

Perancangan dan Aplikasi Tapis Kalman Diskrit Diperluas pada Sistem Navigasi Inersial Tipe Strapdown pada Roket RKX-200 dengan Korektor Magnetometer, Altimeter, dan GPS

Hario Nugroho*), Syarif Hidayatullah & Harijono A. Tjokronegoro

Teknik Fisika, Institut Teknologi Bandung

hario.nugroho.hn@gmail.com)*

Abstrak

Perancangan sistem navigasi menggunakan sensor- sensor inersial berupa akselerometer dan giroskop (strapdown) guna mendapatkan informasi berupa posisi, kecepatan dan orientasi wahana terbang. Kesalahan yang dapat timbul akibat proses integrasi dikoreksi menggunakan sensor altimeter untuk ketinggian, magnetometer untuk orientasi dan GPS untuk posisi. Informasi yang diolah dari sensor inersia masih berupa raw data dan tidak menggunakan hasil algoritma dari VN-100T sehingga data ini masih banyak mengandung bias. Oleh karena itu digunakan analisis kompensasi eror deterministik dan estimasi Kalman. Metoda Tapis Kalman diskrit diperluas tipe gandeng terbuka (*loosely coupled*) digunakan sebagai estimator kesalahan yang terjadi pada sensor navigasi secara umpan maju (*feedforward*). Pada penelitian ini, INS di rancang untuk aplikasi roket RKX-200 buatan LAPAN dengan kecepatan mencapai 200 km/jam atau ekuivalen dengan 55,6 m/s dimana parameter ini menjadi variabel disain dari sistem komputasi yang dirancang. Telah dirancang algoritma sistem navigasi dengan kecepatan 100 data tiap detiknya, sehingga resolusi dari komputasi sebesar 0,5 m. Estimasi Tapis Kalman yang dirancang telah berhasil memperbaiki kesalahan maksimal sebesar 67 meter atau mencapai 2373 kali lipat lebih baik dari proses INS tanpa Tapis Kalman. Uji dinamika yang dilakukan telah menunjukkan bahwa respon Tapis Kalman sangat dipengaruhi oleh korektor orientasi yaitu magnetometer disaat terjadi gangguan acak medan magnet.

Kata Kunci: Tapis Kalman, feedforward, loosely coupled, navigasi, roket.

1 Pendahuluan

Pada wahana roket kendali, sistem navigasi yang andal dan akurat serta responsif merupakan komponen penting yang dibutuhkan guna mendapatkan serta menjaga manuver pergerakan roket yang dikehendaki. Karena untuk dapat mengontrol gerak roket kendali dengan baik, orientasi, kecepatan dan posisi wahana roket harus dapat diketahui dengan pasti serta akurat pada setiap saat. Untuk tujuan inilah sistem navigasi sangat diperlukan.

Salah satu sistem navigasi yang banyak digunakan saat ini yaitu *Global positioning System* (GPS). Akan tetapi GPS tidak dapat diandalkan sepenuhnya sebagai sistem navigasi utama pada roket kendali yang memiliki manuver dan kecepatan sangat tinggi. Hal ini dikarenakan GPS komersial hanya dapat memperbaharui data jauh lebih lambat dibandingkan perubahan setelah roket bermanuver, serta tidak mampu mengukur orientasi roket kendali di samping sangat mudah diganggu keberadaanya (rawan terhadap *jamming*) [1].



Gambar 1 Prototipe Roket RKX-200 LAPAN

Spesifikasi roket RKX-200 yang mencapai kecepatan 200 km/jam menjadi variabel disain dalam penelitian untuk menentukan seberapa cepat komputasi yang dapat dicapai. Disisi lain ukuran dari badan roket yang mencapai 20 cm menjadi perhatian dalam menentukan perangkat keras sistem navigasi yang digunakan. Sehingga perlu diperhatikan bahwa perancangan yang dibangun harus memperhatikan spesifikasi dari kondisi aktual prototipe RKX-200

Apa yang dikemukakan di atas adalah merupakan latar belakang pentingnya digunakan sistem navigasi yang mandiri yang berbasis pada akselerometer dan giroskop untuk mengetahui posisi, kecepatan dan orientasi wahana seperti halnya roket kendali. Sistem navigasi ini biasa disebut dengan sistem navigasi inersial atau disingkat dengan INS (*Inertial Navigation System*) yang artinya adalah sistem pengukuran parameter navigasi (posisi, kecepatan, orientasi) pada referensi kerangka koordinat inersial

Pada penelitian ini dirancang INS yang dapat diaplikasikan pada roket RKX-200 LAPAN. INS yang hendak dirancang yaitu tipe strapdown, dengan Inertial Measurement Unit (IMU) berupa Microelectromechanical Systems (MEMS). IMU ini berbentuk microchip yang berukuran kecil sehingga sangat cocok untuk roket kendali. Dari IMU VN- 100T akan dimanfaatkan sensor-sensornya yaitu akselerometer ADXL325 produksi Analog Device™, giroskop IDG500 dan IXZ500 produksi Inven Sense™, magnetometer HMC6042 produksi Honeywell™ dan barometer Vectornav™.

Pada penelitian ini, sensor akselerometer dan giroskop tersebut akan diintegrasikan dengan unit penerima sinyal GPS Garmin 18x-5Hz, altimeter dan magnetometer. GPS digunakan untuk mengoreksi posisi roket kendali dalam arah dua dimensi yaitu lintang dan bujur. Sedangkan altimeter akan digunakan untuk mengoreksi posisi ketinggian dari roket dan magnetometer akan digunakan untuk mengoreksi orientasi dari roket tersebut.

Tujuan utama penelitian ini yaitu merancang dan mensintesis Tapis Kalman untuk mendapatkan INS yang berbasis pada sensor-sensor akselerometer, giroskop, dengan korektor GPS untuk posisi, altimeter untuk ketinggian dan magnetometer untuk orientasi. Aplikasi dari penelitian ini sebagai sistem navigasi yang terjangkau secara biaya untuk roket RKX-200 milik LAPAN.

2 Skema Rancangan Sistem INS

Sistem navigasi yang dirancang berdasarkan spesifikasi dari roket RKX-200 yaitu kecepatan yang mencapai 200 km/jam atau ekuivalen dengan 55,6 m/s. Sehingga dirancang komputasi sistem navigasi sebesar 100 data/detik. Nilai kecepatan ini menjadi variabel disain dari perancangan sehingga resolusi komputasi dapat mencapai sebesar 0.5 meter untuk tiap detiknya

Ditunjukkan pada Gambar 2, IMU menghasilkan nilai percepatan dan perubahan sudut putar masing-masing pada ketiga sumbu, yang berturut-turut diberikan oleh sensor akselerometer dan giroskop. Nilai percepatan yang diperoleh tersebut masih berada dalam kerangka badan wahana. Agar sesuai dengan kerangka navigasi yang digunakan, maka nilai akselerasi dari akselerometer harus ditransformasi dahulu ke dalam kerangka navigasi yang digunakan dengan menggunakan matriks C_b^n .

Nilai percepatan yang dihasilkan pada dasarnya masih mengandung gaya gravitasi. Sehingga perlu dikoreksi untuk setiap perubahan waktu dan posisi, sedemikian sehingga diperoleh nilai percepatan wahana sebenarnya pada koordinat navigasi. Dari nilai percepatan yang telah dikoreksi tersebut kemudian diintegrasikan terhadap waktu satu kali untuk memperoleh kecepatan dan dua kali untuk memperoleh posisi.

Kemudian GPS, altimeter dan magnetometer digunakan sebagai korektor untuk mengoreksi pengukuran dengan frekuensi 5 data tiap detik, dimana nilai selisih dari posisi dan orientasi wahana digunakan sebagai parameter dalam Tapis Kalman untuk mengestimasi eror dari posisi dan orientasi INS.

2.1 Representasi Gerak Wahana

Dalam menentukan orientasi wahana bergerak roket terhadap kerangka navigasi yang ditetapkan, beberapa representasi matematis dapat digunakan [4]. Parameter yang digunakan dalam tiap metode akan disimpan di dalam sistem komputasi dan akan diperbarui setiap waktu menggunakan nilai kecepatan angular yang diperoleh dari giroskop.

Penggunaan metoda Direct Cosine Matrix terbatas pada sudut angguk $\theta = \pm 90^\circ$ [3][4]. Pada sudut tersebut nilai DCM menjadi tak tentu atau disebut terjadi singularitas. Metode quaternion dapat digunakan untuk menghindari keterbatasan pada fenomena diatas. Representasi sikap wahana dengan quaternion memiliki empat parameter berdasarkan transformasi kerangka koordinat satu terhadap lainnya yang dipengaruhi oleh rotasi vektor koordinat. Keempat parameter ini merupakan fungsi dari vektor dan magnituda rotasi yang direpresentasikan dengan persamaan kompleks sebagai berikut [8]

$$\bar{q}_{(k+1)} = \left(\cos\left(\frac{|\bar{w}_{(k)}|}{2}\right) \mathbf{1} + \frac{2}{|\bar{w}_{(k)}|} \sin\left(\frac{|\bar{w}_{(k)}|}{2}\right) \psi_{(k)} \right) \bar{q}_{(k)} \quad (1)$$

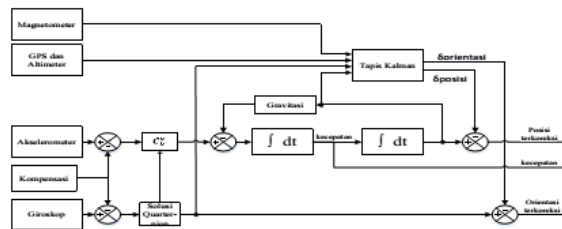
Dimana, q merupakan matriks quaternion. Simbol w merepresentasikan perubahan sudut angular, ψ

merupakan matriks skew simetris dari perubahan sudut angular. Selanjutnya untuk dapat melakukan perhitungan secara rekursif digunakan inisial kondisi yang diberikan sebagai berikut:

$$\bar{q}_{(0)} = (1 \ 0 \ 0 \ 0)^T \quad (2)$$

Nilai quaternion yang diperoleh pada persamaan (1) digunakan untuk merekonstruksi matriks transformasi koordinat. Matriks ini dilambangkan dengan C_b^n yang berarti matriks yang digunakan untuk mentransformasi nilai dari koordinat badan (*body*) ke koordinat navigasi (*navigation*). Nilai matriks C_b^n tersebut adalah sebagai berikut [8]

$$C_b^m = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$



Gambar 2 Skema rancangan INS dengan koreksi *feedforward* tapis Kalman

2.2 Sumber Error Sensor Inersial

Dikarenakan pengaruh kesalahan yang proporsional terhadap waktu [5] dibutuhkan suatu metoda kalibrasi untuk memperoleh besaran awal (initial condition) yang dipercaya telah terkompensasi dari kesalahan sistematis. Jenis kesalahan pada sensor IMU disebabkan oleh bias, faktor skala, temperatur, misalignment dan noise [9]. Berikut merupakan persamaan model kalibrasi sensor untuk giroskop dan akselerometer [8]

$$I_f = (1 + S_f)f + b_f \quad (4)$$

Pada persamaan (4), I adalah keluaran sensor, f

nilai pengukuran sebenarnya, b bias, S adalah faktor skala. Persamaan ini merupakan penyederhanaan dari model kalibrasi sensor matematis [5] dikarenakan fokus utama penelitian untuk sistem roket yang memiliki lifetime sangat singkat (< 1 menit). Sedangkan model kesalahan bias dinyatakan oleh persamaan berikut

$$b(t) = b_0 + b_1(t) \quad (5)$$

Pada persamaan (5), b_0 adalah bias null-shift yang merupakan nilai bias konstan yang tidak berubah terhadap waktu dan merupakan karakteristik bawaan dari sensor, $b_1(t)$ adalah nilai bias yang berubah dengan waktu (bias drift),

3 Perangkat Keras Penelitian

Pada subbab ini akan dibahas mengenai instrumen INS yang digunakan pada penelitian seperti ditunjukkan pada Gambar 3.

3.1 Sensor-Sensor Inersial

Akselerometer yang digunakan ialah ADXL325 yang dimanufaktur oleh Analog DevicesTM. Giroskop yang digunakan ialah IXZ-500 dan sensor IDG-500. Kedua sensor tersebut

merupakan giroskop tipe tuning fork yang diproduksi oleh perusahaan Inven Sense. Resolusi pengukuran <0,5 mg dan rentang pengukuran ± 16 g.

Sedangkan, magnetometer yang dipakai menggunakan sensor HMC6042 dan HMC1041Z yang keduanya diproduksi oleh Honeywell. Sensor magnetometer ini akan mengukur arah dan magnituda densitas fluks magnet (B) dari medan magnet Bumi dengan memanfaatkan fenomena anisotropic-magnetoresistance.

Resolusi pengukuran sebesar 1,5 Miligauss dan dengan rentan $\pm 2,5$ Gauss. Ketiga sensor ini ditambah dengan barometer yang diproduksi oleh Vectornav™ tergabung dalam satu IMU yang berjenis VN-100T.

3.2 GPS

Akurasi estimasi posisi GPS Garmin™ 18x-5Hz ini mencapai kurang dari 15 meter dengan kesalahan kecepatan sebesar 0,1 knot (0,5144 m/s). Disamping itu ukurannya yang sebesar 165 gram dengan konsumsi daya untuk dapat menjalankan instrument ini hanya sebesar 100mA@5 Vdc membuat perangkat ini dapat dikatakan ideal ditempatkan pada badan wahana peluru kendali

3.3 Real-Time Computer

Pada penelitian ini, sistem akuisisi data menggunakan real-time komputer sbRIO-9636 di produksi oleh National Instrument™. Komputer ini memiliki kemampuan prosesor kelas industri dengan kecepatan proses sebesar 400 MHz. Adapun perangkat lunak yang dibutuhkan yaitu: LabVIEW 2013 32 Bit, LabVIEW Real-Time Module dan NI-RIO 4.1. Ketiga perangkat lunak ini harus diinstal bersama dan saling berhubungan satu terhadap yang lainnya



Gambar 3 Perangkat INS : real-time computer (hijau), IMU (merah), GPS (hitam)

4 Kalibrasi Sensor dan Perancangan Tapis Kalman

Kalibrasi dari sensor IMU dilakukan dengan cara membandingkan keluaran pembacaan sensor dengan referensi yang diketahui. Untuk sensor IMU proses kalibrasi membutuhkan bidang yang sangat kaku untuk orientasi IMU di ketiga sumbu x, y dan z yang tegak lurus satu sama lainnya sehingga tidak terjadi pengaruh misalignment [9]. Terdapat 6 posisi kalibrasi untuk mendapatkan parameter bias dan faktor skala yang ditunjukkan pada persamaan sebagai berikut [5]:

$$b_f = \frac{I_{down} + I_{up}}{2} \quad (6)$$

$$S_f = \frac{I_{up} - I_{down} + 2g_l}{2g_l} \quad (7)$$

Dimana I_{down} , I_{up} merupakan pengukuran sensor

dalam kondisi menghadap ke atas dan kebawah, sedangkan g_l merupakan nilai referensi yang diketahui setara untuk pengujian akselerometer dengan nilai gravitasi lokal bumi dan untuk giroskop dengan laju rotasi instrumen pengujian

4.1 Simulasi Stasioner

Pengujian stasioner dilakukan menggunakan instrumen simulator gerak 3 sumbu milik LAPAN di Rumpin, Serpong seperti pada Gambar 4. Hal ini dilakukan untuk mendapatkan parameter bias dan faktor skala yang digunakan untuk kompensasi berdasarkan skema pada Gambar 2. Periode pengujian berlangsung selama 45 menit untuk masing-masing sumbu IMU. Simulator ini menjadi acuan nilai referensi uji pengukuran dikarenakan kesalahan yang dapat timbul dari proses kalibrasi seperti kesalahan pemasangan, getaran dan interferensi lainnya bisa dikatakan kecil berdasarkan spesifikasi simulator



Gambar 4 Simulator gerak tiga dimensi ActiDyn™

Metoda untuk pengujian akselerometer disebut Up- Down Test sedangkan metoda untuk kalibrasi giroskop disebut rotating Tables yaitu dengan mengatur instrumen kalibrasi untuk berotasi ke arah kanan-kiri dengan mengatur parameter perubahan sudut putar simulator gerak konstan. Penulis mengatur rotasi dari simulator sebesar 1 rad/s yang digerakkan ke arah kanan-kiri untuk tiap sumbunya.

Tabel 1 Hasil kalibrasi akselerometer

Sumbu Pengujian Akselerometer	UJI LAPAN	
	$\bar{a}$, Bias (m/s^2)	$\hat{a}$, Faktor Skala
Sumbu-X	0,0216	0,0216
Sumbu-Y	0,0116	0,0002
Sumbu-Z	0,0485	0,0005

Tabel 2 Hasil kalibrasi giroskop

Sumbu Pengujian Giroskop	LAPAN	
	$\bar{a}$, Bias ($^{\circ}/s$)	$\hat{a}$, Faktor Skala
Sumbu-X	0,3724	0,0003
Sumbu-Y	0,01146	0,0012
Sumbu-Z	0,02865	0,0011

Berdasarkan informasi pada Tabel 1 dan 2 maka parameter bias dan faktor skala dari akselerometer dan giroskop akan digunakan untuk kompensasi menggunakan persamaan (4).

4.2 Perancangan Tapis Kalman INS

Pada skema sistem navigasi yang ditunjukkan oleh Gambar 2 terdapat adanya pengaruh bias dan faktor skala yang tidak terkompensasi sepenuhnya dan menyebabkan pertumbuhan kesalahan sepanjang proses integrasi. Untuk itu telah dirancang algoritma untuk mengoreksi kesalahan secara feedforward menggunakan tapis Kalman diskrit diperluas untuk karakteristik sistem roket yang bersifat nonlinier [6][14].

Model eror yang digunakan pada persamaan (8) hingga (17) untuk proses estimasi p posisi, v kecepatan dan ρ orientasi dimana masing-masing terdapat 3 sumbu navigasi dalam tapis Kalman [Barth]. Dalam penelitian ini eror dari pemodelan yang disimbolkan dengan parameter $\bar{e}_{sistem} = [\bar{e}_p \quad \bar{e}_v \quad \bar{e}_\rho]^T$ memiliki vektor bernilai 0. Hal ini dikarenakan prototipe sistem navigasi inersial yang dirancang dimaksudkan untuk roket RXX-200 yang memiliki waktu hidup singkat yaitu kurang dari 1 menit.

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{\bar{p}} \\ \delta \dot{\bar{v}} \\ \delta \dot{\bar{\rho}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{pp} & F_{pv} & F_{p\rho} \\ F_{vp} & F_{vv} & F_{v\rho} \\ F_{\rho p} & F_{\rho v} & F_{\rho\rho} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \bar{p} \\ \delta \bar{v} \\ \delta \bar{\rho} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{e}_p \\ \bar{e}_v \\ \bar{e}_\rho \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$F_{pp} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{-v_N}{(R_\varphi + h)^2} \\ v_E \sin \varphi & 0 & \frac{-v_E}{(R_\lambda + h)^2 \cos \varphi} \\ \frac{(R_\lambda + h)^2 \cos^2 \varphi}{0} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$F_{pv} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R_\varphi + h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(R_\lambda + h) \cos \varphi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$F_{p\rho} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$F_{\varphi\varphi} = \begin{bmatrix} -\left(\frac{\tilde{x}_2^2}{(R_\lambda + h)^2 \cos^2 \hat{\varphi}} + 2\omega_{\varphi} \hat{\varphi}_x \cos \hat{\varphi}\right) & 0 & \frac{\hat{\varphi}_y^2 \tan \hat{\varphi}}{(R_\lambda + h)^2} - \frac{\hat{\varphi}_x \hat{\varphi}_y}{(R_\varphi + h)^2} \\ \frac{\hat{\varphi}_y \hat{\varphi}_y}{(R_\lambda + h)^2 \cos^2 \hat{\varphi}} + 2\omega_{\varphi} (\hat{\varphi}_x \cos \hat{\varphi} - \hat{\varphi}_y \sin \hat{\varphi}) & 0 & -\hat{\varphi}_x \left(\frac{\hat{\varphi}_y \tan \hat{\varphi} + \hat{\varphi}_y}{(R_\lambda + h)^2} \right) \\ 2\omega_{\varphi} \hat{\varphi}_x \sin \hat{\varphi} & 0 & \frac{\tilde{x}_2^2}{(R_\lambda + h)^2} + \frac{\hat{\varphi}_y^2}{(R_\varphi + h)^2} - 2 \frac{\hat{\varphi}_x \hat{\varphi}_y}{R + h} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$F_{\varphi\psi} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{\varphi}_y}{(R_\varphi + h)} & -\left(\frac{\hat{\varphi}_y^2 \tan \hat{\varphi}}{(R_\lambda + h)^2 \cos^2 \hat{\varphi}} + 2\omega_{\varphi}\right) \sin \hat{\varphi} & \frac{\hat{\varphi}_y}{(R_\varphi + h)} \\ \frac{\hat{\varphi}_y \tan \hat{\varphi}}{(R_\lambda + h)} + 2\omega_{\varphi} \sin \hat{\varphi} & \frac{\hat{\varphi}_y \tan \hat{\varphi} + \hat{\varphi}_y}{(R_\lambda + h)} & \frac{\hat{\varphi}_y}{(R_\lambda + h)} + 2\omega_{\varphi} \cos \hat{\varphi} \\ -\frac{\hat{\varphi}_y}{(R_\lambda + h)} & -\frac{\hat{\varphi}_y}{(R_\varphi + h)} - 2\omega_{\varphi} \cos \hat{\varphi} & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$F_{\psi\psi} = \begin{bmatrix} 0 & \hat{f}_D & -\hat{f}_E \\ -\hat{f}_D & 0 & \hat{f}_N \\ \hat{f}_E & -\hat{f}_N & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$F_{\rho\rho} = \begin{bmatrix} -\omega_{\varphi} \sin \hat{\varphi} & 0 & -\frac{\hat{v}_E}{(R_\lambda + h)^2} \\ 0 & 0 & \frac{\hat{v}_N}{(R_\varphi + h)^2} \\ -\omega_{\varphi} \cos \hat{\varphi} - \frac{\hat{v}_E}{(R_\lambda + h) \cos^2 \hat{\varphi}} & 0 & \frac{\hat{v}_E \tan \hat{\varphi}}{(R_\lambda + h)^2} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$F_{\rho\psi} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{(R_\lambda + h)} & 0 \\ -\frac{1}{(R_\varphi + h)} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{\tan \hat{\varphi}}{(R_\lambda + h)} & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$F_{\rho\rho} = \begin{bmatrix} 0 & \hat{\omega}_D & -\hat{\omega}_E \\ -\hat{\omega}_D & 0 & \hat{\omega}_N \\ \hat{\omega}_E & -\hat{\omega}_N & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

Pada penelitian ini, tapis Kalman diskrit dirancang dengan menggunakan metoda integrasi loosely coupled system (sistem gandang bebas) seperti pada. Pada integrasi secara loosely coupled, parameter posisi keluaran dari GPS (lintang dan bujur) diperoleh secara terpisah dari komputasi utama dan nilai posisi tersebut digunakan untuk mengoreksi posisi hasil kalkulasi pada INS [6].

Tahap prediksi dimulai dengan menentukan prediksi nilai keadaan x dan kovarian error dari keadaan x yang dilambangkan dengan P . Kedua nilai tersebut ditentukan melalui persamaan berikut

$$x_k = Fx_{k-1} + Ww_{k-1} \quad (18)$$

Dimana x merupakan vektor estimasi kesalahan INS dengan sembilan komponen (3 untuk posisi, 3 untuk kecepatan dan 3 untuk orientasi), F merupakan matriks model eror yang berdimensi 9x9 seperti pada persamaan diatas, dan W merepresentasikan nois proses

yang merupakan nilai variansi dari sensor akselerometer dan giroskop pembentuk matriks diagonal.

Model korektor pada tapis Kalman ini dinyatakan dalam persamaan (19)

$$y_k = Hx_{k-1} + Vv_{k-1} \quad (19)$$

Dimana y merupakan vektor koreksi dari sensor korektor yang terdiri dari enam komponen (lintang dan bujur oleh GPS, ketinggian oleh altimeter dan orientasi oleh magnetometer), H merupakan matriks pengukuran (6x9) dan V merepresentasikan nois pengukuran yang merupakan nilai variansi dari sensor GPS, altimeter dan magnetometer yang berbentuk matriks diagonal.

5 Hasil Uji INS

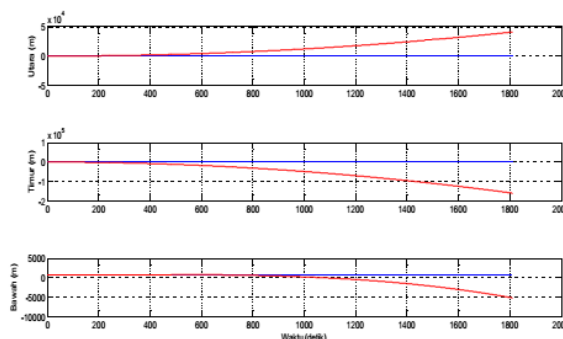
Dari Tabel 3 terlihat bahwa kompensasi telah berhasil menekan nilai eror pada pembacaan sensor IMU dengan minimum persentase pengurangan eror sebesar 80% selama pengujian dalam keadaan diam selama 30 menit.

Tabel 3 Hasil Kompensasi Sensor

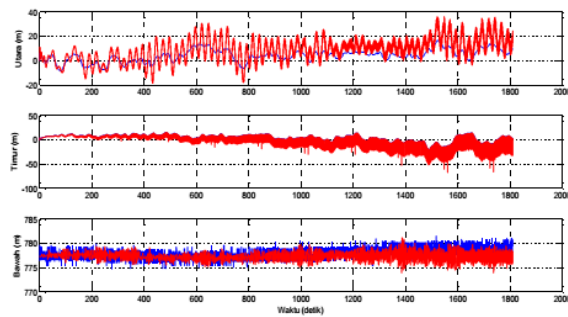
Sensor IMU	Sebelum Kompensasi	Setelah Kompensasi	Persentase Pengurangan Error
Acc-X	0,039945 m/s ²	0,007895 m/s ²	80%
Acc-Y	0,044574 m/s ²	0,00236 m/s ²	94%
Acc-Z	0,035252 m/s ²	0,001307 m/s ²	96%
Giro-X	0,0078 rad/s	$6,42 \times 10^{-4}$ rad/s	92%
Giro-Y	-0,0026 rad/s	$1,32 \times 10^{-4}$ rad/s	95%
Giro-Z	0,0048 rad/s	$-2,96 \times 10^{-4}$ rad/s	94%

5.1 Uji stasioner

Uji stasioner dilakukan dengan durasi selama 30 menit mengingat wahana roket RKX-200 memiliki waktu peluncuran kurang dari 1 menit. Nilai eror parameter navigasi akan diestimasi oleh tapis Kalman, dengan frekuensi cuplik korektor GPS, altimeter dan magnetometer sebesar 5 Hz.



Gambar 5 Perbandingan pembacaan nilai posisi GPS (biru) dan INS (merah)

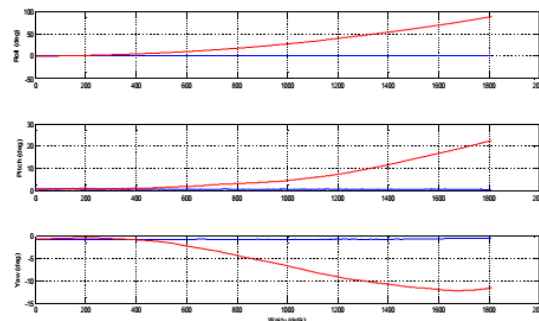


Gambar 6 Pembacaan nilai INS yang dikoreksi dengan tapis Kalman (merah) dibandingkan dengan GPS (biru)

Posisi INS menyimpang sekitar 40 km ke arah utara, 150 km ke arah barat dan sekitar 5 km ke arah bawah selama 30 menit. Hal ini mengartikan bahwa proses integrasi pada algoritma INS yang tidak terjadi koreksi tapis Kalman, mengandung banyak kesalahan dan tidak di kompensasi sehingga pertumbuhan kesalahan sangat signifikan.

Pada Gambar 6, menunjukkan bahwa estimasi tapis Kalman hampir identik dengan sensor referensi yaitu GPS. Performa tapis kalman dalam kondisi stasioner memperbaiki estimasi dari integrasi INS

Estimasi Tapis Kalman yang dirancang telah berhasil memperbaiki kesalahan maksimal sebesar 67 meter atau mencapai 2373 kali lipat lebih baik dari proses INS tanpa tapis Kalman



Gambar 7 Perbandingan orientasi magnetometer (biru), perhitungan INS (merah) dan Tapis Kalman (hijau).

Pada Gambar 7, hasil koreksi tapis alman berhimpit dengan nilai referensi magnetometer. Hal ini menunjukkan bahwa Tapis Kalman bekerja sangat baik yang memaksa parameter navigasi mendekati nilai referensi. Orientasi yang dibaca dari magnetometer berkisar di nilai referensi yaitu 0 dikarenakan tidak ada pengaruh medan magnet sekitar lokasi pengujian. Penyimpangan rotasi pada ketiga sumbu terlihat mengalami peningkatan penyimpangan. Penyimpangan paling besar pada kalkulasi INS berada pada sudut roll, dimana penyimpangan mencapai 90° selama 30 menit pengujian. Sudut yaw dan pitch juga mengalami peningkatan kesalahan, dimana besar maksimum kesalahan sebesar 20° untuk sudut angguk dan 11° untuk sudut geleng

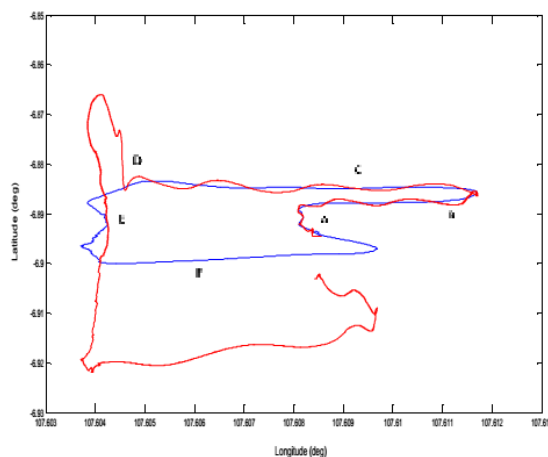
5.2 Uji Dinamika

Untuk menguji algoritma INS dan penerapan tapis Kalman diskrit diperluas, dilakukan simulasi navigasi dinamika rendah tiga dimensi. Simulasi ini dilakukan dengan menggunakan sepeda motor mengelilingi trajektor yang ditunjukkan pada Gambar 8. Jarak tempuh dari rute trajektori penelitian ini yaitu sekitar 5.08 KM. Rute ini dimulai dari Persimpangan (Jl. Tamansari dengan Jl. Ganesha)-(Jl. Taman Sari)-(Jl. Siliwangi)-(Jl. Ciumbuleuit)-(Jl.Cihampelas)-(Jl Layang Pasupati)-(Jl. Taman Sari). Pengujian dilakukan pada siang hari pukul 11.00 WIB dengan kondisi awan cerah. Proses pengujian berlangsung sekitar 15 menit. Instrumen pengujian ditutupi oleh suatu bidang untuk menghindari kontak langsung dengan cahaya matahari. Hal ini dilakukan untuk menghindari pengaruh yang dapat ditimbulkan dari kontak langsung radiasi matahari yaitu bias nonlinear akibat kenaikan temperatur IMU [11].



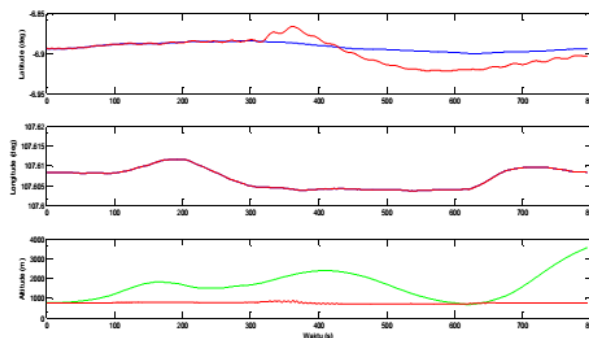
Gambar 8 Trajektori uji dinamika tiga dimensi

Hasil estimasi uji dinamika ditunjukkan oleh Gambar 9. Estimasi tapis Kalman dari titik mulai yaitu titik A–titik D memiliki karakteristik lalu lintas yang cukup lenggang sedangkan saat mencapai titik D lalu lintas berubah menjadi sangat padat sehingga estimasi tapis Kalman menjadi terganggu secara signifikan dan menjadi tidak stabil akibat gangguan medan magnet lalu lintas



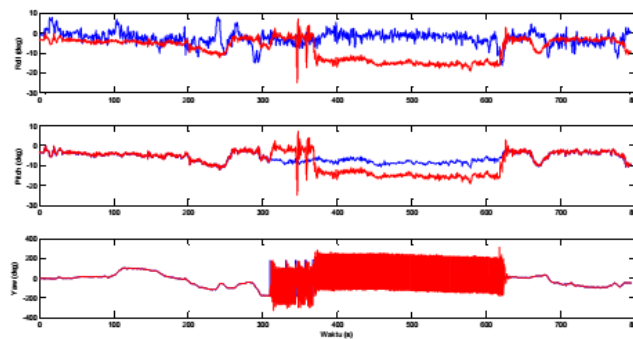
Gambar 9 Estimasi Trajektori Posisi GPS (Biru) dan Tapis Kalman (Merah).

Merujuk pada Gambar 10 saat detik ke-300 mulai terjadi simpangan estimasi posisi lintang (warna merah) mencapai $\pm \Delta 0.05\text{deg}$ atau setara dengan 5km selanjutnya tapis Kalman berupaya untuk memperbaiki estimasi dengan menyesuaikan dengan nilai korektor GPS. Ketersediaan informasi lintang oleh GPS tergolong bagus karena tidak menunjukkan adanya sinyal yang hilang akibat terhalang gangguan (bangunan tinggi, jamming). Dalam usaha mengestimasi eror, tapis Kalman membutuhkan waktu beberapa saat untuk dapat menuju nilai referensi (GPS) hal ini disebabkan oleh pemodelan eror yang digunakan pada penelitian ini merupakan bentuk penyederhanaan linear untuk sistem nonlinear. Sehingga saat proses pengujian, ketika terdapat nilai gangguan secara signifikan khususnya pada sensor magnetometer akan menyebabkan tapis Kalman menjadi tidak stabil. Sedangkan estimasi tapis Kalman terhadap pembacaan bujur oleh GPS menunjukkan nilai yang sangat bagus

**Gambar 10 Estimasi Posisi Geodetik GPS (Biru), INS (Hijau) dan INS terkoreksi tapis Kalman (Merah)**

Untuk estimasi ketinggian, saat perioda 300 detik pertama estimasi tapis Kalman mengalami lonjakan estimasi mencapai $\Delta 100$ meter. Fenomena ini identik dengan yang terjadi pada posisi lintang. Untuk mengkomparasikan hasil estimasi maka telah ditampilkan integrasi dari ketinggian INS tanpa koreksi tapis Kalman. Pada kurva berwarna hijau yang ditunjukkan Gambar 10 bahwa nilai integrasi dari kecepatan di sumbu-z terus mengalami pertumbuhan yang mencapai 3531 m setelah 793 detik sejak dimulainya uji dinamika.

Pada Gambar 11 menunjukkan bahwa selisih estimasi besar parameter guling dan angguk pada rentang 0-800 detik memiliki estimasi yang baik (kesalahan < 2 deg) terhadap nilai korektor magnetometer. Tetapi nilai orientasi berubah signifikan mencapai $\Delta 17.134$ deg dari kondisi sebelumnya. Nilai kesalahan ini bertahan selama 200 detik waktu uji dinamik.



Gambar 11 Estimasi Orientasi Magnetometer (Biru) dan INS terkoreksi tapis

Fenomena kesalahan ini disebabkan pengaruh dari medan magnet pada sumbu geleng (yaw) sangat besar. Keadaan lalu lintas yang sangat padat membuat sumber magnet acak terjadi disekeliling instrumen dan instrumen navigasi terpengaruh secara langsung oleh dinamika medan magnet sekitar.

6 Kesimpulan dan Saran

Beberapa kesimpulan yang diperoleh dari penelitian ini yaitu kalibrasi pada sensor IMU dapat mengurangi potensi kesalahan akibat pertumbuhan error saat integrasi. Metoda tapis Kalman sangat berguna diterapkan untuk aplikasi navigasi khususnya roket kendali RKX-200 ini karena respon koreksi yang sangat cepat dan algoritma yang dapat diimplementasikan pada real-time computer. Sedangkan untuk meningkatkan performa tapis Kalman maka disarankan menggunakan modifikasi dari skema perancangan yaitu menerapkan koreksi feedback sehingga potensi kesalahan dapat di koreksi sebelum memasuki integrasi dan perancangan error model untuk sistem nonlinear yang bersifat robus.

7 Nomenklatur

v	:	kecepatan
f	:	percepatan
ω	:	Kecepatan angular
R_λ	:	Radius bujur
R_φ	:	Radius Lintang
N, E, D	:	North, East, Down

8 Daftar Pustaka

- [1] A. Noureldin, T. B. Karamat, M. D. Eberts and
- [2] El-Shafie, "Performance Enhancement of MEMS-Based INS/GPS Integration for Low-Cost Navigation Applications," *IEEE TRANSACTIONS ON VEHICULAR TECHNOLOGY*, vol. 58 No.3, pp. 1077-1096, 2009.
- [3] E. Raihan, "Pengaruh Penambahan Komponen Sensor Magnetometer Dalam Sistem Navigasi Inersial Tipe Strapdown Dengan Koreksi GPS," Institut Teknologi Bandung, Bandung, Indonesia, 2012.

- [4] X. Kong, "INS algorithm using quaternion model for low cost IMU," in *Robotics and Autonomous Systems*, Sydney,Australia, 2004.
- [5] D. H. Titterton and J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*-2nd Edition, USA: The Institution of Electrical Engineers, 2004.
- [6] A. G and A. Trecroci, "Calibration Of A Low Cost MEMS INS Sensor For An Integrated Navigation System," *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, vol. XXXVII, p. Part B5, 2008.
- [7] N. Hjortsmarker, "Experimental System for Validating GPS/INS Integration Algorithms," Lule University of Technology, Swedia, 2005.
- [8] M. E. Diasty, A. E. Rabbany and S. Pagiatakis, "Temperature Variation Effects on Stochastic Characteristics For Low-Cost MEMS-Based Inertial Sensor Error," *Measurement Science And Technology*, vol. 18, pp. 3321-3328, 2007.
- [9] F. Jay and M. Barth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, USA: McGraw- Hill, 1999.
- [10]F. Gulmammadov, "Analysis, Modeling and Compensation of Bias Drift in MEMS Inertial Sensors," *Recent Advances in Space Technologies*, 2009. *On 4th International Conference*, pp. 591-596, 2009.
- [11]L. Bowen and Y. Danya, "Calculation of Vehicle Real-time Position Overcoming the GPS Positioning Latency with MEMS INS," pp. 248- 254, 2014.
- [12]M. Wis and I. Colomina, "Dynamic Dependent IMU Stochastic Modeling for Enhanced INS/GNSS Navigation," *Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing (NAVITEC)*, 2010.
- [13]"Calibration of A Low Cost MEMS INS Sensor For An Integrated Navigation System," *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, vol. XXXVII, pp. 877-882, 2008.
- [14]H. Sum, J. Fu, X. Yuan and W. Tang, "Analysisi of The Kalman Filter With Difference INS Error Models For GPS/INS Integration In Aerial Remote Sensing Application," *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, vol. XXXVIII, pp. 883-890, 2008.