

## **EVALUASI KINERJA STAR SENSOR EKSPERIMENTAL LAPAN DI ORBIT PADA SATELIT LAPAN-A3/LAPAN-IPB**

Muhammad Arif Saifudin  
Pusat Teknologi Satelit, LAPAN  
[arif.saifudin@lapan.go.id](mailto:arif.saifudin@lapan.go.id)

### **Abstrak**

Sensor bintang eksperimental LAPAN yang pertama telah terbang pada satelit mikro LAPAN-A3/LAPAN-IPB yang diluncurkan pada tanggal 6 Juni 2016 sebagai muatan tambahan pada misi roket PSLV-C34. Data star sensor perlu dievaluasi untuk mengetahui kinerjanya di orbit. Star sensor adalah salah satu demonstrasi teknologi komponen satelit yang dikembangkan oleh LAPAN untuk menentukan sikap satelit di orbit. Star sensor berbasis sensor CCD kamera kelas industri dengan modifikasi pada perangkat lunak untuk memenuhi persyaratan sensor bintang dan lensa 16 mm digunakan untuk mendapatkan *Field of View* (FOV) yang luas. Sebuah kaca *fuse* silika digunakan pada bagian optik untuk meminimalkan radiasi di luar angkasa yang dapat mempengaruhi degradasi sensor CCD. Star sensor dilengkapi dengan *baffle* yang dirancang untuk meminimalkan cahaya tidak diperlukan yang mengenai sensor yang menyebabkan timbulnya gangguan pada algoritma identifikasi bintang. Algoritma identifikasi bintang yang *robust* diimplementasikan dalam unit elektronik star sensor untuk menghitung posisi bintang dan katalog bintang yang dioptimalkan juga digunakan untuk memastikan kinerja yang tinggi dari star sensor. Pada fase orbit awal (LEOP) LAPAN-A3/LAPAN-IPB menunjukkan bahwa star sensor dalam kondisi yang baik. Pengujian di orbit telah dilakukan meliputi uji fungsional dan uji kinerja. Dari pengujian yang dilakukan tersebut menunjukkan bahwa star sensor eksperimental LAPAN berfungsi dengan baik dan dapat digunakan sebagai sensor sikap satelit.

Kata kunci: LAPAN-A3, satelit mikro, star sensor

### **Abstract**

*The first LAPAN's experimental star sensor has onboard on LAPAN-A3/LAPAN-IPB microsatellite that successfully launch on June, 6 2016 as auxiliary payload of PSLV-C34 mission. The star sensor data needs to be evaluated to know the performance of the star sensor in orbit. The star sensor is one of the technological demonstration of satellite component developed by LAPAN to determine the attitude of satellite in orbit. The star sensor based on CCD sensor of industrial-grade camera with modification on the software to fit the star sensor requirement and 16 mm lens uses to obtain wide Field of View (FOV). A fused silica glass is used on optical part to minimize the radiation in space that could affected to the CCD degradation. Star sensor is equipped with baffle that is designed to minimize the stray light to reach the sensor that caused the noise of the star identification algorithm. The robust star identification algorithm is implemented in the electronics unit to calculate the star position and an optimized star catalog also used to ensure the high performance of the star sensor. In Launch and Early Orbit Phase (LEOP) of LAPAN-A3/LAPAN-IPB shows that the star sensor is in proper condition. In orbit test had been conducted covering functional test and performance test. Those tests indicates that the LAPAN experimental star sensor works well and can be used as attitude sensor of the satellite.*

*Keywords: LAPAN-A3, microsatellite, star sensor*

## **1. PENDAHULUAN**

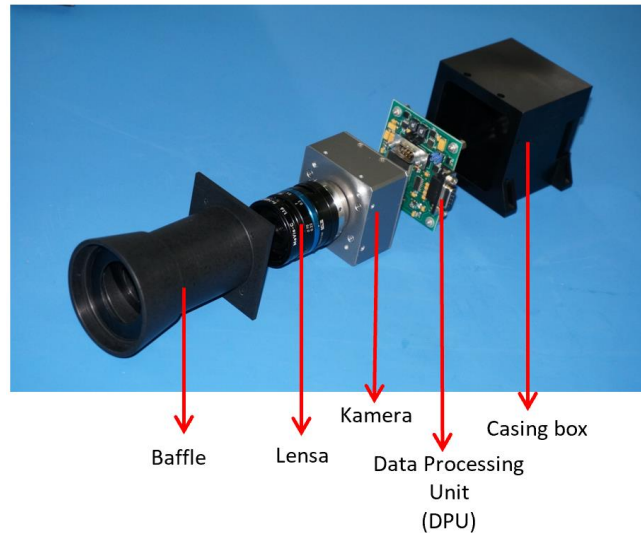
Satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB adalah satelit mikro ketiga LAPAN yang diluncurkan pada tanggal 6 Juni 2016 oleh roket peluncur PSLV-C34 dari Satish Dawan Space Center (SDSC) SHAR, Sriharikota India sebagai *co-passenger* dari misi Cartosat-2. LAPAN-A3/LAPAN-IPB adalah satelit mikro dengan massa 115 kg yang diluncurkan di orbit polar dengan inklinasi 97 derajat. Satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB merupakan satelit kedua setelah satelit LAPAN-A2/LAPAN-ORARI yang proses desain dan AIT (*Assembly, Integraion, and Test*) nya dilakukan di Indonesia. Misi utama LAPAN-

A3/LAPAN-IPB adalah pemantauan bumi menggunakan 4 band *linescan imager* dan *space digital camera*, dan pemantauan lalu lintas maritim global menggunakan AIS Space Receiver (ASR) [1]. Selain misi utama tersebut juga terdapat misi demonstrasi teknologi subsistem satelit yang dikembangkan oleh LAPAN dalam rangka meningkatkan kapabilitas dalam penguasaan teknologi satelit [2]. Salah satu komponen atau subsistem yang dikembangkan oleh LAPAN adalah subsistem *attitude determination* atau penentuan sikap satelit, yaitu star sensor. Star sensor merupakan salah satu teknologi kunci dalam teknologi satelit. Hampir dalam semua misi satelit yang membutuhkan adanya kendali sikap membutuhkan star sensor karena merupakan sensor sikap satelit yang akurat [3] [4] [5] [6] dan memiliki akurasi antara *1 arc second-1 arc minute* [7]. Star sensor memberikan referensi orientasi sikap satelit dalam tiga sumbu dengan cara menghitung posisi bintang yang ditangkap oleh sensor dalam koordinat inersial. Posisi bintang itulah yang diterjemahkan sebagai sikap satelit dengan melakukan transformasi ke sumbu satelit akan dapat diperoleh orientasi sikap satelit. Pada dasarnya star sensor terdiri atas kamera serta lensa untuk menangkap citra bintang dan unit elektronik untuk menghitung posisi bintang yang ditangkap dengan menggunakan algoritma pengenalan pola bintang tertentu. Kemudian terdapat struktur mekanik berupa *baffle* yang berfungsi untuk menyerap cahaya yang tidak diperlukan agar tidak jatuh ke permukaan sensor yang serta meminimalkan pengaruh cahaya matahari ataupun albedo pada fase *sunlight*. *Casing* juga dibutuhkan untuk melindungi unit kamera dan unit pemroses data agar radiasi.

Permasalahan yang timbul dari sebuah produk teknologi satelit ketika pertama kali di orbit adalah kemampuan produk atau komponen tersebut bertahan dan bekerja di lingkungan antariksa yang berbeda dengan lingkungan di bumi. Hal tersebut yang melatarbelakangi dilakukan evaluasi kinerja star sensor LAPAN sebagai produk star sensor pertama yang diterbangkan. Tujuan dari *in orbit test* star sensor LAPAN (STS-LAPAN) sebagai *Flight Model* (FM) pada satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB adalah untuk mendapatkan pengalaman selama di orbit untuk mengetahui ketahanannya terhadap lingkungan orbit serta mengetahui kinerjanya. Untuk mengetahui ketahanan terhadap lingkungan orbit dapat dilakukan dengan mengambil data-data telemetrinya kemudian untuk mengetahui kinerjanya dapat diketahui dengan membandingkan data sikap satelit yang dihasilkan dengan data sikap satelit dari star sensor “*space proven*” yang mempunyai riwayat di orbit pada misi-misi satelit sebelumnya dan digunakan juga pada satelit LAPAN-A2/LAPAN-ORARI. Pada satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB star sensor “*space proven*” tersebut diberi kode STS-B. Di samping itu untuk mengetahui pengaruh radiasi di lingkungan orbit terhadap ketahanan sensor CCD karena radiasi dapat mengakibatkan penurunan terhadap kinerja sensor CCD [8]. Sebagai antisipasi awal, pada *baffle* di depan lensa dipasang kaca *fuse silica* ( $\text{SiO}_2$ ) dengan tujuan untuk meminimalkan pengaruh radiasi. Hal ini ditandai dengan munculnya *hotspot* (*hot pixel*), Adanya *hotspot* ini akan mengganggu proses identifikasi bintang karena jika nilai kecerahan suatu piksel tinggi akan ditandai oleh program sebagai kandidat bintang meskipun secara faktual tidak ada cahaya yang mengenai piksel tersebut.

## **2. STAR SENSOR LAPAN**

Desain STS-LAPAN terdiri atas susunan *baffle*, lensa 16 mm, kamera CCD, *Data Processing Unit* (DPU), dan *casing*. Gambar 1 merupakan konfigurasi STS-LAPAN untuk *Engineering Model* (EM) sedangkan pada Gambar 2 adalah star sensor LAPAN versi *Flight Model* (FM) yang sudah terintegrasi.



Gambar 1. Konfigurasi star sensor LAPAN (Engineering Model)



Gambar 2. Star sensor eksperimental LAPAN (Flight Model)

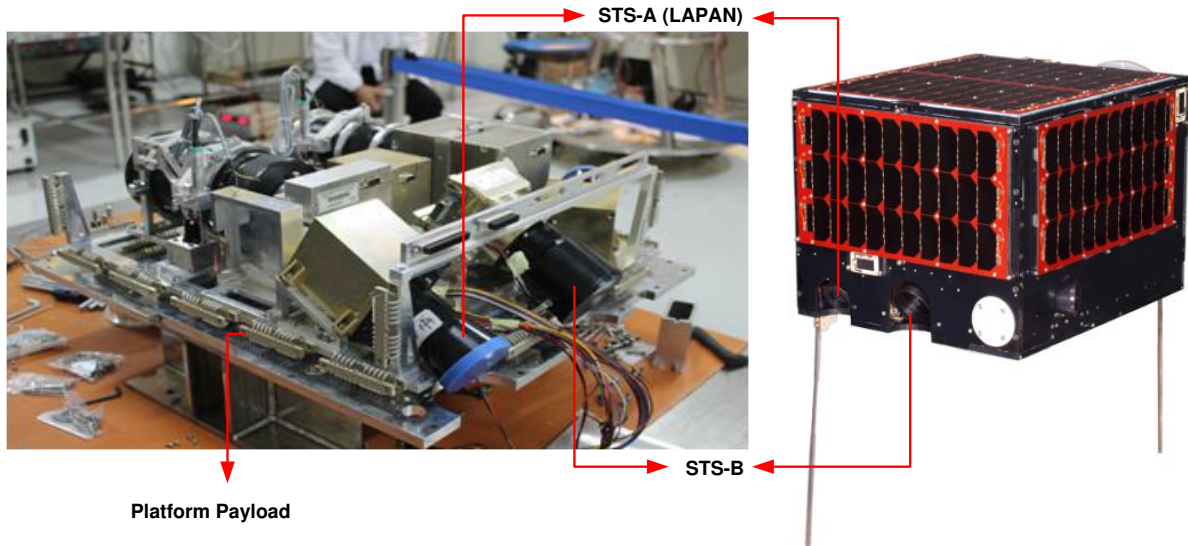
Spesifikasi STS-LAPAN ditunjukkan pada Tabel 1.

Tabel 1. Spesifikasi STS-LAPAN

No	Spesifikasi	Keterangan
1	Tipe sensor	CCD
2	Ukuran sensor	1392 x 1040
3	Panjang fokal lensa	16 mm
4	Update rate	3 Hz
5	FOV	31° x 23°
6	Interface	RS422
7	Daya	3 Watt
8	Tegangan	15 V (Nominal)
9	Dimensi	100 x 80 x 186 mm
10	Massa	1,34 kg

Selain bagian perangkat keras, pada star sensor terdapat bagian yang cukup penting, yaitu perangkat lunak yang terdapat pada DPU. DPU berisi program utama yang berisi algoritma pengenalan pola bintang serta katalog bintang. Jumlah bintang yang digunakan dalam katalog adalah berjumlah 846 bintang dengan distribusi yang mendekati seragam pada seluruh bola langit sebagai hasil optimasi dari penelitian yang telah dilakukan oleh Saifudin et.al. [9]. Pada satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB, pemasangan STS-LAPAN diposisikan 30° terhadap sumbu Z-. Dengan posisi tersebut, diharapkan pada moda kendali nominal operasi yaitu nadir *pointing*, star sensor terhindar dari cahaya matahari ketika satelit berada pada fase sunlight dan dipasang sejajar dengan STS-B agar dapat membandingkan secara langsung data telemetrinya. Pemasangan star sensor diletakkan pada *platform payload* dimana pada platform tersebut dilengkapi dengan pegas peredam untuk meredam getaran yang terjadi pada saat satelit

berada di wahana peluncur (roket). Pada platform *payload* terdapat semua muatan yang berbasis optik seperti linescan *imager* serta kamera video serta semua sensor yang juga berbasis optik seperti star sensor. Hal ini bertujuan untuk meminimalkan *misalignment* atau ketidaksejajaran antara kamera dengan star sensor karena data dari star sensor juga digunakan sebagai data referensi untuk melakukan koreksi geometrik dari citra yang diperoleh.



Gambar 3. Posisi star sensor di satelit

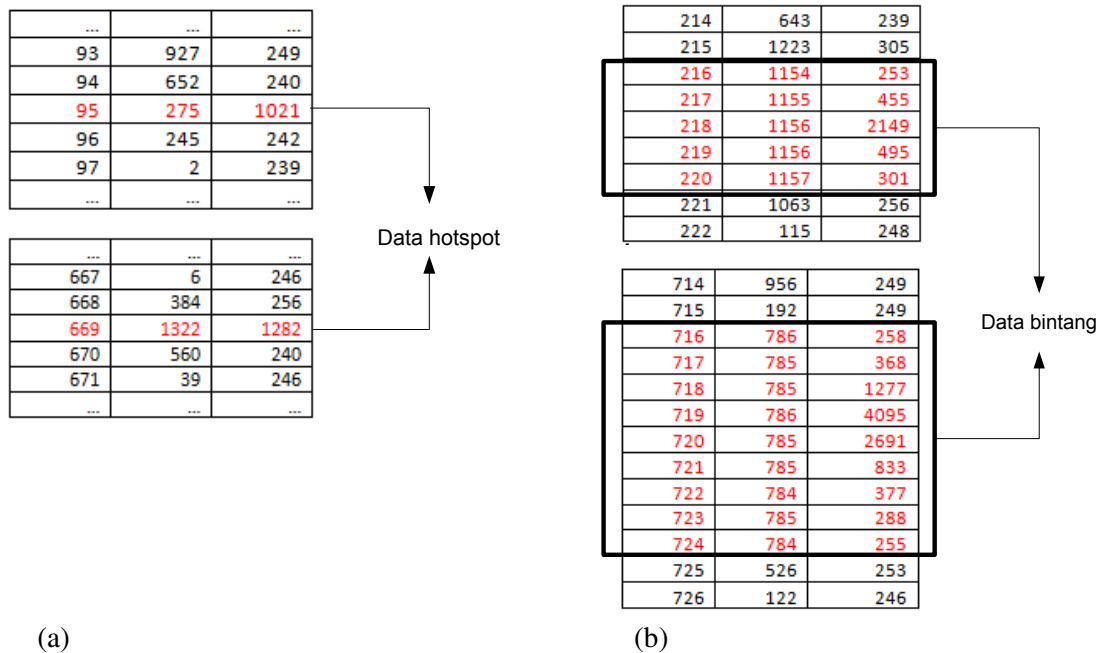
### 3. METODOLOGI

Dalam melakukan evaluasi STS-LAPAN terkait dengan kinerjanya dilakukan melalui pengukuran data *attitude* yang dihasilkan. Untuk mengukur kinerja dari STS-LAPAN dilakukan dengan cara mengambil data telemetri dari STS-LAPAN dan STS-B secara bergantian untuk membandingkan nilai *attitude* yang dihasilkan yang dinyatakan dalam sudut-sudut *Right Ascension* (RA), *Declination* (DE), dan *Azimuth* (AZ). Kedua adalah dengan melakukan observasi *hotspot*. *Hotspot* atau disebut juga *hot pixel* adalah ketidaknormalan nilai piksel pada sensor yang ditandai dengan tinggi nilai kecerahan piksel meskipun sensor CCD tidak terkena cahaya. Timbulnya *hotspot* dapat terjadi akibat kesalahan pabrikan atau faktor eksternal seperti radiasi. Observasi *hotspot* perlu dilakukan untuk mengetahui seberapa besar efek radiasi di lingkungan antariksa terhadap kinerja sensor CCD star sensor serta algoritma identifikasi bintang yang diterapkan. Observasi *hotspot* dilakukan dengan cara mengambil data telemetri *panorama image* (PAN\_IMG). PAN\_IMG merupakan data citra yang dari kamera namun format datanya tidak memuat citra penuh, dan menampilkan data citra yang diekstrak yaitu data piksel yang paling terang dari setiap baris sensor yang berjumlah 1040 piksel. Data piksel dinyatakan dalam posisi X dan Y serta nilai kecerahan (*brightness*)  $M_v$ , dengan  $0 \leq X \leq 1391$ ,  $0 \leq Y \leq 1039$ , dan  $0 \leq M_v \leq 4095$ . Besar data satu piksel dalam PAN\_IMG adalah 3 byte, maka total PAN\_IMG mempunyai besar 3120 byte. Adapun format PAN\_IMG ditunjukkan pada Tabel 2.

Tabel 2. Format data panorama image (PAN\_IMG)

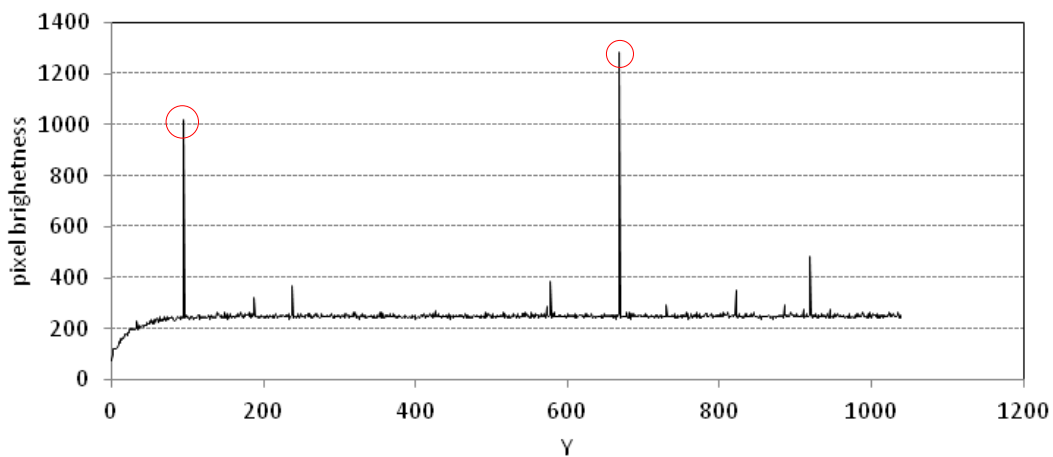
Byte 0	Byte 1	Byte 2
$Y_0$	$X_0$	$M_{v0}$
...	...	...
$Y_{1039}$	$X_{1039}$	$M_{v1039}$

Dari data PAN\_IMG dapat dilihat karakteristik dari *hotspot*, yaitu piksel tunggal yang memiliki kecerahan yang tinggi pada kondisi gelap (*dark image*). Sedangkan piksel yang menyatakan bahwa data tersebut bintang adalah dengan menggunakan beberapa piksel yang berurutan dan mempunyai nilai kecerahan yang tergradasi. Contoh dari data *hotspot* dan data bintang adalah sebagai berikut.



(a) Gambar 4. (a) adalah contoh data *hotspot* sedangkan (b) adalah contoh data bintang

Untuk melihat nilai piksel secara keseluruhan dapat dilihat melalui grafik nilai kecerahan dalam satu data PAN\_IMG sebagai berikut.



Gambar 5. Contoh nilai kecerahan data panorama *image* pada kondisi *dark image*

Untuk mengatasi *hotspot* di atas terdapat sebuah fitur, yaitu dengan melakukan *reference image*. (REF\_IMG). Fitur tersebut akan menyimpan selisih nilai antara piksel saat ini dengan yang terbaca sebelumnya sebagai berikut:

$$\text{Panorama Image} = \text{MAX}_{\text{per line}}(\text{CCD image} - \text{reference image}) [10]$$

## 4. HASIL DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Pengujian sebelum peluncuran

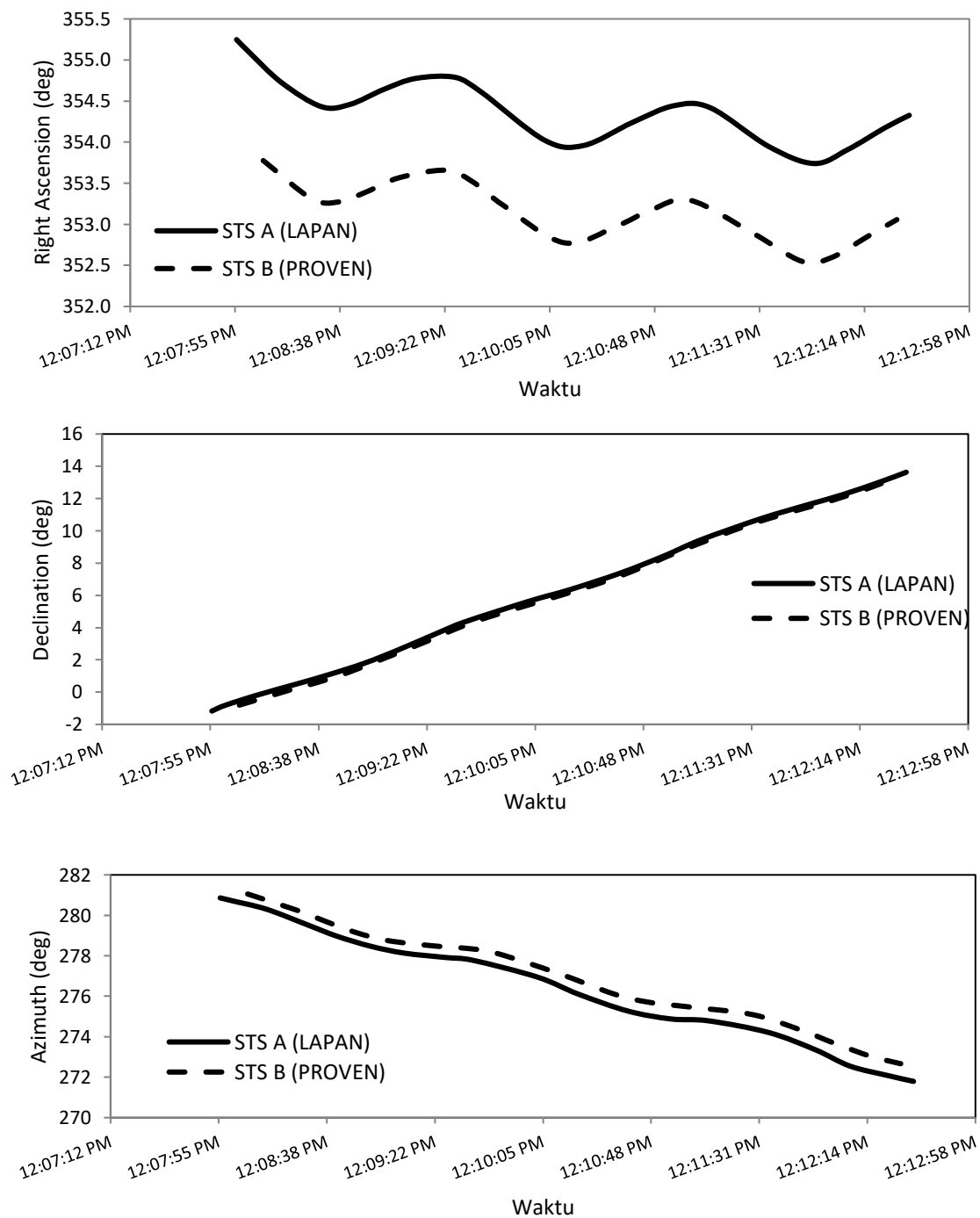
Sebelum satelit diluncurkan, maka terlebih dahulu dilakukan serangkaian pengujian untuk memastikan kondisi terakhir semua sistem dan subsistem satelit dan sebagai data referensi ketika satelit sudah di orbit. Salah satunya adalah pengujian star sensor. Hal yang menjadi fokus adalah identifikasi *hotspot*. Observasi *hotspot* dilakukan dengan mengambil data 30 bintang paling terang (OBJ30). Dari observasi yang dilakukan diperoleh data *hotspot* dalam koordinat piksel (x,y) pada Tabel 3.

**Tabel 3. Data hotspot pada observasi sebelum peluncuran**

No	x	y
1	275	95
2	13	238
3	695	578
4	1322	669
5	566	920

#### 4.2 Pengujian di orbit

Untuk mengukur kinerja STS-LAPAN, maka diperoleh dari data telemetri dari STS-LAPAN dan STS-B dengan membandingkan data RA, DE, dan AZ yang disajikan dalam Gambar 6 sebagai berikut.

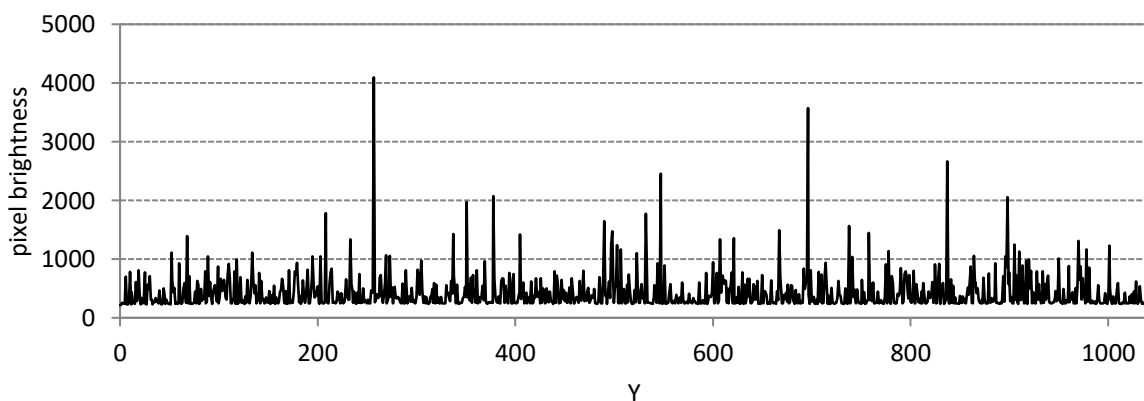


**Gambar 6. Nilai attitude dalam RA, DE, dan AZ antara STS-A (LAPAN) dan STS-B**

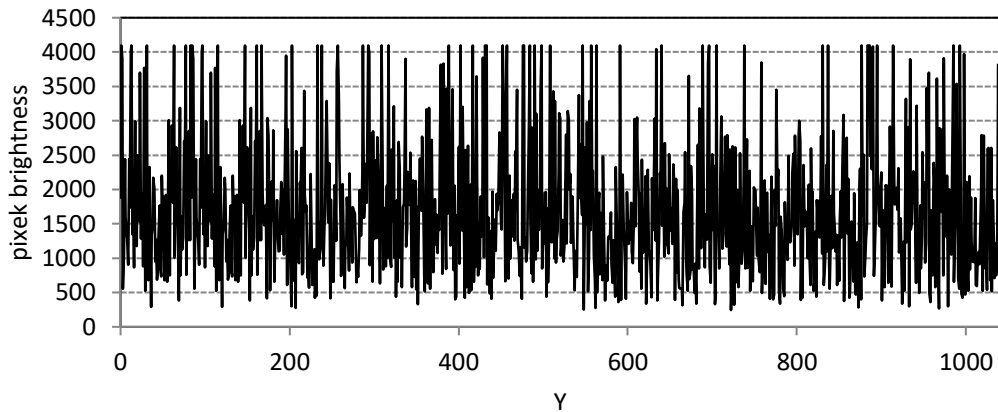
**Tabel 4. Perbedaan nilai attitude (RA, DE, AZ) antara STS-LAPAN dan STS-B**

	$\Delta RA$ (deg)	$\Delta DE$ (deg)	$\Delta AZ$ (deg)
	1.472	0.366	0.193
	1.782	0.942	0.464
	1.452	0.756	0.593
	1.033	0.634	0.361
	0.892	0.898	0.216
	0.982	1.394	0.018
	1.251	1.309	0.256
	1.557	0.96	0.229
	1.831	1.446	0.64
	1.039	1.223	0.82
	0.783	1.326	0.401
	0.946	1.374	0.208
	1.555	1.87	0.21
	1.869	1.801	0.493
	1.354	1.003	0.504
	0.886	0.904	0.329
	0.852	0.991	0.118
Rata-rata	1.266824	1.129235	0.356059

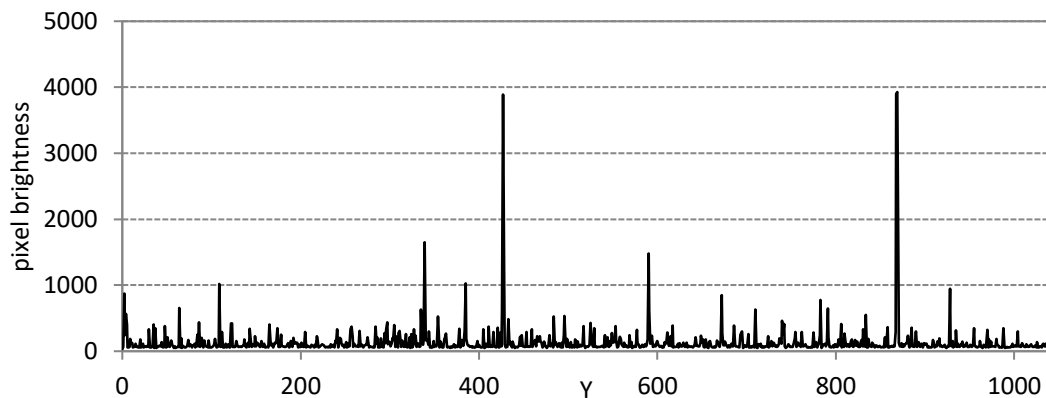
Dari grafik pada Gambar 6 di atas diperoleh perbedaan pembacaan nilai attitude yang dihasilkan antar STS-LAPAN dengan STS-B yang disajikan dalam Tabel 4. Dari Tabel 4 di atas diperoleh hasil rata-rata nilai perbedaan RA, DE, dan AZ masing-masing adalah 1,267°, 1,129°, dan 0.356°. Nilai perbedaan paling besar terdapat di parameter RA karena perhitungannya dipengaruhi oleh mounting star sensor sebesar 30° terhadap sumbu Z-. Perbedaan ini disebabkan oleh faktor ketidaksejajaran (*misalignment*) pada waktu pemasangan star sensor di satelit yang memang sangat sulit untuk dihindari dimana keduanya tidak benar sama persis membentuk sudut mounting sebesar 30°. Selanjutnya untuk observasi *hotspot* dilakukan dengan mengambil data PAN\_IMG pada tanggal 24-11-2016 dan nilai kecerahan pikselnya disajikan pada Gambar 7. Dari gambar 7 terlihat bahwa banyaknya piksel *hotspot* yang muncul ditunjukkan dengan banyaknya nilai piksel tunggal yang nilai kecerahannya di atas 1000. Kemudian dilakukan pengambilan data PAN\_IMG lagi pada tanggal 04-01-2018 dan nilai kecerahan pikselnya disajikan pada Gambar 8. Hasilnya menunjukkan bahwa *hotspot* yang muncul sangat banyak dan bahkan mencapai nilai saturasi yaitu 4095. Untuk menghindari gagalnya proses perhitungan nilai attitude, maka dilakukan proses *reference image* dan hasilnya ditunjukkan pada Gambar 9. Dari hasil *reference image* diperoleh nilai kecerahan yang mengecil dan hilangnya piksel-piksel *hotspot*. Namun hal tersebut juga tidak berlangsung lama karena pengaruh radiasi di lingkungan orbit akan memunculkan lagi piksel-piksel *hotspot* dan hal itu dapat diatasi dengan melakukan *reference image*.



**Gambar 7 Data nilai kecerahan piksel pada data panorama *image* tanggal 24-11-2016**



Gambar 8. Data nilai kecerahan piksel pada data panorama *image* tanggal 04-01-2018



Gambar 9. Data nilai kecerahan piksel pada data panorama *image* tanggal 04-01-2018 (setelah *reference image*)

## 5. KESIMPULAN

Star sensor eksperimental LAPAN telah menjalani misi eksperimental *in orbit test* pada misi satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB dan hasilnya menunjukkan bahwa secara kinerja yang diukur dari nilai *attitude* yang dihasilkan dengan membandingkannya dengan star sensor yang sudah *space proven* sudah memberikan hasil yang cukup baik. Kemudian dari pengalaman *in orbit test*, juga dapat diketahui bahwa pengaruh radiasi pada star sensor ternyata cukup signifikan dan di luar dugaan memunculkan banyak *hotspot* meskipun sudah diantisipasi dengan memasang kaca *fuse silica* pada *baffle*. Pengalaman ini akan dijadikan pelajaran untuk merancang star sensor yang lebih baik yang terus akan dikembangkan untuk mendukung program misi satelit-satelit LAPAN berikutnya.

Untuk pengembangan star sensor berikutnya dalam mengatasi masalah *hotspot*, agar dilakukan modifikasi algoritma untuk mengatasi munculnya *hotspot* serta merancang *casing* dengan ketebalan yang dapat meminimalkan efek radiasi serta mengevaluasi penempatan *fuse silica* pada *baffle*.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih penulis ucapkan kepada kepala pusat dan kepala bidang Program dan Fasilitas Pusat Teknologi Satelit atas fasilitas dan dukungan dalam melakukan pengembangan star sensor serta segenap tim operasi satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB yang telah membantu dalam pengambilan data telemetry star sensor.

## PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi makalah ini merupakan tanggung jawab penulis.



## **DAFTAR PUSTAKA**

- [1] W. Hasbi and Suhermanto, "Development of LAPAN-A3/IPB Satellite and Experimental Remote Sensing Microsatellite," in *Proceeding of 34th Asian Conference on Remote Sensing*, Bali, 2013.
- [2] M. A. Saifudin, D. E. Amin and M. F. Huzain, "Development of Experimental Star Sensor for LAPAN-A3/IPB Microsatellite," in *Advances in Aerospace Science and Technology in Indonesia*, Lombok, 2016.
- [3] J. Jiang, G. Zhang, X. Wei and X. Li, "Rapid Star Tracking Algorithm for Star Sensor," *IEEE A&E Magazine*, pp. 23-33, 2009.
- [4] B.-H. Li, Y.-C. Zhang, H.-Y. Li and S.-W. Xu, "An Autonomous Star Pattern Recognition Algorithm Using Bit Match," in *Proceeding of 4th International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, Guangzhou, 2005.
- [5] S. S. Miri and M. E. Shiri, "Star Identification Using Delaunay Triangulation and Distributed Neural Network," *International Journal of Modeling and Optimization*, vol. 2, no. 3, pp. 234-238, 2012.
- [6] S. Mohammadnejad, A. Rostami and M. N. Sarvi, "A Practical View to Database generation of Star Identification Algorithm for Space Applications," in *8th IEEE, IET International Symposium on Communication Systems, Networks, and Digital Signal Processing*, Poznan, 2012.
- [7] T. Bak, *Spacecraft Attitude Determination: A Magnetometer Approach*, 2nd ed., Aalborg: Aalborg Universitetsforlag, 1999.
- [8] A. Penquer, M. Boutillier, G. Rolland, O. Gilard, B. Fougny and F. Porez, "Analysis of CCD Dark Current Degradation in Orbit," *IEEE Transaction on Nuclear Science*, vol. 4, p. 56, 2009.
- [9] M. A. Saifudin, B. P. Silalahi and I. S. Sitanggang, "Star Catalog Generation for Satellite Attitude Navigation using Density Based Clustering," *Journal of Computer Science*, vol. 11, no. 12, pp. 1082-1089, 2015.
- [10] Kappa-Optoelectronics, *DX4-Star Tracker Operating Manual*, Gleichen, 2011.