikan data secara *real time* ke *ground station* hasil dari telemetri serta data gambar. Salah satu contoh *payload* roket dapat dilihat pada Gambar 1.



Gambar 1. *Payload* roket

2.2 Roket Uji Muatan (RUM)

RUM (Roket Uji Muatan) adalah jenis roket yang digunakan untuk melakukan pengujian muatan roket sebagai wahana yang membawa muatan roket sesuai misi tertentu [2]. Melalui roket uji muatan tersebut, dapat dilakukan pemantauan jarak jauh sikap luncur wahana melalui layar komputer (laptop) secara grafis waktu nyata (*realtime*) 3 dimensi yang diperoleh dari data sensor-sensor yang dipasang pada muatan roket. Spesifikasi Teknis Roket Uji Muatan (RUM) dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1. Spesifikasi Roket Uji Muatan (RUM)

Parameter	Spesifikasi
Panjang Roket	1230 mm
Diameter Roket	76 mm
Berat Roket	4,6 kg
Jenis Bahan Bakar	Propelan Komposit
Daya Dorong	30 kgf
Ketinggian Maksimal	600 m
Berat <i>Payload</i>	1 kg
Diameter <i>Payload</i>	10 mm
Tinggi muatan	200 mm
Bahan Roket	Pipa PVC

2.3 *Inertial Measurement Unit* (IMU)

Menurut Riyadi (2009) *Inertial Measurement Unit* (IMU) merupakan suatu unit dalam modul elektronik yang mengumpulkan data percepatan angular dan akselerasi linear, yang kemudian dikirim ke unit pemroses utama [8]. IMU terdiri dari *accelerometer* (sensor percepatan) dan *gyroscope* (sensor angular). Keduanya dapat digunakan untuk menjejaki keberadaan dan pergerakan suatu benda. *Accelerometer* digunakan untuk mengukur percepatan suatu benda dan *gyroscope* digunakan untuk mengukur rotasi dari suatu benda. Sebuah penelitian terhadap sistem instrumentasi IMU dapat dilakukan dengan memanfaatkan sensor *accelerometer* dan sensor *gyroscope*. Suatu informasi posisi / jarak dapat diperoleh dari keluaran sensor *accelerometer* melalui proses algoritma tertentu.

Tipe terbaru dari modul IMU adalah 10 DOF IMU Module GY-87 dengan *feature* Sensor Accelerometer dan Gyroscope (MPU 6050), Sensor Kompas (HMC5883L) dan Barometer (BMP180). Tetapi pada penelitian ini hanya sensor MPU 6050 dan Sensor HMC5883L yang digunakan. Modul IMU 10 DOF (GY-87) dapat dilihat pada gambar 2.



Gambar 2. MU 10 DOF I Module GY-87

Sensor *three-axis accelerometer* ini digunakan sebagai sensor untuk mendeteksi kemiringan payload terhadap sumbu x (*pitch*) dan sumbu y (*roll*) [5]. Untuk mencari sudut *pitch* dan *roll* menggunakan Persamaan (1) dan (2) [7].

$$Pitch = \arctan\left(\frac{a_x}{\sqrt{(a_x)^2 + (a_z)^2}}\right) \times \left(\frac{180}{\pi}\right) \quad (1)$$

$$Roll = \arctan\left(\frac{a_x}{\sqrt{(a_y)^2 + (a_z)^2}}\right) \times \left(\frac{180}{\pi}\right) \quad (2)$$

Keterangan :

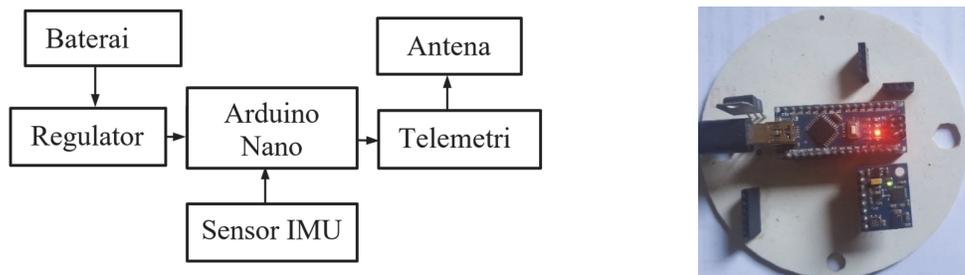
a_x = Nilai *Accelerometer* pada sumbu x
 a_y = Nilai *Accelerometer* pada sumbu y
 a_z = Nilai *Accelerometer* pada sumbu z
 π = *Phi* (3,14159)

Pemasangan sensor IMU sejajar dengan *Payload* sehingga pemasangan *Accelerometer* dan *Gyroscope* (MPU 0650) Sejajar dengan muatan roket, untuk sumbu y sejajar dengan *payload* dan sumbu x melintang dengan *payload*. Karena sensor kompas (HMC5883L) sudah termasuk bagian dari sensor IMU maka pemasangannya sejajar dengan *payload* dan untuk sumbu y sejajar dengan *payload* dan sumbu x sejajar dengan *payload*.

2.4 Blok Diagram dan Perakitan Muatan Roket

Muatan roket yang yang dibuat terdiri dari mikroprosesor Arduino nano, sensor IMU, telemetry, sistem catu daya dari baterai. Blok diagram dari rangkaian ini dapat dilihat pada Gambar 3 Perakitan IMU (*Inertial Measurement unit*) digunakan untuk melakukan uji fungsional sensor IMU dalam mengambil data *Gyroscope*, *Accelerometer* dan *Magnetometer*. IMU yang digunakan adalah IMU 10 DOF Gy-87. Data kompas juga dibutuhkan dalam penelitian ini sebagai bahan perbandingan untuk mengetahui arah muatan.

Sensor IMU memiliki 6 pin diantaranya VCC, GND, SDA, SCL, INT dan FSYNC. Dalam perakitannya, hanya ada 4 pin IMU yang digunakan. VCC disambungkan dengan data 5V arduino. Pin SDA dihubungkan dengan pin analog (A4) di arduino. Pin SCL dihubungkan dengan pin analog (A5) di Arduino. Penggunaan pin SDA dan SCL dapat dihubungkan dengan pin analog lainnya disesuaikan dengan program yang dibuat. Sensor IMU memiliki LED merah di bagian *board*, LED akan menyala ketika sensor telah terpasang dengan benar.



Gambar 3. Blok Diagram Sensor IMU 10 DOF

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Pengujian Sensor

a) Pengujian Sensor MPU6050 (*Accelerometer* dan *Gyroscope*)

Sensor MPU 6050 pada modul IMU 10 DOF yang digunakan pada *Payload* yang dirancang terdiri atas 2 sensor yaitu 3 *Axis Accelerometer* (a_x , a_y , a_z) dan 3 *Axis Gyroscope* (g_x , g_y , g_z). Sensor ini berfungsi memonitoring sudut dinamik roket saat diluncurkan sehingga dapat divisualisasikan pada GUI. Untuk pengiriman data sensor yang telah diolah oleh Arduino ke *Ground Segment* menggunakan baudrate 57600. Pada pengujian ini dilakukan pengujian pengukuran percepatan terhadap sumbu x, sumbu y, dan sumbu z dan pengujian *Gyroscope*

terhadap sumbu x, sumbu y dan sumbu z. Berikut adalah hasil pengujian sensor *Accelerometer* dan *Gyroscope*. Dari rumus 1 dan 2 maka diperoleh sudut *pitch* dan *roll*. Untuk hasil perhitungan sudut *roll* dan *pitch* berdasarkan hasil pengambilan data dari sensor *acclero* dan *gyroscope* dapat dilihat pada tabel 1. Dan untuk hasil pengambilan data *raw* dari sensor *acclero* dan *gyroscope* ditampilkan dalam serial monitor Arduino IDE dapat dilihat di gambar 4.

Tabel 2. Data hasil pengujian percepatan linear dan angular Muatan Roket

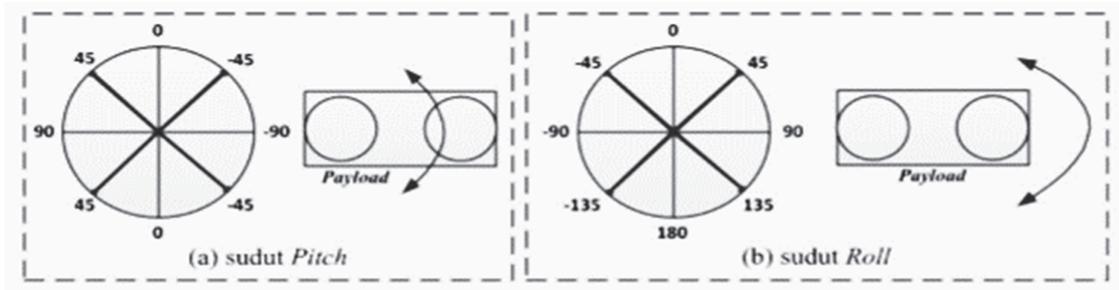
No	Ketinggian (m)	Data Sensor Accelerometer			Data Sensor Gyroscope			Sudut Roll (°)	Sudut Pitch (°)
		ax	ay	az	gx	gy	Gz		
1	1,99	5264	3452	15076	-517	223	139	85,52	18,88
2	155.16	-2280	-744	32767	-1139	1878	18945	-75,88	-52,4
3	308.74	-316	296	32767	-2688	7749	6458	-28	27,36
4	482.81	1240	956	-11136	-1481	-458	0	81,03	78,3
5	554.63	452	404	-8340	-842	94	13864	72,12	70,16
6	628.2	800	480	-5644	-691	397	12012	82,9	78,36
7	753.94	484	56	-2992	-798	-1083	8397	83,7	46,99
8	872.46	-3656	5068	20144	13695	-6964	32767	-84,41	85,90

COM4

ODR	00	02	01	0.00	0.00	2248	5088	9352	-28456	5385	-6062	32.50	100755	62.11	235
ODR	00	02	01	0.00	0.00	-3608	-520	19120	-6741	733	308	32.40	100753	62.02	236
ODR	00	02	01	0.00	0.00	2104	1732	13256	32767	4818	15086	32.50	100757	61.60	248
ODR	00	02	01	0.00	0.00	-36	11444	11112	32767	333	4180	32.50	100758	62.52	249
ODR	00	02	01	0.00	0.00	3500	14556	3272	18914	2245	-2464	32.50	100762	61.69	246
ODR	00	02	01	0.00	0.00	2808	16056	848	-5567	78	1214	32.50	100759	61.86	248
ODR	00	02	01	0.00	0.00	-2200	11608	16576	-32768	-23981	-297	32.50	100757	62.11	249
ODR	00	02	01	0.00	0.00	5116	7340	16424	-32768	-9295	-9642	32.50	100757	61.94	240
ODR	00	02	01	0.00	0.00	8460	2392	3892	32767	10123	12543	32.50	100757	62.27	250
ODR	00	02	01	0.00	0.00	8092	8384	-9848	32767	32767	-3096	32.50	100757	62.11	234
ODR	00	02	01	0.00	0.00	11976	16112	7816	-1248	3782	-1878	32.50	100755	62.44	228
ODR	00	02	01	0.00	0.00	776	17344	5160	-32768	-29654	15466	32.50	100755	62.52	250
ODR	00	02	01	0.00	0.00	6416	84	6512	-32768	-6378	-2897	32.50	100750	62.19	252
ODR	00	02	01	0.00	0.00	15888	10988	9540	32767	11492	2771	32.50	100752	62.52	255
ODR	00	02	01	0.00	0.00	-12756	15144	21648	32767	307	3295	32.50	100752	61.94	253
ODR	00	02	01	0.00	0.00	12768	14944	-6536	30622	5080	1727	32.50	100755	62.19	244
ODR	00	02	01	0.00	0.00	6200	19428	2620	11834	-2831	17646	32.50	100757	62.44	240
ODR	00	02	01	0.00	0.00	10868	12896	-3500	-21119	-650	-645	32.50	100753	62.27	249
ODR	00	02	01	0.00	0.00	1580	16636	7452	-27868	-26998	-3763	32.50	100747	62.69	244
ODR	00	02	01	0.00	0.00	8672	7940	6304	-32768	4038	17327	32.50	100755	62.02	257
ODR	00	02	01	0.00	0.00	7236	6348	6944	-32768	-320	-1035	32.50	100759	62.11	255
ODR	00	02	01	0.00	0.00	3384	-40	17604	32767	19739	7653	32.50	100758	62.19	259
ODR	00	02	01	0.00	0.00	-516	5756	17112	29126	19226	8605	32.50	100753	62.44	266
ODR	00	02	01	0.00	0.00	1536	9312	4516	32767	-15192	3538	32.50	100755	62.69	262
ODR	00	02	01	0.00	0.00	6624	15660	704	30821	189	-11995	32.50	100751	62.27	245
ODR	00	02	01	0.00	0.00	3424	19008	2900	-32760	-6300	12256	32.50	100754	62.52	262
ODR	00	02	01	0.00	0.00	5532	8512	9212	-32768	-11254	1535	32.50	100752	62.52	260
ODR	00	02	01	0.00	0.00	10688	-2460	7760	-21306	1818	-262	32.50	100750	62.61	258
ODR	00	02	01	0.00	0.00	7868	1032	12820	32767	6931	3766	32.50	100749	62.44	264
ODR	00	02	01	0.00	0.00	2672	20252	3564	32767	-869	-14905	32.50	100757	62.52	215
ODR	00	02	01	0.00	0.00	3328	17620	-1320	7633	-2682	-6634	32.50	100751	62.86	190
ODR	00	02	01	0.00	0.00	3936	13328	-1424	-9986	3815	-1254	32.50	100755	62.44	235
ODR	00	02	01	0.00	0.00	4872	18076	5256	-32768	-15199	17074	32.50	100747	62.78	262
ODR	00	02	01	0.00	0.00	6720	7124	7832	-32768	-14579	-2146	32.50	100751	62.69	264
ODR	00	02	01	0.00	0.00	9608	-7820	6924	2910	-875	-2233	32.50	100757	62.36	262
ODR	00	02	01	0.00	0.00	7812	7064	11848	32767	5906	8001	32.50	100753	62.52	262
ODR	00	02	01	0.00	0.00	-4104	30232	12304	32767	6783	-19829	32.50	100757	62.86	222
ODR	00	02	01	0.00	0.00	7712	13516	-6380	-946	5112	-1608	32.50	100751	62.36	209

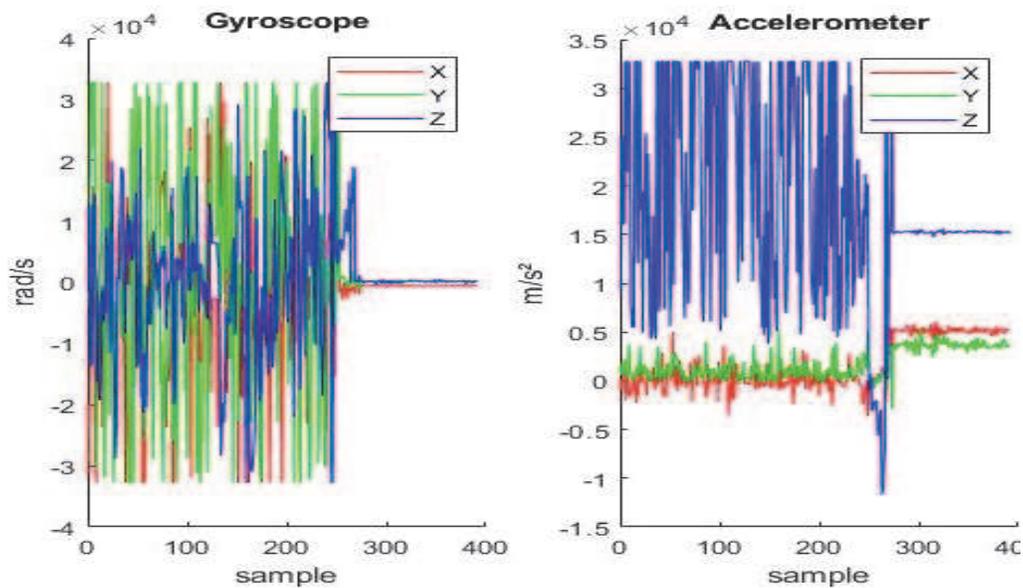
Autoscroll Show timestamp Newline

Gambar 4. Tampilan hasil pengukuran akselerasi linear dan angular



Gambar 5. Pengukuran sudut *Picth* dan *Roll*

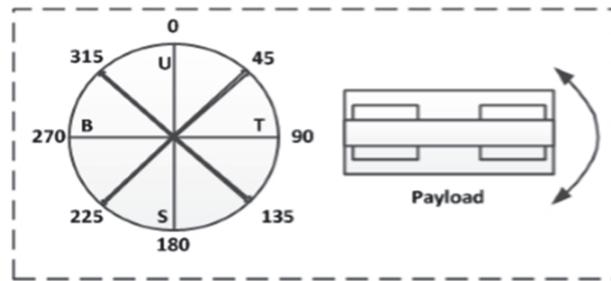
Gambar 5 merupakan hasil pengujian untuk sensor kemiringan menggunakan 3 *Axis accelerometer* dimana untuk hasil pengukuran kemiringan pada sudut *roll* diperoleh data ketika kondisi *payload* miring ke kiri didapatkan data sudut kemiringan positif dengan nilai 0-180 derajat. Sedangkan ketika *payload* miring ke kanan diperoleh data negatif dengan nilai 0-(-180) derajat. Dari data pada Gambar 4 dapat diketahui bahwa pada saat kondisi *payload* normal sudut *roll* adalah 0 derajat. Sedangkan pada saat kondisi *payload* terbalik maka diperoleh sudut ± 180 derajat. Pada uji coba pengukuran nilai kemiringan terkadang pada saat kondisi *payload* diam data kemiringan *pitch* dan *roll* mengalami perubahan. Tetapi pada saat kondisi *payload* bergerak atau *payload* miring maka sudut yang diukur sesuai dengan sudut kemiringannya. Berdasarkan hasil pengujian untuk sensor 3 *axis accelerometer* maka dapat disimpulkan bahwa sensor *accelerometer* ini dapat berfungsi sebagai pengukur kemiringan benda dan masih memiliki *noise* ketika benda tersebut diam. Untuk melihat data hasil percobaan *Accelerometer* dan *Gyroscope* dapat dilihat pada gambar 6.



Gambar 6. Data hasil percobaan *Accelerometer* dan *Gyroscope*

b) Pengujian Sensor Kompas

Pada pengujian ini akan dibahas tentang sensor 3 axis magnetometer HMC5883L. Sensor 3 axis magnetometer (HMC5883L) ini merupakan sensor untuk mendeteksi medan magnetik bumi. Dengan demikian sensor magnetometer ini dapat digunakan sebagai kompas digital. Kompas ini akan digunakan sebagai penunjuk arah *payload* saat *payload* diluncurkan. Pengujian dilakukan dengan memutar *payload* pada arah sumbu z dimana *payload* akan berputar 360 derajat terhadap arah mata angin, yaitu utara (0 derajat), timur (90 derajat), selatan (180 derajat), dan barat (270 derajat). Sensor magnetometer ini digunakan sebagai kompas digital yang berfungsi untuk mendeteksi sudut pada arah *yaw*. Berikut adalah hasil pengujian kompas digital ini yang ditunjukkan pada Gambar 7.



Gambar 7. Simulasi Hasil Pengujian Kompas

Tabel 3. Pengujian Kalibrasi Arah Menggunakan Sensor Kompas

No.	Sensor Magnetometer (kompas)			Derajat (Sebenarnya)	Derajat (Pengukuran)	Arah Mata Angin	Error (%)
	m_y	m_x	m_z				
1	37	-8.18	23.57	0/360	0.14	Utara	
2	8	5	30	45	45.51	Timut Laut	1,12
3	1.94	6.36	28.78	90	90.34	Timur	0.37
4	-3.18	5.18	30.71	135	134.43	Tenggara	0.42
5	-29.55	5.36	33.47	180	181.88	Selatan	1.03
6	-30.73	-27.45	23.27	225	227.74	Barat Daya	1.20
7	-11.82	-56.36	20.41	270	273.41	Barat	1.24
8	33.91	-49.82	15.61	315	316.68	Barat Laut	0.53
Rata-rata							5.91

Rumus menghitung Persentase error pada uji arah kompas mengikuti Persamaan (3)

$$\frac{\text{Data Sensor Kompas} - \text{Nilai Sebenarnya}}{\text{Data Sensor kompas}} \times 100\% \quad (3)$$

Pengujian kalibrasi arah angin menggunakan sensor kompas yang terdapat pada Sensor IMU 10 DOF. Skenario pengujian yang dilakukan dengan memutar sensor kompas sesuai dengan arah mata angin secara manual di atas kertas dengan memberi tanda utara, timur, selatan dan barat. Pengujian ini dilakukan untuk melihat perbandingan derajat untuk

menentukan arah mata angin. Berdasarkan data pengujian Tabel 2, data derajat yang dihasilkan dari pengukuran antara sensor dan derajat sebenarnya terdapat sedikit *error*.

3.2 Uji Fungsional

a) Uji *G Force*

Pengujian *G-Force* dilakukan untuk mengetahui apakah sistem *telemetry* masih dapat bekerja dengan baik mengirimkan data ke GCS apabila *Payload* diputar 360 derajat dengan cepat. Pengujian *payload* menggunakan *FPGA (Field Programmable Gate Array)*. Pengujian ini dilakukan dengan memberikan gaya *g* sebesar 6g terhadap muatan roket. Sinyal yang diproses *FPGA* adalah sinyal *PWM* yang diberikan ke driver motor untuk mengatur kecepatan putar alat agar alat memiliki gaya sentrifugal. Data pengujian ditampilkan pada grafik seperti Gambar 8.

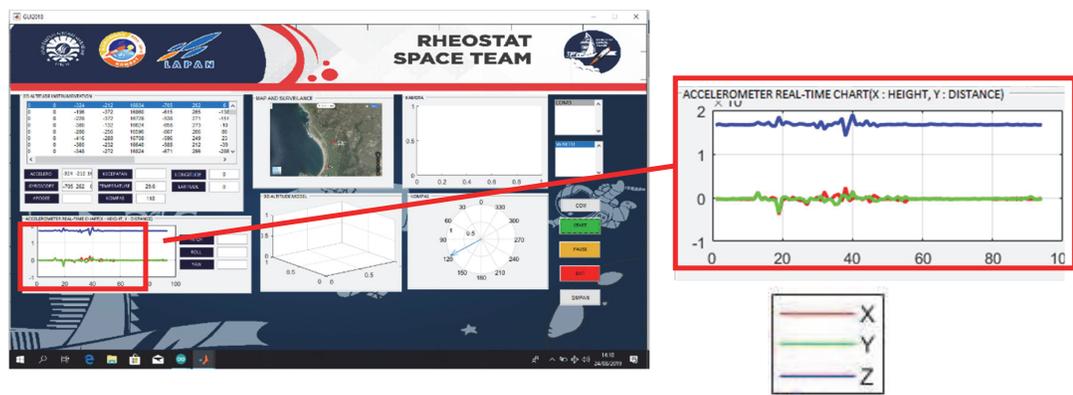


Gambar 8. Grafik Uji coba *G-Force*

Dari hasil pengujian yang dilakukan di Balai Uji Teknologi Roket LAPAN, data *Accelerometer* mengalami perubahan sehingga grafik yang ditampilkan mengalami perubahan yang signifikan.

b) Uji *G-Shock*

Pengujian *G-Shock* berfungsi untuk mengetahui apakah sistem *telemetry* masih dapat bekerja dengan baik apabila *Payload* diberi hentakan. Jika pada saat diberi hentakan, *payload* masih dapat mengirimkan data ke GCS, berarti pengujian *G-Shock* berhasil dilakukan, pengujian ini dilakukan di Balai Uji Teknologi Roket LAPAN Garut. Berikut grafik data hasil pengujian *G-Shock* yang ditunjukkan pada Gambar 10.

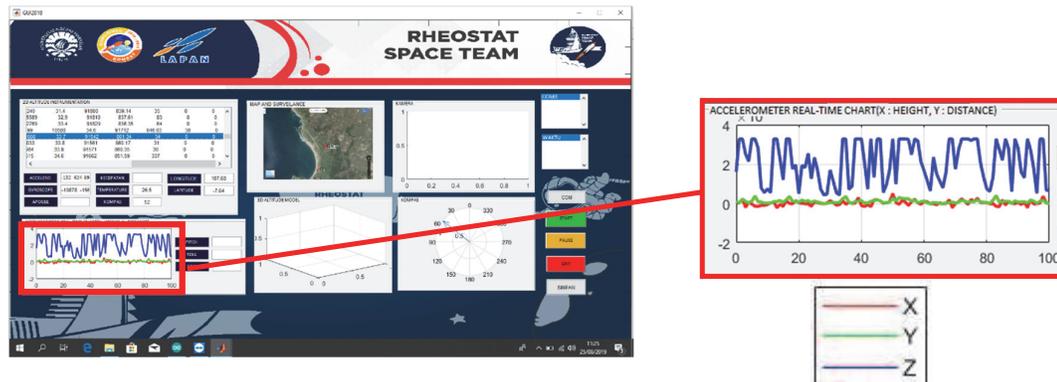


Gambar 10. Grafik Uji Coba *G-Shock*

Dari hasil pengujian, didapat data *Accelerometer* perubahan nilai yang besar pada *Axis z* dibandingkan nilai *axis x* dan *y*. Hal ini dikarenakan pada saat dilakukan pengujian *G-Shock*, *payload* dihentakkan dari sisi atas ke bawah yang mengakibatkan terjadinya perubahan nilai akselerasi pada *axis z*.

c) Pengujian Vibrasi

Pengujian Vibrasi adalah pengujian yang dilakukan dengan cara memberikan guncangan pada *Payload*. Tujuannya untuk mengetahui apakah semua komponen pada *Payload* dapat berfungsi dengan baik mengirimkan data sensor ke GCS. Data hasil pengujian vibrasi dapat dilihat pada Gambar 12.



Gambar 12. Grafik Uji Vibrasi

Dari hasil pengujian yang dilakukan data *accelerometer* menunjukkan perubahan di semua sumbu. Ini dikarenakan pada saat pengujian *payload*, sistem digoyangkan atau diberi getaran yang mengakibatkan perubahan nilai di semua *axis accelerometer*.

4. KESIMPULAN

Dari hasil penelitian yang telah dikerjakan, penulis memberikan beberapa kesimpulan sebagai berikut:

1. Rancang Bangun implementasi sensor *Inertial measurement unit* (IMU) untuk monitoring Getaran Pada *Payload* (Muatan Roket) tersebut menggunakan IMU 10 DOF (GY-87) terdiri dari *Accelerometer*, *Gyroscope*, *Magnetometer* (kompas) dan *Barometer*. Sensor ini dapat mendeteksi setiap perubahan sudut yang dialami oleh *payload* saat meluncur sehingga memudahkan untuk mendeteksi getarannya.
2. Berdasarkan hasil pengujian *G-Shock*, *G-Force* dan *Vibrasi* menunjukkan bahwa *payload* dapat bekerja dengan baik. Sesuai dengan hasil pembacaan data pada *Graphical user Interface* (GUI) dapat ditampilkan dan menunjukkan muatan roket bekerja dengan baik, untuk pengiriman data dari *payload* ke *Ground Segment* menggunakan badrate 57600.
3. Pada pengujian ini terdapat *error* pada sensor *Inertial Measurement unit* (IMU) yang menggunakan jenis sensor IMU 10 DOF. *Error* yang didapatkan yaitu pada saat pengujian arah kompas yang nilai rata-ratanya sebesar 5,1%

Daftar Pustaka

- [1] Markgraf, M., Montenbruck, O., Hassenpflug, F., Turner, P., Bull, B., & Bauer, F. (2001). A low cost GPS system for real-time tracking of sounding rockets.
- [2] Bull, B., Diehl, J., Montenbruck, O., Markgraf, M., & Bauer, F. (2002). Flight Performance Evaluation of Three GPS Receivers for Sounding Rocket Tracking.
- [3] Hammerschmidt, D. (2011). *U.S. Patent No. 7,950,281*. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office.
- [4] Albéri, M., Baldoncini, M., Bottardi, C., Chiarelli, E., Fiorentini, G., Raptis, K. G. C., ... & Strati, V. (2017). Accuracy of flight altitude measured with low-cost GNSS, radar and barometer sensors: Implications for airborne radiometric surveys. *Sensors*, 17(8), 1889.
- [5] Buku Panduan KOMURINDO-KOMBAT Tahun 2018-2019. (2019). Pusat Sains dan Teknologi Atmosfer Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN). Diakses dari website: www.komurindo-kombat.lapan.go.id
- [6] Suditano, Soeparto, et. al. (2011). Prototype Payload Untuk Uji Muatan Roket. *Electrical Enginnering Journal*. 2 (1). pp. 66-80
- [7] Wijaya, et al. (2014). Perancangan Muatan Roket Sebagai Sistem Monitoring Cuaca Berbasis Mikrokontroler dan Visual C#. Universitas Jember
- [8] Riyadi, Muhammad. (2009). *Pendeteksi Posisi Menggunakan Sensor Accelerometer MMA7260Q Berbasis Mikrokontroler ATMEGA 32*. Universitas Diponegoro. Diakses dari website: www.researchgate.net/publication/279425581 tanggal 13 Juni 2019)