

# ANALISA SENSITIVITAS PADA DESAIN AWAL SATELIT MIKRO PENGAMAT BUMI (SENSITIVITY ANALYSIS ON PRELIMINARY DESIGN OF EARTH OBSERVATION MICRO-SATELLITE)

Robertus Heru Triharjanto, Ridanto Eko Poetro, Hari Muhammad  
Prodi Aeronotika & Astronotika, ITB  
e-mail: rtriharjanto@yahoo.com

## ABSTRACT

The paper discuss about the sensitivity analysis on the preliminary design of Earth observation micro-satellite. The objective of the analysis is to evaluate which design parameters affect the satellite performances the most. The satellite type used in this research is the one which weight no more than 100 kg and which dimension can be fitted into auxiliary payload allocation in the launch vehicle. The satellite mission chosen in this research is limited to optical-based multispectral imager, and the design phase is at preliminary design, in which some of the constraints are based on empirical data. The result obtained show that image resolution affect the most on the rate of data to be processed, especially at high resolution, so that it affect the satellite power consumption. Resolution, which is a function of lens dimensions, also effect the satellite's weight that have to accommodate it. On the other hand, such accomodation affect the satellite's ability to supply electrical power. Number of spectrum, also affect satellite's weight and power consumption, but at more moderate level.

Keywords: *Microsatellite design, Earth observation satellite, Sensitivity analysis*

## ABSTRAK

Makalah ini membahas analisa sensitivitas pada proses desain satelit mikro pengamat Bumi. Tujuan dari analisa ini adalah untuk melihat parameter *input* desain yang paling mempengaruhi kinerja satelit. Jenis satelit yang menjadi batasan dalam riset ini adalah satelit kelas hingga 100 kg dengan batasan dimensi untuk peluncuran sebagai muatan tambahan (*auxiliary payload*). Misi pengamatan Bumi yang dimaksud juga dibatasi pada misi yang menggunakan sensor optik (*multispectral imager*), dimana kinerja utamanya adalah resolusi dan jumlah spektrum. Proses desain yang dimaksudkan dalam riset ini dibatasi hingga desain awal (*preliminary design*) dengan beberapa asumsi yang didasari oleh data empiris. Hasil analisa menunjukkan bahwa resolusi sangat berpengaruh pada jumlah data yang harus diproses terutama untuk resolusi tinggi, sehingga berefek pada jumlah daya listrik yang dikonsumsi. Resolusi, yang merupakan fungsi ukuran lensa juga berpengaruh pada berat satelit yang harus mengakomodasi dimensinya. Pada sisi lain, akomodasi lensa berakibat pada bertambahnya jumlah daya listrik yang bisa dihasilkan oleh subsistem daya satelit. Sementara jumlah spektrum juga berpengaruh terhadap parameter batasan satelit, yakni berat dan konsumsi daya, namun lebih moderat.

Kata kunci: *Desain Satelit mikro, Satelit pengamat bumi, Analisa sensitivitas*

## 1 PENDAHULUAN

Satelit pengamat Bumi adalah satelit yang membawa perangkat yang ditujukan untuk mengambil gambar permukaan Bumi. Gambar tersebut kemudian diolah untuk berbagai kegunaan seperti perencanaan kota,

perhitungan lahan pertanian, persiapan operasi militer dan lain sebagainya. Pada makalah ini, misi pengamatan Bumi yang dimaksud juga dibatasi pada misi yang menggunakan sensor optik. Proses desain yang dimaksudkan dalam riset ini dibatasi hingga desain awal

(*preliminary design*). Tahap desain awal berarti bahwa parameter komponen-komponen utama satelit telah ditetapkan sehingga informasi yang ada cukup untuk memulai pembelian atau pembuatan komponen tersebut [Wertz, J. R.; and Larson, W. J., 1999].

Kinerja satelit pengamat Bumi diantaranya adalah resolusi gambar, lebar gambar (*swath*), banyaknya spektrum cahaya yang direkam sensor, dan waktu operasi (*duty cycle*). Resolusi tinggi berarti ukuran *pixel* pada gambar semakin kecil sehingga kejelasan obyek semakin baik. Gambar satelit pada Gambar 1-1 sebelah kanan memiliki resolusi yang lebih tinggi dari gambar pada sebelah kiri. Sehingga dapat dibedakan antara gedung perkantoran, rumah penduduk, bahkan mobil yang melintas di jalan. Namun, gambar satelit di sebelah kiri memiliki lebih banyak informasi dari spektrum cahaya yang ditangkap sensornya (terlihat dari penggunaan *false color*), dimana lahan untuk perikanan darat (terdeteksi dari kandungan airnya) ditampilkan berwarna gelap. *Duty cycle* adalah lamanya waktu

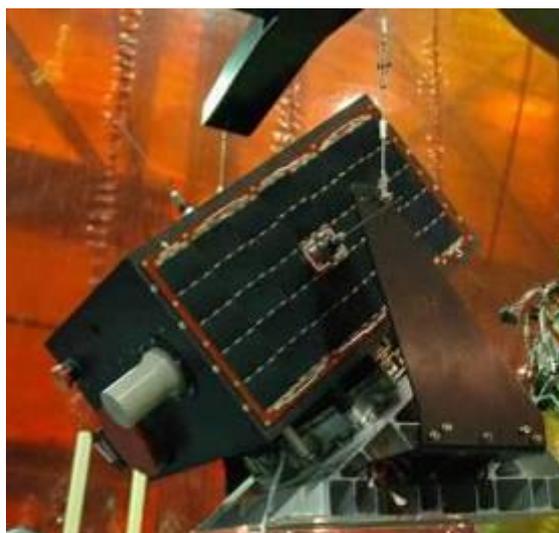
satelit dapat mengoperasikan muatannya. Hal ini terutama merupakan fungsi dari kapasitas sumber daya listrik. Parameter *duty cycle* adalah prosentase waktu operasi terhadap waktu 1 kali mengorbit Bumi.

Satelit mikro adalah satelit dengan berat hingga 100 kg. Satelit tersebut merupakan *trend* yang tumbuh sejak tahun 80an. Penunjang utama perkembangan satelit mikro adalah miniaturisasi di komponen elektronik. Kepentingan negara maju dalam mengembangkan satelit mikro adalah untuk mengurangi resiko (terutama finansial, karena biaya peluncuran sangat mahal) saat misi harus membawa perangkat/metode baru yang belum pernah diterbangkan sebelumnya. Sementara kepentingan negara berkembang dalam mengembangkan satelit mikro adalah untuk pembelajaran. Kedua kepentingan ini membuat *trend* meningkatnya jumlah satelit mikro. Selain biaya peluncuran, yang menjadi faktor kunci efektivitas biaya satelit mikro adalah penggunaan *Component-Off-The-Shelf* (COST). [Sandau, R., 2005]



Gambar 1-1: Hasil sensor optik satelit : *multi-spectral imager* dengan resolusi menengah (dari sumber Landsat) dan resolusi tinggi (dari sumber Ikonos, menampilkan Banda Aceh, sebelum dan sesudah tsunami)

Strategi tersebut juga digunakan oleh Indonesia yang mencoba untuk mempunyai program satelit dengan dana yang sangat terbatas. Program antariksa Indonesia, yang utamanya dilakukan oleh LAPAN, menitikberatkan pada penggunaan teknologi antariksa yang progresif dan aplikasinya untuk kesejahteraan nasional. Satelit mikro pertama Indonesia adalah LAPAN-TUBSAT, yang merupakan program kerjasama antara LAPAN dengan TU Berlin. Pengembangannya dimulai tahun 2003, dan satelit diluncurkan oleh roket PSLV-C7 pada bulan Januari 2007. [Hasbi, W.; Widyastuti, R., 2007]



Gambar 1-2: Satelit mikro LAPAN-TUBSAT milik Indonesia (dokumentasi LAPAN)

## 2 DRO SATELIT MIKRO PENGAMAT BUMI

### 2.1 Dimensi Satelit dan Hubungannya ke Parameter Muatan

Tabel 2-1: BATASAN DESAIN SATELIT MIKRO KARENA WAHANA PELUNCUR [REF MANUAL PSLV]

Parameter name/unit	Max value
Weight /kg	< 100
Length x width /cm	< 60x60
Height /cm	< 80
Axial frequency /Hz	>90
Lateral frequency /Hz	>50

Batasan muatan tambahan di roket PSLV adalah seperti pada Tabel 2-1. Karena batasan tersebut, maka pada umumnya satelit mikro tidak membawa

sistem propulsi (untuk melakukan koreksi orbit). Pada misi pengamat Bumi hal ini akan berpengaruh pada berubahnya waktu pengamatan (*equatorial crossing* semakin pagi) setelah beberapa tahun operasi [Tresnoningrum, D., Triharjanto, R.H., 2012]. Satelit mikro juga umumnya tidak membawa perangkat *ranging* dan mengandalkan penjejakannya dari radar NORAD atau GPS.

Dengan batasan dimensi tinggi yang ada, maka panjang maksimum lensa (untuk muatan kamera) yang bisa dibawa adalah 70 cm. Pada umumnya, kesempatan peluncuran yang tersedia untuk satelit mikro pengamat bumi adalah di ketinggian orbit 650 km dan inklinasi sekitar 97°. Dengan asumsi operasi pengambilan gambar dilakukan tegak lurus (*nadir pointing*) dan menggunakan lensa Casegrain sehingga panjang fokus lensa bisa mendekati 3x panjang lensa, maka resolusi citra terbaik yang bisa didapat adalah 3 m, sesuai persamaan [2-1].

$$R_E = \frac{h}{f} R_{px} \quad [2-1]$$

Dimana  $R_E$  adalah resolusi citra yang diinginkan (dalam meter);  $h$  adalah ketinggian orbit (dalam km),  $f$  adalah panjang fokus lensa (dalam mm) dan  $R_p$  adalah resolusi *pixel* (dalam  $\mu\text{m}$ ). Pada desain muatan satelit ini digunakan asumsi komponen kamera kodak *line CCD KLI-8023*, yang memiliki 8000 *pixel* dengan ukuran 9 micron [Eastman Kodak Co., 2008], agar dimungkinkan untuk melakukan misi *multispectral imager*.

Dari referensi mengenai satelit IMS-1 dan DMC [[http://www.antrix.gov.in/About\\_IMS-1.pdf](http://www.antrix.gov.in/About_IMS-1.pdf)] (Desember 2012); Curiel, A.S., 2006], resolusi terendah yang dilakukan pada misi satelit mikro pengamat Bumi adalah 30 m, yang akan menjadi batas bawah parameter resolusi citra. Pada desain ini diasumsikan lensa yang digunakan mempunyai diameter 1/5 dari panjang fokusnya untuk menjamin resolusi tidak dibatasi oleh

hukum difraksi cahaya. Konsep penempatan lensa pada satelit, yang akan mendefinisikan tingginya, adalah seperti pada Gambar 2-1. Pada konfigurasi tersebut terdapat volume minimal 140.000 cm<sup>3</sup> yang dapat digunakan untuk komponen satelit yang lain.

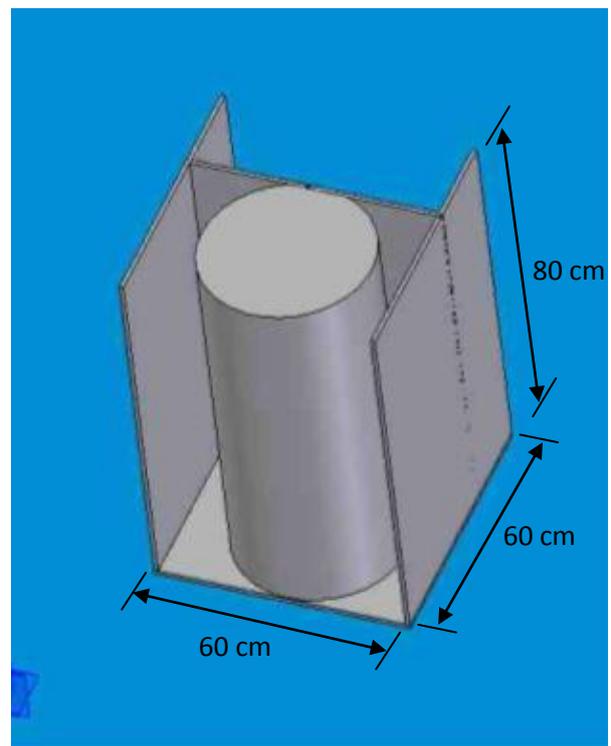
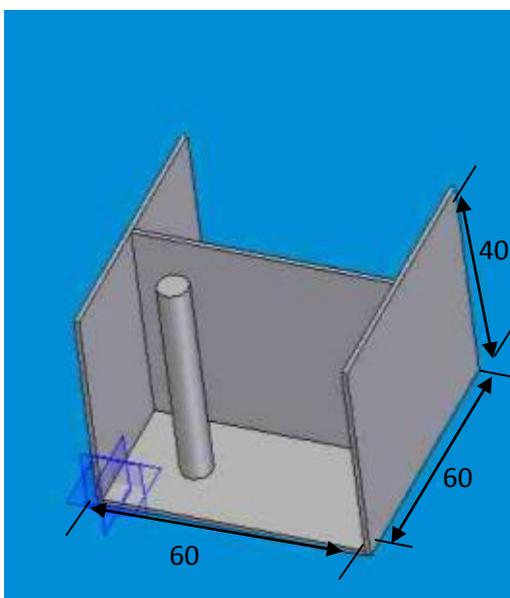
Jumlah *pixel* yang ada pada kamera akan menentukan lebar gambar yang dihasilkan. Karena diasumsikan bahwa digunakan kodak *line* CCD yang memiliki 8000 *pixel*, maka lebar gambar per-kamera adalah 8000 x R<sub>E</sub>. Untuk batasan parameter jumlah spektrum, mengacu pada misi DMC dan IMS-1 maka minimal band yang digunakan 3 dan maksimal 4. Juga mengacu pada misi DMC, maka panjang fokus lensa terkecil adalah 200 mm (resolusi 30 m). [Curiel, A.S., 2006]

## 2.2 Subsistem Pendukung (BUS)

Sesuai dengan misi satelit yang membawa muatan kamera, maka satelit akan dilengkapi dengan sistem pengendali sikap (*Attitude Control System/ACS*), sehingga kamera dan antena transmisi data dapat diarahkan menghadap Bumi. Pada desain satelit mikro, ACS yang

umumnya dipilih menggunakan roda reaksi (*reaction wheel*), gyro dan magnetotorquer pada 3-axis, star sensor dan *coarse sun sensor* [Hasbi, W., Widyastuti, R., 2007; Triharjanto, R. H., Mukhayadi, M., 2007]. Pada kasus desain ini data berat ACS diambil dari data satelit LAPAN-TUBSAT, yakni 8,2 kg [Triharjanto, R.H., Mukhayadi, M., 2007].

Pada kamera yang bergerak (seperti di satelit) pengambilan gambar bisa gagal apabila obyek yang difoto berubah sebelum kamera selesai mengambil citra. Pada *line* CCD, dan kecepatan proses pengambilan data ditentukan oleh komputer yang ada pada kamera (*maximum integration time*). Dengan kecepatan orbit satelit 7 km/s pada ketinggian 650 km, maka kecepatan sapuan satelit di permukaan bumi adalah 6,8 km/s. Hal ini berarti untuk bisa mengambil citra dengan resolusi terbaik satelit mikro (yakni 3 m) maka kecepatan integrasi citra harus tidak lebih dari 0,4 mili-detik. Dengan kecepatan integrasi tersebut maka kebutuhan agar gambar *overlap* sebanyak 10% (untuk koreksi pasca operasi) dapat dipenuhi.



Gambar 2-1: Moda penempatan lensa terkecil, 300 mm (*direct*), dan terbesar, 2000 mm, (*cassegrain*) pada satelit mikro di riset ini

Jika stabilitas sikap anguk satelit (*pitch jitter*) selama pengambilan gambar sebesar 0,02 deg/s [Fukuda, K., Nakano, T.; Sakamoto, Y.; Kuwahara, T., 2010] maka penambahan kecepatan sapuan maksimum menjadi 0,122 km/s. Hal ini masih dapat terakomodasi dari *overlap margin* yang ada. Gangguan pada sikap geleng (*yaw*) mempunyai efek yang lebih kecil pada kecepatan sapuan, sehingga pada kasus desain ini bisa diabaikan.

Dengan terbatasnya berat, sistem catu daya yang saat ini diadopsi oleh pengembang satelit mikro adalah batere Li-ion dan panel surya Ga-As yang memiliki kemampuan daya-per-berat yang paling tinggi dibandingkan dengan jenis lainnya. Untuk subsistem catu daya digunakan data yang didapat dari satelit LAPAN-A2, yakni kapasitas penyimpanan daya 91,5 watt-hr per 1,5 kg per batere dan kapasitas produksi daya 410 watt/m<sup>2</sup> panel surya [Center for Satellite Technology, LAPAN, 2012]. Pada kasus ini diasumsikan bahwa panel menerima matahari selama 60% dari periode orbit (40% waktu berada di *eclips*).

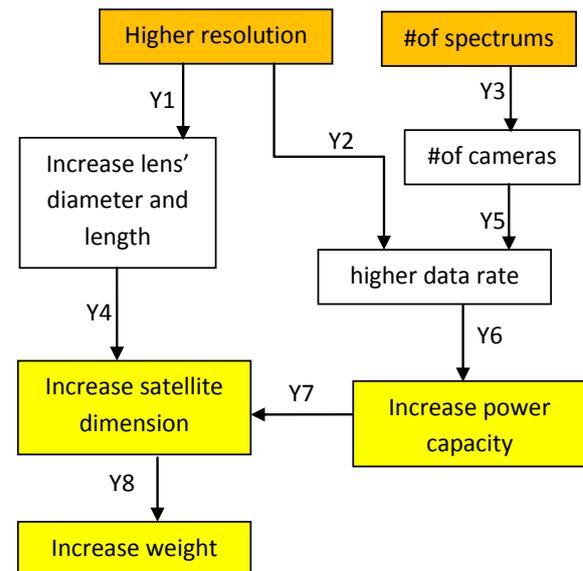
Karena misi pemotretan bumi hanya bisa dilakukan pada saat matahari bersinar maka *duty cycle* untuk satelit mikro pengamat bumi dalam kasus ini ditetapkan untuk minimal 30%. Hal ini berarti kamera dan sistem transmisi data akan dinyalakan selama 30 menit per orbit (yang sekitar 100 menit).

Pada kasus desain ini, struktur satelit ditetapkan untuk dibuat dari plat Aluminium 7075 setebal 10 mm. Berdasarkan data dari pengembangan LAPAN-TUBSAT dan LAPAN-A2, konfigurasi tersebut dapat mengakomodasi persyaratan kekakuan yang diperlukan untuk kelas satelit mikro.

### 3 HUBUNGAN ANTAR PARAMETER DESAIN

Analisa sensitivitas dilakukan untuk melihat parameter mana yang

paling mempengaruhi kinerja (Sobieszcanski-Sobieski, J.). Untuk kasus satelit mikro pengamat bumi dibuat fungsi hubungan sebagai pada Gambar 3-1, dimana terlihat ada 8 persamaan hubungan.



Gambar 3-1: Fungsi hubungan parameter satelit mikro pengamat Bumi

Dimensi, berat dan kapasitas daya listrik merupakan batasan yang tidak bisa dilanggar (*hard constraint*) dari desain, sehingga menjadi pengamatan utama.

#### 3.1 Antara Resolusi dengan Dimensi Satelit (Y1+Y4)

Seperti diilustrasikan pada persamaan [2-1], resolusi citra yang berbanding lurus dengan panjang lensa. Berdasarkan model pada Gambar 2-1, panjang lensa ( $f$ ) akan menentukan dimensi tinggi satelit (dalam unit cm) sesuai formula:

$$ht = \begin{cases} 40 & ; f \leq 300 \\ 10 + f/10 & ; 300 < f \leq 700 \\ \left(\frac{2800-f}{70}\right) + f/30 & ; 700 < f \leq 2100 \end{cases} \quad [3-1]$$

Dimensi tinggi minimum 40 cm adalah karena kebutuhan volume untuk subsistem BUS (batere, sistem pengatur sikap, transmisi data dll). Untuk panjang fokus di bawah 700 mm tidak diperlukan lensa casegrain karena masih bisa diakomodasi oleh batasan dimensi

satelit. Selain itu sensitivitas lensa biasa (*direct*) terhadap perubahan suhu lebih kecil sehingga tidak diperlukan penyesuaian fokus (sistem lebih sederhana). Untuk panjang lensa diatas 700 mm, maka penggunaan casegrain tidak bisa dihindari. Namun demikian kebutuhan dimensi karena tuntutan kapasitas daya diperkirakan akan melebihi kebutuhan untuk mengakomodasi panjang lensa, sehingga model mengalami modifikasi untuk menghindari defisit daya seperti tertuang di persamaan [3-1].

### 3.2 Antara Resolusi dan Spektrum dengan Data Rate (Y2, 3 & 5)

Dengan kecepatan orbit 7,5 km/s maka satelit mempunyai kecepatan sapuan dipermukaan bumi sekitar 6800 m/s. Sehingga kecepatan pengambilan gambar (*scan*) per detik adalah:

$$V_{sc} = \frac{6800}{0,8 \cdot R_E} \quad [3-2]$$

Konstanta 0,8 digunakan karena antara *pixel* terdapat *overlap* sebanyak 20% untuk melakukan berbagai koreksi.

Untuk mendapatkan data *multispectral*, kamera dilengkapi dengan *beam splitter* dan *filter* untuk masing-masing spektrum. Penambahan spektrum tersebut berarti menambah jumlah CCD di kamera satelit yang mempengaruhi jumlah *output* data kamera. Kecepatan data citra ( $V_i$ , dalam Mbps) yang harus diproses dan dikirim ke stasiun bumi adalah:

$$V_i = N_{sp} \cdot N_{px} \cdot Q \cdot V_{sc} \quad [3-3]$$

dimana  $N_{sp}$  adalah jumlah spektrum,  $N_{px}$  adalah jumlah *pixel* pada imager, dan  $Q$  adalah *digital quantization* dari data analog yang dibaca oleh imager.

### 3.3 Antara Data Rate dengan Power Capacity (Y6)

Penyederhanaan dari referensi SSTL, konsumsi daya dari sistem transmisi data via X-band ( $P_{TX}$ ) merupakan fungsi dari *data rate* sebagai berikut:

$$P_{TX} = \begin{cases} 65 \frac{V_i}{100}; V_i \leq 100 \text{ Mbps} \\ 65 \left( 1 + \frac{V_i}{500} \right); V_i > 100 \text{ Mbps} \end{cases} \quad [3-4]$$

Model di atas menggunakan data sistem transmisi 100 Mbps dan 200 Mbps yang tersedia, dengan asumsi extrapolasi linier.

Sementara, penyederhanaan dari kebutuhan daya listrik subsistem satelit mikro adalah:

$$P_{out} = P_{ACS} + P_{DH} + D_{pld} P_{pld} + D_{TX} P_{TX} \quad [3-5]$$

Dimana, mengacu pada referensi Triharjanto, kebutuhan daya untuk ACS ( $P_{ACS}$ ), data handling ( $P_{DH}$ ) dan payload kamera ( $P_{pld}$ ) adalah masing-masing 16,5 W; 8 W; dan 18,5 W. Sementara  $D$  adalah *duty cycle* yang ditetapkan minimal 30%.

### 3.4 Antara Power Capacity dengan Dimensi Satelit (Y7)

Konsumsi daya pada persamaan [3-5] harus disediakan oleh panel surya yang terdapat di satelit. Pada kasus desain ini didefinisikan bahwa panel surya dipasang pada 4 sisi satelit (*body mounted*) yang tidak digunakan untuk alokasi lensa maupun alokasi adapter roket, yang berlawanan dengan sisi alokasi lensa. Sehingga, kemampuan satelit untuk memasok daya ( $P_{in}$  dalam Watt-hour) per-orbit adalah:

$$P_{in} = 60 \cdot ht \frac{410}{10^4} \quad [3-6]$$

Model tersebut didasari bahwa selama 100 menit periode orbit satelit hanya akan melihat matahari selama 60 menit (1 jam) dan dengan panel surya yang terpasang di sisi satelit, maka yang bisa melihat matahari secara langsung (tegak lurus) hanya seluas 1 panel atau ekuivalen dengan luas tersebut.

### 3.5 Antara Dimensi Satelit dengan Berat (Y8)

Berat total satelit adalah:

$$m_T = m_{st} + m_{ACS} + m_{pld} + m_{bat} + m_{TDH} \quad [3-7]$$

Dimana  $m_{st}$  adalah berat struktur yang dihitung dari volume plat seperti disampaikan di asumsi bab 2, berat subsistem ACS ( $m_{ACS}$ ) adalah 8 kg, subsistem batere ( $m_{bat}$ ) 3 kg, dan subsistem transmisi dan pengolah data satelit (TDH) adalah 3 kg, yang didapat dari [Triharjanto, R.H., Mukhayadi, M., 2007]. Berat muatan kamera ( $m_{pld}$ ), yang merupakan fungsi lensa (dalam kg) menggunakan ref Canon adalah:

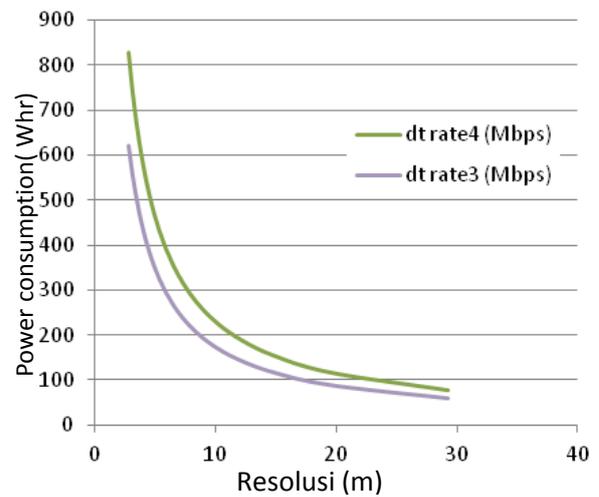
$$m_{pld} = \begin{cases} \frac{6f}{1000} & ; 700 < f \leq 2100 \\ \frac{3,5f}{300} & ; 200 \leq f \leq 700 \end{cases} \quad [3-8]$$

Dengan asumsi desain sistem catu daya adalah *direct energy transfer*, maka kebutuhan untuk penyimpan daya listrik adalah untuk mengatasi defisit operasi pengambilan dan transmisi citra dan operasi satelit saat *eclipse*. Sehingga digunakan 2 unit batere yang akan menyumbang berat 3 kg bagi satelit.

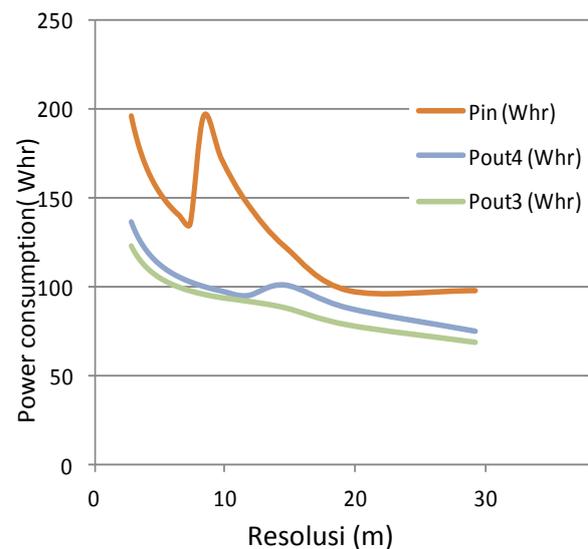
Dengan konfigurasi material struktur yang terbuat dari pelat alumunium setebal 10 mm, maka dari [Triharjanto, R.H., Mukhayadi, M., 2007] dan LAPAN-A2 dihitung masa jenis struktur untuk konfigurasi dasar, dan model kenaikan berat struktur terhadap kenaikan volume satelit. Konstanta model diambil dari kasus LAPAN-TUBSAT dan LAPAN-A2, dimana kenaikan volume sebanyak 32% hanya mengakibatkan berat naik 14%.

#### 4 HASIL DAN ANALISA

Hasil perhitungan data rate sebagai fungsi resolusi gambar menunjukkan bahwa naiknya resolusi sangat berpengaruh pada naiknya data rate yang harus di proses (dan ditransmisikan), terutama untuk resolusi dibawah 10 m. Sementara, penambahan spektrum (dt rate3 = 3 band; dt rate4 = 4 band) berakibat besar terhadap kenaikan data rate secara proporsional.



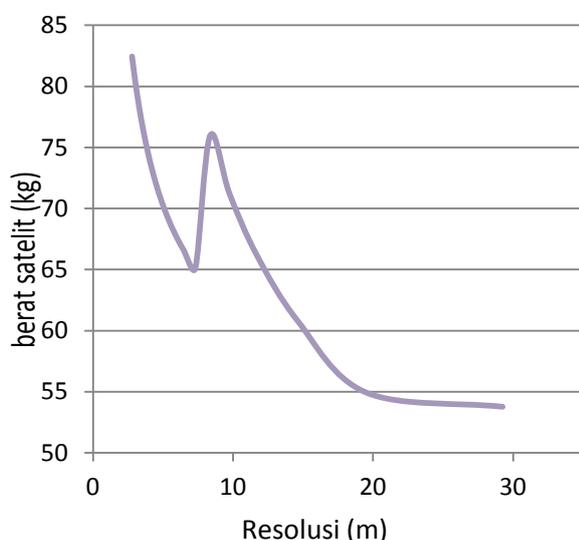
Gambar 4-1: Resolusi dan spektrum vs data rate



Gambar 4-2: Resolusi & spektrum vs kapasitas daya listrik

Dari perhitungan kapasitas pasokan dan konsumsi daya listrik sebagai fungsi dari resolusi terlihat bahwa desain dinilai *feasible* untuk seluruh ruang desain (*design space*) yang ada, karena kemampuan pasokan daya selalu lebih besar dari konsumsi daya. Pada resolusi antara 9-14 m terdapat surplus daya yang besar diantaranya karena kenaikan dimensi untuk mengakomodasi lensa *direct*. Untuk resolusi dibawah 9 m terlihat efek penghematan dimensi karena penggunaan lensa Casegrain. Tidak seperti pada data rate, pada penambahan resolusi di bawah 9 m penambahan konsumsi daya jauh lebih moderat, diantaranya karena

karakter sistem tranmisi data yang dijadikan referensi. Efek penambahan spektrum terhadap konsumsi daya, seperti juga efeknya terhadap data rate, terjadi secara moderat proporsional. Sehingga diperkirakan penambahan hingga 6 atau 8 spektrum (penambahan jumlah kamera) masih akan membuat desain *feasible* untuk sebagian besar ruang desain.



Gambar 4-3: Resolusi vs berat satelit (kg)

Dari grafik berat total satelit sebagai fungsi resolusi juga didapat desain yang *feasible* untuk keseluruhan ruang desain (berat tidak lebih dari 100 kg). Pada resolusi dibawah 9 m juga terlihat efek penghematan berat saat digunakan lensa casegrain. Karena dalam model yang ada, penambahan spektrum tidak dihubungkan dengan penambahan berat, maka efeknya tidak terlihat dalam perhitungan ini.

## 5 KESIMPULAN

Dari analisa sensitivitas yang dilakukan terhadap proses desain awal satelit mikro pengamat Bumi, disimpulkan bahwa penambahan resolusi paling berpengaruh terhadap bertambahnya jumlah data yang harus diproses oleh satelit, dibandingkan dengan penambahan jumlah spektrum. Akibat lain dari penambahan resolusi tersebut adalah bertambahnya jumlah daya listrik yang harus dihasilkan subsistem daya satelit, dan bertambahnya berat satelit.

Selain itu dari riset ini dihasilkan model desain awal satelit mikro pengamat bumi dengan misi optis yang bisa mengakomodasikan seluruh ruang desain yang ditetapkan. Model ini dapat digunakan untuk riset mengenai konfigurasi satelit selanjutnya misalnya untuk tujuan optimasi.

## DAFTAR RUJUKAN

- Center for Satellite Technology, 2012, LAPAN, LAPAN-A2 Technical Documentation.
- Curiel, A. S., 2006. *Triple Success-GIOVE-1, BEIJING-1 and TOPSAT*, Proceeding of Small Satellite System and Services Symposium, Italy, September.
- Eastman Kodak Co.; 2008. Kodak KLI 8023 Product Summary, Rev. 4.0, Rochester USA.
- Fukuda, K., Nakano, T.; Sakamoto, Y.; Kuwahara, T., 2010. *Attitude Control System of Micro Satellite RISING-2*, IEEE SI International.
- Hasbi, W.; Widyastuti, R., 2007. *The Use Of LAPAN-TUBSAT Satellite Video Data For Earth Observation*, Earth Observation Small Satellites for Remote Sensing Application Conference, Kuala Lumpur, November.
- [http://www.antrix.gov.in/About\\_IMS-1.pdf](http://www.antrix.gov.in/About_IMS-1.pdf) (Desember 2012).
- <http://www.the-digital-picture.com/Reviews/Canon-EF-300mm-f-2.8-L-IS-USM-Lens-Review.aspx> (Januari 2013).
- <http://www.sstl.co.uk/Products/Subsystems/Communication/Receivers/Transmitter/X-Band-Transmitter> (desember 2012).
- Indian Space Research Organisation (ISRO), 2003. PSLV Auxilary Payload Manual.
- Sandau, R. (Editor), 2005. *Cost Effective Earth Observation Mission*, Taylor & Francis.
- Sobieszcanski-Sobieski, J., *Sensitivity Analysis and Multidisciplinary Optimization For Aircraft Design*,

- Recent Advances and Results; NASA-TM-100630 19880014382.
- Tresnoningrum, D., Triharjanto, R. H.. 2012. *Pergeseran Orbit Satelit LAPAN-TUBSAT dan Implikasinya Terhadap Operasi Misi*, Pengembangan Satelit Mikro LAPAN: Sistem, Subsystem dan Misi Operasi; IPB Press 2012, hal 37-49.
- Triharjanto, R. H., Mukhayadi, M., 2007. *LAPAN-TUBSAT System Budget*, Chp. 4 of LAPAN-TUBSAT: From Concept to Early Operation, LAPAN.
- Wertz, J. R.; and Larson, W. J., 1999. *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publisher.

