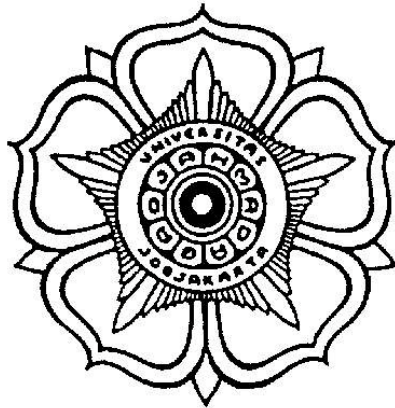


**PENGEMBANGAN ALGORITMA  
*INERTIAL NAVIGATION SYSTEM* UNTUK UJI  
PELUNCURAN ROKET KENDALI LAPAN**



**Oleh:**

**Romi Wiryadinata**

**UNIVERSITAS GADJAH MADA  
YOGYAKARTA  
2015**

**PENGEMBANGAN ALGORITMA  
*INERTIAL NAVIGATION SYSTEM* UNTUK UJI  
PELUNCURAN ROKET KENDALI LAPAN**

**Disertasi untuk memperoleh  
derajat Doktor dalam Ilmu Teknik Elektro pada  
Universitas Gadjah Mada**

Dipertahankan di hadapan  
Dewan Penguji Program Pascasarjana  
Fakultas Teknik  
Universitas Gadjah Mada  
Pada tanggal: 16 Juni 2015

**Oleh  
Romi Wiryadinata**

Lahir  
Di Serang-Banten

## HALAMAN PERSETUJUAN

Tim Promotor menyetujui laporan disertasi:

Nama : Romi Wiryadinata  
NIM : 08/274896/STK/00199  
Judul : Pengembangan Algoritma *Inertial Navigation System*  
untuk Uji Peluncuran Roket Kendali Lapan

yang telah diperbaiki sesuai saran dari Tim Penguji Ujian Tertutup



Ir. Oyas Wahyunggoro, M.T., Ph.D.  
Promotor,

Tanggal 21 Mei 2015



Dr.Eng. Wahyu Widada, B.Eng., M.Sc., APU.  
Ko-promotor I,

Tanggal 19 Mei 2015



Prof. Ir. Sunarno, M.Eng., Ph.D.  
Ko-promotor II,

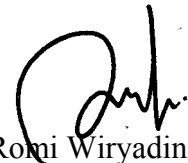
Tanggal 21 Mei 2015

## **PERNYATAAN PROMOVENDUS**

Dengan ini saya menyatakan bahwa dalam Disertasi ini tidak terdapat karya yang pernah diajukan untuk memperoleh gelar kesarjanaan di suatu Perguruan Tinggi, dan sepanjang pengetahuan saya juga tidak terdapat karya atau pendapat yang pernah ditulis atau diterbitkan orang lain, kecuali yang secara tertulis diacu dalam naskah ini dan disebutkan dalam daftar pustaka

Yogyakarta, 19 Juni 2015

Yang menyatakan



Romi Wiryadinata

## KATA PENGANTAR

Puji Syukur alhamdulillah penulis panjatkan kehadiran Allah SWT., karena hanya dengan rahmat dan hidayah-Nya tulisan berbentuk disertasi ini dapat diselesaikan dengan baik. Disertasi berjudul “**Pengembangan Algoritma INS untuk Uji Peluncuran Roket Kendali LAPAN**” dibuat sebagai syarat untuk dapat mencapai gelar Doktor pada Program Studi Ilmu-ilmu Teknik Jurusan Teknik Elektro dan Teknologi Informasi, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta.

Terwujudnya tulisan ini tidak terlepas dari bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu pada kesempatan ini penulis menyampaikan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Ir. Oyas Wahyunggoro, M.T., Ph.D. sebagai Promotor yang telah banyak memberikan bimbingan dan kontribusi sampai naskah disertasi ini selesai menggantikan Prof. Dr. Ir. Th. Sri Widodo, DEA., (Alm).
2. Dr.Eng. Wahyu Widada, B.Eng., M.Sc., APU. sebagai Ko-promotor I yang banyak memberikan ide dan kontribusi pada tahap pengembangan *hardware*, *software*, dan maupun teknik-teknik penelitian selama magang di LAPAN.
3. Prof. Ir. Sunarno. M.Eng., Ph.D. sebagai Ko-promotor II, Kajar Jurusan Teknik Fisika, dan Ka.Lab SSTK yang telah memberikan banyak bimbingan, saran, dan ilmu praktis selama magang di lab Sensor dan Sistem Telekontrol.
4. Kedua orang tuaku H. Abdul Mukti, S.E. dan Hj. Marhumah (Alm), yang telah mendidik dan banyak memberikan arti hidup beragama, disiplin, selalu menanamkan kejujuran, dan haus ilmu pengetahuan.
5. Adik-adik ku tersayang, Istri dan anak ku tercinta, Ibu Hj. Nur’aini, Keluarga besar H. Yusuf (Rio Panjak) dan keluarga besar H. Markusen yang selalu memberikan do’a dan motivasi hingga saat ini.
6. Lab. Kendali dan Telemetri, PUSTEKROKET-LAPAN; SINKEN *Research Group*, T. Elektro, FT-UNTIRTA; Lab. SSTK, T. Fisika, FT-UGM, Lab. PIT, Lab. KSC, Lab. Telekomunikasi, FTI-UII; Keluarga besar program pascasarjana JTETI dan FT-UGM.

7. Semua pihak yang telah ikut membantu memberikan masukan dan dukungan pada penulisan disertasi ini yang tidak dapat penulis sebutkan satu-persatu.

Harapan penulis, semoga tulisan ini dapat memberikan sumbangan pemikiran bagi perkembangan ilmu pengetahuan dan dapat bermanfaat bagi masyarakat dan negara khususnya bidang peroketan nasional.

Akhir kata, penulis senantiasa mengharapkan kritik dan saran yang bersifat membangun untuk penyempurnaan bidang ilmu yang penulis alami.

Yogyakarta, 19 Juni 2015

Penulis

## DAFTAR ISI

|   |           |
|---|-----------|
| <b>Halaman Judul</b>  | i         |
| <b>Halaman setelah halaman judul</b>                              | ii        |
| <b>Halaman Persetujuan</b>  | iii       |
| <b>Pernyataan Promovendus</b>                                     | iv        |
| <b>Kata Pengantar</b>   | v         |
| <b>Daftar Isi</b>   | vii       |
| <b>Daftar Tabel</b>   | ix        |
| <b>Daftar Gambar</b>  | x         |
| <b>Daftar Istilah</b>   | xiii      |
| <b>Daftar Variabel</b>  | xv        |
| <b>Intisari</b>   | xviii     |
| <b>Abstract</b>   | xix       |
| <b>BAB I PENDAHULUAN</b>  | <b>1</b>  |
| 1.1 Latar Belakang  | 1         |
| 1.2 Rumusan dan Batasan Masalah                                   | 7         |
| 1.3 Keaslian Penelitian   | 7         |
| 1.4 Tujuan Penelitian   | 8         |
| 1.5 Manfaat Penelitian  | 8         |
| 1.6 Sistematika Penulisan   | 9         |
| <b>BAB II DASAR TEORI</b>   | <b>10</b> |
| 2.1 Tinjauan Pustaka  | 10        |
| 2.2 Dasar Teori   | 14        |
| 2.2.1 IMU ( <i>Inertial Measurement Unit</i> )                    | 14        |
| 2.2.2 Mekanika terbang wahana udara                               | 18        |
| 2.2.2.1 Tata acuan koordinat ( <i>reference/coordinat frame</i> ) | 19        |
| 2.2.2.2 Matriks transformasi koordinat                            | 21        |
| 2.2.3 INS ( <i>Inertial Navigation System</i> )                   | 23        |
| 2.2.3.1 Sistem <i>gimbaled</i>                                    | 25        |
| 2.2.3.2 Sistem <i>strapdown</i>                                   | 27        |

|  |           |
|--|-----------|
| 2.2.3.3 Persamaan navigasi   | 29        |
| 2.2.4 Sistem roket   | 36        |
| 2.3 Hipotesis  | 37        |
| <b>BAB III METODE PENELITIAN</b>                                   | <b>38</b> |
| 3.1 Populasi dan Sampel  | 38        |
| 3.2 Variabel Penelitian  | 39        |
| 3.3 Alat dan Instrumen Penelitian                                  | 40        |
| 3.4 Prosedur Pengambilan Data                                      | 41        |
| 3.4.1 Pra pengembangan algoritma                                   | 41        |
| 3.4.2 Algoritma <i>strapdown inertial navigation system</i>        | 45        |
| 3.4.2.1 Perhitungan sumbu rotasi algoritma INS                     | 45        |
| 3.4.2.2 Metode $\mu_e$ -Euler ( <i>threshold-Euler</i> )           | 46        |
| 3.4.2.3 Perhitungan sumbu translasi algoritma INS                  | 48        |
| 3.4.3 Simulasi dan pengujian algoritma SINS metode $\mu_e$ -Euler  | 50        |
| 3.5 Prosedur Analisis Data   | 51        |
| <b>BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN</b>                                 | <b>52</b> |
| 4.1 Pengujian Sensor   | 52        |
| 4.2 Simulasi Algoritma INS   | 58        |
| 4.3 Pengujian Algoritma INS dengan Kendaraan                       | 74        |
| 4.4 Pengujian Algoritma INS<br>dengan Data Peluncuran RWX200 LAPAN | 88        |
| 4.5 Ringkasan Hasil Pengujian                                      | 94        |
| 4.6 Catatan Khusus   | 97        |
| <b>BAB V KESIMPULAN</b>  | <b>98</b> |
| 5.1 Kesimpulan   | 98        |
| 5.2 Saran  | 99        |
| Lampiran A Program Membaca dan Menggabungkan IMU-GPS               | A-1       |
| Lampiran B Program Membaca Data Melalui <i>Serial Port</i>         | B-1       |
| Lampiran C Program Algoritma INS                                   | C-1       |
| Lampiran D GPS ( <i>Global Positioning System</i> )                | D-1       |
| Lampiran E Sistem Roket  | E-1       |
| Lampiran F Blok <i>Simulink</i> Metode Euler dan <i>Quaternion</i> | F-1       |
| Lampiran G Perancangan <i>Hardware</i> dan Dokumentasi Percobaan   | G-1       |

## DAFTAR TABEL

| Nomor dan Judul Tabel  | Halaman |
|--|---------|
| Tabel 1.1 Perkembangan penelitian yang sudah ada   | 5       |
| Tabel 2.1 Simbol dan notasi sistem TAK (Tata Acuan Koordinat)                                  | 21      |
| Tabel 2.2 Kelebihan dan kekurangan antara IMU/INS dengan GPS                                   | 25      |
| Tabel 4.1 Hasil koreksi kesalahan <i>rate-gyroscope</i> dengan pendulum                        | 54      |
| Tabel 4.2 Hasil pengujian <i>accelerometer</i> pada lintasan datar dan lurus                   | 58      |
| Tabel 4.3 Nilai perubahan sebelum dan sesudah modifikasi metode <i>Euler</i>                   | 67      |
| Tabel 4.4 Nilai perbandingan ketiga metode menggunakan variasi data <i>input</i>               | 71      |
| Tabel 4.5 <i>Error</i> TAK navigasi antara metode <i>Quaternion</i> dan $\mu_e$ - <i>Euler</i> | 95      |
| Tabel 4.6 Perbandingan waktu komputasi dan <i>Error</i> posisi terhadap GPS                    | 95      |

## DAFTAR GAMBAR

| <b>Nomor dan judul gambar</b>   | <b>Halaman</b> |
|---|----------------|
| Gambar 2.1 Pergerakan IMU dengan 6 derajat kebebasan  | 15             |
| Gambar 2.2 Rotasi benda   | 16             |
| Gambar 2.3 Pemrosesan data <i>rate-gyroscope</i>  | 17             |
| Gambar 2.4 Dasar sistem navigasi  | 18             |
| Gambar 2.5 Pembagian tata acuan koordinat ( <i>coordinate frame</i> )   | 19             |
| Gambar 2.6 TAK geosentris   | 20             |
| Gambar 2.7 TAK geodetik   | 20             |
| Gambar 2.8 TAK benda  | 21             |
| Gambar 2.9 Diagram blok rangkaian dasar INS   | 23             |
| Gambar 2.10 Sistem <i>gimbaled</i>  | 25             |
| Gambar 2.11 Diagram blok pengkondisi sinyal pada sistem <i>gimbal</i>   | 26             |
| Gambar 2.12 Sistem <i>strapdown</i>   | 28             |
| Gambar 2.13 Diagram blok pengkondisi sinyal pada sistem <i>strapdown</i>  | 28             |
| Gambar 2.14 Transformasi rotasi metode <i>Quaternion</i>  | 32             |
| Gambar 2.15 Profil terbang RWX200   | 36             |
| Gambar 2.16 Konfigurasi dan geometri RWX200   | 37             |
| Gambar 3.1 Blok hubungan antar variabel   | 39             |
| Gambar 3.2 Diagram blok <i>low-cost</i> IMU   | 41             |
| Gambar 3.3 Ilustrasi proses <i>sampling</i> IMU-GPS   | 42             |
| Gambar 3.4 Diagram alir <i>pre-processing</i> pengembangan algoritma INS  | 43             |
| Gambar 3.5 Diagram alir konversi data GPS   | 44             |
| Gambar 3.6 Diagram alir metode $\mu_e$ - <i>Euler</i>   | 47             |
| Gambar 3.7 Diagram blok modifikasi algoritma INS  | 50             |
| Gambar 4.1 Pengujian <i>rate-gyroscope</i> dengan pendulum  | 53             |
| Gambar 4.2 Keluaran <i>rate-gyroscope</i> dari pendulum, sebelum dan sesudah di integral                        | 53             |
| Gambar 4.3 Hasil pengujian <i>rate-gyroscope</i> pada TAK benda setelah diberikan formula kalibrasi dan koreksi | 55             |

| <b>Nomor dan judul gambar</b>   | <b>Halaman</b> |
|---|----------------|
| Gambar 4.4 Pengujian <i>accelerometer</i> pada lintasan datar dan lurus   | 56             |
| Gambar 4.5 Pengujian <i>accelerometer</i> TAK benda pada lintasan lurus satu langkah  | 56             |
| Gambar 4.6 Pengujian <i>accelerometer</i> TAK benda pada lintasan lurus dua langkah   | 57             |
| Gambar 4.7 <i>Input</i> simulasi TAK benda  | 59             |
| Gambar 4.8 Simulasi TAK benda untuk data rotasi ( <i>rate-gyroscope</i> )   | 59             |
| Gambar 4.9 Simulasi TAK benda untuk data translasi ( <i>accelerometer</i> )   | 60             |
| Gambar 4.10 <i>Input</i> dan <i>output</i> percobaan metode <i>Euler</i> dan <i>Quaternion</i> menggunakan <i>toolbox</i> pada <i>simulink</i> Matlab | 61             |
| Gambar 4.11 Simulasi TAK navigasi metode <i>Euler</i> dan <i>Quaternion</i>   | 62             |
| Gambar 4.12 Kecepatan TAK navigasi metode <i>Euler</i> dan <i>Quaternion</i>  | 63             |
| Gambar 4.13 Posisi/jarak TAK navigasi metode <i>Euler</i> dan <i>Quaternion</i>   | 63             |
| Gambar 4.14 Sudut rotasi TAK navigasi metode <i>Euler</i> dan <i>Quaternion</i>   | 64             |
| Gambar 4.15 Perbandingan TAK benda dan TAK navigasi metode <i>Euler</i>   | 65             |
| Gambar 4.16 TAK navigasi metode <i>Euler</i> dan modifikasi metode <i>Euler</i>   | 66             |
| Gambar 4.17 TAK navigasi sudut rotasi metode <i>Euler</i> modifikasi dan metode $\mu_e$ - <i>Euler</i> ( <i>threshold-Euler</i> )                     | 68             |
| Gambar 4.18 TAK navigasi dengan variasi <i>input</i> (pengukuran 13 s)  | 68             |
| Gambar 4.19 TAK navigasi sumbu translasi (pengukuran 13 s)  | 69             |
| Gambar 4.20 TAK navigasi sumbu rotasi (pengukuran 13 s)   | 69             |
| Gambar 4.21 TAK navigasi dengan variasi <i>input</i> (pengukuran 28 s)  | 70             |
| Gambar 4.22 TAK navigasi sumbu translasi (pengukuran 28 s)  | 71             |
| Gambar 4.23 TAK navigasi sumbu rotasi (pengukuran 28 s)   | 72             |
| Gambar 4.24 Perbandingan antara metode <i>Euler</i> , <i>Quaternion</i> dan $\mu_e$ - <i>Euler</i> pada sumbu rotasi (pengukuran 28 s)                | 72             |
| Gambar 4.25 Posisi penempatan IMU pada kendaraan  | 74             |
| Gambar 4.26 Pengujian IMU untuk satu langkah pada lintasan lurus  | 75             |
| Gambar 4.27 Pengujian IMU untuk dua langkah pada lintasan lurus   | 76             |
| Gambar 4.28 Data IMU pada pengujian lintasan memutar  | 77             |
| Gambar 4.29 Translasi TAK benda pada pengujian lintasan memutar   | 77             |

| <b>Nomor dan judul gambar</b>   | <b>Halaman</b> |
|---|----------------|
| Gambar 4.30 Rotasi TAK benda pada pengujian lintasan memutar  | 78             |
| Gambar 4.31 Kecepatan dan jarak TAK navigasi<br>pada pengujian lintasan memutar   | 79             |
| Gambar 4.32 Posisi koordinat LLA ( <i>Latitude, Longitude, dan Altitude</i> )<br>INS-GPS pada pengujian lintasan memutar              | 80             |
| Gambar 4.33 Posisi 3D INS-GPS pada pengujian lintasan memutar   | 81             |
| Gambar 4.34 <i>Attitude</i> pada pengujian lintasan memutar   | 81             |
| Gambar 4.35 <i>Roll</i> pada pengujian lintasan memutar   | 82             |
| Gambar 4.36 TAK navigasi metode <i>Euler, Quaternion, dan <math>\mu_e</math>-Euler</i><br>pada pengujian lintasan memutar             | 82             |
| Gambar 4.37 Data IMU pada pengujian di tol Merak-Tangerang  | 83             |
| Gambar 4.38 Translasi TAK benda pada pengujian di tol Merak-Tangerang   | 84             |
| Gambar 4.39 Rotasi TAK benda pada pengujian di tol Merak-Tangerang  | 84             |
| Gambar 4.40 Kecepatan dan jarak TAK navigasi<br>pada pengujian di tol Merak-Tangerang   | 85             |
| Gambar 4.41 Posisi koordinat LLA ( <i>Latitude, Longitude, dan Altitude</i> )<br>INS-GPS pada pengujian di tol Merak-Tangerang        | 86             |
| Gambar 4.42 Posisi 3D INS-GPS pada pengujian di tol Merak-Tangerang   | 86             |
| Gambar 4.43 <i>Attitude</i> pada pengujian di tol Merak-Tangerang   | 87             |
| Gambar 4.44 TAK navigasi metode <i>Euler, Quaternion, dan <math>\mu_e</math>-Euler</i><br>pada pengujian di jalan tol Merak-Tangerang | 88             |
| Gambar 4.45 Data IMU hasil peluncuran RWX200 LAPAN  | 89             |
| Gambar 4.46 Translasi TAK benda hasil peluncuran RWX200   | 89             |
| Gambar 4.47 Rotasi TAK benda hasil peluncuran RWX200  | 90             |
| Gambar 4.48 Translasi TAK navigasi hasil peluncuran RWX200  | 91             |
| Gambar 4.49 Posisi koordinat LLA INS-GPS hasil peluncuran RWX200  | 91             |
| Gambar 4.50 Posisi 3D INS-GPS hasil peluncuran RWX200   | 92             |
| Gambar 4.51 <i>Attitude</i> TAK navigasi hasil peluncuran RWX200  | 93             |
| Gambar 4.52 TAK navigasi metode <i>Euler, Quaternion, dan <math>\mu_e</math>-Euler</i><br>pada hasil peluncuran RWX200 LAPAN          | 93             |

## DAFTAR ISTILAH

|         |  |
|---------|--|
| ADC     | : <i>Analog to Digital Converter</i>                           |
| AHRS    | : <i>Attitude Heading Reference System</i>                     |
| ATD     | : <i>Advanced Technology Demonstration</i>                     |
| AUV     | : <i>Autonomous Underwater Vehicle</i>                         |
| COG     | : <i>Center of Gravity</i>                                     |
| DCM     | : <i>Direct Cosine Matrix</i>                                  |
| DOF     | : <i>Degree of Freedom</i>                                     |
| DGPS    | : <i>Diferential Global Positioning System</i>                 |
| ECI     | : <i>Earth Centered Inertial</i>                               |
| ECEF    | : <i>Earth Centered Earth Fixed</i>                            |
| ENU     | : <i>East North Up</i>   |
| EMRFI   | : <i>Electromagnetic and Radio Frequency Interference</i>      |
| GPGGA   | : <i>Format keluaran ASCII standar data GPS (GPS fix Data)</i> |
| GNC     | : <i>Guidance, Navigation, and Control</i>                     |
| GPS     | : <i>Global Positioning System</i>                             |
| HSTSS   | : <i>Hardened Subminiature Telemetry and Sensor System</i>     |
| IMM     | : <i>Interacting Multiple Models</i>                           |
| IMU     | : <i>Inertial Measurement Unit</i>                             |
| INU/INS | : <i>Inertial Navigation Unit/Inertial Navigation System</i>   |
| KF      | : <i>Kalman Filter</i>   |
| LAPAN   | : <i>Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional</i>            |
| LEO     | : <i>Low Earth Orbiter</i>                                     |
| LGV     | : <i>Local Geodetic Vertical</i>                               |
| LLA     | : <i>Latitude, Longitude, Altitude</i>                         |
| LPF     | : <i>Low Pass Filter</i>                                       |
| MEMS    | : <i>Micro Electro Mechanical System</i>                       |
| MLRS    | : <i>Multiple Launch Rocket System</i>                         |
| NED     | : <i>North East Down</i>                                       |
| NMEA    | : <i>National Marine Electronics Assosiation</i>               |

|        |   |
|--------|---|
| PC     | : <i>Personal Computer</i>                        |
| PCB    | : <i>Printed Circuit Board</i>                    |
| PID    | : <i>Proportional-Integral-Derivative</i>         |
| RAM    | : <i>Random Access Memory</i>                     |
| RCX    | : Roket cair eksperimen LAPAN                     |
| RHAN   | : Roket pertahanan Indonesia                      |
| RKX    | : Roket kendali eksperimen LAPAN                  |
| RPA    | : <i>Remotely Piloted Aircraft</i>                |
| RPS    | : Roket peluncur satelit LAPAN                    |
| RUM    | : Roket Uji Muatan                                |
| RWX    | : Roket wahana eksperimen LAPAN                   |
| RX     | : Roket balistik eksperimen LAPAN                 |
| SINS   | : <i>Strapdown Inertial Navigation System</i>     |
| SLV    | : <i>Satellite Launching Vehicle</i>              |
| SMD    | : <i>Surface Mount Devices</i>                    |
| SW-IMM | : <i>Swing Markov Interacting Multiple Models</i> |
| TAK    | : Tata Acuan Koordinat                            |
| TOT    | : <i>Transfer of Technology</i>                   |
| TTL    | : <i>Transistor-Transistor Logic</i>              |
| UAV    | : <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>                  |
| WA     | : <i>Wander Azimuth</i>                           |
| WGS-84 | : <i>World Geodetic System Committee 1984</i>     |

## DAFTAR VARIABEL

|                          |  |
|--------------------------|--|
| $a$                      | : Percepatan ( $m/s^2$ )   |
| $a_x, a_y, a_z$          | : Percepatan sumbu $x, y$ , dan $z$ pada TAK benda ( $m/s^2$ )                         |
| $C_a^i$                  | : Matrik transformasi dari TAK $a$ menuju TAK $i$                                      |
| $C_i^e$                  | : Matrik transformasi dari ECI ke ECEF   |
| $C_e^g$                  | : Matrik transformasi dari ECEF ke LGV   |
| $C_e^n$                  | : Matrik transformasi dari ECEF ke WA  |
| $C_g^n$                  | : Matrik transformasi dari LGV ke WA   |
| $C_g^b$                  | : Matrik transformasi dari LGV ke benda  |
| $C_n^b$                  | : Matrik transformasi dari WA ke benda   |
| $e$                      | : <i>eccentricity</i> dari elipsoid bumi   |
| $F$                      | : Gaya   |
| $f$                      | : <i>Flattening</i> atau kelengkungan permukaan bumi                                   |
| $g$                      | : Gravitasi  |
| $g^i$                    | : Percepatan yang dipengaruhi medan gravitasi dan magnitudenya merupakan fungsi posisi |
| $g_x, g_y, g_z$          | : Kecepatan sudut sumbu $x, y$ , dan $z$ ( $^\circ/s$ )                                |
| $I$                      | : <i>Inertia moment</i>  |
| $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$ | : <i>Inertia moment</i> pada arah sumbu $x, y$ , dan $z$                               |
| $I_{xz}$                 | : <i>Inertia moment</i> pada sumbu $x$ terhadap sumbu $z$                              |
| $I_{zx}$                 | : <i>Inertia moment</i> pada sumbu $z$ terhadap sumbu $x$                              |
| $m$                      | : Massa  |
| $s$                      | : jarak (m)  |
| $s_x, s_y, s_z$          | : Jarak sumbu $x, y$ , dan $z$ pada TAK benda (m)                                      |
| $p, q, r$                | : Kecepatan sudut sumbu $x, y$ , dan $z$ pada TAK benda ( $^\circ/s$ )                 |
| $\bar{q}$                | : Normalisasi <i>Quaternion</i>  |
| $q_0, q_1, q_2, q_3$     | : Parameter <i>Quaternion</i>  |
| $v$                      | : kecepatan (m/s)  |
| $v_x^b, v_y^b, v_z^b$    | : Kecepatan sumbu $x, y$ , dan $z$ pada TAK benda                                      |

|                                |  |
|--------------------------------|--|
| $v_x^n, v_y^n, v_z^n$          | : Kecepatan sumbu $x, y,$ dan $z$ pada TAK navigasi                              |
| $\dot{x}$                      | : Posisi   |
| $\dot{x}^i$                    | : Posisi vektor $x$  |
| $x^i, y^i, z^i$                | : TAK geosentris ECI searah sumbu $x, y,$ dan $z$                                |
| $x^e, y^e, z^e$                | : TAK geosentris ECEF searah sumbu $x, y,$ dan $z$                               |
| $x^n, y^n, z^n$                | : TAK geografis WA searah sumbu $x, y,$ dan $z$                                  |
| $x^g, y^g, z^g$                | : TAK geografis LGV sumbu $x, y,$ dan $z$  |
| $x^b, y^b, z^b$                | : TAK benda sumbu $x, y,$ dan $z$  |
| $x^w, y^w, z^w$                | : TAK angin sumbu $x, y,$ dan $z$  |
| $\alpha$                       | : <i>Wander angle</i> (sudut inklinasi)  |
| $\beta$                        | : <i>Rotation magnitude</i> pada metode <i>Quaternion</i>                        |
| $\beta_x, \beta_y, \beta_z$    | : <i>Rotation magnitude</i> sumbu $x, y,$ dan $z$ pada metode <i>Quaternion</i>  |
| $\Omega$                       | : Kecepatan rotasi bumi  |
| $\Omega_{ia}^a$                | : <i>Skew symmetric matrix</i>   |
| $R$ dan $r$                    | : <i>Semi-major axis</i> (6378137 m) dan <i>semi-minor axis</i> (6356752,3142 m) |
| $R_e$                          | : Diameter bumi  |
| $R_0$                          | : Radius bumi mengacu pada koordinat elipsoid WGS-84                             |
| $R_N$                          | : Radius <i>latitude</i> (dari pusat bumi ke arah kutub)                         |
| $R_E$                          | : Radius <i>longitude</i> (dari pusat bumi ke arah katulistiwa)                  |
| $\bar{\omega}$                 | : Vektor rotasi  |
| $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ | : Kecepatan sudut sumbu $x, y,$ dan $z$ pada TAK benda ( $^\circ/s$ )            |
| $\omega_{ia}^i$                | : Kecepatan sudut TAK $a$ yang berotasi relatif terhadap TAK $i$                 |
| $\lambda$                      | : <i>Latitude</i>  |
| $\mu$                          | : <i>Longitude</i>   |
| $\mu_e$                        | : <i>Threshold</i>   |
| $h$                            | : <i>Altitude</i>  |
| $\phi$                         | : <i>Roll</i>  |
| $\theta$                       | : <i>Pitch</i>   |
| $\psi$                         | : <i>Yaw</i>   |
| $\psi_g$                       | : <i>Geographic heading</i>  |

|                             |   |
|-----------------------------|---|
| $\psi_P$                    | : Platform heading  |
| $U, V, W$                   | : Kecepatan sumbu $x, y,$ dan $z$ pada TAK navigasi (m/s)                       |
| $\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}$ | : Percepatan sumbu $x, y,$ dan $z$ pada TAK benda (m/s <sup>2</sup> )           |
| $V_N, V_E, V_D$             | : Posisi ( <i>north, east, down</i> ) earth frame pada TAK navigasi             |
| $\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$ | : Posisi sumbu $x, y,$ dan $z$ pada TAK navigasi (sama dengan $V_N, V_E, V_D$ ) |
| $X, Y, Z$                   | : Jarak sumbu $x, y,$ dan $z$ pada TAK navigasi (m)                             |
| Roll                        | : Mengguling atau berotasi pada poros sumbu $x$                                 |
| Pitch                       | : Mengangguk atau berotasi pada poros sumbu $y$                                 |
| Yaw                         | : Menggeleng atau berotasi pada poros sumbu $z$                                 |

## INTISARI

Roket merupakan alat utama untuk mendukung sistem pertahanan negara. Tidak pernah ada transfer ilmu untuk setiap pembelian roket atau rudal dari negara manapun. LAPAN (Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional) mengembangkan beberapa jenis roket salah satunya adalah jenis RWX. Roket jenis ini memiliki bentuk yang ramping, memiliki lintasan terbang yang mudah diamati, dan menggunakan MEMS-IMU (*Micro Electro Mechanical System-Inertial Measurement Unit*). Muatan roket LAPAN saat ini belum menggunakan algoritma INS (*Inertial Navigation System*), hanya menggunakan IMU dan GPS (*Global Positioning System*) sebagai sistem navigasinya. Algoritma SINS (*Strapdown Inertial Navigation System*) pada penelitian ini diadopsi dari algoritma yang biasa digunakan untuk robotika, *aeromodeling*, dan kendaraan. Pengembangan algoritma INS pada roket tetap menggunakan metode *Euler*, karena roket LAPAN membutuhkan data TAK (Tata Acuan Koordinat) benda dan TAK navigasi yang dikirimkan ke *groundstation* untuk dilakukan pengamatan terhadap *attitude* dan posisi lintasan terbang.

Data *input* penelitian ini menggunakan data percepatan dari *accelerometer* dan kecepatan sudut dari *rate-gyroscope*, untuk data simulasi algoritma dibuat berbentuk gelombang sinus sesuai dengan karakteristik keluaran IMU. Pengembangan algoritma INS pada penelitian ini menggunakan persamaan dasar metode *Euler* yang dimodifikasi dengan menambahkan *threshold* ( $\mu_e$ ) sehingga bentuk keluaran sama seperti metode *Quaternion* (diberi nama metode  $\mu_e$ -*Euler*). Modifikasi ini dilakukan untuk mengatasi masalah *singularity* (*pitch*  $90^\circ$ ) tetapi tetap menggunakan metode *Euler*. Sudut rotasi hasil percobaan dibandingkan antara metode *Euler*, *Quaternion*, dan  $\mu_e$ -*Euler*. Sumbu translasi dibandingkan antara posisi koordinat keluaran algoritma INS dengan koordinat dari GPS.

Hasil simulasi membuktikan bahwa modifikasi algoritma INS dengan menggunakan metode  $\mu_e$ -*Euler* tidak terpengaruh *singularity* walaupun menggunakan persamaan dasar dari metode *Euler*. Keluaran algoritma INS pada TAK navigasi metode  $\mu_e$ -*Euler* pada semua pengujian memiliki pola yang sama dengan metode *Quaternion*. Sehingga pengembangan algoritma *Strapdown* INS dapat digunakan sebagai algoritma navigasi pada muatan roket LAPAN.

**Kata kunci:** *Strapdown*, Inertial Navigation System, *Euler*, Navigasi Roket.

## ABSTRACT

Rocket is a primary tool of weapon systems to support the country's defense system. There are no transfer of knowledge for every purchase of a rocket or a missile from any country. LAPAN (National Institute of Aeronautics and Space) develops some rockets, one of them is RWX. The rocket has a slim body, has an observable flight trajectory, and use MEMS-IMU (Micro Electric Mechanical System-Inertial Measurement Unit). Nowadays, LAPAN's rocket consignment does not use the algorithm of INS (Inertial Navigation System), only IMU and GPS (Global Positioning System) as a navigation system. In this study, SINS algorithm (Strapdown Inertial Navigation System) was adopted by the algorithm for robotics, aero modeling, and vehicles. Development of INS algorithms on rocket uses an Euler's method. It has to be practiced because the LAPAN's rocket requires TAK (reference or frame) of objects and navigation that is sent to the ground station to observe its attitude and its flight path position.

Input data of this study used acceleration data from the accelerometer and angular velocity of rate-gyroscope. In algorithm simulation, data was created in the form of a sine wave in accordance with the output characteristics of the IMU. INS algorithm development in this research used the fundamental equation of Euler method modified by adding *threshold* ( $\mu_e$ ) that had the same output as Quaternion method ( $\mu_e$ -Euler). This modification was done to overcome the problem of singularity (pitch  $90^\circ$ ) but still using the Euler method. The angle of rotation of the experimental results from the Euler method, Quaternion, and  $\mu_e$ -Euler were compared. Translational axis was compared to INS algorithm output positions coordinates with the coordinates of GPS.

The results of the simulation show that modification of INS algorithm using  $\mu_e$ -Euler does not affect to singularity despite using basic equations of Euler method. INS algorithm output on navigation TAK  $\mu_e$ -Euler on all testing methods has the same pattern as the quaternion method. Thus, the development of Strapdown INS algorithm can be used as a navigation algorithm on LAPAN rocket consignment.

**Key word:** Strapdown, Inertial Navigation System, Euler, Rocket Navigation