

ERROR CORRECTION OF RATE-GYROSCOPE CALIBRATION FOR INERTIAL NAVIGATION SYSTEM ALGORITHM

Romi Wiryadinata¹, Wahyu Widada²

¹Mahasiswa Pascasarjana Teknik Elektro UGM, Jogjakarta

²Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN), Rumpin – Bogor

romi_wiryadinata@yahoo.com, wahyu_widada@yahoo.com

www.rumpin-research.web.id

ABSTRAK

Sebelum memasuki tahap pengembangan algoritma INS, sensor-sensor yang digunakan pada IMU (Inertial Measurement Unit) perlu dilakukan kalibrasi, dari hasil kalibrasi akan diketahui adanya selisih besaran yang disebabkan beberapa faktor. Tulisan ini membahas tentang hasil penelitian untuk koreksi error dari rate-gyroscope pasca kalibrasi menggunakan bandul. Pengujian berbasis acuan gaya gravitasi bumi seperti menggunakan bandul selain lebih mudah dilakukan juga karena cocok untuk pengujian pada kecepatan rotasi yang rendah. Diperoleh bahwa adanya faktor scaling dan bias pada sensor menyebabkan hasil secara hardware dan simulasi software menjadi sangat jauh dari yang diharapkan. Dari penelitian ini juga perlu dilakukan lanjutan untuk mencari parameter lainnya sehingga nilai output dari sensor akan sama dengan nilai sesungguhnya. Hasil penelitian memperoleh nilai selisih antara data referensi dengan data hasil koreksi dengan nilai selisih terkecil yaitu 0.62° dan nilai terbesar 1.87° .

Kata kunci: Koreksi kesalahan, kalibrasi rate-gyroscope, System Navigasi Inersia

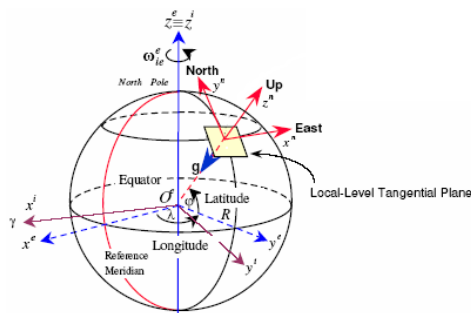
1. PENDAHULUAN

Sebelum memasuki tahap pengembangan algoritma INS (Inertial Navigation System), sensor yang digunakan pada sistem navigasi inersia perlu dilakukan proses kalibrasi agar diperoleh informasi keakuratan antara *datasheet* yang dikeluarkan oleh perusahaan dan hasil setelah produksi. Tanpa informasi dari koreksi kesalahan kalibrasi, akan sangat sulit sekali untuk mengkoreksi dan mengidentifikasi karakteristik kesalahan keluaran dari IMU [3]. Pembacaan terhadap parameter navigasi memerlukan berbagai macam jenis sensor, sensor-sensor yang digunakan pada sistem navigasi ini diantaranya adalah GPS (Global Position System) dengan posisi koordinat tiga dimensi, *altimeter* (ketinggian), *accelerometer* (percepatan), dan *gyroscope* (kecepatan sudut).

Tulisan ini membahas tentang metode koreksi kesalahan dari *rate-gyroscope* yang telah terpasang pada prototype IMU sehingga akan diketahui nilai faktor kalibrasinya, pada pengembangan algoritma INS nantinya keakuratan dari sistem akan dipengaruhi nilai faktor kalibrasi tersebut.

Perubahan nilai-nilai sensor akan diproses hingga diketahui parameter-parameter navigasinya, seperti *latitude* dan *longitude* maupun yang berasal dari bendanya sendiri (kecepatan, rotasi, dan perilaku) lihat Gambar 1. Setiap kesalahan yang dihasilkan oleh satu sensor akan berakibat semakin besarnya nilai pengukuran yang diperoleh, sehingga nilai keakuratan dari sistem akan menjadi masalah jika tidak adanya referensi, sehingga untuk

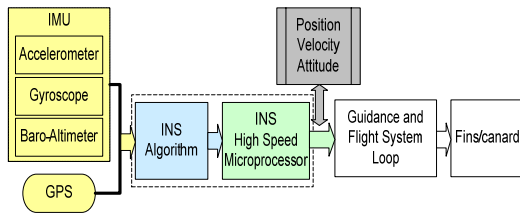
memperkecil nilai kesalahan perlu dilakukan koreksi kesalahan. Pergerakan dari benda (utara, atas, dan timur) akan selalu mencari acuan terhadap bumi, benda, navigasi, geografis, maupun inersia [2].



Gambar 1. Peta dasar navigasi [7]

2. IMU – INS

IMU (Inertial Measurement Unit) adalah komponen utama dalam sistem GNC (Guidance, Navigation, and Control) yang berfungsi menangkap parameter-parameter sinyal yang dibutuhkan dalam sistem navigasi. IMU banyak digunakan pada robot, pesawat, roket, maupun kendaraan militer, akan tetapi semakin berkembangnya teknologi maka kebutuhan akan sistem GNC mulai dibutuhkan untuk kendaraan sampai kepada sistem yang memerlukan animasi 3D. Berikut ini (Gambar 1) adalah diagram blok dari sistem GNC .



Gambar 2. Diagram blok sistem GNC [7]

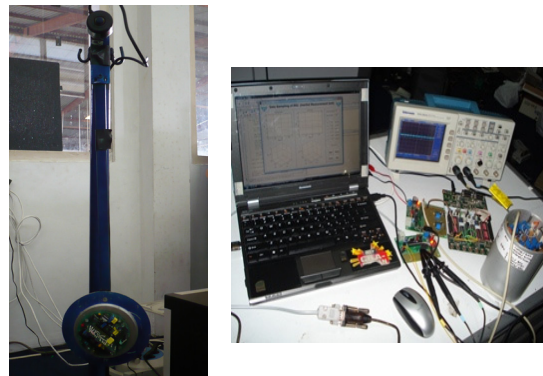
IMU bekerja berdasarkan penginderaan dari perubahan atau pergerakan sensor yang mengkombinasikan antara sensor *accelerometer* untuk mengetahui akselerasi/percepatan, *gyroscope* untuk kecepatan sudut, dan *altimeter* untuk ketinggian. Keluaran dari sensor tersebut diproses di dalam prosesor hingga diketahui nilai-nilai navigasi yang dilihat berdasarkan objek benda yang dihasilkan.

INS atau ada juga yang menyebutnya dengan INU (*Inertial Navigation Unit*) adalah sebuah sistem navigasi yang berbasis komputer dan beberapa keluaran sensor dari IMU yang secara kontinyu mengetahui posisi, kecepatan dan perilaku dari suatu benda tanpa membutuhkan referensi atau acuan dari luar. Biasanya untuk mengetahui keakuratan dari sistem maka INS akan diintegrasikan menjadi sebuah rangkaian tertutup dengan sistem kendali inersia, sistem dasar inersia, *inertial reference platform*, dan masih banyak beberapa sistem-sistem yang lain. Penelitian terkait dapat dibaca selanjutnya pada referensi [9] yang mengintegrasikan antara INS, GPS (*Global Positioning System*) sebagai data referensi dan IMU sebagai penentu navigasi yang diperhitungkan berdasarkan referensi benda dan berdasarkan navigasi bumi.

3. KALIBRASI DAN KOREKSI KESALAHAN

Metode kalibrasi untuk *Rate-Gyroscope* bermacam-macam, seperti yang dilakukan oleh Widada dkk (2005) telah melakukan kalibrasi menggunakan meja putar. Pada tahun yang sama Widada juga meneliti pengembangan sebuah bandul untuk kalibrasi *rate-gyroscope* [6].

Salah satu latar belakang pengujian dengan bandul karena pengujian berbasis acuan gaya gravitasi bumi akan lebih mudah dilakukan terutama untuk kecepatan rotasi yang rendah, salah satu gerak yang disebabkan oleh gaya gravitasi bumi adalah gerak sebuah bandul yang dapat digunakan sebagai acuan gerak untuk kalibrasi [8]. Berikut ini (Gambar 3) adalah perlengkapan yang digunakan pada kalibrasi dan koreksi kesalahan.



Gambar 3. Peralatan yang digunakan untuk kalibrasi, IMU + perlengkapan (kanan) [6] dan bandul (kiri) [8]

Pada penelitian ini *rate-gyroscope* yang digunakan sudah terpasang pada prototype IMU, untuk tipe dan rincian tentang sensor dapat dibaca pada referensi [8]. Mula-mula data tegangan dari sensor diambil menggunakan mikrokontroler kemudian diubah dalam satuan m/s, diubah kembali menjadi rad/s kemudian menjadi deg/s, lihat pers. (1) dimana g adalah gaya gravitasi bumi, R adalah panjang batang bandul, dan h adalah jarak antara posisi awal dengan posisi sejajar poros (bandul dalam keadaan diam).

$$\text{deg/s} = \frac{\sqrt{2gh}}{R} \times \frac{180}{\pi} \quad (1)$$

Nilai awal \bar{a} (volt/s) dinormalisasi sedemikian hingga berada pada titik nol untuk mempermudah perhitungan dan kalibrasi, dimana derajat adalah besarnya posisi pada sudut t_0

$$sd = \text{deg}/\max(\bar{a}) \quad (2)$$

$$\bar{b} = sd * \bar{a} \quad (3)$$

Kemudian dari pers. (2) dikalikan dengan nilai awal \bar{a} dan menghasilkan vektor \bar{b} dalam bentuk sudut.

$$\bar{c}(t) = \int_0^T \bar{b}(t) dt \quad (4)$$

Dari pers. (4) akan diketahui adanya faktor lain dalam proses integral tetapi karena nilainya kecil maka semakin lama akan semakin besar dan memberikan hasil yang sangat jauh dari yg diharapkan, diilustrasikan pada pers. (5) berikut.

$$x(t) = \int \cos \omega t + c dt; c \cong 0 \quad (5)$$

Nilai c adalah konstanta yang sangat kecil nilainya, hal ini dapat diabaikan jika diselesaikan secara matematis, tetapi dalam kenyataannya baik secara perangkat-keras maupun simulasi perangkat-lunak, nilai tersebut tidak boleh diabaikan.

$$bm_{\max} = \max(\bar{b}) \quad (6)$$

$$bm1_{\max} = \text{find}(\bar{b}) \text{ vector } bm_{\max} \quad (7)$$

$$bn_{\max} = \max(\bar{b}_{(bm_{\max} + (bm_{\max} / 2))}) \quad (8)$$

$$bn1_{\max} = \text{find}(\bar{b}) \text{ vector } bn_{\max} \quad (9)$$

Pers. (6) sampai (9) berfungsi untuk mengambil titik puncak gelombang

$$bo_{\min} = \min(\bar{b}_{(bm_{\max}(end) \text{ to } bn1_{\max}(end))}) \quad (10)$$

$$bo1_{\min} = \text{find}(\bar{b}) \text{ vector } bo_{\min} \quad (11)$$

$$bp_{\min} = \min(\bar{b}_{(bo1_{\min} + 1 \text{ to } \text{floor}(bo1_{\min} + (bo1_{\min} / 2))}) \quad (12)$$

$$bp1_{\min} = \text{find}(\bar{b}) \text{ vector } bp_{\min} \quad (13)$$

dan pers. (10) dan (13) berfungsi untuk mengambil titik lembah gelombang saat pertama kali bandul bandul diayunkan.

$$n_{kal} = \frac{\sum_{t=1}^{t=nT} b}{nT} \quad (14)$$

Pers. (14) digunakan untuk mencari nilai konstanta yang telah dijelaskan pada persamaan (4) dan (5), dengan nilai nT diperoleh berdasarkan coba-coba. Sehingga nilai yang diperoleh nantinya akan dibandingkan dan dicari yang terbaik.

$$\overline{xout}_{i+1} = \bar{b}_i + \overline{xout}_i - z \quad (15)$$

Pers. (15) adalah persamaan integral dengan z adalah konstanta k seperti c pada pers. (5), nilai z ditentukan pada pers. (16) berikut

$$z = (z + \bar{b}_i) / 2 \quad (16)$$

Dari pers. (15) dapat ditentukan selisih antara hasil integral dengan yang menggunakan faktor konstanta k . Konstanta tersebut berisi dua faktor yang menyebabkan hasil integral eksperimen menjadikan hasil menjadi besar. Lihat selengkapnya pada referensi [1]. Ada kemiripan antara yang dituliskan oleh Kapaldo (2005) dalam metode dan cara untuk menentukan faktor penyekalaan dan bias pada proses pengintegralan, seperti yang terdapat pada persamaan [4] dengan pers. [17]

$$\omega_m(t) = (1 + a)\omega(t) + b \quad [17]$$

Kemudian pers. [5] dengan pers. [18] berikut

$$\omega(t) = \bar{a}\omega_m(t) + \bar{b} \quad [18]$$

dan pers. [8] dengan pers [19] sebagai nilai konstanta atau faktor penyekalaan dan bias dari proses integral.

$$\bar{a} = \frac{1}{1+a}, \quad \text{and} \quad \bar{b} = \frac{-b}{1+a} \quad [19]$$

Setiap kasus akan memiliki perbedaan dalam setiap penentuan nilai dan persamaan yang dihasilkan, sehingga konstanta tersebut perlu dibenahi untuk mencari parameter apa saja yang akan mempengaruhi perubahan nilai keluaran dari sensor dan sebagai nilai faktor kalibrasi untuk *real-time*.

4. HASIL PENELITIAN DAN DISKUSI

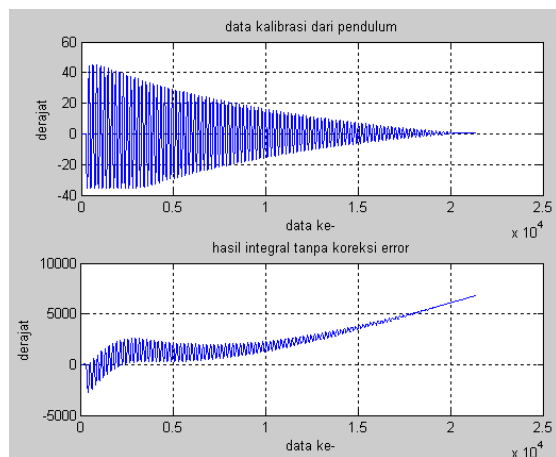
Kalibrasi yang dilakukan dengan bandul dilakukan pada sudut-sudut tertentu dan persamaan-persamaan di atas adalah untuk persamaan koreksi kesalahan bukan untuk persamaan kalibrasi. Dalam proses kalibrasi banyak faktor yang diabaikan sehingga nilai koreksi kesalahan membutuhkan beberapa parameter tambahan untuk mengurangi faktor terabaikan tersebut, diantaranya adalah tidak memperhitungkan gaya gesek yang terjadi, keakuratan dari pengukuran sudut yang dilakukan secara manual, dan berat benda pada bandul yang juga tidak diperhitungkan.

Berikut ini adalah tabel hasil penelitian untuk koreksi kesalahan *rate-gyroscope* dengan kalibrasi menggunakan bandul.

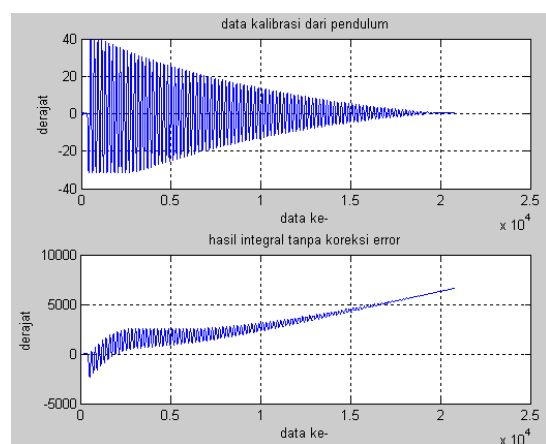
Tabel 1. Hasil penelitian koreksi error

Sudut (deg)	Output (volt)	Hasil koreksi (deg)	Selisih (deg)
70	2.8370	69.3491	-0.6509
60	2.8467	59.0243	-0.9757
45	2.7197	46.5276	1.5276
40	2.7197	39.1670	-0.8331
30	2.1289	31.8742	1.8742
20	1.6748	20.8544	0.8544
15	1.0254	15.8160	0.8160
10	2.1289	10.6247	0.6247

Nilai selisih terbesar berada pada sudut 30° yaitu 1.87° dan nilai terkecil pada sudut 10° derajat yaitu 0.62° . Dapat diamati dari nilai tegangan (volt) ada perbedaan yang signifikan terjadi pada sudut 45° dan sudut 40° , dimana nilai tegangan keluaran sama tetapi nilai hasil koreksi berbeda, hal ini disebabkan karena adanya perbedaan pola dari percepatan sudut dari setiap eksperimen, sehingga dari data yang termati walaupun sama tapi saat *plotting*. Berikut ini (Gambar 4 dan 5) adalah hasil *plotting* dari data keluaran pada eksperimen sudut 45° dan 40° .



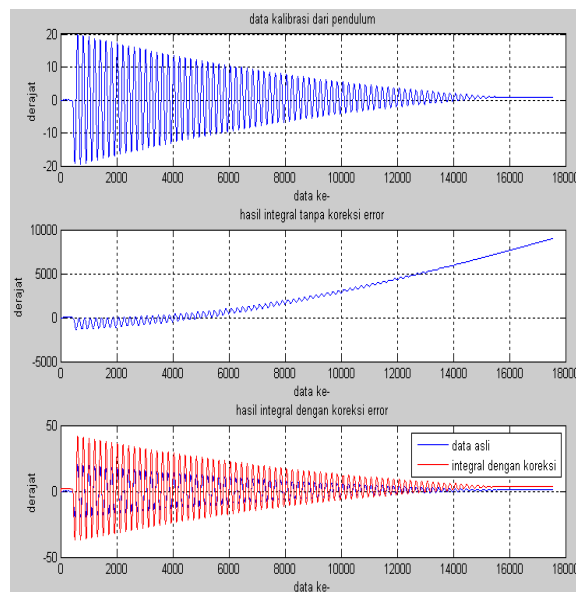
Gambar 4. Data hasil pada sudut 45°



Gambar 5. Data hasil pada sudut 40°

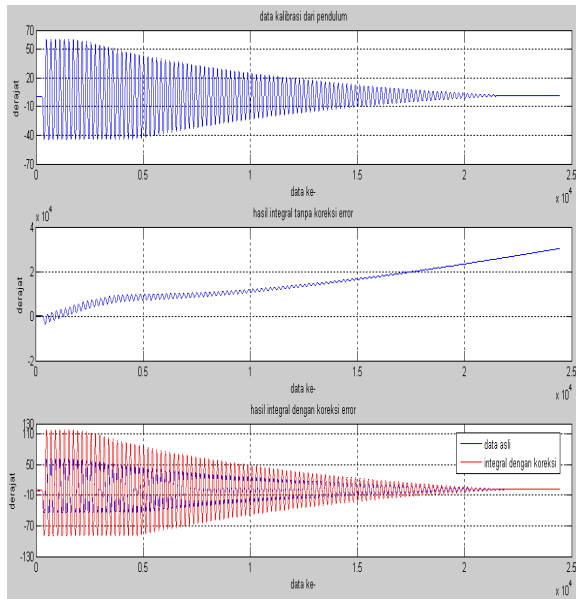
Faktor penyekalaan dan bias merupakan faktor yang dapat mempengaruhi pada setiap proses integral, biasanya kedua faktor tersebut akan diabaikan saat perhitungan karena nilainya memang kecil, tetapi dari hasil eksperimen dapat diketahui bahwa faktor penyekalaan dan bias dapat mempengaruhi nilai hasil integral seperti yang terdapat pada (Gambar 4 dan 5), akan tetapi pada penelitian ini nilai penyekalaan dan bias masih menyatu dan belum dapat dipisahkan. Selain itu ada parameter lainnya yang masih berpengaruh, sehingga nilai hasil integral belum dapat sempurna mendekati nilai sesungguhnya. Hal ini dapat diatasi dengan mencari parameter tersebut kemudian pada algoritma akan dilakukan proses per satuan waktu. Sehingga nilai perbaikan akan menjadi lebih akurat tetapi membutuhkan algoritma yang sedikit rumit karena adanya perubahan yang harus dilakukan secara adaptif.

Algoritma yang dilakukan per satuan waktu akan lebih mendekati persamaan matematis yang berlaku sesuai dengan keadaan sesungguhnya baik untuk digunakan sebagai muatan roket kendali maupun digunakan pada kendaraan darat dan udara. Berikut ini adalah tampilan hasil pada sudut 20° dan 60° .



Gambar 6. hasil kalibrasi dan koreksi pada sudut 20°

Gambar *subplot* pertama (atas) adalah data hasil pengukuran yang telah dinormalisasi menjadi satuan derajat dengan proses perkalian sederhana dari hasil perbandingan. Gambar *subplot* kedua (tengah) adalah hasil integral dari data normalisasi. Terlihat bahwa faktor penyekalaan dan bias menjadi sangat jauh dari keadaan sesungguhnya, hal ini akan berakibat fatal jika sistem navigasi untuk kendaraan tidak dilakukan koreksi maupun kalibrasi, karena pembacaan kecepatan, posisi, dan perilaku dari kendaraan akan salah dalam pembacaan dan juga dalam pembacaan informasi. *Subplot* ketiga (bawah) adalah data hasil koreksi. Dapat diketahui bahwa masih terdapat kesalahan mencapai 90% yang menurut analisa sementara karena disebabkan oleh faktor penguat pada rangkaian komponen IMU, hal ini akan mudah dihilangkan secara perhitungan matematis sederhana seperti yang terdapat pada (Tabel 1) tetapi untuk diaplikasikan secara algoritma akan menjadi lebih rumit, terlebih karena dalam keadaan sesungguhnya aplikasi algoritma INS akan diintegrasikan dengan GPS sebagai referensi per satu detik, lebih detil lihat referensi [9]



Gambar 7. hasil kalibrasi dan koreksi pada sudut 60°

5. KESIMPULAN

Dari data kalibrasi dapat diperoleh persamaan untuk faktor penyekalaan dan bias seperti pada persamaan (15) tetapi hanya perlu dilakukan proses pemisahan antara nilai penyekalaan dan bias agar lebih mudah dalam penentuan nilai faktor kalibrasi dan algoritma INS yang handal. Perlu dilakukan penelitian lanjutan agar parameter lainnya yang mempengaruhi nilai dari proses integral diketahui, sehingga nilai keluaran *rate-gyroscope* sama dengan nilai kenyataannya. Selain itu perlu dibandingkan juga antara hasil integral secara perangkat-keras dan simulasi dengan perangkat-lunak untuk kemudian diperoleh keakuratan dan selisih nilai kesalahan akibat beberapa faktor eksternal untuk kemudian diperoleh nilai faktor kalibrasi menjadi lebih akurat.

Pengembangan algoritma INS perlu dilakukan penelitian secara terpisah untuk mencari parameter-parameter kalibrasi dan nilai koreksi kesalahan secara adaptif dan berdasarkan per satuan waktu.

PUSTAKA

- [1] Kapaldo, A.J, *Gyroscope Calibration and Dead Reckoning for an Autonomous Underwater Vehicle*, Thesis report, Virginia, 2005
- [2] Flenniken, W.S., *Modeling Inertial Measurement Units and Analyzing the Effect of Their Errors In Navigation Applications*, Thesis report, Alabama, 2005
- [3] Istanbuluoglu, M., *Performance Tradeoff Study of A GPS-aided INS for A Rocket Trajectory*, Thesis report, Ohio, 2002
- [4] Salychev, O.S., *Applied Inertial Navigation: Problems and Solution*, BMSTU Press, Rusia, 2004
- [5] Widada, W. dkk., *Rancang Bangun Sistem Kalibrasi Rotasi Rate-Gyroscope untuk Sistem Pengukuran Inersia Payload Roket*, SIPTEKGAN IX, Serpong, 2005
- [6] Widada, W., *Calibration Method of Rate-Gyroscope for Low Rotation Speed Using Bandul*, SIPTEKGAN IX, Serpong, 2005
- [7] Wiryadinata R., dan W. Widada, *Development of Inertial Navigation System for Guided Rocket Flight Test*, SIPTEKGAN XI, Serpong, 2007
- [8] Wiryadinata R., dan W. Widada, *Prototype of A Low-Cost Inertial Measurement Unit for Guided Rocket Flight Test*, SEMNAS IV UTY, Jogjakarta, 2008
- [9] Wiryadinata, R., dan W. Widada, *Simulasi Penggabungan Data pada Algoritma INS untuk Uji Peluncuran Roket Kendali*, SITIA, Surabaya, 2008

