

RANCANG-BANGUN SISTEM SENSOR 3 AXIS ROTASI (*Roll-Pitch-Yaw*) BERBASIS *RATE- GYROSCOPE* DAN *MICROCONTROLLER* UNTUK *PAYLOAD* ROKET

Wahyu Widada
Peneliti Bidang Pengujian Payload dan Telemetry Roket

ABSTRACT

This paper describes the system rotation sensor based on rate-gyroscope and a microcontroller designed for payload rocket. The rate output from sensor is processing to get a rotation angle in degree, which is applicable for rocket payload to detect the rolling-pitching-yawing of the body. The sampling data per second is more than 360 point, which can detect one degree accuracies for one rolling of rocket. The system is compact, small size, and applicable for small diameter rocket.

ABSTRAK

Tulisan ini membahas rancang bangun sistem sensor rotasi berbasis *rate-gyroscope* dan *microcontroller*. Keluaran sensor yang berbentuk kecepatan sudut diproses menjadi sudut rotasi dalam unit derajat, sehingga mudah untuk diaplikasikan pada sistem payload roket untuk mendeteksi *rolling-pitching-yawing*. Sampling data dapat lebih dari 360 tiap detik, sehingga mampu memperoleh data tiap derajat pada satu kali putaran rolling roket. Sistem yang dibuat berbasis *microcontroller*, sehingga berbentuk *compact* dan juga dapat diaplikasikan langsung pada roket berdiameter kecil.

1 PENDAHULUAN

LAPAN telah membuat program pengembangan roket kendali, sehingga memerlukan sensor-sensor inersia untuk mengetahui perilaku roket (rotasi dan translasi). Informasi sensor tersebut untuk mengevaluasi kinerja roket dan digunakan pada sistem kendali. Selama ini sistem *payload* yang telah dibuat belum mampu mendeteksi perubahan sudut perilaku terbang roket dalam tiga axis, sehingga rancang bangun sistem sensor rotasi ini sangat penting dan perlu dilakukan pengembangan secara kontinyu. Dalam penghitungan sensor *accelerometer*, informasi sudut rotasi dari sistem sensor ini digunakan untuk menghitung efek gravitasi bumi.

Sensor IMU (*Inertial Measurement Unit*) telah banyak dibuat dan dijual oleh beberapa perusahaan dengan harga yang

tidak murah. Lagi pula alat tersebut belum tentu dapat kita aplikasikan pada sistem *payload* yang kita buat. Oleh karena itu, kita perlu untuk membuat rancangan sistem sensor yang dapat menghitung perubahan kecepatan sudut menjadi perubahan sudut (*strapdown* IMU), sehingga data ini telah siap dikirim atau diinformasikan ke *ground station*. Sistem tersebut harus kompak dan berukuran kecil, sehingga dapat dipasang pada roket. Selain itu sistem sensor ini harganya relatif murah serta dapat dikembangkan sesuai dengan kebutuhan atau sesuai dengan aplikasi pada sistem *payload*. Pengembangan sistem ini seharusnya berbasis *micro-computer* dan *rate-gyroscope* yang relatif mudah di dapat di pasaran.

Tulisan ini membahas rancang-bangun sistem sensor rotasi yang mampu mengukur perubahan sudut

roket pada saat terbang, seperti *rolling*, *pitching*, dan *yawing*. Sistem ini berbasis *rate-gyroscope* (output-nya berupa kecepatan sudut) dan sebuah *microcontroller*. Sistem sensor yang telah dibuat mempunyai tingkat kesalahan kurang dari 1° dalam waktu perhitungan lebih dari dua menit, sehingga cukup akurat untuk mendukung sistem kendali. Aplikasi sistem ini sangat banyak diaplikasikan pada berbagai bidang, terutama pada bidang penerbangan dan pada stabilitas sistem instrument. Data perubahan sudut rotasi ini juga sangat penting digunakan dalam perhitungan perubahan posisi pada *accelerometer* untuk mengeliminasi pengaruh gaya gravitasi bumi pada sumbu vertikal.

2 DASAR TEORI

Secara umum *output* sensor *rate-gyroscope* adalah signal kecepatan sudut seperti pada persamaan 2-1.

$$\dot{\theta}_r(t) = \dot{\theta}(t) + n(t) + b(t) \dots\dots\dots (2-1)$$

Signal ini secara umum mengandung signal kecepatan sudut, random noise, dan noise karena perubahan temperatur. Sehingga apabila kita hitung semua akan memperoleh hasil yang tidak akurat (kesalahan sudut besar). Random noise dipengaruhi oleh sistem elektronik yang mempunyai besaran relatif konstan. Namun Noise karena perubahan temperatur pada sensor dapat berubah-ubah sesuai perubahan temperatur, atau juga disebut *drift noise*. Sehingga persamaan perubahan sudut ditulis menjadi.

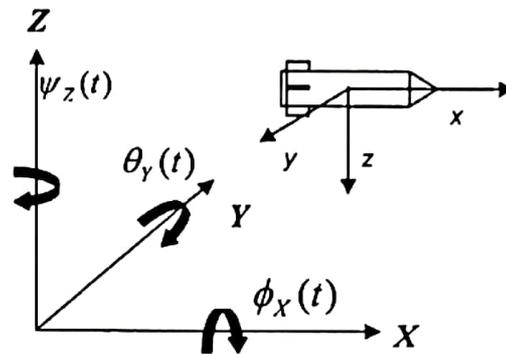
$$\theta_r(t) = \int (\dot{\theta}(t) + n(t) + b(t))dt \dots\dots\dots (2-2)$$

Persamaan di atas ditulis kembali dengan sebuah parameter kalibrasi secara sederhana menjadi

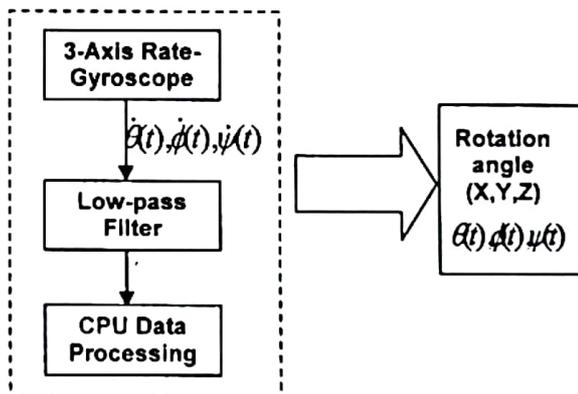
$$\theta(t) = K \int \dot{\theta}(t)dt \dots\dots\dots (2-3)$$

Hubungan antara grafik tiga axis keluaran *gyroscope* dengan koordinat awal seperti pada Gambar 2-1. Metode dan hasil kalibrasi telah ditulis secara

detail pada tulisan referensi nomor 3. Bagan sistem sensor adalah seperti pada Gambar 2-2. *Output* kecepatan sudut dari *rate-gyroscope* melalui *lowpass filter* untuk mengurangi frekuensi yang tak diinginkan. Kemudian data tersebut diakuisisi dan diproses untuk mendapatkan hasil perubahan sudut. Hal ini dilakukan pada ketiga axis.



Gambar 2-1: Sistem coordinate rotasi *gyroscope* dalam 3-axis



Gambar 2-2: Proses data sensor *rate-gyroscope* menjadi perubahan sudut.

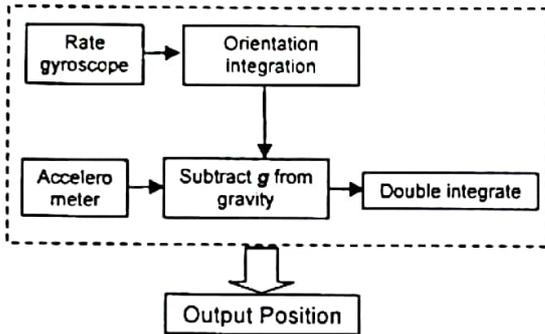
Perhitungan rotasi ke 3 sumbu dari sumbu awal ke sumbu bodi roket saat bergerak seperti pada gambar di atas adalah dengan matrix rotasi sebagai berikut.

$$M = \begin{pmatrix} c\psi & c\psi & -s\psi \\ s\psi c\psi - c\psi s\psi & c\psi c\psi + s\psi s\psi & s\psi c\psi \\ s\psi s\psi + c\psi c\psi & c\psi s\psi - s\psi c\psi & c\psi c\psi \end{pmatrix} \dots\dots\dots (2-4)$$

di mana simbol c = cosines, s = sinus. Matrix ini juga disebut *direct cosine matrix*. Perubahan sudut $\theta(t)$, $\phi(t)$, $\psi(t)$

dapat diperoleh dari *rate-gyroscope* 3-axis, sehingga perilaku rotasi roket dapat dimonitor. Kebalikan dari transformasi ke sumbu awal adalah hasil transpose dari matrix tersebut.

Hasil perhitungan perubahan sudut rotasi ini akan digunakan dalam perhitungan perubahan translasi linear pada *accelerometer* untuk mengkoreksi pengaruh gaya gravitasi bumi pada sumbu vertikal. Proses yang digunakan adalah seperti pada Gambar 2-3.



Gambar 2-3: Proses penggunaan data perubahan sudut rotasi roket dalam perhitungan perubahan posisi pada sensor *accelerometer* dalam 3-axis.

Koreksi gaya gravitasi bumi terhadap perhitungan percepatan pada *accelerometer* dapat dihitung dengan mudah pada persamaan 2-5.

$$\begin{pmatrix} gx \\ gy \\ gz \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin(\theta) \\ \sin(\phi)\cos(\theta) \\ \cos(\phi)\cos(\theta) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} g \\ g \\ g \end{pmatrix} \dots\dots\dots (2-5)$$

di mana *gx*, *gy*, dan *gz* adalah percepatan gravitasi yang harus dihilangkan pada perhitungan sensor *accelerometer*. Proses perhitungan ini sangat penting dalam pengembangan 6DOF (*Degree OF Freedom*) IMU.

3 RANCANG BANGUN

3.1 Sistem Hardware

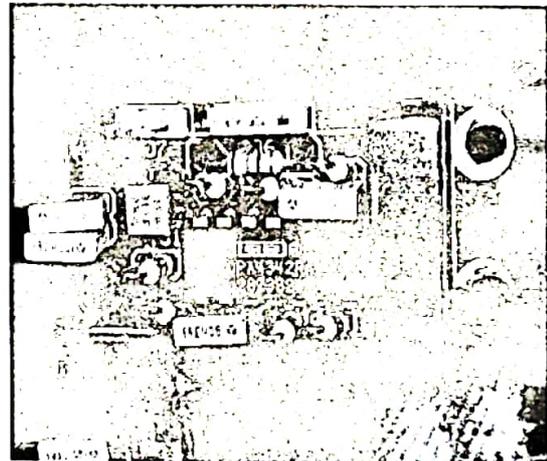
Komponen yang digunakan adalah seperti pada Tabel 3-1, terdiri dari sensor *rate-gyroscope* tiga buah dalam tiga axis dan sebuah *microcontroller* yang bertugas mengambil data dan kemudian

menghitung perubahan sudut. Data ini untuk sementara dikirim via serial kabel ke sebuah PC agar dapat dimonitor. Apabila digunakan sebagai *payload*, maka dapat dengan mudah data ini dikirim via radio transmitter.

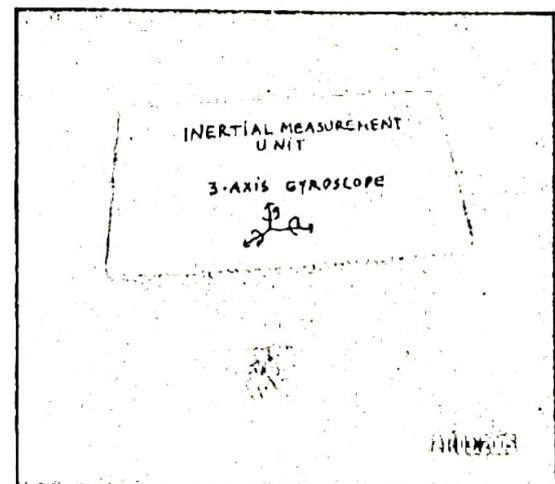
Tabel 3-1: KOMPONEN SISTEM SENSOR ROTASI

Komponen	Spesifikasi
<i>Rate-gyroscope</i> 3-axis	Tokin <i>rate-gyroscope</i> 90°/sec
Lowpass Filter	LTC1062, 10 Hz
<i>Microcontroller</i>	ATMEL ATmega32 8 bit, 11.0592 Mhz

Gambar komponen sensor *gyroscope* yang telah diassembling adalah seperti pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Sensor *rate-gyroscope* dan *lowpass filter*

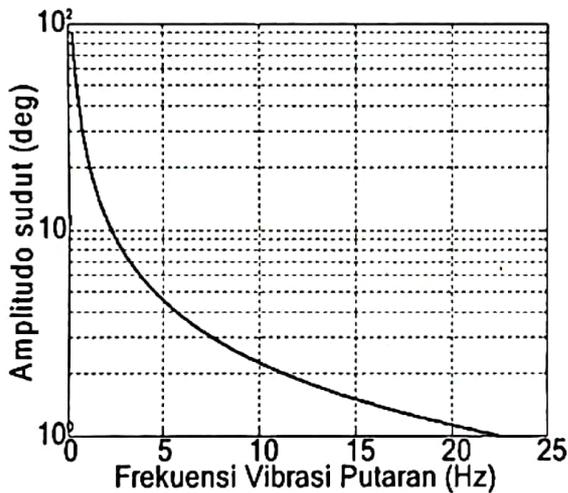


Gambar 3-2: Sensor *rate-gyroscope* dan *lowpass filter*

Gambar di atas adalah unit pengukur inersia yang telah dibuat dalam sebuah box, dengan kabel *input-ouput power* dan data analog. Untuk memproteksi signal luar pada *gyroscope* menggunakan IC *lowpass filter* 10 Hz. Kemampuan *gyroscope* adalah 90°/detik sehingga jika kita mengamati gerak rotasi sebuah benda dapat kita hitung antara kecepatan sudut (*cycle/sec*) dan frekuensi sebagai berikut.

$$\tau = \frac{2\pi}{\omega} \dots\dots\dots (3-1)$$

Periode satu putaran tiap detik $\tau = 4$, sementara maksimum amplitudo adalah 2.5 Volt pada saat kecepatan sudut maksimal.



Gambar 3-3: *Cutoff* frekuensi untuk pengamatan perubahan sudut rotasi (vibrasi sudut rotasi)

Dengan persamaan di atas hubungan nilai *cutoff* frekuensi rotasi roket yang optimal dapat dihitung. Jika kita mengamati maksimum amplitudo pada rotasi maka cukup $f = 0.25$ Hz. Hal ini dapat dihitung dengan mudah dengan persamaan dalam satuan derajat menjadi:

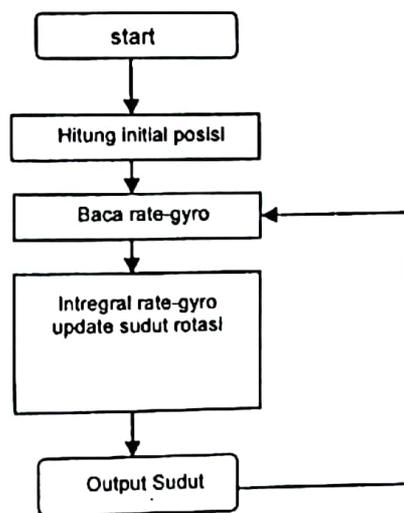
$$deg \cdot f = \frac{90}{4} \dots\dots\dots (3-2)$$

Di mana *deg* adalah sudut, *f* adalah frekuensi. Jika mengamati gerak vibrasi sudut dengan sudut putaran pada 1 derajat *cutoff* frekuensi yang tepat

menjadi 22.5 Hz. Hasil analisis tersebut dapat dilihat pada Gambar 3-3. Dengan asumsi gerak rotasi roket kurang dari 10 putaran/detik, maka dengan 10 Hz cukup untuk memonitor perubahan rotasi penuh sampai pada perubahan rotasi dengan amplitudo satu derajat dengan frekuensi 10 Hz.

3.2 Algoritma *Microcontroller*

Secara umum algoritma sistem sensor rotasi adalah seperti pada Gambar 3-4. Mula-mula setelah sensor dihidupkan, akan membaca nilai sensor pada posisi diam. Sudut awal diposisikan pada nol derajat atau nilai tertentu sesuai posisi awal, dan membaca nilai *output* sensor pada saat itu sebagai titik awal. Untuk mendapat nilai yang stabil, maka dilakukan proses pengambilan nilai rata-rata dalam selang waktu 5 detik agar data yang diperoleh stabil. Kemudian setelah membaca nilai *rate-gyro*, dilakukan proses integral dengan menggunakan metode *trapezoidal-rule*. Hasil dari integral ini berupa perubahan sudut rotasi $d\theta/dt$, dan kemudian dilakukan *update* data perubahan sudut rotasi $\theta(t)$. Hal ini dilakukan secara berulang-ulang dalam tempo waktu yang konstan, agar nilai integral sudut akurat. Proses kalibrasi sistem ini telah dikupas dalam tulisan terdahulu secara detail.



Gambar 3-4: Flowcart algoritma *micro-controller* sensor rotasi

3.3 Kecepatan Transfer data

Data yang ditransfer untuk minimal akurasi satu derajat dapat berbentuk ascii 1 byte (missal: 1 degree), untuk data nilai negatif menjadi 2 byte (misal -1 degree). Untuk sudut lebih dari satu putaran, dapat menjadi minimal 4 byte tiap data. Sehingga data dalam 3-axis dengan asumsi sampai 1 putaran, tiap kali kirim data menjadi 12 byte. Agar akurasi data 1 derajat dalam tiap satu putaran, data yang ditransfer adalah $12 \times 360 = 4320$ byte atau memerlukan kecepatan transfer 34560 bits. Sehingga rekomendasi kecepatan transfer data agar stabil adalah lebih dari 57600 bps. Dalam rancangan kali ini kemampuan sensor *gyroscope* adalah 90° tiap detik, sehingga data *gyroscope* yang ditransfer tidak perlu lebih dari 90 data tiap detik, atau seperempat kali lebih rendah.

4 PENGUJIAN SISTEM

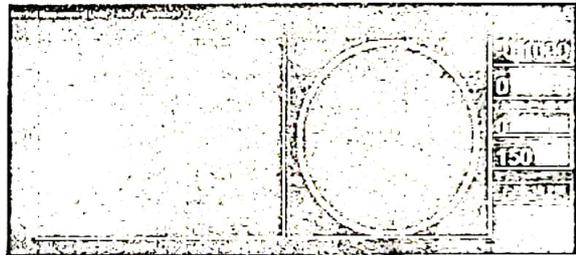
Pengujian dilakukan pada saat stabil dan saat berotasi untuk menguji kestabilan sistem sensor ini. Kesalahan pada sistem ini disebabkan oleh tiga faktor (Tabel 4-1).

Pada sumber karena perubahan temperatur hal ini dapat diabaikan jika suhu tempat pengukuran relatif stabil dan dalam waktu pengukuran yang singkat (beberapa menit). Kesalahan kedua adalah disebabkan oleh faktor skala yang salah, hal ini terjadi saat melakukan kalibrasi dan sensor itu sendiri. Sumber kesalahan ketiga adalah random noise pada sistem elektronik. Dengan metode *filtering* secara analog dan digital pada rangkaian elektronik

dan program *microcontroller*, hal ini dapat diatasi dengan baik.

4.1 Uji Kestabilan Data

Hal yang sangat penting dalam sistem sensor rotasi adalah kestabilan data. Sistem ini diuji kestabilannya dalam selang waktu 150 detik, selang waktu yang sangat cukup dalam misi peluncuran roket LAPAN (kurang dari dua menit). Pada Gambar 4-1 terlihat sudut rotasi sangat stabil, pada salah satu sumbu terlihat ada gejala error yang sangat kecil yaitu -0.1 derajat, pada ke dua sumbu yang lain terlihat data masih dalam angka nol (dengan format data satu digit di belakang koma, atau 0.1 derajat akurasi).



Gambar 4-1: Hasil uji kestabilan data dalam selang waktu 150 detik

4.2 Uji Manuver Gyroscope

Gambar 4-2 adalah hasil pengujian manuver data rotasi. *Gyroscope* diputar pada kedua sumbunya, sehingga terlihat ada perubahan sudut rotasi putaran. Karena kecepatan sudut maksimum adalah 90° per detik, sehingga apabila diputar melebihi batas kemampuan, akan terjadi kesalahan perhitungan sudut yang fatal. Pemilihan kemampuan *rate-gyroscope* ini sangat perlu diperhatikan sesuai dengan kebutuhan.

Tabel 4-1: SUMBER KESALAHAN SISTEM SENSOR GYROSCOPE

Gyro drift or bias (due to temperature changes)	A constant gyro output without angular rate presence.
Gyro scale factor error	Results in an angular rate error proportional to the sensed angular rate
Random noise	Random noise in measurement



Gambar 4-2: Hasil uji maneuver data rotasi.

Gambar sebelah kiri menunjukkan perubahan sinyal sudut rotasi dan divisualisasikan dalam bentuk kompas pada gambar di sampingnya.

5 KESIMPULAN DAN SARAN

Telah dibuat sistem sensor rotasi tiga dimensi untuk *payload* roket berbasis *rate-gyroscope* dan *microcontroller*. Perubahan rotasi maksimum yang dapat dideteksi adalah 90° per detik (seperempat putaran per detik). Sistem ini sangat stabil sampai selang waktu 150 detik sesuai dengan misi peluncuran roket LAPAN. Kesalahan masih di bawah 1 derajat pada ketiga sumbunya. Karena berbasis *microcontroller*, maka siap untuk diaplikasikan sebagai bagian *payload* roket untuk mendeteksi perilaku terbang dan digabungkan dengan sistem kendali.

Sistem sensor ini dapat dengan mudah diintegrasikan dengan motor servo untuk kontrol wahana terbang yang lain seperti radio kontrol pesawat atau helicopter. Pemilihan maksimal kecepatan sudut *rate-gyroscope* dan penentuan *cutoff* frekuensi *lowpass filter*

sangat penting pada setiap aplikasi tertentu.

DAFTAR RUJUKAN

- Data Sheet 1-Axial Ceramic Gyroscope TOKIN, www.tokin.co.jp.
- Hoffman, Forrest, *An Introduction to Fourier Theory*, <http://aurora.phys.utk.edu/~forrest/papers/fourier/>.
- Graphics Library, www.opengl.org.
- <http://www.xsens.com>.
- <http://www.xbow.com>.
- http://www.o-navi.com/phoenix_ax.htm
- Wilson, John, *A Practical Approach to Vibration Detection and Measurement*, <http://www.Sensor-smag.com/articles/0299/prac0299/index.htm>.
- Mathworks, *Signal Processing Toolbox documentation*, www.mathworks.com.
- W. Smith, *The Scientist and Engineer's Guide to Digital Signal Processing*, California Technical Publishin.
- Widada, Wahyu, 2005. *Kalibrasi Accelerometer Untuk Sistem Pengukuran Vibrasi Roket*, JANAS.
- Widada, Wahyu, 2005. *Pengujian 3-Axis Accelerometer Sebagai Tilt-Sensing Dengan Visualisasi Grafik OpenGL*, JANAS.
- Widada, Wahyu, *Rancang bangun sistem kalibrasi rotasi gyroscope untuk sistem pengukuran inersia payload roket*, submitted.
- Welch, *An Introduction to the Kalman Filter*, http://www.cs.unc.edu/~welch/media/pdf/kalman_intro.pdf.