

# SUN SENSOR DAN MAGNETOMETER SEBAGAI SENSOR PENENTU SIKAP SATELIT INKLINASI RENDAH LAPAN-A2 (SUN SENSOR AND MAGNETOMETER AS ATTITUDE DETERMINATION SENSORS FOR LOW INCLINATION SATELLITE LAPAN A-2)

Satriya Utama<sup>1</sup>, Patria Rachman Hakim

Pusat Teknologi Satelit

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Cagak Satelit No.8 KM.0,4, Ranca Bungur, Bogor, Jawa Barat 16310

<sup>1</sup>e-mail: satriya.utama@lapan.go.id

Diterima: 22 Maret 2018; Direvisi: 27 April 2018; Disetujui: 8 Mei 2018

## ABSTRACT

LAPAN-A2 is a low inclination, low earth orbit (LEO) satellite which one of the mission is earth observation. In earth observation or data downloading, satellite attitude must be known by operator. Star sensor is used as main attitude sensor determination, but when in day light, star sensor can easily blinded by sun or earth. This paper introduces an alternative attitude determination method using sun sensor and magnetometer. The idea, sun sensor and magnetometer measure sun vector and magnetic field vector in satellite body axes. By using sun position model and SGP4 orbit propagator, sun vector and magnetic field vector in earth centered inertial frame can be calculated. From these two vectors in two different frames of reference, rotation matrix that represent satellite's attitude can be calculated. From test result, this method can determine attitude with 3° accuracy.

Keywords: *LAPAN-A2, attitude determination, sun sensor, magnetometer*

## ABSTRAK

LAPAN-A2 merupakan satelit *low earth orbit* (LEO) dengan inklinasi rendah yang salah satu misinya adalah pengamatan citra bumi. Dalam melaksanakan misi pengambilan citra ataupun penurunan data, sikap satelit perlu diketahui operator di stasiun bumi. Sebagai sensor utama untuk mengetahui sikap satelit digunakan *star sensor*. Namun ketika berada di wilayah terang, *star sensor* dapat dengan mudah terganggu oleh cahaya matahari atau bumi. Tulisan ini memperkenalkan penentuan sikap alternatif menggunakan *sun sensor* dan magnetometer. Idennya, *sun sensor* dan magnetometer mengukur vektor matahari dan vektor medan magnet pada sumbu satelit. Lalu, dengan menggunakan model posisi matahari dan propagator orbit SGP4, vektor matahari dan vektor medan magnet pada sumbu inersial bumi dapat dihitung. Dari dua vektor pada dua tata acuan yang berbeda, matriks rotasi yang merupakan representasi sikap satelit terhadap bumi dapat dihitung. Dari pengujian, metode ini berhasil menghitung sikap satelit dengan akurasi 3°.

Kata kunci: *LAPAN-A2, penentuan sikap, sun sensor, magnetometer*

## 1 PENDAHULUAN

Satelit LAPAN-A2 merupakan satelit kedua buatan Indonesia setelah satelit LAPAN-TUBSAT. Berbeda dengan satelit LAPAN-TUBSAT yang melakukan tahap *assembly integration and test* di Technical University of Berlin, satelit LAPAN-A2 melakukan tahap tersebut sepenuhnya di Indonesia. Satelit LAPAN-A2 telah diluncurkan pada 28 September 2015 dari Satish Dawan Space Center, India menggunakan roket PSLV C-30 XL yang membawa muatan utama AstroSat (Agrawal, 2017). Satelit LAPAN-A2 memiliki orbit ketinggian rendah dengan inklinasi dekat ekuator. (Madina, Qadir, dan Utama, 2015). Satelit LAPAN-A2 memiliki misi pengamatan bumi, pemantauan maritim dan komunikasi radio amatir. (Hardhienata, Triharjanto, dan Mukhayadi, 2011)

Dalam menjalankan misi pengamatan bumi, satelit membutuhkan operasi *nadir pointing*. Operasi *nadir pointing* berarti kamera satelit selalu menghadap ke arah nadir. Satelit LAPAN-A2 telah dilengkapi dengan kendali otomatis menggunakan *star sensor*, *reaction wheel* dan *gyroscope* (Hardhienata et al., 2011).

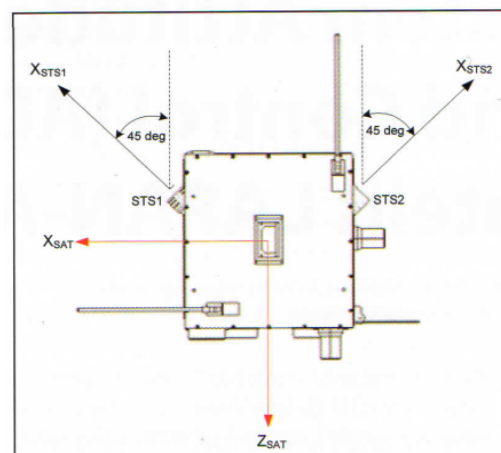
Satelit LAPAN-A2 memiliki dua buah *star sensor*, dimana salah satunya dikembangkan oleh LAPAN yang memiliki akurasi pengukuran sikap 0.3 arcmin untuk *right ascension* dan 0.45 arcmin untuk *declination* (Saifudin dan Triharjanto, 2010). *Star sensor* LAPAN memiliki *field of view* 38°, sedangkan satu *star sensor* lain yang merupakan buatan Vectronik, Jerman memiliki *field of view* 14° (Triharjanto dan Saifudin, 2013). Selain *star sensor*, satelit LAPAN-A2 juga dilengkapi *sun sensor* dan magnetometer sebagai sensor sikap satelit (Saifudin dan Mukhayadi, 2015).

Dibandingkan dengan sensor sikap lainnya, *star sensor* memiliki akurasi

yang paling baik. Namun, *star sensor* memiliki kelemahan mudah terganggu oleh cahaya matahari, bumi maupun bulan (Walker dan Kumar, 2017). Hal tersebut menyebabkan *star sensor* tidak dapat mengidentifikasi pola bintang untuk menghitung sikap satelit. Gambar 1-1 menunjukkan orientasi *star sensor* pada acuan koordinat satelit LAPAN-A2. Terdapat dua buah *star sensor* pada posisi yang saling berlawanan, hal tersebut ditujukan untuk memperkecil peluang kedua *star sensor* terganggu oleh cahaya matahari ataupun bumi secara bersamaan.

Permasalahan muncul ketika satelit berada pada posisi *tumbling* dan membutuhkan operasi *nadir pointing* dan tidak mendapat data sikap satelit dari *star sensor*. Metode yang selama ini dilakukan adalah dengan melibatkan operator satelit untuk memperkirakan sikap satelit berdasarkan sensor – sensor yang dimiliki satelit LAPAN-A2 seperti *sun sensor* dan magnetometer.

Metode ini memiliki kelemahan karena melibatkan manusia dalam lingkaran pengendalian. Hal ini menyebabkan metode kurang terukur karena sangat bergantung pada kemampuan operator.



Gambar 1-1: Posisi star sensor pada satelit LAPAN-A2 (Saifudin dan Mukhayadi, 2015)

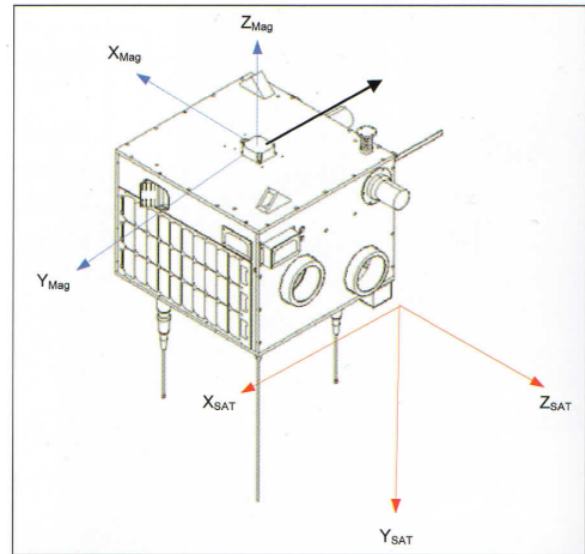
Salah satu kesulitan yang dihadapi adalah karena satelit LAPAN-A2 memiliki inklinasi orbit rendah dan bukan merupakan satelit SSO (*sun-synchronous-orbit*), posisi relatif satelit terhadap matahari sangat bervariasi. Hal tersebut berbeda dengan satelit SSO yang posisi relatif terhadap matiharinya relatif sama sehingga akan mudah untuk memperkirakan sikap satelit dengan *sun sensor*. Selain itu posisi relatif matahari yang bervariasi pada satelit LAPAN-A2 juga menyebabkan peluang *star sensor* terkena cahaya matahari lebih besar. Dilandasi hal tersebut maka perlu disusun suatu metode yang lebih cepat dan handal untuk menghitung sikap satelit menggunakan sensor selain *star sensor* dan tanpa melibatkan operator secara aktif.

Untuk menghitung sikap satelit secara umum dibutuhkan minimal dua buah vektor teramati (Marques, Clements, dan Lima, 2000). Pada satelit LAPAN-A2 terdapat *sun sensor* dan magnetometer yang dapat digunakan sebagai sensor untuk mendapatkan vektor yang digunakan menghitung sikap satelit LAPAN-A2.

*Sun sensor* pada satelit LAPAN-A2 berupa *coarse sun sensor* dimana satu sel solar panel dipasang pada keenam sisi satelit. Keenam solar panel tersebut akan merubah cahaya yang diterima menjadi arus listrik (Saifudin dan Mukhayadi, 2015). Besar bacaan arus listrik pada tiap sisi satelit tersebut digunakan untuk mengetahui arah vektor matahari pada sumbu satelit. Berkebalikan dengan *star sensor*, *sun sensor* memiliki kelemahan ketika berada di sisi malam bumi dimana tidak mendapatkan cahaya matahari sama sekali.

Magnetometer pada satelit LAPAN-A2 berupa sebuah *magnetic field sensor*. Sensor ini akan mengukur arah vektor medan magnet bumi pada posisi satelit

saat itu (Saifudin dan Mukhayadi, 2015). Keluaran dari sensor ini berupa vektor satuan pada koordinat magnetometer. Keunggulan yang dimiliki magnetometer adalah akan selalu mendapatkan data disemua lokasi. Gambar 1.2 menunjukkan orientasi magnetometer pada sumbu koordinat satelit LAPAN-A2.



Gambar 1-2 Orientasi magnetometer terhadap koordinat satelit LAPAN-A2 (Saifudin dan Mukhayadi, 2015)

Pada penelitian (Rahman dan Mukhayadi, 2009) telah dilakukan penentuan sikap satelit LAPAN-TUBSAT dengan membaca arus yang dihasilkan solar panel. Akan tetapi metode yang dipaparkan pada penelitian tersebut masih melibatkan faktor manusia dalam lingkaran kendali untuk melihat video hasil tangkapan dari satelit. Karena masih melibatkan manusia sebagai sensor maka metode tersebut masih kurang memungkinkan adanya *human error*.

Penelitian terkait penentuan sikap satelit tanpa *star sensor* telah banyak dilakukan sebelumnya, seperti oleh (Kutlu, Hacıyev, dan Tekinalp, 2007), (Ni dan Zhang, 2011), (Springmann, Sloboda, Klesh, Bennett, dan Cutler, 2012), (Zhou, Wu, Wang, dan Fourati, 2018), (Ovchinnikov dan Ivanov, 2014). Pada penelitian-penelitian tersebut juga

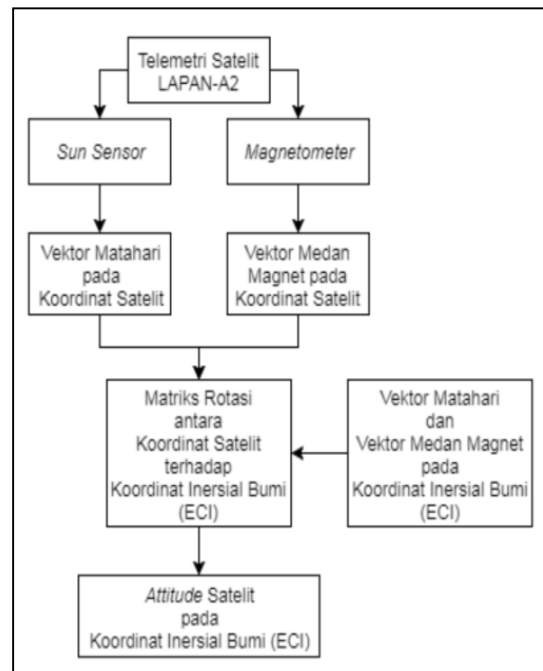
melibatkan gyroscope selain *sun sensor* dan magnetometer. Sedangkan (Hart, 2009) hanya menggunakan data magnetometer. Akan tetapi dalam perhitungandibutuhkan beberapa data dalam rentang waktu tertentu. Pada penelitian (Ivanov, Ovchinnikov, Ivlev, dan Karpenko, 2015) telah dilakukan pemodelan untuk berbagai variasi sensor yang digunakan termask diantaranya kombinasi *sun sensor* dan magnetometer dengan menggunakan Kalman Filter dengan akurasi  $0.12^\circ$ .

Metode yang digunakan pada penelitian – penelitan tersebut lebih cocok jika diterapkan pada *on-boardcomputer* satelit bukan untuk operasional di ruas bumi. Pada penelitian (Walker dan Kumar, 2017) dibutuhkan waktu hingga 10 jam untuk mendapatkan data yang konvergen. Untuk operasional ruas bumi dibutuhkan suatu sistem yang lebih sederhana dimana data yang digunakan bukan merupakan kumpulan data dalam suatu rentang waktu melainkan satu set telemetri yang diperoleh pada satu waktu tertentu. Pada penelitian(Theil, Appel, dan Schleicher, 2003) telah dikembangkan metode perhitungan sikap dengan menggunakan *sun sensor* dan magnetometer, akan tetapi hanya sebatas simulasi tanpa ada pengujian pada kasus nyata. Selain itu metode yang digunakan cukup rumit karena membutuhkan database albedo dan medan magnet bumi.

Pada penelitian ini akan disusun metode penentuan sikap satelit LAPAN-A2 menggunakan satu data *sun sensor* dan satu data magnetometer yang diperoleh dari data telemetri satelit secara *real time* ketika operasi. Metode ini akan digunakan operator sebagai acuan dalam mengambil keputusan terkait manuver sikap satelit LAPAN-A2.

## 2 METODOLOGI

Metode yang digunakan pada penelitian ini adalah dengan membuat suatu model matematika untuk menghitung sikap satelit. Model matematika yang dibangun memiliki data masukan berupa telemetri satelit yang diperoleh secara *real time* dari proses *tracking* satelit LAPAN-A2. Data keluaran dari model matematika tersebut akan memberikan informasi sikap satelit LAPAN-A2 kepada operator.



Gambar 2-1: Alur perhitungan sikap satelit LAPAN-A2 menggunakan *sun sensor* dan magnetometer

Gambar 2-1 menunjukkan algoritma model matematika yang digunakan pada penelitian ini untuk menghitung sikap satelit LAPAN-A2. Masukan berupa data *sun sensor* dan magnetometer diperoleh dari telemetri satelit secara *real time*. Gambar 2-2 menunjukkan contoh data telemetri magnetometer satelit LAPAN-A2 dan Gambar 2-3 menunjukkan contoh data telemetri dari *sun sensor* satelit LAPAN-A2.

2017/01/11 09:58:15 Get VMFS Telemetry Command	
Software Version	: 0103
Hardware Version	: 0505
Hardware Reset counter	: 0.000
Software Reset counter	: 0.000
Internal System Clock	: 41885.000
Reference Time	: 104645 ms
X mag	: -0.0459
Y mag	: -0.9961
Z mag	: -0.0747

Gambar 2-2: Telemetri magnetometer satelit LAPAN-A2

2017/01/11 09:58:17 Get CSS Value Command		
CSS X+ :	190.03 mA	CSS Y+ : 418.46 mA
CSS X- :	015.26 mA	CSS Y- : 013.78 mA
		CSS Z+ : 064.98 mA
		CSS Z- : 200.86 mA

Gambar 2-3: Telemetri sun sensor satelit LAPAN-A2

*Sun sensor* yang digunakan pada satelit LAPAN-A2 merupakan enam buah *solar celly* yang dipasang pada tiap sisi satelit. Melalui perbandingan nilai arus yang dihasilkan oleh *sun sensor* pada enam sisi satelit maka dapat dihitung arah vektor satuan matahari pada koordinat satelit ( $x_{sat\_sun}$ ). Walaupun pada sumbu yang sama seringkali terdapat bacaan nilai arus pada kedua arah, baik arah positif maupun negatif. Nilai arus yang lebih besar pada sumbu yang sama berasal dari matahari, sedangkan arus yang lebih kecil berasal dari albedo bumi. Pada Gambar 2-3 arus masing-masing *sun sensor* pada enam sisi ditunjukkan oleh variabel CSS X+, CSS X-, CSS Y+, CSS Y-, CSS Z+, CSS Z-. Arus pada tiap sumbu satelit dapat diperoleh dengan menggunakan persamaan:

$$\begin{aligned}
 (CSS X +) > (CSS X -) &\rightarrow I_x = (CSS X +) \\
 (CSS X +) < (CSS X -) &\rightarrow I_x = -(CSS X -) \\
 (CSS Y +) > (CSS Y -) &\rightarrow I_y = (CSS Y +) \\
 (CSS Y +) < (CSS Y -) &\rightarrow I_y = -(CSS Y -) \\
 (CSS Z +) > (CSS Z -) &\rightarrow I_z = (CSS Z +) \\
 (CSS Z +) < (CSS Z -) &\rightarrow I_z = -(CSS Z -)
 \end{aligned} \quad (2-1)$$

Pada penelitian (Post, Li, dan Lee, 2013) dibandingkan dua jenis *sun sensor* yaitu *photodiodesun sensor* dengan *linear array + N-slit* dan *solar panel current measurement*. Pada *photodiode sun*

*sensor* dengan *linear array* dan N-slit diperoleh akurasi 5°, sedangkan pada *solar panel current measurement* diperoleh akurasi 7°. Penggunaan *solar panel current measurement* pada penelitian tersebut mirip dengan penggunaan *coarse sun sensor* pada penelitian ini.

Perbandingan antara arus yang diperoleh pada satu sisi dengan arus maksimum yang mungkin diperoleh pada sisi tersebut sebanding dengan perbandingan antara luas area efektif *sun sensor* yang tersinari matahari dengan luas area *sun sensor*. Secara matematis untuk sumbu  $x$  satelit.

$$\frac{I_x}{I_{max}} = \frac{Ax_e}{Ax} = \cos \theta_x \quad (2-2)$$

Dimana  $\theta_x$  merupakan *incidence angle* yang dibentuk antara vektor normal bidang  $x$  ( $n_x$ ) dan vektor posisi matahari pada sumbu satelit ( $x_{sat\_sun}$ ), seperti pada Gambar 2-4.

$$\cos \theta_x = x_{sat\_sun} \cdot n_x \quad (2-3)$$

Melalui persamaan (2-2) dan (2-3) untuk ketiga sumbu  $x$ ,  $y$  dan  $z$  satelit maka diperoleh vektor posisi matahari pada sumbu satelit yang secara langsung merupakan perbandingan arus *sun sensor* pada ketiga sumbu.

$$\begin{aligned}
 X_{sat\_sun} &= \begin{bmatrix} I_x \\ I_y \\ I_z \end{bmatrix} \\
 x_{sat\_sun} &= \frac{X_{sat\_sun}}{\|X_{sat\_sun}\|}
 \end{aligned} \quad (2-4)$$

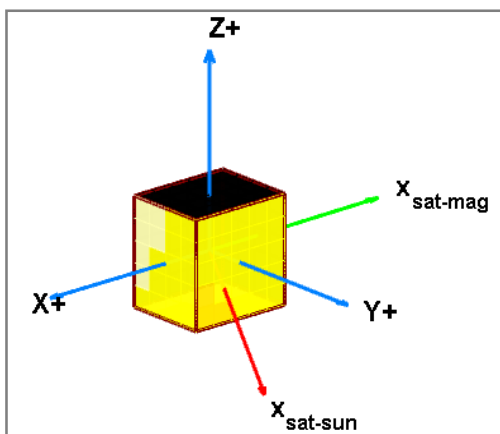
Dari telemetri magnetometer dapat terbaca nilai vektor satuan medan magnet pada koordinat magnetometer, pada Gambar 2-2 nilai vektor satuan medan magnet ditunjukkan oleh variabel X mag, Y mag, Z mag. Nilai vektor satuan medan magnet pada koordinat magnetometer tersebut selanjutnya

ditransformasikan ke sumbu satelit menjadi vektor  $x_{sat\_mag}$ .

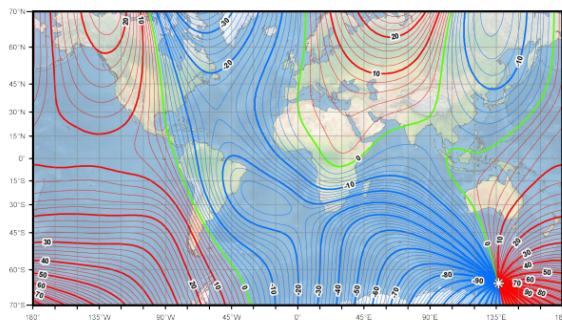
$$x_{sat\_mag} = M_{sat\_magnetometer} \begin{bmatrix} X\ mag \\ Y\ mag \\ Z\ mag \end{bmatrix} \quad (2-5)$$

Dimana  $M_{sat\_magnetometer}$  adalah matriks rotasi antara koordinat magnetometer ke koordinat satelit.

Gambar 2-4 menunjukkan visualisasi dari  $x_{sat\_sun}$  (garis merah) dan  $x_{sat\_mag}$  (garis hijau) pada sumbu koordinat satelit (garis biru). Warna kuning pada badan satelit menunjukkan bidang yang terpapar cahaya matahari, warna hitam menunjukkan bidang yang tidak terpapar cahaya matahari.



Gambar 2-4:  $x_{sat\_sun}$  dan  $x_{sat\_mag}$  dalam koordinat satelit LAPAN-A2



Gambar 2-5: Sudut deklinasi (beda sudut medan magnet terhadap utara) interval kontur 2°, merah untuk positif (timur), biru untuk negative (barat) (Chulliat et al., 2015)

Dua vektor pada koordinat satelit telah diketahui, selanjutnya diperlukan kedua vektor tersebut dalam tata acuan koordinat inersial bumi (ECI, *earth centered inertial*). Melalui model koordinat matahari (Seidelmann, 1992) dapat dihitung asensio rekta matahari ( $RA_{sun}$ ) dan deklinasi matahari ( $DE_{sun}$ ) pada tata acuan koordinat inersial bumi.  $RA_{sun}$  dan  $DE_{sun}$  selanjutnya dirubah ke dalam vektor satuan matahari pada tata acuan koordinat inersial bumi ( $x_{ECL\_sun}$ ) dengan menggunakan persamaan (2-6), dimana  $R_{earth}$  merupakan jari – jari bumi.

$$x_{ECL\_sun} = \begin{bmatrix} \cos(RA_{sun}) \cos(DE_{sun}) R_{earth} \\ \sin(RA_{sun}) \cos(DE_{sun}) R_{earth} \\ \sin(DE_{sun}) R_{earth} \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

Berdasarkan (Madina et al., 2015) satelit LAPAN-A2 memiliki inklinasi orbit rendah sehingga satelit akan selalu berada di dekat ekuator. Berdasarkan (Chulliat et al., 2015) seperti terlihat pada Gambar 2-5 dimana sudut deklinasi di sekitar ekuator wilayah Indonesia memiliki nilai hampir 0°. Hal ini berarti arah vektor medan magnet di sekitar ekuator Indonesia selalu mendekati arah utara. Maka vektor medan magnet yang dibaca oleh magnetometer satelit LAPAN-A2 dapat didekati dengan vektor arah utara. Nilai vektor satuan medan magnet pada koordinat inersial bumi ( $x_{ECL\_mag}$ ) yang tidak lain merupakan vektor arah utara dapat dihitung menggunakan persamaan

$$x_{ECL\_mag} = r_{ECL\_sat} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \times r_{ECL\_sat} \quad (2-7)$$

$$x_{ECL\_mag} = \frac{x_{ECL\_mag}}{\|x_{ECL\_mag}\|}$$

Dimana  $r_{ECL\_sat}$  merupakan posisi satelit pada koordinat inersial bumi. Pada penelitian ini posisi satelit dihitung menggunakan propagator orbit SGP4

(Hoots dan Roehrich, 1980). Propagator orbit SGP4 membutuhkan masukan berupa data *two lines element* (TLE) yang dapat diperoleh di [www.celestrak.com](http://www.celestrak.com) setiap hari.

Telah diperoleh dua pasang vektor, yaitu vektor satuan matahari dan vektor satuan medan magnet pada dua buah acuan koordinat yaitu tata acuan koordinat satelit dan tata acuan koordinat inersial bumi. Dengan menggunakan data tersebut maka matriks rotasi yang menghubungkan koordinat satelit dan koordinat inersial bumi ( $M_{ECL\_sat}$ ) dapat diperoleh dari persamaan

$$\begin{bmatrix} x_{sat\_sun} \\ x_{sat\_mag} \\ x_{sat\_sunxmag} \end{bmatrix} = M_{ECL\_sat} \begin{bmatrix} x_{ECL\_sun} \\ x_{ECL\_mag} \\ x_{sat\_sunxmag} \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

dimana

$$x_{sat\_sunxmag} = (x_{sat\_sun} \times x_{sat\_mag}) \quad (2-9)$$

$$M = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} t_s \\ t_x \\ t_y \\ t_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sqrt{\frac{1}{4}(1 + M_{11} + M_{22} + M_{33})} \\ \sqrt{\frac{1}{4}(1 + M_{11} - M_{22} - M_{33})} \\ \sqrt{\frac{1}{4}(1 - M_{11} + M_{22} - M_{33})} \\ \sqrt{\frac{1}{4}(1 - M_{11} - M_{22} + M_{33})} \end{bmatrix} \quad (2-10)$$

m	$q_s$	$q_x$	$q_y$	$q_z$
a				
x.				
$t_s$	$t_s$	$\frac{M_{32} - M_{23}}{4t_s}$	$\frac{M_{13} - M_{31}}{4t_s}$	$\frac{M_{21} - M_{12}}{4t_s}$
$t_x$	$\frac{M_{32} - M_{23}}{4t_x}$	$t_x$	$\frac{M_{21} + M_{12}}{4t_x}$	$\frac{M_{13} - M_{31}}{4t_x}$
$t_y$	$\frac{M_{13} - M_{31}}{4t_y}$	$\frac{M_{21} + M_{12}}{4t_y}$	$t_y$	$\frac{M_{32} - M_{23}}{4t_y}$

$t_z$	$\frac{M_{21} - M_{12}}{4t_z}$	$\frac{M_{13} + M_{31}}{4t_z}$	$\frac{M_{32} + M_{23}}{4t_z}$	$t_z$
-------	--------------------------------	--------------------------------	--------------------------------	-------

Dari matriks rotasi  $M_{ECL\_sat}$  maka dapat diperoleh sikap satelit LAPAN-A2 pada koordinat inersial baik dalam representasi matriks rotasi itu sendiri maupun dalam quaternion ( $q_{ECL\_sat}$ ). Penggunaan quaternion untuk menggambarkan sikap satelit memiliki keuntungan yaitu tidak ada singularitas dan kemudahan dalam komputasional (Großekathöfer dan Yoon, 2012). Untuk merubah matriks rotasi ( $M$ ) ke dalam quaternion ( $q_s, q_x, q_y, q_z$ ) digunakan persamaan (2-10).

### 3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Model untuk menghitung sikap satelit LAPAN-A2 berdasar *sun sensor* dan magnetometer telah disusun, namun sebelum dapat digunakan, model tersebut perlu divalidasi terlebih dahulu. Validasi yang dilakukan dengan cara membandingkan data *star sensor*, *sun sensor* dan magnetometer yang diambil secara bersamaan melalui *ACS data stream*. *ACS data stream* merupakan paket data sikap satelit yang turun bersama dengan frekuensi S-band satelit. *ACS data stream* hanya ada ketika S-band satelit dinyalakan saat proses unduh data muatan dari satelit dilakukan.

Dari *ACS data stream* yang dikumpulkan selama tahun 2017 didapatkan 90765 pasang data *star sensor*, magnetometer dan *sun sensor* yang dapat digunakan untuk validasi.

Untuk mengetahui akurasi ( $\epsilon$ ), hasil perhitungan sikap satelit yang diperoleh menggunakan model *sun sensor* dan magnetometer dibandingkan dengan sikap hasil pengukuran *star sensor*. Perbedaan perhitungansikap yang ditunjukkan oleh model ( $q_{ECL\_sat}$ ) terhadap data *star sensor* ( $q_{ECL\_sat}^*$ ) digambarkan sebagai putaran secara berurutan di tiga

sumbu, yaw, pitch, roll dengan urutan putaran ZYX. Secara matematis.

$$\begin{aligned} \varepsilon &= q_{sat\_sat*} \\ \varepsilon &= q_{sat\_ECI} \otimes q_{ECI\_sat*} \\ \varepsilon &= q_{ECI\_sat}^{-1} \otimes q_{ECI\_sat*} \end{aligned} \quad (2-11)$$

Dimana  $\otimes$  merupakan perkalian quaternion dan  $q^{-1}$  merupakan invers quaternion. Nilai akurasi pada ketiga sumbu yaw ( $\varepsilon_{yaw}$ ), pitch ( $\varepsilon_{pitch}$ ), roll ( $\varepsilon_{roll}$ ) dapat diperoleh dari quaternion  $\varepsilon$ . Transformasi quaternion ke sudut Euler menurut (Blanco, 2014).

$$\Delta = q_s q_y - q_x q_z \quad (2-12)$$

jika  $|\Delta| < 0.5$  maka,

$$\begin{aligned} yaw &= \tan^{-1} \left( 2 \frac{q_s q_z + q_x q_y}{1 - 2(q_y^2 + q_z^2)} \right) \\ pitch &= \sin^{-1}(\Delta) \\ roll &= \tan^{-1} \left( 2 \frac{q_s q_x + q_y q_z}{1 - 2(q_x^2 + q_y^2)} \right) \end{aligned} \quad (2-13)$$

Jika  $|\Delta| = 0.5$  maka,

$\Delta = -0.5$	$\Delta = 0.5$
$yaw$	$yaw$
$= 2 \tan^{-1} \left( \frac{q_x}{q_s} \right)$	$= -2 \tan^{-1} \left( \frac{q_x}{q_s} \right)$
$pitch = -\frac{\pi}{2}$	$pitch = \frac{\pi}{2}$
$roll = 0$	$roll = 0$

(2-14)

Dengan memasukkan nilai  $\varepsilon$  ke dalam persamaan (2-12), (2-13), (2-14) maka nilai beda sudut yaw, pitch dan roll antara model dengan bacaan *star sensor* dapat diperoleh.

Tabel 3-1 menunjukkan rata – rata dan standar deviasi perbedaan bacaan *star sensor* dan hasil model magnetometer dan *sun sensor*. Dapat dilihat bahwa rata-rata akurasi model di

bawah 3° dan standar deviasi kurang dari 19°.

Meskipun nilai rata-rata akurasi model cukup bagus akan tetapi memiliki standar deviasi yang cukup besar terutama pada yaw dan roll. Hal ini dimungkinkan karena perhitungan arah vektor matahari menggunakan *coarse sun sensor* yang akurasinya tidak terlalu bagus serta tidak melibatkan model albedo bumi dalam pemodelan. Berdasarkan (Theil et al., 2003) akurasi sun sensor dapat memburuk menjadi 20° ketika tidak memperhitungkan albedo bumi.

Tabel 3-1: AKURASI SIKAP DARI PERHITUNGAN MENGGUNAKAN SUN SENSOR DAN MAGNOMETER

	Yaw	Pitch	Roll
Rata-rata	-1.41°	2.18°	-2.99°
Standar Deviasi	18.57°	9.59°	14.68°
Jumlah Data	90765		

Pada prakteknya, pengambilan telemetri *sun sensor* dan magnetometer akan selalu terdapat jeda waktu dikarenakan keduanya merupakan telemetri yang terpisah. Oleh karena itu perlu dilakukan pengujian untuk mengetahui karakter model terhadap variasi jeda waktu pengambilan kedua telemetri tersebut.

Gambar 3-1 menunjukkan penurunan akurasi perhitungan sikap yang terjadi ketika terdapat jeda waktu pengambilan dimana data *sun sensor* menggunakan data yang lebih lama. Dapat dilihat bahwa nilai akurasi akan semakin memburuk apabila jeda waktu makin lama. Pada kasus ini penurunan akurasi perhitungan sikap terbesar dialami pada sudut roll. Akurasi pada sudut roll menurun menjadi 7° ketika data telemetri *sun sensor* tidak

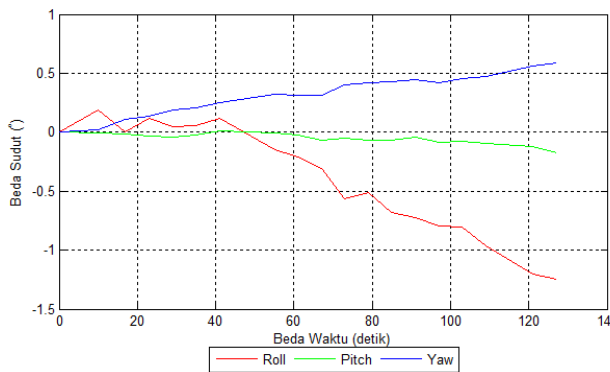


terbarukan dalam rentang waktu 2 menit.

Gambar 3-2 menunjukkan penurunan akurasi yang terjadi apabila nilai telemetri magnetometer tidak terbaru sedangkan nilai telemetri *sun sensor* selalu terbaru. Berbeda dengan kasus sebelumnya, pada kasus ini adanya jeda waktu antara kedua telemetri tidak memberikan efek yang terlalu signifikan terhadap perhitungan sikap satelit. Hal ini ditunjukkan dengan nilai penurunan akurasi tidak lebih dari 2° pada jeda waktu mencapai 130 detik. Terlihat bahwa roll dan yaw mengalami penurunan akurasi yang lebih besar jika dibanding penurunan akurasi pitch. Meskipun kecenderungan menunjukkan makin lama jeda waktu nilai akurasi semakin menurun.



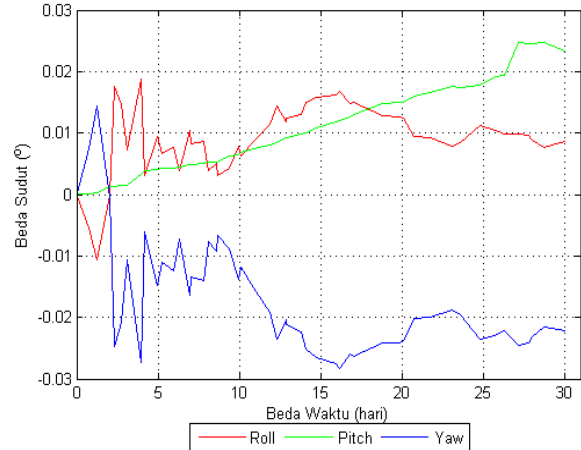
Gambar 3-1: Pengaruh data telemetri sun sensor tidak terbaru terhadap akurasi perhitungan sikap satelit.



Gambar 3-2: Pengaruh data telemetri magnetometer tidak terbaru

terhadap akurasi perhitungan sikap satelit.

Penggunaan propagator orbit SGP4 pada model yang dikembangkan menyebabkan adanya ketergantungan model terhadap TLE satelit. Pengaruh ketidakbaruan data TLE terhadap akurasi model yang dikembangkan perlu diamati. Gambar 3-3 menunjukkan pengujian model dengan menggunakan TLE yang memiliki epoch dari -30 hari sebelum data telemetri diambil. Dapat dilihat bahwa kecenderungan akurasi yang terjadi semakin bagus apabila perbedaan epoch TLE dan pengambilan data telemetri semakin dekat. Namun, nilai penurunan akurasi yang terjadi sangat kecil dengan nilai ekstrim kurang dari 0.03°. Pada kasus ini justru akurasi pitch yang mengalami penurunan lebih besar dengan makin lamanya beda epoch.



Gambar 3-3: Pengaruh TLE satelit LAPAN-A2 tidak terbaru terhadap akurasi perhitungan sikap satelit.

Dari pengujian dapat dilihat bahwa variabel yang paling berpengaruh terhadap akurasi model yang telah disusun adalah data telemetri *sun sensor* yang tidak terbaru. Pengaruh data telemetri magnetometer dan TLE yang tidak terbaru juga memberikan pengaruh

meskipun dengan nilai yang lebih kecil. Akurasi roll bergantung pada akurasi *sun sensor* dan *magnetometer*, akurasi pitch bergantung pada akurasi TLE, sedangkan akurasi yaw bergantung pada akurasi magnetometer. Dengan menggunakan sensor yang sama, metode yang dikembangkan ini dapat digunakan untuk satelit pengamat bumi yang mempunyai inklinasi orbit rendah.

#### 4 KESIMPULAN

Metode penentuan sikap satelit dengan *sun sensor* dan magnetometer telah berhasil dikembangkan untuk satelit LAPAN-A2. Data yang dibutuhkan untuk metode ini cukup satu telemetri *sun sensor* dan satu telemetri magnetometer satelit LAPAN-A2. Metode yang dikembangkan memiliki akurasi  $3^\circ$ . Metode ini memiliki karakteristik sensitif terhadap ketidakbaruan data telemetri *sun sensor*, akan tetapi stabil terhadap ketidakbaruan data telemetri magnetometer dan ketidakbaruan TLE. Untuk meningkatkan akurasi dapat dilakukan dengan pengukuran vektor matahari yang lebih akurat misalkan dengan menambah model albedo bumi.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Mujtahid sebagai Kepala Pusat Teknologi Satelit LAPAN, Bapak M. Mukhayadi selaku chief engineering satelit LAPAN-A2 dan Prof. Dr. Ir. H. Eddy Hermawan M.Sc. selaku pembimbing karya tulis ilmiah diklat jabatan fungsional peneliti tingkat 1 gelombang 3 tahun 2017 atas arahan dan bimbingannya sehingga karya tulis ini dapat terlaksana dengan baik. Penulis juga mengucapkan terimakasih kepada Tim Redaksi Jurnal Teknologi Dirgantara.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Agrawal, P. C. (2017). AstroSat : From Inception to Realization and Launch. *Journal of Astrophysics and Astronomy*, 38(2), 1–8.
- Blanco, J. (2014). A tutorial on SE (3) transformation parameterizations and on-manifold optimization. *University of Malaga, Tech. Rep.*, (3), 1–56.
- Chulliat, A., Macmillan, S., Alken, P., Beggan, C., Nair, M., Hamilton, B., ... Thomson, A. (2015). *The US/UK World Magnetic Model for 2015-2020: Technical Report*. National Geophysical Data Center, NOAA.
- Großekathöfer, K., and Yoon, Z. (2012). Introduction into quaternions for spacecraft attitude representation. *TU Berlin*, 1–16. Retrieved from <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:Introduction+in+to+quaternions+for+spacecraft+attitude+representation#0>
- Hardhienata, S., Triharjanto, R. H., and Mukhayadi, M. (2011). LAPAN-A2 : Indonesian Near-Equatorial Surveillance Satellite. *Presented at the 18th Asia-Pacific Regional Space Agency Forum (APRSAPF), Singapore*, (November).
- Hart, C. (2009). Satellite Attitude Determination Using Magnetometer Data Only. In *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (pp. 1–11).
- Hoots, F. R., and Roehrich, R. L. (1980). Spacetrack Report No. 3--Models for Propagation of NORAD Elements Sets. *Spacetrack Report*, 3(3), 1–91.
- Ivanov, D., Ovchinnikov, M., Ivlev, N., and Karpenko, S. (2015). Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms. *Acta Astronautica*, 116, 339–348.
- Kutlu, a., Hacıyev, C., and Tekinalp, O. (2007). Attitude Determination and Rotational Motion Parameters Identification of a LEO Satellite Through Magnetometer and Sun Sensor Data. *2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space*

- Technologies*, 7–10.
- Madina, R., Qadir, A. A., dan Utama, S. (2015). Penentuan Orbit Satelit LAPAN-A2. *Media Dirgantara*, 33–38.
- Marques, S., Clements, R., and Lima, P. (2000). Comparison of small satellite attitude determination methods, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Denver.
- Ni, S., and Zhang, C. (2011). Attitude determination of nano satellite based on gyroscope, sun sensor and magnetometer. *Procedia Engineering*, 15, 959–963.
- Ovchinnikov, M., and Ivanov, D. (2014). Approach to study satellite attitude determination algorithms. *Acta Astronautica*, 98(1), 133–137.
- Post, M. A., Li, J., and Lee, R. (2013). A Low-Cost Photodiode Sun Sensor for CubeSat and Planetary Microrover. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2013, 1–9.
- Rahman, A., and Mukhayadi, M. (2009). Penentuan sikap satelit berdasarkan distribusi arus listrik pada panel surya satelit lapat-tubsat. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 7, 11–18.
- Saifudin, M. A., and Mukhayadi, M. (2015). Sistem Attitude Determination and Control (ADCS) Satelit LAPAN-A2/Orari. *Media Dirgantara*, 39–46.
- Saifudin, M. A., and Triharjanto, R. H. (2010). Algoritma Pengenalan Pola Bintang untuk Deteksi Posisi Bintang pada Star Sensor Satelit LAPAN. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 8(1), 36–42.
- Seidelmann, P. K. (Ed.). (1992). *Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac*. California: University Science Books.
- Springmann, J. C., Sloboda, A. J., Klesh, A. T., Bennett, M. W., and Cutler, J. W. (2012). The attitude determination system of the RAX satellite. *Acta Astronautica*, 75, 120–135.
- Theil, S., Appel, P., and Schleicher, A. (2003). Low Cost , Good Accuracy - Attitude Determination Using Magnetometer and Simple Sun Sensor. *Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 17.
- Triharjanto, R. H., and Saifudin, M. A. (2013). Tahap Pengembangan Star Sensor Satelit Mikro LAPAN. In *Pengembangan Teknologi Satelit di Indonesia : Sistem, Subsistem, dan Misi Operasi* (pp. 117–128). Bogor: IPB Press.
- Walker, A., and Kumar, M. (2017). CubeSat Attitude Determination Using Low-Cost Sensors and Magnetic Field Time Derivative. *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, (January), 1–24. 6
- Zhou, Z., Wu, J., Wang, J., and Fourati, H. (2018). Optimal, Recursive and Sub-Optimal Linear Solutions to Attitude Determination from Vector Observations for GNSS/Accelerometer/Magnetometer Orientation Measurement. *Remote Sensing*, 10(3), 377.

