

Purwarupa Air Data, Attitude, dan Heading Reference System untuk Unmanned Aerial Vehicle

Adrianus Prima Manggala*¹, Raden Sumiharto², Setyawan Bakti Wibowo³

¹Prodi Elektronika dan Instrumentasi Jurusan Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM

²Jurusan Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM

³Program Diploma Teknik Mesin, Sekolah Vokasi UGM

e-mail: *¹adrianus_08@mail.ugm.ac.id, ²r_sumiharto@ugm.ac.id, ³setyawanbw@yahoo.com

Abstrak

ADAHRS (*air data, attitude, and heading reference system*) merupakan gabungan dari sensor air data (AD) dan sistem referensi attitude and heading (AHRS). Sistem ini memiliki peran penting dalam memberikan data parameter-parameter penerbangan yang akan digunakan oleh modul lain dalam UAV. Parameter penerbangan yang dibaca oleh ADAHRS adalah sudut yaw, sudut pitch, sudut roll, serta data ketinggian, kecepatan, suhu, tekanan, dan koordinat GPS yang akan digunakan sebagai referensi dalam mengontrol UAV.

Sistem ADAHRS yang diteliti berbasis pada Arduino Mega 2560. Sistem mendapatkan data dari sensor Razor 9DOF IMU, sensor ketinggian berbasis BMP085, sensor kecepatan udara berbasis MPXV5004DP + pitot sederhana, dan penerima GPS PMB648. Data dari sensor-sensor tersebut akan diolah untuk kemudian dikirimkan ke modul lain dalam UAV melalui komunikasi serial.

Hasil dari penelitian ini adalah sebuah sistem pembacaan parameter data penerbangan yang dapat mengirimkan data dengan output rate 18 Hz dan waktu inisialisasi <1 s. Sensor IMU memiliki ralat rata-rata 0,80° untuk pitch, roll sebesar 0,70°, dan yaw 0,78°. Sensor ketinggian memiliki nilai ralat rata-rata 12,42 m, sensor kecepatan dan pitot sederhana memiliki nilai ralat 8,05 km/jam. Sedangkan GPS receiver memiliki akurasi 7,5 m untuk ketinggian dan 6,19 m untuk posisi, tetapi dengan update rate hanya 1 Hz.

Kata kunci— UAV, ADAHRS, sensor, Air Data, AHRS.

Abstract

ADAHRS (*air data, attitude, and heading reference system*) is formed from a fusion of air data sensor (AD) along together with attitude and heading reference system (AHRS). This system has important role in feeding flight parameters data to be used by other UAV's module. Flight parameter that being read consist of yaw angle, pitch angle, roll angle, altitude, air speed, temperature, air pressure, and GPS coordinate that will be referenced for controlling the UAV.

The ADAHRS system under research is based on Arduino Mega 2560. The system acquired attitude data from Razor 9 DOF IMU, altitude sensor based on BMP085, air speed sensor based on MPXV5004DP + simple pitot tube, and geographical data from PMB648 GPS receiver. Data from sensors will be processed and transmitted to other UAV's module via serial communication.

The result of this research is flight parameter reading system that have 18 Hz data output rate and <1 second initialization time. IMU sensor has a mean error value 0,80° for pitch, 0,70° for roll, and 0,78° for yaw. Altitude sensor based on BMP085 has a mean error value at 12,42 m, air speed sensor and simple pitot tube has a mean error value at 8,05 km/h. GPS receiver has accuracy 7,5 m for altitude and 6,19 m for position, but only with 1 Hz update rate.

Keywords— UAV, ADAHRS, sensor, Air Data, AHRS.

1. PENDAHULUAN

Sebuah UAV (Unmanned Aerial Vehicle) memerlukan suatu sistem kendali yang melakukan kontrol secara keseluruhan terhadap UAV agar dapat menuntaskan misi yang diberikan. Sistem pengendali ini disebut AutoPilot. AutoPilot akan mengendalikan manuver dari UAV agar dapat bergerak mandiri untuk menuntaskan misi yang diberikan. Untuk melakukan fungsi tersebut, autopilot membutuhkan suatu sistem sensor yang mengukur parameter-parameter penerbangan. ADAHRS (*air data, attitude, and heading reference system*) merupakan indera yang mempunyai fungsi vital bagi UAV untuk mengetahui kondisi dan perilaku terbangnya. Dengan melihat beragamnya kegunaan UAV yang mampu memberikan keuntungan dalam kehidupan manusia, penulis melihat bahwa perlu adanya pembuatan purwarupa ADAHRS menggunakan sensor gyro, akselerometer, dan magnetometer yang masing-masing memiliki 3 derajat kebebasan digabung dengan sensor kecepatan, ketinggian, dan GPS untuk dapat memberikan data perilaku terbang yang menjadi input masukan dari sistem autopilot agar UAV mampu melaksanakan misi yang diberikan. Tanpa adanya ADAHRS maka UAV tidak bisa terbang secara otomatis dan memerlukan pengamatan visual dari pengguna UAV. Sehingga dapat dikatakan tanpa adanya ADAHRS maka UAV sepenuhnya menjadi platform yang dikendalikan dari jarak jauh.

ADAHRS menggabungkan dua fungsi instrumen yang selama ini terpisah menjadi satu. *Air Data Computer* memberikan data kecepatan, ketinggian, dan suhu udara luar sedangkan AHRS memberikan data sikap dan arah pesawat. *Air Data* akan digunakan untuk mengetahui ketinggian, kecepatan, dan suhu udara luar [1]. Data ketinggian diperlukan agar UAV mampu terbang diatas halangan-halangan yang ada. Data kecepatan diperlukan agar *autopilot* mampu untuk mengontrol laju UAV supaya tidak lebih pelan dari *stall speed*. Sedangkan suhu udara diperlukan untuk menentukan setelan performa UAV. Data sikap dalam 3 sumbu (*yaw, pitch, roll*) diperlukan agar autopilot mampu mengetahui sikap dan kestabilan UAV supaya terbang sesuai misi yang direncanakan. Koordinat dan arah diperlukan agar UAV mampu mereferensikan posisinya sehingga bisa melewati *waypoint* atau rute yang ditentukan dalam menjalankan misinya.

Sebuah IMU berbasis MEMS berbiaya rendah telah dikembangkan dan diajukan untuk untuk mendapat persetujuan FAA (*Federal Aviation Authority*). Sistem itu adalah bagian dari keluarga produk sensor inersia AHRS500GA dari Crossbow Technology, Inc. Sistem ini bekerja secara mandiri, performa tinggi, dan bertipe *solid-state attitude and heading reference system* yang ditujukan untuk aplikasi *general aviation*. Sistem inersia *strap down* ini memberikan pengukuran sikap dan arah dengan akurasi statis dan dinamis yang sebanding dengan sistem tradisional yang massa berputar dan *directional gyro*. Sistem ini didesain untuk memenuhi standar tinggi FAA dalam bidang keselamatan dan reliabilitas, termasuk telah melewati BIT (*built in test*) yang ekstensif[2].

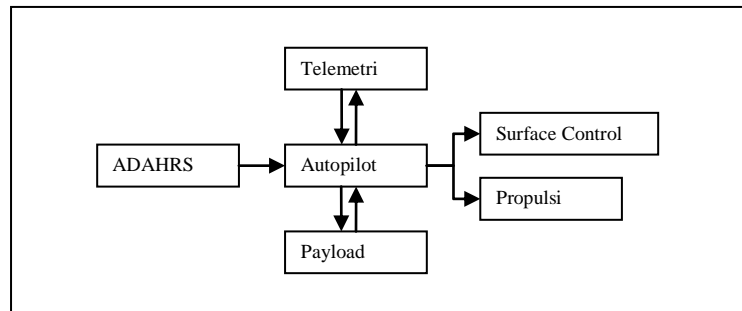
Salah satu penelitian terbaru tentang ADAHRS adalah sistem ADAHRS Volcan UAV. Volcan UAV memiliki tugas pemantauan udara pada area vulkanis dan menganalisa komposisi gas didalam asap vulkanis gunung berapi. Sensor yang digunakan adalah Sensor gyro 3 sumbu, akselerometer 2 sumbu, akselerometer 1 sumbu, magnetometer 3 sumbu sensor tekanan udara, sensor kecepatan, GPS menghasilkan 6 DOF. Pemrosesan pada ADAHRS Volcan UAV dilakukan oleh mikrokontroler dsPIC33FJ256GP710 [3].

2. METODE PENELITIAN

2.1 Analisa Kebutuhan

Berdasarkan misi yang akan dilaksanakan UAV, maka akan dirancang spesifikasi subsistem yang ada di dalam sebuah UAV. ADAHRS sendiri merupakan salah satu sistem

didalam UAV yang berfungsi secara dinamis dengan subsistem lain agar menjamin terlaksananya misi UAV. Interaksi ADAHRS dan subsistem lain ditunjukkan oleh gambar 1



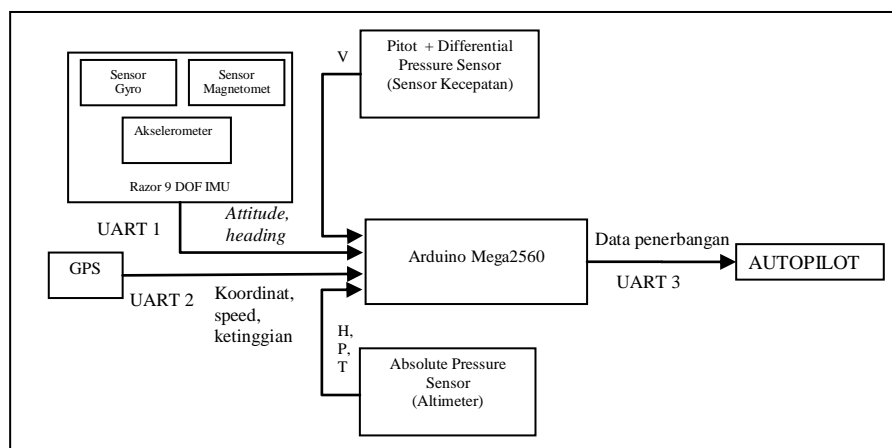
Gambar 1 Subsistem dalam UAV

Sebuah sistem ADAHRS sebagaimana sistem lainnya harus menyesuaikan dengan spesifikasi UAV dimana ADAHRS ini akan digunakan. UAV yang dijadikan sebagai referensi adalah UAV GAMA yang masuk dalam kategori UAV mikro. UAV mikro memiliki kecepatan 100-200 km/jam, ketinggian 200-1000m, dan ketahanan terbang 2-3 jam. UAV kategori ini lebih rentan terhadap gangguan luar seperti angin sehingga membutuhkan sistem ADAHRS yang mempunyai *output rate* lebih tinggi dibanding ADAHRS di pesawat berpilot [4]

Spesifikasi dari sebuah ADAHRS sebagian besar ditentukan dari parameter-parameter yang harus dibaca, dan juga dari performa sistem yang diharapkan agar UAV mampu melaksanakan tugas yang diharapkan. Beberapa faktor dan parameter harus dipertimbangkan sebelum proses pemilihan komponen untuk sistem ADAHRS ini. Sebagai gambaran umum, sistem ADAHRS ini meliputi sebuah prosesor pusat sebagai komponen kendali proses fungsi akuisisi data ADAHRS. Selain komponen prosesor tersebut, terdapat beberapa sensor yang mengambil besaran-besaran fisis yang diakuisisi, seperti data sikap, arah, ketinggian barometrik, kecepatan barometrik, serta data posisi sistem yang meliputi ketinggian, lintang dan bujur, serta waktu.

2.2 Rancangan Sistem

Rancangan sistem ADAHRS ini meliputi rancangan *hardware* elektronik, *software* pemrograman system, dan rancangan protokol. Rancangan *hardware* elektronik meliputi sistem elektronis yang digunakan. Selanjutnya, rancangan *software* meliputi cara pemrograman akuisisi data ADAHRS dan pengiriman variabel bacaan sensor melalui komunikasi serial. Adapun blok diagram sistem ditunjukkan oleh Gambar 2.



Gambar 2 Blok diagram ADAHRS

Model komunikasi yang diterapkan untuk sistem ini adalah model komunikasi UART (*Universal Asynchronous Receiver/Transmitter*). Dalam Arduino Mega2560 disediakan 4 buah hardware UART (Serial/Serial0, Serial1, Serial2, Serial3) dengan level tegangan TTL (5V) serta mendukung baud rate 4800-115200 bps. Alokasi penggunaan port serialnya adalah Serial0 untuk download program atau komunikasi dengan komputer, Serial1 untuk GPS, Serial2 untuk Razor 9DOF IMU, dan Serial3 untuk mengirim data ke modul autopilot. Port I²C digunakan untuk mengakses BMP085.

Pemrograman dilakukan dengan bahasa Arduino yang dilakukan di Arduino IDE (Integrated Development Environment) versi 1.0.1. Pengaksesan BMP berdasar dari program BMP085 yang ditulis oleh Jim Lindblom dari SparkFun Electronics dengan menggunakan rumus-rumus yang terdapat di *datasheet* BMP085. Untuk memrogram IMU digunakan open source firmware yang dikelola oleh Peter Bartz di <https://dev.qu.tu-berlin.de/projects/sf-razor-9dof-ahrs/>. Firmware ini kemudian dimodifikasi agar data keluarannya sesuai dengan yang dibutuhkan.

Agar format data yang diterima bisa dengan mudah diinterpretasikan oleh modul lain maka perlu dirancang protokol komunikasi yang dimengerti kedua belah pihak. Adapun format data yang dikirim adalah: “#Yaw; Pitch; Roll; Tanggal; Waktu; Lintang; Bujur; Ketinggian GPS; Kecepatan GPS; QNH; QFE; Kecepatan Barometrik; Suhu; Tekanan Udara!”. Data diawali dengan karakter ‘#’ dan diakhiri karakter ‘!’ Contoh: #002323;-10034;016023;7/27/2012;17:1:34;-7.77250;110.37302;158.0;0.0; 130.7;47.5;29.6;99764!

Head	Yaw	Pitch	Roll	Tanggal	Waktu	Lintang	Bujur	Ketinggian GPS	Kecepatan GPS
#	6	6	6	8-10	5-8	7-9	7-9	3-7	3-6
QNH	QFE	Kec. Barometrik		Suhu	Tekanan udara		Trail		
3-7	3-7	3-6		3-5	1-6		!		

Gambar 3 Alokasi Karakter String Pembacaan ADAHRS

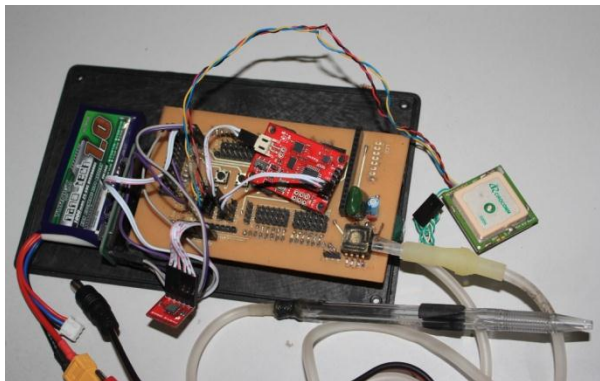
Antar parameter dipisahkan oleh tanda ‘;’ sebagai pemisah, untuk memudahkan *parsing* data di modul lain maupun ketika dianalisa di software pengolah angka. Nilai *yaw*, *pitch*, *roll* memiliki format 6 digit dan mengenal tanda ‘-’ dengan *span* -180 sampai 180. Tanggal memiliki format mm/dd/yyyy yang berarti 2 angka bulan, 2 angka tanggal, dan 4 angka tahun yang dipisahkan oleh ‘/’. Waktu memiliki format hh:mm:ss yang berarti 2 angka jam, 2 angka menit, dan 2 angka detik yang dipisahkan oleh tanda ‘:’. Lintang dan Bujur menggunakan format “derajat, desimal” dengan 5 angka dibelakang koma. Kecepatan GPS dan Kecepatan Barometrik menggunakan format “kecepatan, desimal” dengan 1 angka dibelakang koma. Ketinggian GPS, QNH, dan QFE menggunakan format “ketinggian, desimal” dengan 1 angka dibelakang koma. Sedangkan suhu menggunakan format “suhu, desimal” dengan 1 angka dibelakang koma dan tekanan tanpa menggunakan angka dibelakang koma.

Selama data dari sensor belum valid, maka untuk IMU tidak akan muncul data apapun, untuk GPS akan muncul “0/0/0” untuk tanggal, “0:0:0” untuk waktu, “0.00000” untuk bujur dan lintang, dan “100000” untuk ketinggian. Sedangkan apabila BMP085 gagal membaca nilai suhu dan tekanan maka akan keluar string “error”. Nilai-nilai invalid ini telah diketahui oleh subsistem lain sehingga saat dilakukan *parsing* data ADAHRS, nilai-nilai tersebut akan diabaikan.

2.3 Implementasi

Implementasi perangkat keras akan membahas implementasi rancangan *hardware* sistem ADAHRS yang dilakukan perancangan sebuah shield Arduino Mega 2560 untuk menampung seluruh sensor dalam sistem ADAHRS serta implementasi rancangan koneksi

Arduino Mega 2560 dengan sensor sensor yang digunakan dalam sistem ADAHRS. Setiap Pin dari Arduino Mega 2560 akan dikelompokkan sesuai fungsi khususnya dan diberi tambahan pin VCC dan GND di sampingnya untuk memudahkan dalam memasang sensor/perangkat lain. Gambar 4 dibawah ini merupakan implementasi perancangan shield Arduino Mega 2560 untuk sistem ADAHRS.



Gambar 4 Sistem ADAHRS secara keseluruhan

Implementasi perangkat lunaknya menggambarkan fungsi umum yang dilakukan oleh ADAHRS yaitu mengambil semua data bacaan sensor, mengolahnya menjadi parameter yang dibutuhkan dan kemudian membundelnya (*bundling*) menjadi satu serta kemudian ditransmisikan ke modul *autopilot* atau modul lainnya.

Secara berurutan, ketika sistem ADAHRS mengakuisisi data dari BMP085 melalui I²C, sensor BMP085 mengembalikan hasil pembacaan suhu dan tekanan udara ke Arduino Mega 2560 kemudian akan dilakukan kalkulasi ketinggian. Kemudian memanggil fungsi Smoothing MPX untuk melakukan pembacaan terhadap 30 data ADC dan mengembalikan nilai rata-ratanya ke program utama untuk dilakukan perhitungan kecepatan barometrik. Lalu dilanjutkan pembacaan Tanggal, UTC, ketinggian, kecepatan, serta bujur dan lintang secara serial. Sensor yang mendapat giliran paling akhir untuk diakses adalah IMU yang diakses melalui jalur serial. Data IMU akan dibaca dan dicocokkan dengan format data # *yaw ; pitch ; roll !* dengan panjang *yaw* atau *pitch* atau *roll* sepanjang 6 karakter.

Produk dari proses tersebut adalah berbagai parameter yang telah terisi dengan nilai dari hasil pembacaan sensor serta hasil olahan pembacaan sensor. Langkah selanjutnya sesuai dengan diagram alir program mentransmisikan data-data parameter secara serial melalui serial3 Arduino Mega 2560 dan selanjutnya dapat digunakan oleh modul lain atau disimpan di media penyimpanan data seperti SD Card.

3. PENGUJIAN DAN PEMBAHASAN

3.1 Pengujian dan Pembahasan Sensor IMU

IMU merupakan rangkaian sensor yang mengukur sikap (*attitude*) UAV dan mengukur arah pesawat terhadap kutub magnetik utara bumi. Sikap terbagi dalam 3 sumbu yaitu gerakan pesawat pada sumbu longitudinalnya disebut "*roll*"/guling, gerakan pada sumbu lateral disebut "*pitch*"/angguk dan gerakan pada sumbu vertikal yang disebut "*yaw*"/belok, yaitu, gerakan horisontal (kiri dan kanan) dari hidung pesawat. *Yaw* sering disebut juga *true heading* karena menunjukkan arah pesawat berdasar nilai bacaan magnetometer terhadap medan magnet bumi. Setelah dilakukan kalibrasi berdasar tutorial yang tercantum di Bab 4.4.1 Rancangan Kalibrasi IMU, maka dilakukan pengujian variasi data statis IMU dengan meletakkan IMU pada permukaan rata untuk mendapatkan data *offset pitch* dan *roll*. Setelah pengujian didapatkan performa statis dari IMU berdasarkan pengujian 600 data adalah :

Tabel 1 Variasi data statis IMU Razor 9 DOF

	Yaw (°)	Pitch (°)	Roll (°)
Max	-68,01	0,21	0,34
Min	-68,95	-0,23	-0,28
Average	-68,49	-0,04	0,09
Standar Deviasi	0,171047	0,081051	0,097154

Dapat dilihat bahwa *offset* untuk *pitch* berkisar antara -0,23 sampai 0,21 dengan nilai tengah -0,04. Selain itu sampel nilai *pitch* memiliki standar deviasi 0,081051 yang berarti sebaran normal variasi pembacaan *pitch* berkisar di angka $\pm 0,08$ dari nilai *offset* rata-rata -0,04. Untuk *roll* mempunyai nilai *offset* rata-rata berdasar 600 sampel sebesar 0,09 dengan nilai *offset* berkisar antara -0,28 sampai 0,34. Dari sampel didapat bahwa standar deviasi untuk *roll* adalah 0,097154 yang berarti sebaran normal variasi pembacaan *pitch* berkisar di angka $\pm 0,10$ dari nilai *offset* *roll* rata-rata 0,09. Untuk nilai yaw, nilai offsetnya perlu diukur dengan metode lain, sehingga dari pengujian 600 data ini didapat nilai standar deviasi yaitu 0,171047 yang berarti sebaran variasi pembacaan *pitch* berkisar di angka $\pm 0,17$ dari nilai rata-rata bacaan.

Untuk pengujian dinamis IMU dilakukan dengan menggunakan busur derajat, nilai bacaan *pitch* dan *roll* IMU dibandingkan dengan bacaan pada busur. Busur sendiri memiliki ketelitian 0,5 skala ukur terkecilnya, yang berarti ketidakpastian busur adalah $0,5^\circ$. Sehingga pembacaan IMU pun disesuaikan menjadi 1 angka di belakang koma. Didapatkan nilai ralat rata-rata *pitch* sebesar $0,80^\circ$ dan nilai ralat rata-rata *roll* sebesar $0,70^\circ$.

Pengujian selanjutnya adalah nilai ralat sudut yaw yang merupakan nilai arah pesawat (*true heading*) dengan menggunakan kertas referensi arah yang arah 0-nya telah disesuaikan dengan arah kompas. Pengujian dilakukan terhadap 8 sudut kelipatan arah 45° . Kedelapan arah ini dikenal dengan sebutan utara, timur laut, timur, tenggara, selatan, barat daya, barat, dan barat laut. Didapatkan data yang ditampilkan pada Tabel 2 dimana Didapatkan nilai selisih rata-rata nilai yaw terhadap arah magnetik sebesar $0,78^\circ$.

Tabel 2 Pengujian yaw terhadap arah magnetik

Arah Kompas (°)	Bacaan IMU(°)	Selisih
0	0,71	0,71
45	45,50	0,5
90	89,70	0,3
135	134,40	0,6
180	179,72	0,28
225	-133,5 (226,5)	1,5
270	-89,28 (270,62)	0,62
315	-46,70 (313,3)	1,7

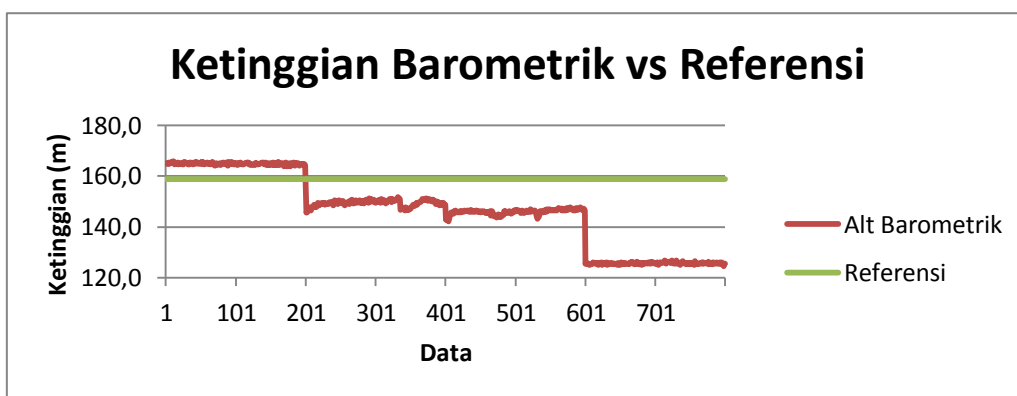
3.2 Pengujian dan Pembahasan Sensor Ketinggian

Pengujian sensor ketinggian berbasis BMP085 terbagi dalam dua jenis yaitu statik dan dinamis. Pengujian statik dilakukan dengan membandingkan data bacaan ketinggian dari BMP085 dengan ketinggian sebuah titik referensi geodetik. Sensor BMP085 mengukur suhu

dan tekanan udara untuk kemudian digunakan untuk menghitung ketinggian barometrik dengan rumus (1).

$$\text{altitude} = 44330 * \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right) \quad (1)$$

Dalam pengujian statik terhadap titik referensi geodetik di depan Direktorat Administrasi Akademik Universitas Gadjah mada, diketahui bahwa ketinggian titik referensi geodetik adalah 158,9 meter. Dilakukan 4 kali pengujian statik dengan 4 waktu dan kondisi cuaca yang berbeda. Diambil 200 sampel dari masing masing pengujian Pengujian pertama dilakukan dalam cuaca cerah di siang hari, pengujian kedua di malam hari, pengujian ketiga di berawan di siang hari, dan pengujian keempat di cuaca mendung dan angin kencang di sore hari. Gambar 4 menunjukkan grafik hasil pengujian statis ketinggian barometrik yang mengambil 800 sampel (data terlampir) terhadap titik referensi geodetik 158,9 m.



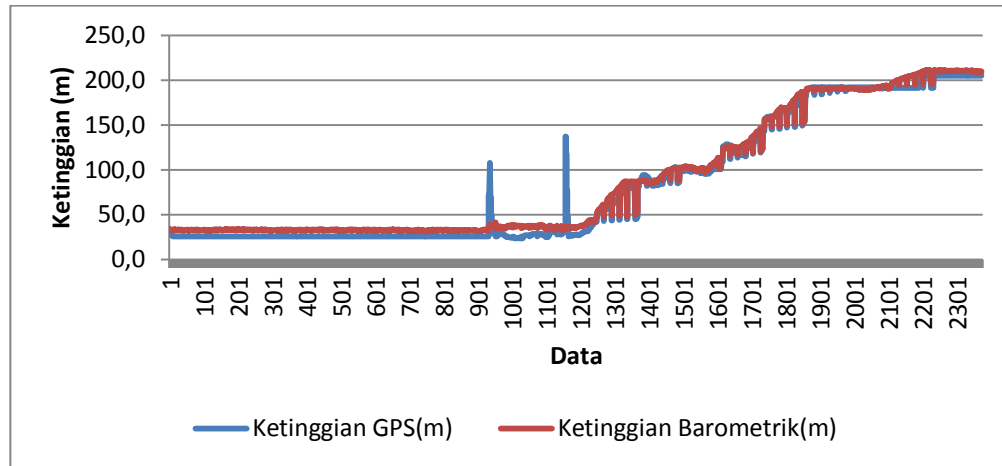
Gambar 4 Grafik ketinggian barometrik vs referensi

Setelah dilakukan pengolahan terhadap 800 sampel yang ada, didapatkan bahwa nilai rata-rata ketinggian barometrik adalah 146,49 m dengan nilai maksimal terukur adalah 165,83 dan nilai minimum terukur adalah 124,63m. Dari data ketinggian dibanding referensi 158,9 m didapatkan nilai ralat ketinggian barometrik rata-rata sebesar 12,41 m dengan nilai ralat minimal 6,93 m dan nilai ralat maksimal 34,7 m. Sehingga nilai ralat rata-rata sensor BMP085 untuk mengukur ketinggian adalah $\pm 12,41$ m dan nilai ralat maksimal terukur adalah 34,7 m.

Selain itu, dari grafik pengujian dapat dilihat bahwa pada sampel keempat terjadi penurunan yang cukup drastis. Adapun keempat sampel tidak diambil dalam waktu berurutan, sehingga apabila diambil sampel kelima *trending* nilai grafik belum tentu terus menurun. Pembacaan yang menurun diakibatkan oleh kondisi cuaca yang kurang baik pada saat pengambilan sampel keempat. Pada pengambilan sampel keempat suhu udara rendah, angin kencang, dan mendung. Sehingga dapat ditarik kesimpulan bahwa cuaca berpengaruh pada hasil pembacaan ketinggian, karena angin luar bisa meningkatkan tekanan udara yang dibaca oleh BMP085 sehingga pembacaan ketinggian lebih rendah. Oleh karena itu dalam instalasi BMP085 dalam UAV harus dipastikan diletakkan di tempat yang cukup terlindungi dari angin luar tetapi masih memungkinkan tekanan udara luar masuk ke dalam.

Pengujian dinamis dilakukan dengan membawa sensor ketinggian berbasis BMP085 ke dalam kendaraan yang bergerak dengan mengambil lokasi jalan pantai Parangtritis sampai bukit Parangndog. Untuk meminimalkan gangguan angin, maka sistem ditempatkan pada bagian yang tidak terkena angin yang menerpa saat kendaraan bergerak. Sebagai referensi digunakan data ketinggian dari GPS *receiver* PMB648 yang berdasarkan hasil pengujian dalam penelitian ini memiliki akurasi 7,5m. Dalam pengujian ini GPS *receiver* PMB648 dianggap sebagai sistem luar, bukan sebagai bagian dari sistem yang diuji. Didapatkan 2376 sampel dari uji dinamis ini, setelah dilakukan sortir terhadap data GPS yang invalid maka tersisa 2363 sampel ketinggian

barometrik dibanding ketinggian bacaan GPS. Didapatkan bahwa selisih antara pembacaan ketinggian barometrik dibanding ketinggian GPS bervariasi antara -14 m sampai +17 m dengan selisih rata-rata sebesar 5,43 m. Gambar 5 menunjukkan grafik pembacaan ketinggian GPS dan pembacaan ketinggian barometrik dari 2376 sampel.



Gambar 5 Uji dinamis data ketinggian BMP085 dibanding GPS

Dalam grafik ini bisa dilihat bahwa secara umum pembacaan ketinggian BMP085 sebanding dengan pembacaan ketinggian GPS, pada grafik ini juga bisa dilihat adanya data ketinggian GPS yang *invalid*. Data yang menunjukkan pembacaan ketinggian GPS melonjak secara tiba-tiba ini belum disortir untuk ditampilkan pada grafik. Tujuan penampilan data GPS yang *invalid* ini menunjukkan bahwa data GPS masih belum bisa dijadikan data primer karena akurasi banyak dipengaruhi faktor eksternal seperti kondisi atmosfer, badai antariksa, jumlah satelit dalam pandangan, dan kondisi geografis lokasi. Sehingga dalam instrumen pesawat, data GPS merupakan data sekunder selain data yang dihasilkan oleh instrumen di dalam pesawat, kecuali validitas data GPS telah diverifikasi dan akurasi telah dipertanggungjawabkan.

3.3 Pengujian dan Pembahasan Sensor Kecepatan

Pengujian sensor kecepatan dilakukan secara dinamis. Mekanisme pengujiannya adalah sensor kecepatan ditempatkan pada kendaraan yang bergerak kemudian data perhitungan kecepatan dibandingkan dengan pembacaan *ground speed* oleh GPS penerima PMB648. Pitot sederhana diletakkan searah dengan laju kendaraan dan port tekanan udara statik diletakkan tegak lurus dengan arah gerak kendaraan. Perbedaan tekanan total dengan tekanan statik membuat sensor MPXV5004DP mengeluarkan output tegangan analog yang proporsional dibanding perbedaan tekanan yang terukur. Tekanan total adalah tekanan udara yang diterima pitot, merupakan efek dari gerak kendaraan, sedangkan tekanan statik adalah tekanan normal udara sekitar yang tidak terpengaruh oleh gerak kendaraan. Dalam pengujian ini, GPS PMB648 diperlakukan sebagai referensi luar, bukan sebagai bagian dari sistem ADAHRS.

Nilai ADC yang terukur dikurangi dengan *offset* sensor MPXV5004DP. Nilai hasil pengurangan tersebut dikonversi menjadi tekanan dengan rumus (2):

$$\Delta p = (ADC - offset) * scale \quad (2)$$

Nilai *scale* merupakan skala perbandingan nilai tekanan/ADC. Nilai *scale* bergantung dari offset sensor MPXV5004DP dengan rumus (3):

$$scale = 4000 / (1023 - offset) \quad (3)$$

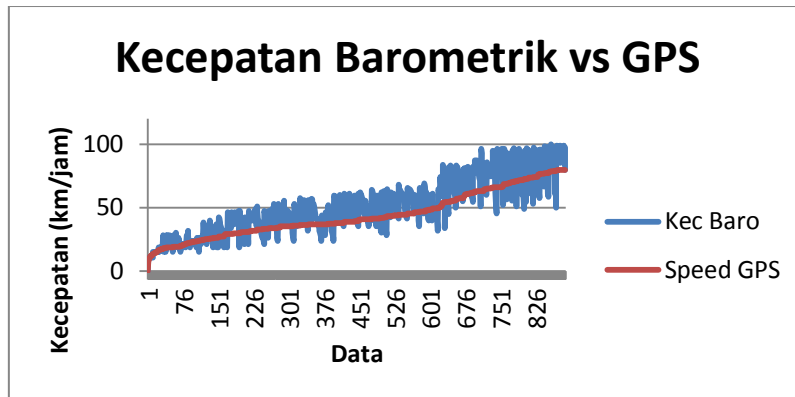
Nilai *scale* ini turut menentukan resolusi sensor kecepatan, karena nilai kecepatan diukur dengan rumus (4) yang berupa fungsi akar kuadrat dan membutuhkan data kepadatan udara yang dihitung dengan rumus (5).

$$Kecepatan = \sqrt{\frac{2(p_t - p_s)}{\rho}} \quad (4)$$

Kecepatan dalam meter/sekon , perbedaan tekanan dalam Newton/meter², dan kepadatan udara (D) dalam kg/meter³ [5]

$$D = \frac{P}{R \times T} \quad (5)$$

Dari pengujian dinamis didapatkan 890 sampel data kecepatan barometrik dibanding kecepatan GPS. *Receiver* GPS PMB648 oleh produsennya diklaim memiliki akurasi kecepatan mencapai 0,1 m/s. Data pembacaan kecepatan udara ditunjukkan pada Gambar 6 yang merupakan grafik pembacaan kecepatan udara dibandingkan pembacaan *ground speed* GPS.

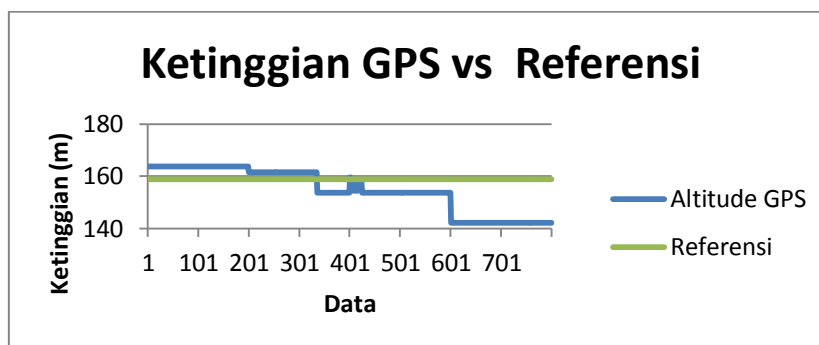


Gambar 7 Grafik pembacaan kecepatan dan *ground speed* GPS

Setelah dilakukan pengolahan data pembacaan sensor kecepatan maka didapatkan pembacaan sensor kecepatan dibanding GPS memiliki nilai ralat rata-rata 8,05 km/jam dan memiliki nilai standar deviasi 10,09

3.4 Pengujian dan Pembahasan Receiver GPS

Dalam pengujian statik terhadap titik referensi geodetik di depan Direktorat Administrasi Akademik Universitas Gadjah mada, diketahui bahwa koordinat titik referensi geodetik adalah 7,77380 lintang selatan dan 110,37679 bujur timur dan memiliki ketinggian 158,9 m. Dilakukan 4 kali pengujian statik dengan 4 waktu yang berbeda. Diambil 200 sampel dari masing masing pengujian. Gambar 8 menunjukkan grafik hasil pengujian statis ketinggian GPS yang mengambil 800 sampel terhadap titik referensi geodetik yang memiliki ketinggian 158,9 m.



Gambar 8 Grafik ketinggian GPS dibanding referensi

Dari 800 data ketinggian, dikalkulasi deviasi antara ketinggian pembacaan GPS dengan ketinggian titik referensi geodetik 158.9 m. Didapatkan nilai ralat pembacaan ketinggian GPS bervariasi antara 0,3 sampai 16,8 meter dengan nilai rata-rata 154,8 sehingga memberikan nilai ralat rata-rata 7,5 m. Nilai ini sesuai dengan nilai akurasi yang diberikan oleh pabrikan, yaitu 7,5 m untuk ketinggian. Dari keempat pengambilan data, dapat dilihat bahwa grafik makin menurun, tetapi ini tidaklah menunjukkan *trend* yang terjadi pada data. Karena, pengambilan

keempat sampel dilakukan pada waktu yang berbeda-beda. Hal ini dimaksudkan untuk mengetes efek dari orbit satelit yang berbeda beda sepanjang waktunya. Jadi apabila dilakukan pengambilan sampel kelima, tidak menjamin bahwa data ketinggian yang muncul makin rendah dibanding data sebelumnya.

Kemudian dikalkulasi deviasi antara koordinat titik referensi 7,773803S 110,376794E dan koordinat bacaan GPS untuk 800 data sampel, deviasi dikonversi ke jarak dalam satuan meter dengan Rumus 6.

$$D = (\arccos[\sin(\text{lat1}) \cdot \sin(\text{lat2}) + \cos(\text{lat1}) \cdot \cos(\text{lat2}) \cdot \cos(\text{long2} - \text{long1})]) \times 6371009 \quad (6)$$

Didapatkan nilai ralat pembacaan koordinat GPS bervariasi dari 2,22 m sampai 9,88 m dengan nilai rata-rata deviasi 6,19 m. Nilai ini sedikit berbeda dari nilai akurasi yang dikeluarkan pabrikan yaitu 5 m. Pembacaan koordinat GPS murni dari data satelit, tanpa menggunakan data stasiun darat seperti pada WAAS (*Wide Area Augmentation System*) yang mampu meningkatkan resolusi terjamin GPS.

Pengujian dinamis GPS dilakukan dengan menempatkan ADAHRS pada kendaraan yang bergerak. Lokasi pengujian adalah jalanan dari Parangtritis sampai bukit Parangndog. Setelah didapatkan 2376 data koordinat dengan *sampling rate* 1/detik maka dilakukan plotting koordinat-koordinat tersebut ke Google Earth untuk dilihat jalur perjalanan. Hasil plotting ditunjukkan oleh Gambar 9. Secara umum, koordinat bacaan GPS *penerima* PMB 648 hampir menyerupai pola jalan yang sesungguhnya di Google Earth.



Gambar 9 *Plotting* koordinat GPS perjalanan ke Google Earth

3.5 *Pengujian dan Pembahasan Kinerja Sistem*

Pengujian waktu inisialisasi dan *output rate* purwarupa sistem ADAHRS dengan menggunakan prosedur `millis()` pada Arduino. Prosedur ini memindahkan waktu semenjak sistem berjalan ke sebuah variabel sehingga bisa digunakan untuk memberi *timestamp* pada bagian-bagian tertentu dari program.

Sistem membutuhkan waktu 31 ms untuk inisialisasi program dan mengeksekusi `void(setup)` sedangkan output dari IMU membutuhkan waktu minimal 61ms untuk mulai masuk, karena sensor IMU sendiri membutuhkan waktu untuk inisialisasi program. Data GPS yang valid baru mengalir masuk mulai 279 ms karena GPS PMB648 juga membutuhkan waktu untuk *start up*. Berdasarkan *datasheet* dibutuhkan waktu 1 detik untuk proses *hot start*. Untuk cold start bisa dibutuhkan waktu sampai 48 detik karena penerima GPS harus mencari letak posisi satelit terlebih dahulu. Tiap eksekusi *loop* program membutuhkan waktu 55 ms sehingga didapatkan *output rate* 18 Hz.

Tabel 3 Ringkasan hasil pengujian

Parameter	Hasil Pengujian	Keterangan
<i>Yaw</i>	<i>Offset</i> 0,04°, standar deviasi statis 0,08° nilai ralat rata-rata yaw terhadap arah magnetik 0,78°.	FAA FAR part 23 dan FAA <i>Technical Service Order</i> mengatur bahwa deviasi maksimal yang bisa diterima agar instrumen dinyatakan laik digunakan adalah 10° pada kondisi terbang straight and level
<i>Pitch</i>	<i>offset</i> 0,09°, standar deviasi statis <i>pitch</i> sebesar 0,10°, nilai ralat rata-rata <i>pitch</i> 0,80°.	Berdasarkan FAA FAR <i>part 23</i> indikator <i>pitch</i> diharuskan memiliki nilai ralat kurang dari 3 derajat.
<i>Roll</i>	<i>offset</i> 0,71° standar deviasi statis 0,17°. nilai ralat rata-rata 0,70°.	Berdasarkan FAA FAR <i>part 23</i> indikator kemiringan(<i>roll</i>) diharuskan memiliki nilai ralat kurang dari 3 derajat.
Ketinggian Barometrik	nilai ralat statis rata-rata 12,4 m nilai ralat statis minimal 6,9 m nilai ralat statis maksimal 34,7 m Selisih rata-rata terhadap bacaan GPS dinamis 5,43 m	FAR <i>part 23</i> dan FAA <i>Technical Service Order</i> menyatakan nilai ralat maksimal untuk <i>altimeter</i> agar alat tersebut dinyatakan layak adalah 125 kaki (38,1 m) dan nilai ralat rata-rata 65 kaki (19 m). Namun diperlukan kontrol kondisi pengukuran agar nilai ralat maksimal tidak terlampaui.
Kecepatan Udara	nilai ralat rata-rata 8,05 km/jam standar deviasi 10,09 km/jam.	FAA <i>Technical Service Order</i> mengatur setiap sistem pembacaan kecepatan udara yang terdapat di pesawat harus memiliki nilai ralat rata-rata maksimal dibawah 3% nilai kecepatan udara terkalibrasi atau 5 knot (9,26 km/jam), dipilih angka yang lebih besar. Namun diperlukan instalasi <i>pitot</i> terfabrikasi yang memiliki <i>port static</i> dan <i>total pressure</i> untuk meningkatkan akurasi.
GPS	nilai ralat rata-rata ketinggian statis 7,5 m Nilai ralat rata-rata koordinat stasis 6,19 m	<i>Datasheet</i> menyatakan akurasi posisi sampai 5 m dan ketinggian 7,5 m. Namun terdapat sampel data invalid yang membuat lonjakan ketinggian drastis pada uji dinamis.
<i>Output rate</i>	18 Hz Inisialisasi <1 s	

4. KESIMPULAN

- Hasil pengujian sensor IMU menunjukkan bahwa sensor IMU memiliki *offset yaw* sebesar -0,04°, *offset pitch* sebesar 0,09°, *offset roll* sebesar 0,71° , standar deviasi statis *yaw* sebesar 0,08°, standar deviasi statis *pitch* sebesar 0,10°, standar deviasi statis *roll* sebesar 0,17°. Dari uji dinamis didapatkan data nilai ralat rata-rata *pitch* sebesar 0,80°, nilai ralat rata-rata *roll* sebesar 0,70°, dan nilai ralat rata-rata *yaw* terhadap arah magnetik sebesar 0,78°
- Hasil pengujian sensor suhu dan tekanan dengan keluaran data ketinggian menunjukkan bahwa dalam uji statis terhadap titik referensi geodetik didapatkan nilai nilai ralat rata-rata sebesar 12,42m. Sedangkan dari uji dinamis terhadap pembacaan ketinggian *penerima* GPS PMB648 didapat nilai nilai ralat rata-rata 5,43m.

3. Hasil pengujian sensor kecepatan udara menunjukkan bahwa nilai ralat rata-rata sensor kecepatan udara yang terdiri dari MPXV5004DP dan pitot sederhana dibanding bacaan *ground speed* oleh penerima GPS PMB648 sebesar 8,05 km/jam.
4. Waktu inisialisasi yang diperlukan untuk sistem ADAHRS adalah 31ms dibutuhkan *start up time* 61ms untuk IMU mulai mengirim data ke ADAHRS, dan diperlukan tambahan waktu untuk GPS penerima PMB648 untuk mulai mengeluarkan data GPS. Dari penghitungan dengan prosedur `millis()` nilai *output rate* didapat sebesar 18 Hz. Dimensi purwarupa sistem ADAHRS adalah 13 x 7 x 4cm dengan bobot 130 gram.

5. SARAN

1. Sistem *hardware* dari purwarupa sistem ADAHRS ini masih sederhana. *Hardware* sistem masih belum teruji terhadap lingkungan terbang UAV sehingga diperlukan uji coba dan penelitian lebih lanjut seperti uji vibrasi, uji ketahanan suhu, dan lain-lain.
2. Untuk menambah keakuratan sensor kecepatan udara, sebaiknya menggunakan *pitot tube* yang difabrikasi dan memiliki *port total* dan *static pressure*.
3. Untuk menambah keakuratan data sistem, *receiver* GPS yang digunakan hendaknya yang memiliki update rate minimal 5 Hz agar update data koordinat, ketinggian, dan *ground speed* bisa lebih maksimal.
4. Hendaknya dikembangkan sistem mekanik dan *casing* sistem ADAHRS agar menjamin akurasi data tekanan udara statis dan mencegah masuknya air atau partikel pengganggu lain kedalam sistem.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada PPKI UGM yang telah memberi dukungan financial terhadap penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Aviation Glossary, 2012, Definition of ADAHRS, <http://aviationglossary.com/air-data-attitude-and-heading-reference-system-adahrs/> diakses tanggal 10 Maret 2012.
- [2] White, Elecia, Rios, Jose A., FAA Certification of a MEMS Attitude and Heading Reference System, *Proceedings of the 2002 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, San Diego, CA, January 2002, pp. 158-169.
- [3] Astuti G. et al, 2009, An Overview of the "Volcan Project": An UAS for Exploration of Volcanic Environments, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Volume 54.
- [4] Jung, D., Tsiotras, P., 2007, "Inertial Attitude and Position Reference System Development for a Small UAV," *AIAA Infotech at Aerospace*, Rohnert Park, CA, May 7-10, AIAA Paper 07-2763
- [5] Shelquist, R, 2012. An Introduction to Air Density and Density Altitude Calculations, http://wahiduddin.net/calc/density_altitude.htm, diakses 1 Maret 2012