

ANALISIS SISTEM PAYLOAD UNTUK SATELIT IMAGER LAPAN

Gunawan S. Prabowo, Ery Fitrianiingsih

Mechatronics Division, Indonesian Space and Aeronautics Institute LAPAN,

Email: gunawan_prab@yahoo.com

eryfitrianiingsih@yahoo.com

ABSTRACT

Base on the mission information requirement and satellite specification for food security support, and also related with LAPAN program on mastering of technology process of microsatellite. A satellite concept development has been made by combining acquisition technology and riel application for remote sensing.

This paper has analyzed 3 cameras system will be used as main payload for food security program.

Keywords: *Food security, Satellite imager, Main payload*

ABSTRAK

Berbasis pada informasi persyaratan misi dan berbagai masukan tentang kebutuhan satelit untuk mendukung program ketahanan pangan, serta dikaitkan dengan program LAPAN dalam proses penguasaan teknologi sistem satelit mikro, maka dibuatlah sebuah konsep pengembangan satelit yang memadukan penguasaan teknologi dan aplikasi *riel* untuk *remote sensing*.

Dalam paper ini akan disampaikan analisa beberapa sistem muatan untuk mendukung program ketahanan pangan, dianalisis 3 buah sistem kamera yang akan dipergunakan sebagai muatan pokok dari satelit *Imager* LAPAN.

Kata kunci : *Ketahanan pangan, Satelit imager, Muatan utama*

1 PENDAHULUAN

Penguasaan teknologi satelit telah menjadi program utama di LAPAN sejak beberapa tahun lalu. Beberapa proyek satelit yang ada seperti program pembuatan LAPAN-TUBSAT maupun program *Inhouse* INASAT, diarahkan untuk lebih menguasai teknologi satelit secara nyata.

Misi teknis, ilmiah maupun program dari satelit yang ada, diarahkan untuk semakin meningkatkan kemandirian dalam bidang rancang bangun satelit, yang diawali dengan program-program satelit mikro.

Program LAPAN TUBSAT, misalnya diarahkan untuk lebih menguasai cara melakukan perakitan, test dan integrasi atau lebih dikenal dengan AIT (*Assembly, Integration and Test*), dan pengelolaan pengurusan persiapan peluncuran dan

pemeliharaan orbit satelit atau lebih dikenal dengan LEOPS (*Launch Early Orbit Phase*).

Sedang program *Inhouse* seperti INASAT-1 lebih diarahkan pada penguasaan prosedur desain, penguasaan persyaratan dan pembangunan sub sistem satelit, sejak dari awal dan sejak level yang paling mendasar (*scratch*). Program ini menghasilkan produk berupa *Engineering Model* (EM) Satelit INASAT-1, yang mempunyai misi demonstrasi teknologi satelit, misi ini sesuai dengan proses desain yang dijalankan. Diharapkan program ini terus dijalankan hingga *Flight Model* dan diterbangkan, sehingga proses desain yang merupakan hipotesa dalam rangkaian penelitian akan mendapat pembenaran dan koreksi, sehingga ilmu yang didapat akan "matang" secara alamiah.

Di samping dua program di atas, di bidang-teknologi mekatronika juga dilakukan penguasaan teknologi satelit dengan pendekatan yang lebih dalam, yaitu penguasaan sub sistem, misalnya teknologi pembangunan sub komponen kendali satelit berupa aktuator *Reaction Wheel, On Board Data Handling*, star sensor dan sub sistem bus yang lain.

Program-program di atas disebut dalam rangkaian program Phase I, yang diharapkan dapat menjadi modal bagi program Phase II yang lebih banyak mengarah pada penyempurnaan penguasaan disain satelit dengan misi untuk aplikasi yang lebih kompleks.

Pada phase II, sesuai dengan dokumen pengembangan satelit LAPAN, maka program yang akan dijalankan adalah pengembangan dan pembangunan satelit dengan aplikasi khusus untuk mendukung program ketahanan pangan, satelit ini dikenal dengan satelit Generasi II (G2-Sat), yang pada saat ini penamaan G2-Sat ini diubah menjadi B1-Sat, meskipun tetap mempunyai misi yang sama yaitu satelit *imager* untuk ketahanan pangan.

2 DATA DAN MISI SATELIT IMAGER LAPAN

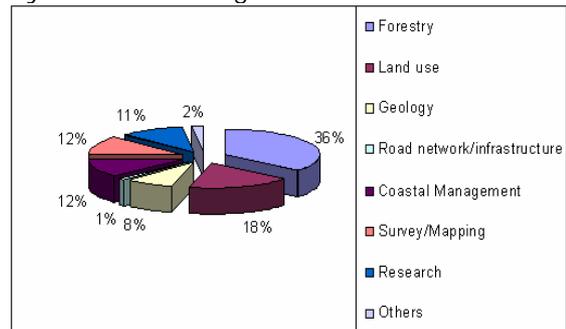
Seperti yang digariskan pada program phase II, satelit yang akan dibangun diharapkan dapat diaplikasikan pada kebutuhan untuk mendukung program ketahanan pangan.

Indonesia sebagai negeri dengan lebih 17.000 pulau, sangatlah membutuhkan satelit sebagai alat bantu untuk melakukan pengamatan, pemantauan, dan penginderaan secara terpadu, dan hal itu hanya dapat dilakukan dengan satelit.

Dari sebuah penelusuran misi pada tahun 2005, selanjutnya dicoba untuk mendefinisikan sebuah misi satelit yang akan mendukung salah satu program nasional yaitu program pangan. Dari beberapa kali pertemuan yang

melibatkan banyak instansi terkait, seperti departemen pertanian, kehutanan, kelautan, dan perikanan telah dilakukan proses perumusan tentang ketahanan pangan dan kebutuhan *imager* seperti apa yang dapat mendukung hal tersebut, serta secara spesifik ingin mengetahui sejauh mana satelit *remote sensing* dibutuhkan dalam program nasional pangan.

Dari data statistik terlihat kebutuhan data *remote sensing* dan aplikasinya adalah sebagai berikut :



Gambar 2-1:Kebutuhan *remote sensing* di Indonesia

Statistik di atas dibutuhkan guna mengetahui efektifitas dari keberadaan satelit *Imager* yang akan dibangun, dalam artian satelit yang akan dibangun walaupun mempunyai misi ketahanan pangan sebagai misi khusus, juga harus dapat mendukung kegiatan yang lain.

2.1 Misi Obyektif

Setelah melalui beberapa studi awal, pertemuan dengan pengguna dan "*feasibility study*" yang cukup lama sejak tahun 2005 sampai awal tahun 2007, maka sesuai dengan misi khusus ketahanan pangan, misi G2-Sat ditetapkan sebagai berikut :

- Melakukan monitoring area panen dan tumbuhan;
- Melakukan identifikasi fase tumbuh tanaman.

di samping itu, dipertimbangkan pula aplikasi-aplikasi lain seperti :

- Aplikasi untuk identifikasi zona ikan dan kelautan lainnya;

- Monitoring sumber air;
- Pemetaan hutan dan aplikasi untuk kehutanan yang lain.

Dipertimbangkan pula misi ilmiah dalam G2-sat ini, seperti :

- Pengamatan *Total Electronic Content* (TEC);
- Analisa dan pengamatan medan magnet di sekitar orbit G2-Sat.

Misi ilmiah ini akan menjadi bahan pendukung dari misi utama, mengingat perubahan iklim sangat mempengaruhi kondisi pertanian.

2.2 Persyaratan Misi

Setelah melalui beberapa analisis kebutuhan, pendefinisian ketahanan pangan serta optimalisasi pengolahan data yang sudah dimiliki di LAPAN, G2-Sat akan membawa instrumen utama berupa kamera atau *imager* yang mempunyai persyaratan teknis sebagai berikut :

Tabel 2-1: PERSYARATAN *IMAGER* UNTUK MISI G2-SAT

Persyaratan	Nilai
Resolusi Spasial	• 10 – 30 m
Resolusi Spectrum	3 – 4 channels 0.45-0.52: blue 0.52-0.60: green 0.63-0.69: red 0.76-0.90: near IR
Repetisi Orbit	2 minggu ~ 1 bulan

3 ANALISIS MISI DAN MUATAN

Setelah mengetahui persyaratan misi, kemudian persyaratan *payload* atau *imager* yang akan dibawa, langkah selanjutnya adalah mendefinisikan lebih lanjut batasan-batasan yang ada dalam pembangunan satelit sebagai berikut :

- Satelit yang dibangun adalah kelas Mikro sampai Small;
- Peluncuran dengan metode *Piggy Back*;
- Jangka operasi satelit 5 tahun;

- *Payload Imager* yang akan dibangun berdasarkan kebutuhan misi (*customized*).

Sesuai dengan target utama misi G2-Sat yaitu pemantapan desain satelit secara umum, maka pembangunan sistem *Imager* juga dilaksanakan dengan cara "*Joint Development*" yaitu dengan cara mengirim *engineer* agar ikut serta dalam disain *payload* dan pabrikasinya, dan bukan sekedar dengan sistem pengadaan saja.

Operasi G2-Sat juga didefinisikan secara minimal akan mampu mencakup area Indonesia secara keseluruhan, dan mungkin negara tetangga seperti negara ASEAN.

Definisi ini sudah memperhatikan kemampuan dan peningkatan keahlian *engineer* LAPAN, yang secara metode pembelajaran sangat tidak mungkin melompat terlalu jauh dari proses akuisisi teknologi yang ada.

3.1 Orbit

Berdasarkan batasan misi dimana peluncuran satelit dilakukan dengan menggunakan cara *piggy back*, maka satelit akan diletakkan pada orbit dengan ketinggian antara 600 km sampai dengan 800 km, dengan jenis orbit berupa SSPO (*Sun Synchronous Polar Orbit*) yang merupakan orbit pilihan bagi satelit *remote sensing*.

3.2 Analisis Muatan

Berdasarkan dokumen misi, maka muatan satelit *Imager* LAPAN akan mempunyai persyaratan sebagai berikut :

- Minimum lebar sapuan/*swath width* adalah 100 km;
- Resolusi GSD (*Ground Sampling Distance*) antara 10 m dan 30 m;
- Mempunyai 4 *Spectral Bands* (*Red, Green, Blue, and Near Infra Red*);
- Minimal design lifetime > 3 years.

Akhirnya empat proposal telah diterima LAPAN, sejak misi dan program satelit *Imager* LAPAN dipublikasikan baik melalui seminar, konferensi maupun

langsung berkomunikasi dengan berbagai vendor, proposal tersebut adalah :

- SunSpace (South Africa);
- SATRECI (South Korea);
- Astro GmbH (Germany);
- DST GmbH (Germany).

Pada intinya, semua proposal mendekati apa yang diinginkan oleh program ini dan sesuai dengan persyaratan misi. Namun kiranya perlu dianalisis lebih lanjut agar terpilih satu proposal yang paling sesuai dengan kondisi yang diinginkan. Oleh karena itu perlu dibandingkan antara satu proposal dengan proposal yang lain, baik dari aspek teknis maupun non teknis, sehingga didapat hal yang paling optimal untuk dapat diputuskan.

3.2.1 Sistem muatan SUN SPACE

Sun space mengirim proposal dengan pilihan teknis sebagai berikut:

- Focal Length of 150 mm;
- Focal Length of 300 mm;
- Focal Length of 250 mm.

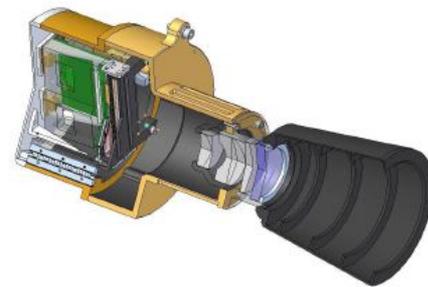
Pilihan di atas secara sistem sangat mirip/identik kecuali pada panjang lensa/focal length. Semua pilihan juga secara prinsip sesuai dengan persyaratan misi satelit LAPAN Imager, semua pilihan dilengkapi dengan penambahan Panchromatic kamera, dengan catatan payload ini akan dilempar ke orbit dengan ketinggian antara 600 km sampai dengan 900 km.

Dua peluncur yang dikaji sebagai calon pembawa satelit Imager LAPAN juga cocok dengan ketinggian yang direncanakan, seperti Long March (900 km), dan PSLV (630 km). Payload dari Afrika ini memerlukan power input 44 watt dalam satu sistem, yang mungkin disebabkan oleh tambahan kamera Panchromatic di dalamnya. Payload ini juga paling besar dimensinya, dengan rincian sebagai berikut:

- Optical Unit : 1 x (200x178 x661)
- Electronic Unit : 2 x (239.5 x 191.2 x 210.2)

Secara umum, payload ini menjadi yang paling besar ditinjau dari dimensi, kebutuhan daya, berat/masa, sangat perlu diperhatikan untuk menggunakan Long March sebagai peluncur, karena berat dan envelopenya yang mampu membawa 200 kg, sebagai satelit tumpangan (Piggy Back).

Peluncur lain mungkin bisa mengakomodasi, namun kendala lain mungkin akan ditemui, mengingat dengan mengurangi struktur, maka akan berkurang power-nya. Perlu diingat bahwa satelit yang dirancang, tidak menggunakan solar panel yang terkembang (deployable solar panel).



Gambar 3-1: Tampilan payload dari Afrika

Tabel 3-1: KARAKTERISTIK PAYLOAD AFRIKA

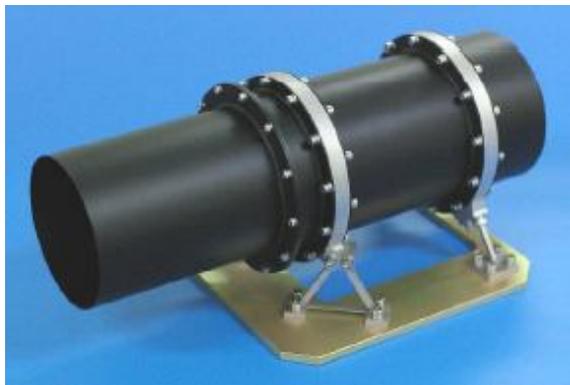
Key Characteristics	
Line-scan at 600km	GSD: 17m Swath: 171km Spectral bands: 4
Matrix at 600km	GSD: 16m Image size: 16x20km Spectral bands: 1
Storage capacity	16GB
Quantization	12 bits sampled 8 bits stored
Power consumption	Line-scanning 33W Peak 44W
Mass	11kg
Focal length	250mm
Fnumber	5.6
Optics type	Refractive, aspheric
Design lifetime ¹	5 years

Dari ketiga sistem payload yang ditawarkan, payload ini paling mahal harganya, namun dari sisi ketepatan

waktu yang dibutuhkan sangat tepat dan sesuai dengan jadwal pengembangan yang ada. Dari sisi keandalan dan *heritage*-nya, sistem ini sudah *proven* dan sudah digunakan dalam sistem *payload* satelit lain, seperti DMC (*Disaster Monitoring Constalation*) atau satelit SumbadilaSat, yang dikembangkan oleh Afrika Selatan.

3.2.2 Sistem muatan SATRECI

Sistem *payload* dari Satreci Korea menawarkan turunan dari sistem *payload* yang pernah diterbangkan yaitu sistem *payload* *Electro Optical Imaging System* (EOIS).



Gambar 3-2: Sistem optical EOIS

Sistem ini mampu mencakup 75 km pada ketinggian 630 km, hal ini akan cocok jika satelit diterbangkan dengan peluncur PSLV (*Polar Solar Launch Vehicle*), meskipun *swath width*-nya masih di bawah yang dipersyaratkan dalam analisis misi untuk ketahanan pangan. Namun jika sistem *payload* ini diterbangkan dengan *Long March 4B* dengan ketinggian hingga 900 km, maka akan didapat *Swath width* sampai 153 km.

Desain *life time*-nya hanya 3 tahun, meskipun dari generasi EOIS yang pertama, sistem ini mampu bertahan hingga 5 tahun, dari sisi konsumsi daya (*power budget*), yang dibutuhkan lebih rendah dari sistem *payload* dari Afrika, karena dalam sistemnya tidak ada *panchromatic* kamera.

Kekurangannya mungkin datang dari faktor non teknis, seperti fasilitas untuk mendapatkan *master degree* seperti

halnya dari *Sun Space*, dan hanya memfasilitasi *training* dalam bidang *optical*, *opto-mechanical* dan *electronic*.



Gambar 3-3: Sistem elektronik EOIS

Waktu pengembangan akan memakan waktu 30 bulan atau 6 bulan lebih lama dari *sun space*, namun dilihat dari waktu pengembangan secara sistem, hal ini masih memungkinkan. Sistem ini juga sudah teruji (*space proven*) dan punya pengalaman terbang pada serial KITSAT milik Korea.

Tabel 3-2: Spesifikasi lengkap LAPAN-EOIS

Item	Spesification
Lifetime	>= 3 years
Design orbit altitude	630 km
Spectral band	MS1 : 0.45 ~ 0.52 MS2 : 0.52 ~ 0.60 MS3 : 0.63 ~ 0.69 MS4 : 0.76 ~ 0.90
GSD	12.5 m
Swath width	> 75 km
Modulation transfer function	>= 8%
Signal quantization	8 bits
Signal Gain	Selectable
Data Storage Capacity	UART
Data Interface	LVDS
Input Power Supply	-28 V unregulated
Power Consumption	Imaging <= 30 Watt Stdbby <= 14 Watt
Dimension	EOU <200x200x550 PMU <200x85X265
Mass	EOU < 7.4 kg PMU <3.5 kg

3.2.3 Sistem muatan ASTRO GmbH

Sistem *payload* yang lain adalah dari Astro GmbH, dengan pilihan sebagai berikut:

- 100 km swath width and 10 m GSD;
- 200 km swath width and 20 m GSD;
- 160 km swath width and 20 m GSD;
- 180 km swath width and 180 m GSD.

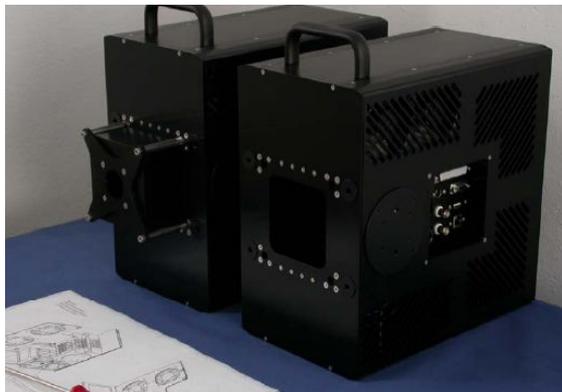
Keterangan:

GSD (*Ground Sampling Distance*)

Untuk semua pilihan tersebut, persyaratan ketinggian orbit adalah sekitar 600 km.

Dalam hal lebar sapuan (*swath width*), GSD, dan *spectral band*, semua pilihan di atas dapat diterima persyaratannya.

Pilihan ke 3 kelihatannya cukup optimum di antara 4 pilihan di atas. Khususnya dalam hal data *rate* yang rendah yaitu sekitar 10 Mbps, cocok dengan kondisi *spacecraft* yang mempunyai keterbatasan baik dalam daya maupun keterbatasan lainnya. Spesifikasi teknik lainnya masih masuk dan masih memungkinkan untuk diperbaiki hingga proses *Critically Design Review* (CDR) dimulai.



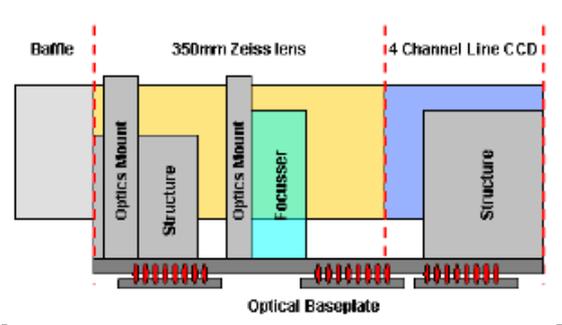
Gambar 3-4: Sistem *payload* Astro

Keterangan lain adalah : *Imager*-nya menggunakan *Tri color linear CCD* (*Chart Couple Device*) *array* dari Kodak yang telah sukses sebagai *Multi Functional Camera* dan dipergunakan oleh DLR maupun Astro.

3.2.4 Sistem muatan DST GmbH

Payload terakhir yang ada adalah dari *Dobson Space Telescope GmbH*, dibangun bersama dengan *Vectronic* dan *DST GmbH*. *Payload* ini mempunyai *Swath and GSD* (*Ground Sampling Distance*) sebesar 115 km *swath* dan 8 m pada orbit dengan ketinggian 600 km. Desainnya disesuaikan dengan sistem

Payload LAPAN-TUBSAT akan terlihat seperti di bawah ini :



Gambar 3-5: Desain dari Dobson dengan mengadopsi posisi *payload* dalam LAPAN-TUBSAT

Hal yang menarik dalam program Dobson ini adalah harga sistem yang paling murah di antara 4 sistem kamera yang ada. Selain itu ada proses *training* dalam bidang AIT (*Assembly Integration and Test*) sistem *payload* yang mungkin dapat menjadi nilai tambah dalam penguasaan teknologi, khususnya teknologi muatan satelit.

Kelemahan yang ada adalah, sistem ini belum *proven* dan belum mengalami test terbang secara *space*.

4 KESIMPULAN

Telah dianalisis secara kualitatif beberapa kandidat sistem *payload* yang akan dipergunakan dalam program pengembangan satelit *Imager* LAPAN yang dikenal dengan G2-Sat, yang kemudian diubah lagi dengan kode B1-Sat.

Dari analisis tersebut sistem *payload* dari Afrika Selatan paling memenuhi persyaratan baik dari sisi pemenuhan persyaratan secara teknis, maupun keuntungan-keuntungan dari sisi non teknis, seperti harga, *training*, dan peningkatan SDM yang lebih komprehensif.

DAFTAR RUJUKAN

- Anonymus; SATRECI; Dobson; Astro; and SunSpace, 2005. *Preliminary Proposal for Camera System G2-Sat*.
 Prabowo, S.; Gunawan, 2005. *Dokumen-dokumen Pengkajian Persiapan Program Satelit Generasi II*,

- Indonesian Institute of Space and Aeronautics, Indonesia.
- Roser; Hans P.; Sandau, R.; and Valenzuela, A., (editors) 2005. *Small Satellites for Earth Observation*, 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Wissenschaft und Technik Verlag, Berlin.
- S. Hardhienata; G. Prabowo, Ery Fitrianiingsih, 2007. *Mission Requirements and Analysis of Indonesia's second generation satellite to support food security program* " International Symposium of the International Academy of Astronautics (IAA), Wissenschaft und Technik Verlag, Sardinia,