

PENENTUAN SIKAP SATELIT BERDASARKAN DISTRIBUSI ARUS LISTRIK PADA PANEL SURYA SATELIT LAPAN-TUBSAT

Abdul Rahman, M. Mukhayadi

Peneliti Bidang Teknologi Ruas Bumi Dirgantara, LAPAN
abdul-rahman@indo.net.id, mukhayadi@astro.fisika.net

ABSTRACT

LAPAN has succeeded to operate LAPAN-TUBSAT for two years by January 10th 2009. In the second year of its operation, the star sensor, one of the attitude sensor got failure. New procedures and methods have been introduced to continue the mission. One of the methods is using solar panels to determine the attitude orientation of spacecraft. These solar panels/cells are body mounted on every side of the spacecraft. The attitude of the satellite is determined by comparing the current distribution of every solar panel. Once the satellite attitude has been determined, the operator would be able to control the pointing of the spacecraft to the target. By employing this method, LAPAN-TUBSAT still produces many nice video data.

Keywords : *Solar panel, Spacecraft attitude*

ABSTRAK

Pada tanggal 10 Januari 2009 LAPAN telah mengoperasikan satelit LAPAN-TUBSAT selama dua tahun. Pada tahun kedua pengoperasian satelit ini, star sensor, salah satu sensor kendali sikap mengalami kegagalan. Beberapa prosedur dan metode baru dilakukan untuk melanjutkan misi satelit dalam pengamatan permukaan bumi. Salah satu metode yang digunakan adalah menggunakan panel surya untuk menentukan orientasi sikap satelit. Panel-panel surya tersebut terpasang pada setiap sisi satelit. Sikap satelit kemudian ditentukan berdasarkan perbandingan distribusi arus listrik dari semua panel surya. Setelah orientasi satelit diketahui, operator dapat mengendalikan satelit agar mengarah ke target. Dengan memanfaatkan cara ini, LAPAN-TUBSAT masih mampu menghasilkan data video dengan baik.

Kata Kunci: *Panel surya, Sikap satelit*

1 PENDAHULUAN

LAPAN-TUBSAT adalah satelit riset pertama milik Indonesia dengan misi pengamatan permukaan bumi. Satelit ini memiliki struktur aluminium berbentuk kotak berukuran 45cm x 45cm x 27cm dengan massa 56 kg. Pada keempat sisi satelit ini dipasang panel surya sebagai pembangkit daya. Berbagai jenis subsistem ditempatkan di dua rak, yaitu bagian atas dan bagian bawah. Konfigurasi ini memudahkan dalam proses integrasi dan pengujian komponen.

LAPAN-TUBSAT dilengkapi dengan sistem pengendali sikap satelit yang terdiri atas 3 pasang roda momentum - *gyro*, 1 buah sensor bintang dan 3 buah koil magnetik. Panel-panel surya satelit yang terpasang pada empat sisi satelit dapat difungsikan sebagai sensor kendali sikap satelit dengan menambahkan dua buah sel surya pada sisi yang belum tertutup panel surya. Jadi kondisi iluminasi sinar matahari pada semua sisi bisa diketahui dengan baik. Berbagai komponen pengendali sikap

tersebut menjadikan satelit LAPAN-TUBSAT memiliki dua kapabilitas pengendalian, metode momentum bias maupun metode 3 sumbu.

Bentuk yang sederhana dan momen inersia yang terdistribusi dengan baik memungkinkan satelit LAPAN-TUBSAT untuk dikendalikan dengan momentum bias. Pengendalian dengan momentum bias ini mensyaratkan sebuah roda momentum dan sebuah koil magnetik yang bekerja terus menerus serta sebuah sensor bintang yang dipakai secara periodik untuk mengetahui orientasi satelit. Adapun pengendalian dengan metode 3 sumbu dapat dipenuhi oleh 3 pasang roda momentum dan *gyro* pada masing-masing sumbu X, Y dan Z pada koordinat sumbu benda (*body fixed coordinate*).

Setelah sensor bintang mengalami kegagalan pada awal tahun 2008, beberapa prosedur dan metode baru dilakukan untuk mengendalikan satelit agar mampu melanjutkan misinya. Sensor bintang ini merupakan alat yang dipakai untuk mengetahui arah *pointing* satelit pada setiap saat. Salah satu metode yang diterapkan pada LAPAN-TUBSAT adalah memanfaatkan panel/sel surya untuk menentukan orientasi sikap satelit menggantikan fungsi sensor bintang yang mengalami kerusakan.

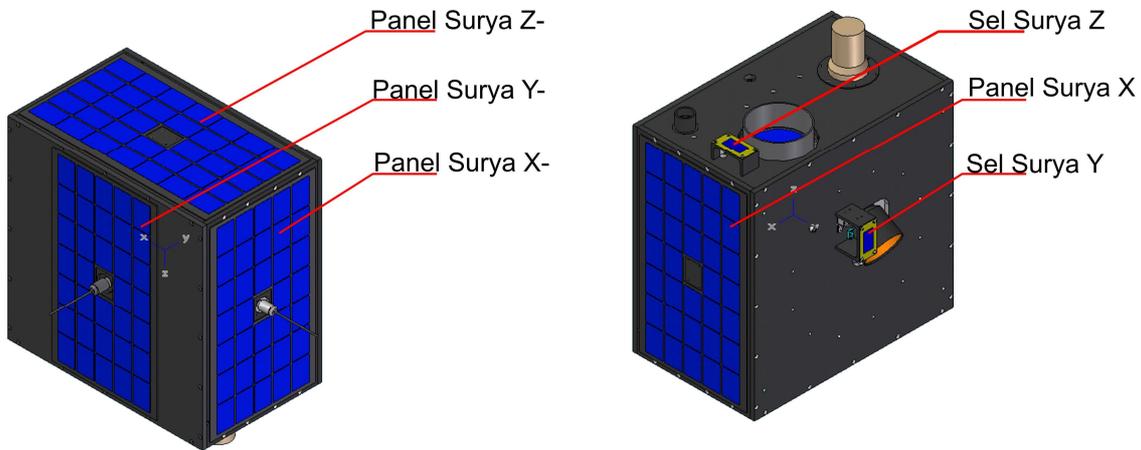
2 METODE PENGENDALIAN

Panel/sel surya dapat difungsikan sebagai sensor kendali sikap. Hal ini dapat dilakukan karena intensitas radiasi matahari sebanding dengan arus listrik yang diperoleh sebuah panel/sel surya. Semakin kecil sudut datang sinar

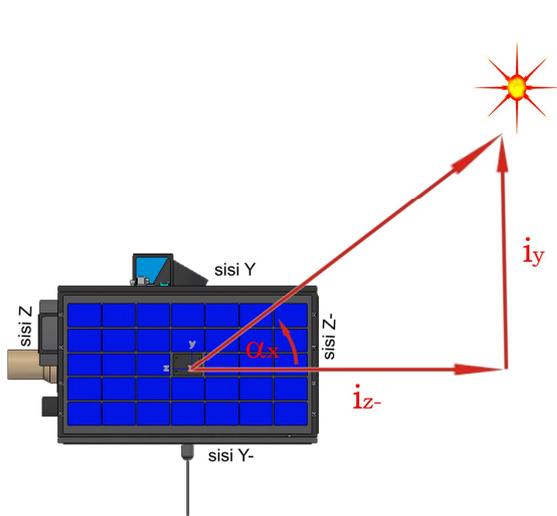
matahari terhadap arah normal panel surya, intensitas radiasi yang diperoleh akan semakin besar sehingga arus listrik yang diperoleh akan semakin besar pula. Jika pada setiap sisi satelit terpasang panel/sel surya, operator dapat mengetahui sisi mana yang paling dekat terhadap arah datangnya sinar matahari. Arus listrik pada masing-masing panel/sel surya tersebut diketahui melalui telemetri satelit yang diambil pada frekuensi UHF, 437.325 MHz. Penempatan panel/sel surya pada satelit LAPAN-TUBSAT dapat dilihat pada Gambar 2-1.

Pada proses pengambilan gambar, sisi Z- harus menghadap matahari agar kamera yang ditempatkan pada sisi Z mengarah ke bumi. Proses penentuan arah datang sinar matahari dilakukan dengan melakukan analisis dua dimensi dengan sumbu putar X atau Y. Perhitungan dilakukan dengan menggunakan persamaan trigonometri **atan2**. $\text{atan2}(y, x)$ merupakan sudut yang dibentuk oleh sumbu x, titik pusat (0,0) dan sebuah titik (x, y) pada koordinat kartesian dua dimensi. Tanda positif menunjukkan arah yang berlawanan dengan putaran jarum jam (*counter-clockwise*) sedangkan hasil negatif menunjukkan putaran yang searah dengan jam (*clockwise*).

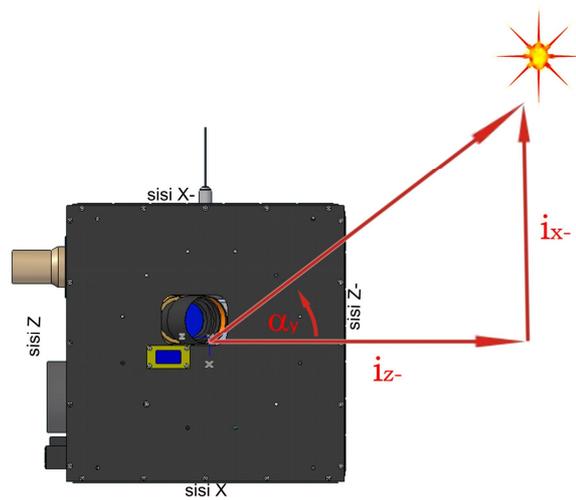
Selanjutnya dipilih dua sisi yang mendapat radiasi dengan intensitas paling tinggi dengan melihat arus listrik yang diperoleh panel/sel surya. Gambar 2-2a dan Gambar 2-2b menjelaskan hubungan geometri antara sinar datang matahari dengan putaran yang harus diberikan pada sebuah sumbu agar sisi Z- menghadap matahari.



Gambar 2-1: Penempatan panel/sel surya pada satelit LAPAN-TUBSAT



Gambar 2-2a: Geometri Sinar Datang Matahari Pada Panel/Sel Surya sisi Y-



Gambar 2-2b: Geometri Sinar Datang Matahari Pada Panel/Sel Surya sisi X

Berdasarkan geometri pada Gambar 2-2a maka sudut putar pada sumbu X satelit (α_x) dapat dihitung sebagai berikut:

$$\alpha_x = \text{atan2}(i_y, i_{z-}) \quad (2-1)$$

dimana

i_N = arus listrik pada sisi N dalam satuan mA

Jika arus listrik yang terbesar berada pada sisi yang berlawanan arah dengan sisi Y dan Z-, maka:

$$i_y = -i_{y-} \text{ dan } i_{z-} = -i_{z-}$$

Sudut putar pada sumbu Y satelit (α_y) seperti pada Gambar 2-2b, agar sisi Z- menghadap matahari dapat diperoleh dengan cara yang sama:

$$\alpha_y = \text{atan2}(i_{x-}, i_{z-}) \quad (2-2)$$

Jika arus listrik yang terbesar berada pada sisi yang berlawanan arah dengan sisi X- dan Z-, maka:

$$i_{x-} = -i_x \text{ dan } i_{z-} = -i_z$$

Sisi Z dan Y hanya memiliki sebuah sel surya. Besar arus listrik sel surya hanya sepertiga dari panel surya sehingga arus listrik pada sisi Z dan Y yang tercatat pada telemetri harus dikalikan dengan faktor 3.

Proses perhitungan ini terintegrasi dalam perangkat lunak stasiun bumi yang baru sebagaimana yang terlihat pada Gambar 3-1 sehingga memudahkan operator dalam memberi perintah kepada satelit.

Tabel 2-1: PERHITUNGAN SUDUT ARAH MATAHARI DARI PANEL Z- YANG TERINTEGRASI PADA PERANGKAT LUNAK STASIUN BUMI

```

## LAPAN SERVER #####
2008/07/01 01:30:39 PCDH high level command: Radio Acknowledge OK
[0xB5 0xBF 0xEE 0x0A 0xFF 0xFF 0xFF 0x00 0xEE 0xEE 0xEE 0xEE]

PCU Telemetry

Switch Register      : 00000111 00001110 00111000 01110100
Status Fuse/TTC     : 01110100 00000011
System Time         : 749700s = 8d 16h 15min 0sec

Solar Panel +X      : 15.0V      678mA
Solar Panel -X      : 14.9V      69mA
Solar Panel -Y      : 14.9V      135mA
Solar Panel -Z      : 15.0V      471mA
Sun Sensor +Y       :
Sun Sensor +Z       : 23mA

Rotations -Z to Sun: Ang.X= 39deg
                   Ang.Y= -55deg

Main Power Bus      : 14.55V      2702mA

Voltage 29V/12V/-5V : 27.10V      11.95V      -4.97V
Current TTC1/TTC2   : 66mA      58mA
Current Gyros/Wheels : 1022mA     261mA
Current Coils/STS   : 7mA      8mA
Current Stepper+Cam/S-Band: 907mA     980mA

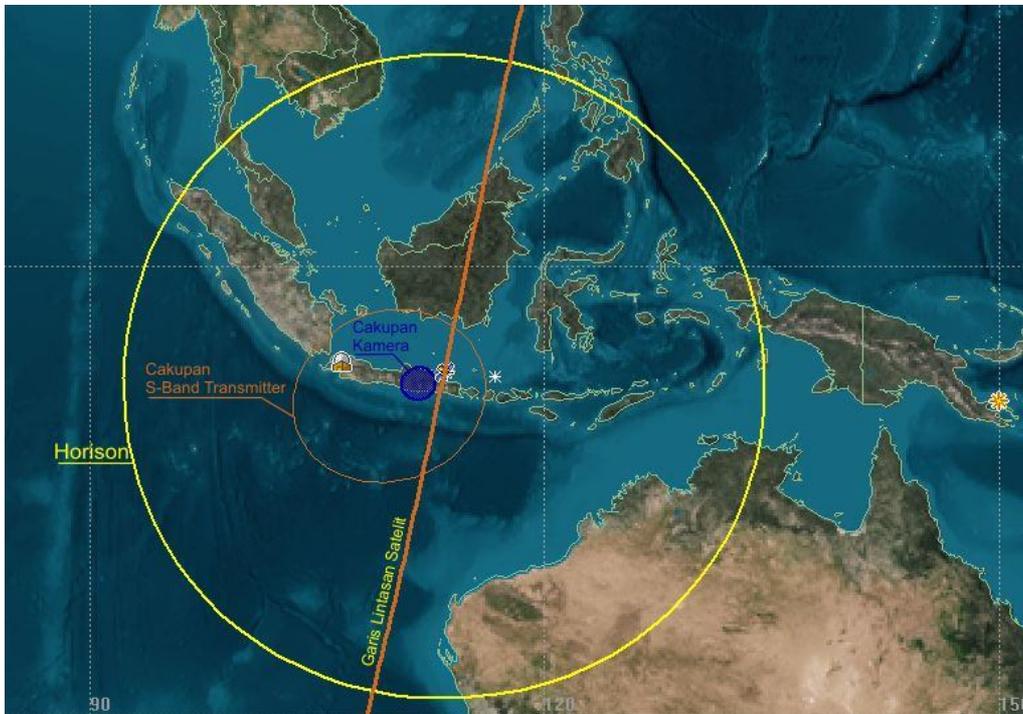
Temp PCDH CPU/Housing/DCDC: 2deg      2deg      9deg
Temp Battery/Middle Plate : 6.0deg    0.1deg
Temp +X/-X           : 2.6deg    1.6deg
Temp +Y/-Y           : 6.0deg    2.6deg
Temp +Z/-Z           : 3.0deg    2.1deg
Temp S-Band          : 1.1deg

Target Current Coil X/Y/Z : -0mA      -0mA      -0mA
    
```

3 ANALISIS POINTING KAMERA

Proses pengendalian ini memanfaatkan matahari sebagai acuan. Oleh karena itu, *pointing* kamera sangat ditentukan oleh posisi matahari pada saat pengambilan gambar tersebut. Satelit LAPAN-TUBSAT melintasi ekuator pada pukul 9.10 waktu setempat (*local time*). Pada saat itu ketinggian matahari sekitar 53° di atas horison sehingga *pointing* kamera akan bergeser sekitar 37° ke arah barat. Jika diproyeksikan ke permukaan bumi, pergeseran tersebut sekitar 488 km dari garis lintasan satelit. Jadi jika operator ingin mendapatkan gambar yang bagus, satelit harus diarahkan kembali ke titik nadirnya di sepanjang lintasan satelit dengan memberikan putaran 37° ke arah timur. Proyeksi cakupan kamera pada saat sisi Z- menghadap Matahari dapat dilihat pada Gambar 3-1.

Pada kondisi garis lintasan satelit berada jauh di sebelah barat stasiun bumi, pengambilan gambar tidak bisa dilakukan dengan mengarahkan sisi Z- ke Matahari. Hal ini disebabkan oleh keterbatasan pemancar S-Band yang mempunyai cakupan hanya 70°. Jika Z- diarahkan ke Matahari maka cakupan pemancar S-Band akan menjauhi stasiun bumi, dengan demikian sinyal video tidak bisa ditangkap. Masalah ini dapat diatasi dengan menghadapkan sisi Y ke arah Matahari, kemudian satelit diputar pada sumbu Y dengan kecepatan putar 3°/detik. Perputaran dihentikan pada saat kamera satelit sudah mengarah ke Bumi, kemudian operator mengarahkan kamera ke target secara interaktif. Gambar 3-2 mengilustrasikan kondisi jika satelit melewati sebelah barat stasiun bumi dan sisi Z- menghadap Matahari.



Gambar 3-1: Proyeksi cakupan kamera pada permukaan Bumi pada saat sisi Z-menghadap Matahari



Gambar 3-2: Proyeksi cakupan pemancar S-Band pada saat garis lintasan satelit berada di sebelah barat stasiun bumi

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

Contoh target yang diambil LAPAN-TUBSAT dengan menggunakan

metode ini adalah wilayah Bogor pada tanggal 9 Juni 2008 sebagaimana terlihat pada Gambar 4-1 dan Gambar 4-2.



Gambar 4-1: Lapangan udara Atang Senjaya Bogor



Gambar 4-2: Kawasan Bogor Utara

Contoh tersebut membuktikan bahwa panel/sel surya dapat dimanfaatkan sebagai sensor kendali sikap satelit. Operator di stasiun bumi dapat mengarahkan satelit untuk menghadap ke Bumi setelah mengetahui arus listrik pada panel/sel surya yang terpasang pada setiap sisi satelit.

Pada proses penentuan sikap ini operator tidak bisa memperoleh informasi tentang sudut *yaw* (orientasi

pada sumbu putar Z). Namun pada siang hari, satelit pasti bergerak dari arah utara ke selatan. Arah terbang yang konsisten ini dapat dimanfaatkan oleh operator untuk menyesuaikan sudut *yaw*. Operator kemudian memberikan putaran pada sumbu Z berdasarkan gambar yang ditayangkan oleh satelit secara langsung. Arah putaran satelit pada monitor dapat dilihat pada Gambar 4-3.



Gambar 4-3: Arah putaran satelit pada sumbu X, Y dan Z dilihat dari monitor

Kendala utama yang dihadapi pada proses pengendalian ini terletak pada *link* dengan satelit pada frekuensi UHF. Pada saat-saat tertentu, *link* tersebut sangat buruk sehingga operator mengalami kesulitan dalam mengambil telemetri satelit. Namun *link* yang buruk tidak terlalu berpengaruh pada pemberian komando atau perintah ke satelit karena jumlah data komando jauh lebih kecil dibandingkan data telemetri. Jika telemetri belum bisa diambil dari satelit maka proses pengendalian berikutnya tidak bisa dilakukan. Kelancaran pengambilan telemetri ini sangat dipengaruhi oleh cuaca antariksa dan gangguan-gangguan frekuensi lainnya di sekitar lokasi stasiun bumi.

Proses penentuan sikap satelit berdasarkan arus panel/sel surya ini akan lebih efektif jika dilakukan oleh unit komputer satelit atau yang lebih dikenal dengan OBDH (*On Board Data Handling*). Hal tersebut sangat direko-

mendasikan pada misi-misi pengembangan satelit berikutnya karena memudahkan operator dalam mengendalikan satelit. Dengan demikian proses pengendaliannya tidak terlalu rentan terhadap gangguan frekuensi.

Pada satelit-satelit yang membutuhkan daya yang besar, metode ini dipakai untuk mengarahkan panel surya yang lebih luas agar menghadap Matahari. Biasanya satelit-satelit tersebut didukung oleh panel surya yang mengembang dan luas. Secara umum pengendalian sikap satelit tersebut terbagi dalam dua modus. Pada modus pengambilan gambar satelit akan mengarahkan kameranya pada target sedangkan pada modus pengumpulan energi satelit mengarahkan susunan panel suryanya ke arah Matahari. Proses pengarahannya ke arah datang sinar Matahari ini disebut juga *sun pointing*. Gambar 4-4 mengilustrasikan *sun pointing* pada satelit Ikonos.



Gambar 4-4: Sun pointing pada satelit Ikonos

5 KESIMPULAN

Panel surya satelit dapat dimanfaatkan sebagai sensor kendali sikap satelit. Proses penentuan sikap satelit tersebut menggunakan informasi arus listrik pada keenam panel/sel surya yang terpasang pada setiap sisi satelit. Metode ini juga dapat dipakai untuk menggantikan fungsi *star* sensor sehingga satelit masih dapat melanjutkan misinya dalam pengamatan permukaan Bumi (*surveillance*). Dari hasil analisis ini memberikan suatu pelajaran bahwa betapa pentingnya faktor keandalan elemen sensor bintang sehingga menjadi bahan masukan untuk satelit LAPAN Equatorian (LAPAN-A2) yang datang.

DAFTAR RUJUKAN

Mukhayadi, M., 2007. *Pengendalian Interaktif pada Satelit Mikro LAPAN-TUBSAT*, Buku Ilmiah LAPAN 2007.

Rahman, A., 2008. *Operasi Stasiun Bumi Pengendali dan Penerima Satelit LAPAN-TUBSAT*, Prosiding Seminar Satu Tahun Satelit LAPAN-TUBSAT Beroperasi di Orbit, IPB ICC Bogor, 31 Januari 2008.

Schulz, Stefan, and Renner, Udo, 2001. *DLR-TUBSAT: A Micro Satellite for Interactive Earth Observation*, TU-Berlin.

Triharjanto, R.H., et al, 2004. *LAPAN-TUBSAT : Micro-Satellite Platform for Surveillance and Remote Sensing*, Proceeding of The 4S Small Satellite System and Services Symposium, La Rochelle - France.

Triharjanto, R.H., et al, 2007. *LAPAN-TUBSAT First Indonesian Micro Satellite*, LAPAN.

Wertz, J. R., 1978. *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publisher.