

KAJIAN BEBERAPA SISTEM PENGINDERAAN JAUH SATELIT MIKRO DAN SATELIT KECIL SERTA APLIKASI DATA

Gokmaria Sitanggang

Peneliti Pusat Pengembangan Pemanfaatan dan Teknologi Penginderaan Jauh, LAPAN

ABSTRACT

Some micro satellite and small satellite remote sensing systems which are operating and being operated in the national/regional/global region was studied based on the current literatures or informations. The study results can be used as considerations tool in the development of the micro satellite LAPAN-TUBSAT for the next generations.

The study results among others are the satellites and their imager sensors technical capability, the image data characteristics and also data applications of : 1) the micro satellite LAPAN TUBSAT, 2) the micro satellite DLR TUBSAT, 3) the small satellite SUNSAT XE, 4) the constellation of small satellites FUEGO, 5) the constellation of small satellites *GOAL & GO*, and 6) the small satellite DIAMANT.

Another result showed that the use of constellation of a number small or micro satellites on LEO orbit are necessary especially for disaster detection and monitoring and disaster relief assistance or another applications which need high temporal resolution or real time remote sensing data. There are 4 micro or small satellite remote sensing systems obtained in this study which can be considered to be used to develop the micro satellite LAPAN TUBSAT for the next generations, ie the small satellite SUNSAT XE or the constellation of small satellites SUNSAT XE, 2) FUEGO: a dedicated constellation of small satellites to detect and monitor forest fires, 3) the constellation of small satellites *GOAL & GO* for disaster monitoring and disaster relief assistance, and 4) the small satellite DIAMANT or the constellation of small satellites DIAMANT, which all described in this paper.

ABSTRAK

Beberapa sistem penginderaan jauh (inderaja) satelit mikro dan satelit kecil yang sedang operasional dan yang akan operasional dalam cakupan nasional/regional/global, meliputi kemampuan teknis dari sistem satelit dan sensor-sensor pencitranya, karakteristik data citra, serta aplikasi data, dikaji berdasarkan sumber-sumber literature atau informasi yang tersedia dewasa ini. Hasil kajian dapat dimanfaatkan sebagai alat pertimbangan di dalam pengembangan sistem inderaja satelit mikro LAPAN-TUBSAT untuk generasi berikutnya.

Hasil kajian antara lain kemampuan teknis sistem satelit dan sensor-sensor pencitranya, karakteristik data citra serta aplikasi data dari : 1) Satelit mikro LAPAN TUBSAT, 2) Satelit mikro DLR TUBSAT, 3) Satelit kecil SUNSAT XE, 4) Konstelasi satelit kecil FUEGO, 5) Konstelasi satelit kecil *GOAL & GO*, dan 6) Satelit kecil DIAMANT.

Hasil kajian lainnya menunjukkan bahwa penggunaan konstelasi (kumpulan) sejumlah satelit mikro atau satelit kecil pada ketinggian orbit LEO adalah perlu terutama untuk deteksi dan pemantauan bencana alam dan penanganan bencana alam atau aplikasi-aplikasi lainnya yang memerlukan data inderaja langsung segera atau resolusi temporal sangat tinggi. Diperoleh 4 buah sistem inderaja satelit mikro atau satelit kecil

yang dapat dipertimbangkan untuk pengembangan sistem indera satelit mikro LAPAN-TUBSAT untuk generasi berikutnya, yaitu 1) Satelit kecil SUNSAT XE atau konstelasi satelit-satelit kecil SUNSAT XE, 2) FUEGO yaitu konstelasi satelit-satelit kecil yang didedikasikan untuk mendeteksi dan memantau kebakaran hutan, 3) Konstelasi satelit kecil GOAL & GO untuk pemantauan bencana alam dan penanganan bencana alam, dan 4) Satelit kecil DIAMANT atau konstelasi satelit-satelit kecil DIAMANT, yang semuanya diuraikan di dalam makalah ini.

1 PENDAHULUAN

LAPAN dan Universitas Teknik Berlin (*Technical University of Berlin-TUB*), sekarang ini sedang melakukan kerjasama dalam pengembangan satelit mikro dengan misi pengamatan (*surveillance*) dan penginderaan jauh (indera). Satelit mikro hasil kerjasama LAPAN dan TUB tersebut diberi nama LAPAN-TUBSAT. Proyek kerjasama tersebut dimulai dalam tahun 2003. Rancang bangun satelit tersebut dilakukan di Jerman oleh tim LAPAN di dalam kerja sama dengan TUB, Berlin. Tim LAPAN mulai bekerja untuk pelatihan serta integrasi mulai Januari 2004 sampai pertengahan tahun 2005. Satelit mikro LAPAN-TUBSAT diharapkan diluncurkan pada bulan Oktober 2005 dengan menggunakan roket PSLV (*Polar Spacecraft Launch Vehicle*) milik India (Triharjanto *et al*, 2004; Yuba, 2005). Namun rencana peluncuran tersebut tertunda sehingga diharapkan dilaksanakan dalam tahun 2006 ini.

Satelit mikro LAPAN-TUBSAT mirip dengan satelit mikro DLR-TUBSAT yang telah diluncurkan sebelumnya pada tanggal 26 Mei 1999 dengan menggunakan roket India PSLV (Schulz dan Renner, 2000). Satelit mikro LAPAN-TUBSAT dikembangkan menggunakan pengalaman yang diperoleh dalam pembangunan dan pengoperasian satelit mikro DLR-TUBSAT. Satelit mikro LAPAN-TUBSAT adalah satelit mikro pertama Indonesia dan satelit mikro yang ke tujuh yang dibangun TUB.

Satelit mikro LAPAN TUBSAT untuk misi indera (pencitraan Bumi) dirancang bekerja untuk *Telemetry and Telecommand* (TTC) dengan saluran frekuensi *S-band* untuk transmisi data citra ke stasiun

Bumi penerima. Satelit mikro LAPAN-TUBSAT bergerak pada orbit LEO ketinggian 630 km, dengan lintasan orbit polar sinkron matahari, dengan kemampuan waktu yang diperlukan satelit untuk melakukan pencitraan atas daerah yang sama (resolusi temporal) 20-26 hari. Satelit tersebut beratnya sekitar 50 kg dan berdimensi 45 x 45 x 27 cm, dirancang dapat beroperasi selama 2 tahun, namun hingga berusia 8 tahun masih berfungsi baik.

Untuk misi indera, satelit mikro LAPAN-TUBSAT dilengkapi dengan *payload* (sensor pencitra) dua buah kamera video warna. Satu dari *payload* kamera tersebut adalah kamera video resolusi tinggi yang dapat menghasilkan citra dengan lebar liputan satuan citra sebesar 3,5 km dan resolusi permukaan Bumi (resolusi spasial) 5 m. *Payload* (sensor pencitra) yang kedua adalah suatu kamera video warna resolusi rendah yang menghasilkan citra dengan lebar liputan satuan citra sebesar 81 km dan resolusi spasial 200 m. Di samping kedua buah *payload* tersebut, LAPAN-TUBSAT dilengkapi juga dengan *payload* sekunder di dalam satelit, yaitu sistem penyimpanan dan penerusan pesan teks singkat (*short text store and forward messaging system*) yang diikutkan dalam *On-Board Data Handling* (OBDH). Sistem tersebut menggunakan frekuensi TTC dan external RAM pada sistem penanganan data untuk menyimpan dan meneruskan data textual tersebut.

Untuk penerimaan data yang dikirimkan dari satelit mikro LAPAN-TUBSAT yang beredar pada orbit polarnya, dibangun stasiun Bumi di Rumpin, Bogor (06,22,27 LS; 106,37,87 BT) yang akan meliputi bagian barat dari Indonesia,

sedangkan Sistem Komando dan Kontrol dilokasikan di Biak.

Dengan kemampuan resolusi temporal (20-26 hari), resolusi spasial serta lebar liputan satuan citra yang dihasilkan seperti disebutkan di atas, satelit tersebut dapat mendeteksi dan memantau sumber daya alam atau bencana alam seperti kebakaran hutan, banjir, tanah longsor, letusan gunung api, gempa Bumi, kecelakaan kapal di wilayah Indonesia. Untuk deteksi dan pemantauan yang memerlukan perubahan waktu yang cepat seperti penanganan bencana alam, sistem indera satelit mikro LAPAN-TUBSAT yang akan segera dioperasikan tersebut perlu dikembangkan lagi pada generasi berikutnya.

Beberapa sistem indera satelit mikro dan satelit kecil lain yang sedang operasional dan yang akan operasional dalam cakupan global, seperti 1) Satelit kecil SUNSAT XE, 2) SateUt kecil FUEGO, 3) Konstelasi satelit kecil GOAL & GO, dan 4) Satelit kecil DIAMANT, menggunakan konsep konstelasi (kumpulan) beberapa buah satelit, sehingga resolusi temporal dari satelit dapat dipertinggi. Satelit-satelit tersebut didedikasikan untuk aplikasi deteksi dan pemantauan sumber daya alam atau penanganan bencana alam yang memerlukan data indera *real time* atau resolusi temporal tinggi (harian, 3-7 hari).

Tujuan studi ini adalah untuk mengkaji beberapa sistem indera satelit mikro dan satelit kecil yang telah atau sedang operasional dan yang akan operasional dalam cakupan nasional/regional/global, yaitu sistem indera satelit mikro LAPAN-TUBSAT, satelit mikro DLR-TUBSAT, sateUt ketil SUNSAT XE, sateUt kecil FUEGO, konstelasi satelit kecil GOAL & GO, dan satelit kecil DIAMANT.

Kajian ini meliputi kemampuan atau karakteristik teknis sistem satelit dan sensor sensor pencitranya, karakteristik data citra, serta aplikasi data berdasarkan sumber-sumber Uteratur atau informasi yang tersedia dewasa ini. Hasil kajian dapat dimanfaatkan sebagai alat

pertimbangan di dalam pengembangan sistem indera satelit mikro LAPAN-TUBSAT untuk generasi berikutnya.

2 KAJIAN BEBERAPA SISTEM INDERAJA SATELIT MIKRO DAN SATELIT KECIL SERTA APLIKASI DATA

2.1 Satelit Mikro LAPAN-TUBSAT

LAPAN-TUBSAT adalah suatu sateUt mikro untuk pengamatan (*surveillance*) dan penginderaan jauh (indera) dengan *payload* (sensor pencitra) dua buah kamera video warna. SateUt mikro LAPAN-TUBSAT adalah hasil projek kerja sama antara LAPAN dan *Institute fur Luft und Raumfahrt* dari Universitas Teknik Berlin (*Technical University of Berlin-TUB*), Jerman. Projek tersebut dimulai tahun 2003. Rancang bangun satelit tersebut dilakukan di Jerman oleh tim LAPAN bekerja sama dengan TUB, Berlin. Tim LAPAN mulai bekerja untuk pelatihan serta integrasi Januari 2004 sampai pertengahan tahun 2005. Satelit mikro LAPAN-TUBSAT tersebut dirancang untuk diluncurkan pada bulan Oktober 2005 dengan pesawat peluncur PSLV (*Polar Spacecraft Launch Vehicle*) milik India. (Triharjanto *et. al*, 2004; Yuba, 2005). Namun rencana peluncuran tersebut tertunda sehingga diharapkan dUaksanakan di dalam tahun 2006 ini. Misi dari satelit mikro LAPAN-TUBSAT, karakteristik teknis sistem sateUt dan sensor-sensor pencitranya serta konsep operasi (Triharjanto *et. al*, 2004; Yuba, 2005) diuraikan di bawah ini.

Satelit mikro LAPAN-TUBSAT yang diharapkan diluncurkan dengan menggunakan roket India PSLV adalah sebagai *auxiliary payload* atau sifatnya membonceng (*piggy-back*). Sebagai *payload* utama adalah satelit kartografi India, dan karenanya diharapkan geometri misi adalah seperti pada Tabel 2-1.

Struktur satelit dibuat dari Aluminium Alloy, dan dalam titik pandang struktur, sateUt tersebut dibagi dalam dua susunan rak (*shelves*), yaitu rak bagian atas dan rak bagian bawah. Rak bagian bawah berisikan satu sistem kontrol kedudukan satelit (*Attitude Control System-*

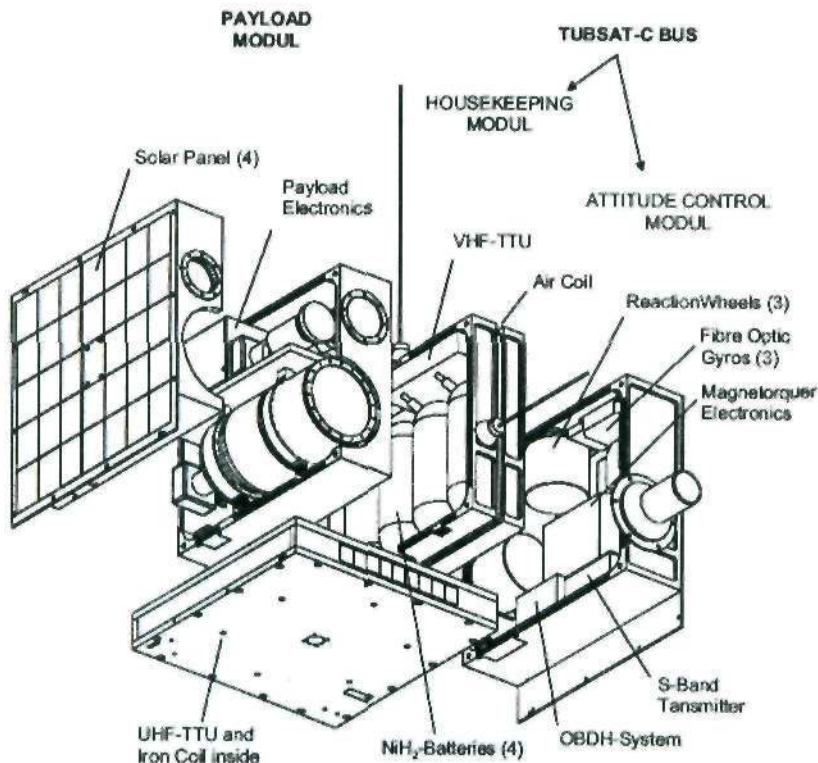
Tabel 2-1: PARAMETER-PARAMETER ORBIT SATELIT MIKRO LAPAN-TUBSAT DENGAN PELUNCUR PSLV INDIA

Ketinggian	630 (Km)
Inklinasi	97,9 (derajat)
Periode	99,039 (menit)
Pergeseran longitudo per orbit	24,828 (derajat)
Kecepatan penjejakan Bumi	6,744 (Km/det)
Kecepatan sudut	3,635 (derajat/det)
Kecepatan putaran lingkaran Bumi	7,542 (Km/det)
Jumlah putaran lingkaran Bumi per hari	14,500

ACS), satu sistem telemetri dan telekomando (*Telemetry and Telecommand-TTC*), satu *payload* (sensor pencitra) berupa kamera dengan lensa 1000 mm dan sistem *S-band*. Rak bagian atas berisikan baterai, sistem kontrol power dan penanganan data (*Power Control and Data Handling System-PCDH*), satu *payload* (sensor pencitra) berupa kamera yang lain dengan lensa 50 mm, satu *air coil* dan dua *air coils* yang lain sebagai cadangan. Satelit tersebut beratnya sekitar 50 kg dan berdimensi 45 x 45 x 27 cm, dirancang dapat beroperasi selama 2 tahun, namun hingga berusia 8 tahun masih berfungsi baik. Di dalam Gambar 2-1 ditunjukkan pan-

dangan terbuka satelit mikro LAPAN TUBSAT (Yuba, 2005).

Satelit mikro LAPAN-TUBSAT yang bergerak pada orbit LEO ketinggian 630 km, dengan lintasan orbit polar sinkron matahari, mempunyai strategi misi yang unik dalam mengatur kedudukan satelit, sehingga pengarahannya ke obyek pada permukaan Bumi dapat dimanipulasi *off-nadir*. Dengan mengatur kedudukan satelit (*attitude*), dapat diperoleh waktu pengulangan penjejakan satelit di atas permukaan Bumi, atau waktu yang diperlukan satelit untuk melakukan pencitraan dalam daerah yang sama, yang biasanya memakan waktu 20-26 hari (resolusi temporal) untuk orbit sinkron matahari.



Gambar 2-1: Pandangan terbuka satelit mikro LAPAN TUBSAT (Yuba, 2005)

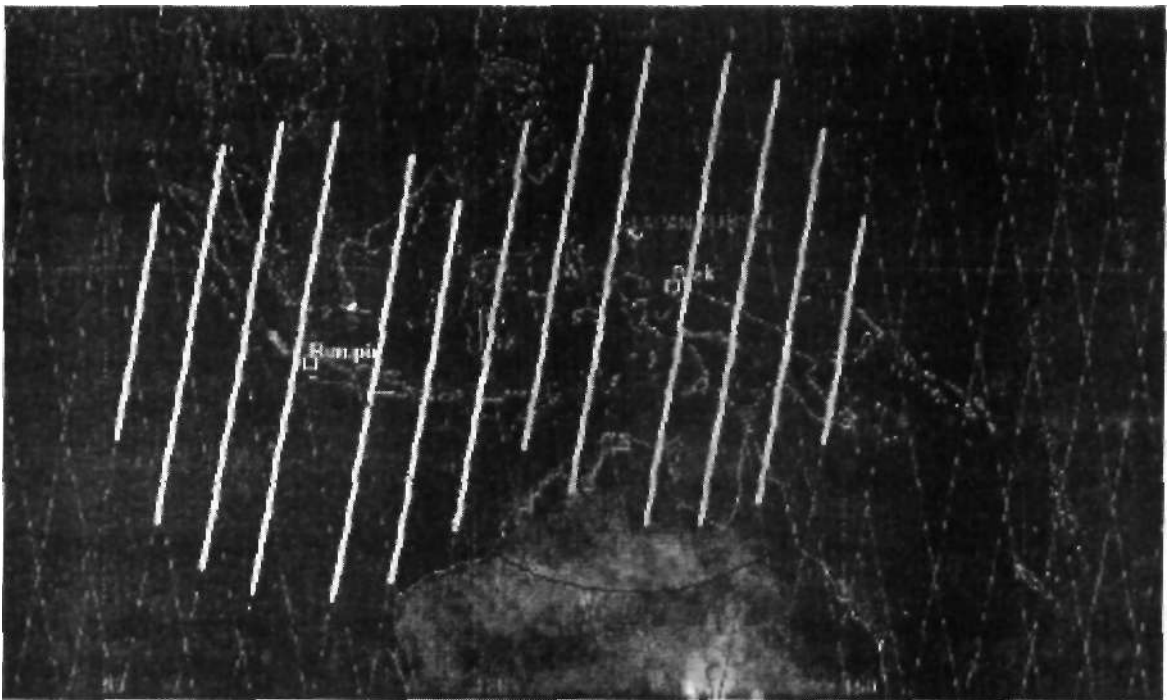
Seperti disebutkan di atas, satelit mikro LAPAN-TUBSAT memuat dua buah *payload* (sensor pencitra) kamera. *Payload* kamera yang pertama adalah kamera video resolusi tinggi. Perangkat kerasnya adalah kamera video CCD dengan prisma pemisah cahaya berwarna. Karenanya sinar yang datang dipisahkan menjadi komponen-komponen sinar merah, hijau dan biru dan diteruskan ke 3 *array* CCD. Masing-masing *array* CCD mempunyai elemen gambar (*picture element-pixel*) efektif sejumlah 752 x 582, dan karena pemisahan sinar, masing-masing elemen dapat mengkontribusikan menjadi satu *pixel*, dan karenanya memperbaiki kualitas gambar tersebut. Suatu lensa Cassegrain

1000 mm dipasang pada kamera tersebut dan karenanya dapat menghasilkan citra dengan lebar liputan satuan citra 3,5 km dengan resolusi permukaan Bumi (resolusi spasial) 5 m.

Payload yang kedua adalah kamera video resolusi rendah. Perangkat kerasnya adalah suatu kamera video CCD warna dengan elemen-gambar efektif 752 x 582 *pixel*. Suatu lensa berukuran 50 mm dipasang pada kamera tersebut sehingga menghasilkan citra dengan lebar liputan satuan citra 81 km dan resolusi spasial sebesar 200 m. Di dalam Tabel 2-2 ditunjukkan ringkasan karakteristik teknis rancang bangun sistem satelit mikro LAPAN TUBSAT (TUB, 2004).

Tabel 2-2: RINGKASAN KARAKTERISTIK TEKNIS RANCANG BANGUN SISTEM SATELIT MIKRO LAPAN-TUBSAT

Massa	50 kg
Volume	45 x 45x 27 cm ³
Struktur	Dibuat dari Aluminum Alloy
Sistem Power	4 panel matahari, 432 x 243 mm, 35 cell serial, max. 14 W 5 baterai NiH2 , 12,5V nominal voltage, 8 Ah
Komunikasi	2 TTC, UHF, 1200 bps, RF 3,5 W
Penanganan Data (<i>Data handling</i>)	- 524 kB external dan 4 kB internal RAM, 524 kB EEPROM, 16 kB ROM - 38,4kbps SCI interfaces.
Sistem Kontrol Kedudukan-Satelit (<i>AttitudeControlSystem</i>)	- 3 pasangan wheel/gyro (RW 203 wheels + WDE, fiber optical gyros) - sensor bintang CMOS . - 3 magnetic coils. - <i>Coarse sun sensors</i> pada semua 6 sisi.
<i>Payload</i>	- <i>S-band payload transmitter, 5 W RF output.</i>
	- Kamera 1: 3 <i>CCD color camera</i> , 1000 mm cassegrain optic, resolusi spasial atau resolusi permukaan Bumi (ukuran 1 <i>pixel</i> di permukaan Bumi): 5m, lebar liputan satuan citra (<i>swath</i>): 3,5 km, setiap <i>CCD camera</i> : 752 x 582 <i>pixel</i> efektif, system kalibrasi optik.
	- Kamera 2: <i>CCD color camera</i> , lensa 50mm, resolusi spasial atau resolusi permukaan Bumi (ukuran 1 <i>pixel</i> di permukaan Bumi) : 200 m, lebar liputan satuan citra : 81 km. <i>CCD camera</i> :752 x 582 <i>pixel</i> efektif
	- Sistem penyimpan dan penerusan pesan (<i>messaging store and forward system</i>)



Gambar 2-2: Lintasan-lintasan khusus 5 hari satelit mikro LAPAN-TUBSAT atas wilayah Indonesia, berdasarkan geometri misi yang diharapkan dan liputan dari Stasiun Bumi Rumpin dan Stasiun Bumi Biak (Triharjanto *et. al*, 2003)

Satelit mikro LAPAN-TUBSAT, konfigurasi memiliki kontrol kedudukan satelit berdasarkan bias momentum dan interaktif (*interactive and momentum bias attitude control*). Kedua fungsi tersebut memungkinkan satelit mikro LAPAN-TUBSAT dapat dikendalikan secara interaktif selama 10 menit dalam pengoperasian sehari.

Untuk penerimaan data yang dikirimkan dari satelit mikro LAPAN-TUBSAT yang beredar pada orbit polarnya, dibangun Stasiun Bumi di Rumpin, Bogor (06,22,27 LS; 106,37,87 BT) yang akan meliputi bagian barat dari Indonesia, sedangkan Sistem Komando dan Kontrol dilokasikan di Biak. Stasiun Bumi yang lain direncanakan untuk dibangun di Biak, sehingga seluruh wilayah Indonesia dapat diliput. Pada Gambar 2-2 ditunjukkan lintasan-lintasan khusus 5 hari LAPAN-TUBSAT atas wilayah Indonesia, berdasarkan geometri misi yang diharapkan dan liputan dari Stasiun Bumi Rumpin dan Stasiun Bumi Biak.

Dengan kemampuan resolusi temporal, resolusi spasial dan luas liputan satuan citra yang diperoleh dari hasil

pengamatan atau pencitraan menggunakan kedua kamera pada satelit mikro LAPAN-TUBSAT, data citra hasil pencitraan dari satelit dapat mendeteksi dan memantau sumber daya alam (seperti aplikasi kelautan, pertanian, kehutanan, pengembangan wilayah, geologi dan lain sebagainya) dan atau memantau bencana alam seperti: kebakaran hutan, banjir, letusan gunung berapi, tanah longsor, kecelakaan kapal laut dan lain sebagainya di Indonesia. Dengan kemampuan resolusi spasial sebesar 5 m, kamera tersebut dapat melakukan pencitraan yang cukup teliti sehingga dapat mendeteksi objek pada permukaan Bumi yang berukuran di atas lima meter, misalnya kapal yang sedang bergerak di perairan Indonesia.

2.2 Satelit Mikro DLR-TUBSAT

Tujuan, misi, kemampuan teknis satelit dan sensor-sensor pencitranya, karakteristik data citra serta aplikasi data (Schulz dan Renner, 2000 ; Roemer dan Renner, 2003) diuraikan di bawah ini.

Satelit mikro DLR-TUBSAT adalah suatu satelit uji hasil proyek kerja sama

dari Institut Antariksa (*Institute of Aerospace*) pada Universitas Teknik Berlin (*Technical University of Berlin-TUB*) dan Pusat Antariksa Jerman (*German Aerospace Center-DLR*). Satelit uji DLR-TUBSAT diluncurkan pada tanggal 26 Mei 1999 dengan menggunakan roket India PSLV (*Polar Spacecraft Launch Vehicle*) dari lokasi peluncur Sriharikota, bersama-sama dengan KITSAT-3 dan *payload* utama IRS-P4 (OCEANSAT). Karakteristik orbit satelit mikro DLR-TUBSAT ditunjukkan pada Tabel 2-3.

Satelit mikro DLR-TUBSAT dirancang bangun untuk observasi permukaan Bumi (inderaja) secara interaktif di mana target tidak dapat diidentifikasi secara jelas sebelumnya. Suatu aksi pencarian dilakukan atau target harus diikuti secara visual untuk sementara waktu. Di dalam persyaratan rancang bangun satelit tersebut, kedudukan satelit (*attitude*) harus pengarahannya titik nadir (*nadir pointing*) untuk dapat melakukan *scanning* permukaan Bumi dengan sensor-sensor CCD linier dan putaran ulang dari 3-26 hari. Satelit tersebut memerlukan suatu volume penyimpanan data dan transmisi data yang tinggi. Untuk aplikasi deteksi dan pemantauan proses lingkungan yang berubah dalam periode lebih dari 5 hari, penginderaan jauh dengan kemampuan resolusi permukaan Bumi (resolusi spasial) dalam kisaran 30 m adalah baik.

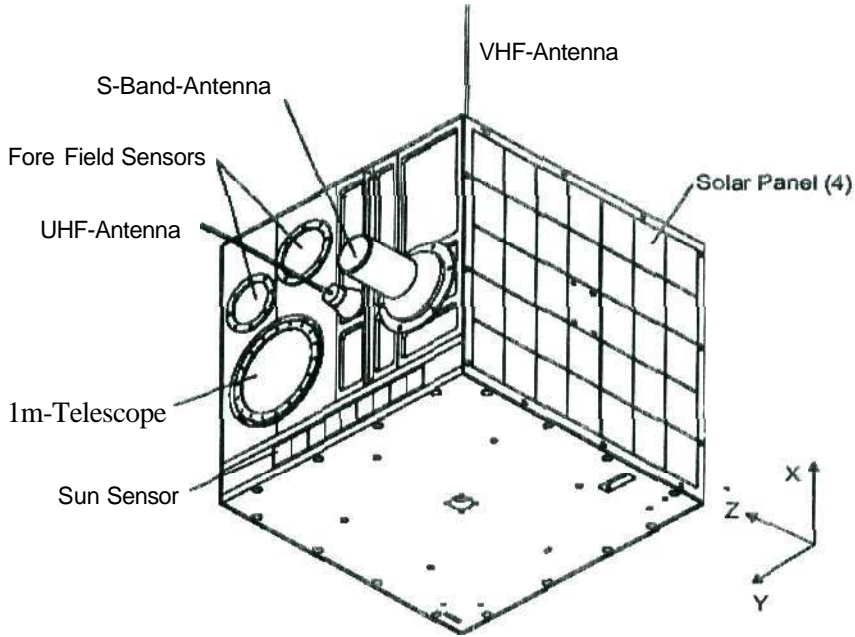
Satelit DLR-TUBSAT berbentuk kubus berukuran $32 \times 32 \times 32 \text{ cm}^3$ dan berat 44,81 kg. Satelit terdiri dari sub-sistem: Payload, *Housekeeping* dan Modul Pengontrol Kedudukan satelit (*Attitude Control Modul*). Modul *Payload* berisikan dua buah kamera *fore field* dengan resolusi rendah dan medium dan sebuah *telescope* resolusi tinggi dengan *focal length* sebesar 1 m, ukuran pixel $8,3 \text{ n}^m$ dan resolusi spasial atau resolusi *pixel* pada permukaan Bumi (*ground pixel resolution*) sebesar 6m. Masing-masing Chip CCD berisikan 752×582 pixel, dan masing-masing kamera dapat mentransmisikan citra video dalam standar CCIR dan

gambar-gambar digital tunggal. *Focal length* dari kamera *fore field* yang pertama adalah 16 mm dengan resolusi spasial sebesar 375 m. Kamera *fore field* yang kedua mempunyai *focal length* sebesar 50 mm dengan resolusi spasial sebesar 120 m. Antenna *S-band* secara fisik ditempatkan pada Modul Pengontrol Kedudukan Satelit (*Attitude Control Module-ACM*) agar tidak menghalangi medan pandang dari sensor-sensor (*payload*) dan *transmitter S-band* ditempatkan ber-dekatan dengan antena tersebut. Transmisi sinyal video analog dilakukan dalam *band width* 8 MHz, transmisi dari citra-citra tunggal terjadi pada 125 Kband dan *beam width* dari antena adalah 70° . Pada Gambar 2-3 ditunjukkan satelit mikro DLR-TUBSAT. Ringkasan karakteristik teknis rancang bangun satelit mikro DLR-TUBSAT ditunjukkan pada Tabel 2-4.

Satelit mikro DLR-TUBSAT diaplikasikan untuk pengamatan kategori kejadian-kejadian atau bencana alam: fenomena cuaca seperti badai, kebakaran-hutan spektakuler, letusan gunung api, banjir, gempa Bumi, kecelakaan-kecelakaan kapal, kecelakaan pesawat terbang atau kereta api atau setiap kejadian-kejadian lain yang sejenis. Daerah yang diminati secara khusus hanya dengan luasan beberapa kilometer kuadrat dan keperluan resolusi tentunya adalah setinggi mungkin. Dalam hal ini pengamatan atau observasi Bumi secara interaktif mempunyai arti bahwa pengguna di stasiun Bumi menerima citra-citra video dari satelit, dan mampu mengendalikan arah *pointing* kamera secara interaktif melalui kontrol *mouse* terhadap kejadian yang dikehendaki pada permukaan Bumi. Hal ini bernilai untuk aplikasi-aplikasi dimana target tersebut belum dapat diidentifikasi secara jelas, sehingga aksi pencarian dilakukan atau target harus diikuti secara visual untuk sementara waktu. Gambar 2-4 menunjukkan contoh citra hasil pencitraan dengan kamera 50 mm pada satelit mikro DLR-TUBSAT.

Tabel 2-3: KARAKTERISTIK ORBIT SATELIT MIKRO DLR-TUBSAT

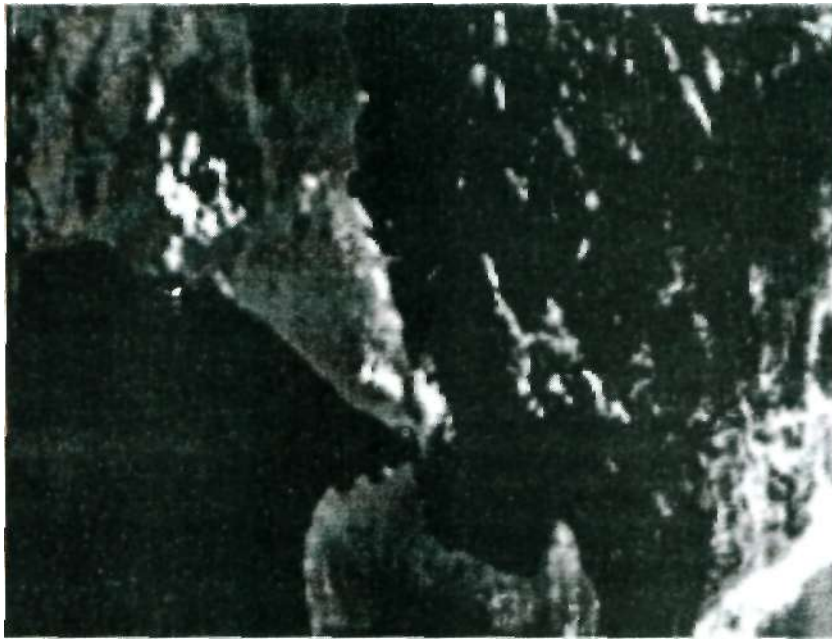
Jenis Orbit	Sinkron Matahari
Ketinggian orbit (LEO)	726 km
<i>Descending node</i>	12.00 <i>am</i>
<i>Eccentricity</i>	0,0017
Inklinasi	98,3811 derajat
Periode	99,344 menit



Gambar 2-3: Satelit mikro DLR- TUBSAT

Tabel 2-4: RINGKASAN KARAKTERISTIK TEKNIS RANCANG BANGUN SISTEM SATELIT MIKRO DLR-TUBSAT

Massa	44,81 kg
Volume	32 x 32 x 32 cm ³
Struktur	4 compartments dibuat dari aluminium
Kontrol termal	Passif
Power	4 sel baterai NiH ₂ (Eagle-Picher), 12 Ah, 10V nominal 4 panel matahari dengan suatu string tunggal dari 34 buah sel silicon
Komunikasi	VHF/ UH - band, 1200 baud, 3,5 - 5 W S-band, 125 Kbaud BBL coded atau transmisi video, 3,5 W
Kontrol Kedudukan-Satelit (<i>Attitude Control</i>)	3 unit <i>Wheel/Gyro</i> ACS 202 (TUB), magnetorquer
<i>Payload</i>	Kamera <i>fore field</i> : f =16 mm (D=1/ 0,95): Resolusi Pixel (resolusi spasial)= 375 m Kamera <i>fore field</i> : f = 50 mm (D= 1/1,80): Resolusi Pixel = 120 m Telescope resolusi tinggi : f =1000 mm (D= 1/11,0): Resolusi Pixel = 6m



Gambar 2-4: Contoh citra hasil Kamera 50 mm pada satelit mikro DLR-TUBSAT, daerah Italia Selatan, Sicily dan Gunung Api Etna

2.3 Satelit Kecil Sunsat-Xe

Konsep untuk misi satelit kecil SUNSAT-XE (Hausler *et. al*, 2003) merupakan hasil kerja sama Universitas Afrika Selatan dan Jerman serta organisasi-organisasi penelitian dalam bidang teknologi satelit dan observasi Bumi dari antariksa untuk manfaat ilmu pengetahuan, teknologi dan pendidikan mahasiswa. Di dalam kerangka kerja dari kerjasama antara Universitas Bundeswehr Munchen, Neubiberg/Jerman, University of Stellenbosch, Stellenbosch/ South Africa dan Deutche Zentrum fur Luft-und Raumfahrt (DLR), Oberpfafen-hofen/Berlin/Jerman, direncanakan untuk merancang, membangun, meluncurkan dan mengoperasikan satelit observasi Bumi dengan mengkombinasikan kemampuan pengetahuan yang ada dengan pengalaman dari anggota-anggota yang turut di dalam kerja sama tersebut. Persyaratan rancangan yang penting adalah mengembangkan satelit-satelit dengan ukuran fisik dan masa kecil dan dapat dioperasikan dalam orbit Bumi rendah (*Low Earth Orbit-LEO*). Ketinggian orbit rendah sebesar 350 km akan dipertimbangkan, yang akan memerlukan pendorong (*thrusters*) elektrik dan kontrol kedudukan satelit (*attitude*) pada orbit

secara otonom untuk mengkompensasi tarikan (*drag*) atmosfer dan memungkinkan lewatnya satelit yang banyak dalam orbit yang sama.

Misi satelit kecil SUNSAT-XE, bertujuan untuk mengembangkan satelit dengan ukuran fisik dan masa kecil yang dapat menghasilkan citra multispektral untuk aplikasi pertanian dan pemantauan vegetasi alamiah. Secara teknis, akan diperlukan sensor atau pencitra yang dapat menghasilkan citra-citra resolusi tinggi dari satelit yang mempunyai ukuran dan massa sangat kecil tersebut pada ketinggian yang sangat rendah yang dapat dikontrol secara otonom selama misi. *Payload* (sensor) utama adalah suatu pencitra (*imager*) multi-spektral yang dapat melakukan penginderaan jarak jauh untuk aplikasi pertanian dan pemantauan vegetasi alamiah. Resolusi spasial dalam kisaran 5-10 m akan dapat dicapai dan akan lebih baik dibandingkan dengan SPOT-5 dan Landsat-7. Dengan teknologi detektor sekarang ini, salah satu dari goal rancangan lainnya adalah memperoleh citra-citra dengan lebar liputan satuan citra dalam orde 50-100 km dapat dicapai. Dengan bidang-bidang aplikasi yang ditargetkan, kanal-kanal spektral yang

Tabel 2-5: RINGKASAN KARAKTERISTIK TEKNIS RANCANGAN KONSTELASI DUA SATELIT KECIL SUNSAT XE UNTUK APLIKASI PERTANIAN (KERJASAMA UNIVERSITAS AFRIKA SELATAN-JERMAN)

Massa	120 kg.
Dimensi luar	< (600x600 x710)mm
Jenis Orbit :Sinkron matahari (<i>SSO</i>)	10:30, dengan <i>revisit time</i> : 7 hari
Ketinggian orbit (<i>LEO</i>)	349 km
Inklinasi	96,8670
Waktu pengulangan pencitraan (dengan konstelasi 2 satelit kecil)	7 hari
Lebar liputan satuan citra (<i>swath</i>) (dengan konstelasi 2 satelit kecil)	80 km
<i>Payload</i>	<i>Nadir looking</i> , tapi satelit-satelit dapat diputar 15° ke setiap sisi
<i>Phasing</i>	39,61"

dapat direkomendasikan, adalah 1) biru, 2) hijau, 3) merah, 4) batas tepi (edge) merah, dan 5) satu kanal pankromatik yang tumpang tindih dengan kanal-kanal yang disebutkan sebelumnya.

Untuk mempertahankan *aperture* dan *focal length* dari sensor pencitra (dan sebagai konsekuensi ukuran fisik dari pencitra) dalam keterbatasan dimensi dari satelit secara keseluruhan, satelit tersebut akan dipelihara dalam orbit Bumi yang sangat rendah. Ketinggian orbit serendah 350 km akan dipertimbangkan, yang akan memerlukan pendorong elektrik (*electrical thrusters*) dan kontrol kedudukan satelit pada *board* satelit untuk mengkompensasikan tarikan (*drag*) atmosfer. Sistem juga akan memfasilitasi lewatnya satelit-satelit multipel dalam orbit yang sama untuk memperbaiki frekuensi pengulangan pencitraan target. Salah satu dari goal teknologi tersebut adalah untuk mengembangkan suatu sistem pemeliharaan orbit sedemikian pada satelit secara otonom, untuk menetapkan kumpulan-kumpulan satelit yang diinginkan. Suatu keunggulan lebih lanjut adalah masa propulsi yang diperlukan untuk mempertahankan posisi orbit adalah sangat rendah. Di estimasi bahwa kira-kira 17 kg Xenon akan diperlukan untuk mendukung misi 3 tahun pada ketinggian orbit 300 km. Dapat dipertimbangkan bahwa masa gas Xenon diestimasi terkecil untuk operasi pada ketinggian orbit 350 km dan misi satu tahun.

Konfigurasi sistem yang diusulkan, adalah sistem hendaknya terdiri dari dua

buah satelit. Satu satelit dibangun di bawah tanggung jawab Afrika Selatan dan satelit lainnya di bawah Jerman. Keperluan pertama, adalah sistem tersebut akan memberikan ketidaktergantungan yang besar antara kedua partner tersebut dan keperluan yang kedua adalah akan menghasilkan waktu pengulangan pencitraan (resolusi temporal) untuk ilmu pertanian dan aplikasi-aplikasi lainnya, menjadi 7 hari.

Sebagai suatu goal perancangan, spesifikasi untuk *payload* satelit mikro yaitu ASAP5 (*Arianne 5 Structure for Auxiliary Payload*) akan digunakan, yaitu massa satelit total lebih kecil dari 120 kg, dimensi luar lebih kecil dari 600 x 600 x 710 mm. Ringkasan karakteristik teknis rancangan konstelasi dua satelit kecil SUNSAT XE untuk aplikasi pertanian (Kerja sama Universitas Afrika Selatan-Jerman) ditunjukkan pada Tabel 2-5.

2.4 Fuego : Konstelasi Satelit Kecil yang Didedikasikan untuk Mendeteksi dan Memantau Kebakaran Hutan

FUEGO dikembangkan di bawah Program Kerangka-kerja Uni Eropa yang ke-4 dan Program Observasi Badan Antariksa Eropa (*EU 4 * Framework Programme and the European Space Agency Observation Programmes*), dan berencana untuk memulai pelayanan operasional penuh pada tahun 2005. Tujuan dari program FUEGO adalah merancang dan mengembangkan sistem berbasis antariksa untuk deteksi dini

dan pemantauan kebakaran hutan. Tujuan, misi, konfigurasi dan kemampuan teknis dari kumpulan satelit FUEGO beserta sensor-sensornya, persyaratan-persyaratan sistem, konsep operasional (Escorial *et al*, 2003), diuraikan di bawah ini.

Sistem FUEGO dirancang untuk deteksi dini dan pemantauan kebakaran hutan. Studi-studi yang dilaksanakan menghasilkan bahwa solusi terbaik untuk memenuhi syarat atau keperluan pengguna adalah dengan suatu konfigurasi kumpulan satelit kecil LEO. Dengan memperhatikan besarnya resolusi radiometrik dan geometrik yang diperlukan oleh para pengguna, distribusi dari daerah-daerah pengamatan, keterbatasan teknologi dari sensor-sensor (ukuran detektor, penyimpangan optik) dan harga atau biaya sistem, rancangan dilaksanakan menuju ke suatu konfigurasi dengan lebar liputan satuan citra (*swath*) sebesar 2500 km, medan pandang (*field of view-FOV*) sebesar 177 km pada nadir, dan orbit berbentuk lingkaran dengan inklinasi 47,5 derajat pada ketinggian 700 km, dengan periode orbit 98,8 menit. Konfigurasi tersebut akan menghasilkan resolusi spasial sampai dengan 20 m pada nadir. Solusi menggunakan konstelasi (kumpulan) 12 buah satelit Direct Walker 12/3/2 adalah suatu kompromi yang baik untuk memberikan resolusi temporal (*revisit-time*) 25 menit dan untuk menghasilkan pola observasi yang homogen, dengan pelayanan kontinu (24 jam per hari). Dengan konfigurasi ini dihasilkan *revisit time*: 23,8 menit medium dan 25,8 menit maximum. Parameter-parameter Konstelasi (Kumpulan) satelit dapat dilihat pada Tabel 2-6.

Sistem FUEGO dilengkapi dengan 4 macam sensor berupa kamera yang bekerja pada kanal spektral yang berbeda, yaitu 1) kamera MIR (*Medium Infra Red Camera*), 2) kamera VIS (*Visible*), 3) NIR (*Near Infra Red Camera*), dan 4) kamera

TIR (*Thermal Infra Red Camera*). Akuisisi data oleh sensor-sensor tersebut dilakukan dengan teknik sapuan (*pushbroom*), dengan menggunakan cermin yang dapat dikendalikan (*steerable mirror*) untuk mengarahkan sinar sensor dan manuver *pitch* untuk memperbesar cakupan liputan. Ringkasan dari parameter-parameter sensor kamera tersebut ditunjukkan pada Tabel 2- 7.

Aplikasi utama dari kamera-kamera tersebut, adalah

- Kamera MIR (*Medium Infra Red Camera*) adalah sensor yang paling cocok untuk mendeteksi kebakaran-kebakaran yang potensial karena kamera tersebut mempunyai kisaran spektral yang optimal dalam hal kebakaran maksimum/kontras latar belakang untuk deteksi titik api (*hot spots*).
- Kamera VIS/NIR digunakan untuk menghasilkan data resolusi tinggi untuk mengetahui lokasi kebakaran dan untuk memperoleh citra-citra pemantauan dan untuk perhitungan NDVI
- Kamera TIR (*Thermal Infra Red Camera*) digunakan untuk menghasilkan informasi keberadaan awan dan juga menolong menghindari peringatan-peringatan kebakaran yang salah karena permukaan objek yang panas yang bukan kebakaran.

FUEGO telah mendemonstrasikan bahwa persyaratan yang diperlukan pengguna dapat dipenuhi dengan menggunakan satelit-satelit kecil dalam suatu konstelasi. Cakupannya akan diperlengkapi hingga 30 MHa di Eropa dan 30 Mha yang lainnya di dunia, yang dihasilkan dalam biaya pelayanan yang diperkirakan 0,7 EUR/Ha per tahun. Biaya sistem yang diprediksikan diperkirakan sampai dengan 203 MEUR sementara pendapatan akan menjadi 265 MEUR untuk umur operasi 7 tahun.

Tabel 2-6: PARAMETER-PARAMETER MISI FUEGO *BASELINE*

Profil Orbit	
Ketinggian	700 Km
Inklinasi Orbit	47,5°
Periode orbit	98,8 min
Geometri Orbit	Lingkaran
Rancangan Kumpulan Satelit	
Jumlah Satelit	12
Konfigurasi	Direct Walker (12/3/2)
Simetri	Homogen
Waktu pengulangan (<i>revisit-time</i>)	23,8 menit medium & 25,8 menit maximum
Pelayanan	Kontinu (24 jam per hari)

Tabel 2-7: RINGKASAN DARI PARAMETER-PARAMETER SENSOR KAMERA PADA SISTEM SATELIT FUEGO

Geometri	MIR	TIR	VIS	NIR
Jumlah element per baris	1100x2	240@45°	8800	8800
Jumlah element total	2200	480	8800	8800
<i>Element footprint</i> (m)	128	519	18	18
<i>Spatial sampling</i> (m)	80	367	20(x 4)	20(x 4)
Resolusi efektif (m)	101	436	80	80
Medan pandangan (<i>Field of view</i>) (derajat)	14,41	14,41	14,41	14,41
Radiometri				
Pusat kanal spectral (µm)	3,80	10,0	0,63	0,83
Lebar kanal spectral (µm)	0,70	4,0	0,10	0,14
Waktu <i>sampling</i> (µdetik)	12,49	57,23	3,122	3,122

2.5 Konstelasi Satelit Kecil Goal dan Go

Konsep konstelasi (kumpulan) satelit kecil GOAL (*Global Observations and Alerts from LI*) dan GO (*Geosynchronous Orbit*) diusulkan untuk menyediakan informasi pemantauan bencana alam dan cuaca secara langsung segera (*real-time*) kepada pengguna. Konsep misi menggunakan teknologi baru dalam konstelasi satelit kecil GOAL & GO untuk pemantauan dan

bantuan pertolongan bencana alam, meliputi kemampuan teknis sistem satelit dan sensor-sensornya, konsep operasi, dan karakteristik data serta aplikasi data (Paxton and Jeng-Hwa Yee, 2003) diuraikan di bawah ini.

Konsep konstelasi satelit mikro GOAL dan GO yang diusulkan untuk menyediakan informasi pemantauan bencana alam dan cuaca secara langsung segera (*real-time*) kepada pengguna, terdiri

dari satu satelit kecil GOAL yang melakukan pencitraan Bumi dari orbit LI dan tiga atau lebih satelit kecil GO yang melakukan pencitraan Bumi dari orbit *geosynchronous*. Satelit mikro GOAL dilengkapi dengan instrument pencitra sensor VISHNU (*Visible/IR/UV Imaging System Hardware for New Uses*), sedangkan satelit kecil GO dilengkapi dengan instrument pencitra sensor SHIVA (*Supporting High-resolution IR Visible Applications*).

Instrumen SHIVA berupa kamera yang berada pada suatu satelit kecil dalam orbit *geostationary* tersebut menghasilkan citra-citra dari suatu daerah seluas 1000 x 1000 km² dengan ukuran setiap elemen-citra (*pixel*) 250 m (resolusi spasial). SHIVA adalah suatu sistem dengan *field of view* (FOV) yang sempit (1,5°) dengan *field of regard* yang luas (20°). SHIVA menghasikan citra permukaan Bumi, siang dan malam hari, untuk pemantauan kejadian bencana alam (disaster) dan bahaya bencana (*hazard*) dan peringatan bencana alam (*warning*), dan pengukuran-pengukuran ilmu dasar. Kamera SHIVA ini digunakan pula untuk mendeteksi dan memetakan awan cirrus pada ketinggian tinggi, kebakaran dan bekas-bekas kebakaran. Ketiga sensor SHIVA dengan resolusi spasial sebesar 250 m, dapat mencitrakan hampir seluruh Bumi dari orbit *geostationary* untuk aplikasi pengamatan suatu daerah penting di mana saja di dunia, melakukan patroli suatu wilayah, atau melakukan eksplorasi hubungan antara sifat-sifat skala kecil dari atmosfer dan *biosphere* terhadap sistem global seperti yang dicitrakan oleh sensor VISHNU. Sensor SHIVA memiliki kemampuan *pointing* dan mempunyai resolusi spasial yang relatif tinggi. Dengan kemampuan teknis tersebut, untuk suatu misi ilmiah, sensor SHIVA dapat dioperasikan sebagai komplemen terhadap misi observasi Bumi yang lain apabila berada dalam medan *regard* yang sama. Kondisi ini dapat mempertajam hasil ilmiah atau hasil data komersial dengan baik.

Pada orbit LI, sensor VISHNU yaitu suatu pencitra multispektral yang kompak

melakukan pencitraan Bumi dan data citra Bumi tersebut ditransmisikan secara *real time* pada panjang-gelombang sensor yang dipilih, yang dirancang untuk ozone, awan dan aerosol, melalui penggunaan perangkat lunak kompresi citra (*imbedded image compression software*). VISHNU memberikan konteks global untuk observasi-observasi skala yang lebih kecil dari SHIVA dan dapat digunakan untuk menentukan *pointing* SHIVA. Untuk sistem GOAL & GO yang komplit tersebut, SHIVA dapat dipakai sebagai pedoman menggunakan data VISHNU.

2.6 Satelit Kecil DIAMANT untuk Observasi Bumi

DIAMANT/MSRS adalah suatu sistem satelit kecil untuk penginderaan jauh dengan sensor multispektral resolusi tinggi; merupakan salah satu hasil aktifitas FUCHS-GRUPPE dalam bidang Observasi Bumi dengan satelit-satelit kecil (Penne *et. al.*, 2001). Lingkup teknologi FUCHS-GRUPPE meliputi : pencitraan resolusi tinggi (*high resolution imaging*), multi-spektral, LIDAR dan SAR dan produk-produk EO untuk tujuan komersialisasi. Aktifitas yang lain dari FUCHS-GRUPPE dalam bidang Observasi Bumi dengan satelit-satelit kecil adalah Proyek MSC yang telah dimulai pelaksanaannya pada tahun 2001; menggunakan suatu kamera multispektral pada KOMPSAT II Korea, dimana OHB memperlengkapinya dengan elemen-elemen untuk Sistem Penghubung Data (*Data Link System*). Aktifitas lainnya adalah FOCUS: mempunyai ciri istimewa dengan memiliki suatu sistem sensor *infrared* hasil inovasi untuk deteksi kejadian-kejadian temperatur tinggi.

Sistem OHB adalah suatu program Observasi Bumi dari salah satu anggota dari FUCHS-GRUPPE yang dimulai tahun 1995; membuat target pada pasar yang menjanjikan komersial untuk aktivitas inderaja. Dengan landasan tersebut, studi-studi kelayakan dilakukan dan rekan-rekan anggota tim yang bergabung ditentukan. Setelah 6 tahun kemudian, beberapa proyek dilaksanakan dan berada

dalam progress dalam lingkup teknologi pencitraan resolusi tinggi (*high resolution imaging*) dalam infrared, multispektral, teknologi LIDAR dan SAR. Semua teknologi ini dikembangkan terutama dengan penggunaan satelit-satelit kecil untuk komersialisasi berharga murah. Aktifitas lebih lanjut adalah pada pemasaran dan komersialisasi dari aplikasi-apHkasi instrumen-instrumen observasi tersebut yaitu dimulai dalam menetapkan FUCHS-GRUPPE yang baru sebagai anggota TELEMUNDO. Sistem indera satelit DIAMANT/MSRS yang menggunakan sensor multispektral resolusi tinggi (Penne *et. al.*, 2004).

Pengembangan sensor yang dilaksanakan adalah proyek kerja sama German-Israel yang dibiayai oleh EC. Karakteristik utama dari DIAMANT/ MSRS adalah memiliki sensor dengan kemampuan 12 kanal spektral (VIS/NIR, *bandwidth* 20 - 50 nm), resolusi spasial 5m, lebar liputan satuan citra 26 km, dan waktu liput ulang daerah yang sama (resolusi temporal) adalah 3 hari (1 satelit). Kumpulan dari 3 satelit akan meningkatkan resolusi temporal menjadi 1 hari.

Produk-produk data indera yang disediakan untuk aplikasi komersial, adalah 1) data citra tanpa koreksi (*raw image data*) berdasarkan permintaan, 2) data *geocoded* presisi berorientasi lintasan (*path*), 3) produk-produk spesial: pasangan-pasangan stereo, ekstraksi informasi (*value added*).

Aplikasi-aplikasi komersial dari data DIAMANT/MSRS, adalah 1) Pemantauan vegetasi dan pertanian, 2) Pemantauan fenomena-fenomena dan perubahan lingkungan, 3) Kelautan dan pengukuran kualitas perairan, 4) Pemetaan dan pemantauan tata guna lahan, dan 5) Asesmen kerusakan karena bencana dan peringatan risiko bahaya bencana.

3 ANALISIS PENGEMBANGAN SATELIT MIKRO LAPAN-TUBSAT

Dengan kemampuan teknis satelit mikro LAPAN TUBSAT dan kedua sensor kameranya diperoleh dua jenis data citra

hasil pencitraan, yaitu 1) data citra berwarna resolusi tinggi dengan lebar liputan satuan citra 3,5 km dan resolusi spasial 5 m, dan 2) data citra berwarna resolusi rendah dengan lebar liputan satuan citra 81 km dan resolusi spasial 200 m, masing-masing dengan resolusi temporal data 20-26 hari. Kedua jenis data tersebut dapat diaplikasikan untuk mendeteksi dan memantau sumber daya alam, seperti aplikasi pertanian, kehutanan, kelautan, pengembangan wilayah, geologi dan lain sebagainya atau mendeteksi dan memantau bencana alam, seperti kebakaran hutan, banjir, letusan gunung berapi, tanah longsor, polusi minyak, kecelakaan kapal laut dan lain sebagainya di Indonesia.

Untuk deteksi atau pemantauan yang memerlukan identifikasi yang teliti digunakan data resolusi spasial 5 m (ukuran 1 pixel di permukaan Bumi), di dalam pembatasan liputan satuan citra sebesar 752 x 582 pixel atau lebar liputan satuan citra 3,5 km. Sebagai contoh: dengan data citra resolusi spasial sebesar 5m, dapat dideteksi atau dipantau objek pada permukaan Bumi, misalnya kapal yang berukuran di atas lima meter yang tengah bergerak di perairan Indonesia. Untuk deteksi atau pemantauan yang tidak memerlukan identifikasi yang kurang teliti digunakan data resolusi spasial 200m (ukuran 1 pixel), di dalam pembatasan liputan satuan citra sebesar 752 x 582 pixel atau lebar liputan satuan citra 81 km. Kedua jenis data dapat diaplikasikan secara komplemen, dimulai dengan data resolusi rendah, dan dibantu dengan data resolusi tinggi untuk verifikasi identifikasi.

Seperti diketahui satelit LAPAN-TUBSAT yang bergerak pada ketinggian orbit 630 km (LEO) dengan lintasan orbit polar sinkron matahari mempunyai kemampuan waktu pengulangan pencitraan pada daerah yang sama (*revisit time*) setiap 20 - 26 hari. Dengan demikian untuk aplikasi deteksi atau pemantauan sumber daya alam yang tidak memerlukan keperluan deteksi perubahan yang relatif

cepat seperti pertanian, kehutanan, pengembangan wilayah, geologi, satelit tersebut dapat diandalkan. Akan tetapi untuk deteksi atau pemantauan bencana alam yang memerlukan penanganan yang cepat, satelit mikro LAPAN-TUBSAT tersebut kurang dapat diandalkan. Dengan kemampuan orbit sinkron matahari, keunggulannya adalah dapat meliputi seluruh permukaan Bumi. Untuk keperluan penanganan bencana alam (seperti: kebakaran hutan, polusi minyak, kecelakaan kapal, banjir, letusan gunung api, gempa Bumi, kekeringan, prakiraan produksi pertanian atau aplikasi peringatan dini (*early warning*) dan lain sebagainya, diperlukan satelit dengan kemampuan *revisit time* (resolusi temporal) yang sangat tinggi (*real time*, harian, atau 3-7 hari).

Dari beberapa satelit mikro dan satelit kecil yang telah dikaji dalam bagian sebelumnya, menunjukkan bahwa menggunakan satelit mikro atau satelit kecil pada ketinggian orbit LEO, memerlukan konstelasi (kumpulan) beberapa buah satelit, sehingga resolusi temporal dari satelit dapat dipertinggi (*real time*, harian, 3-7 hari).

Satelit mikro DLR-TUBSAT, konfigurasi mirip dengan satelit mikro LAPAN-TUBSAT. Keduanya dapat dioperasikan secara interaktif, namun satelit LAPAN-TUBSAT lebih canggih atau merupakan pengembangan dari satelit DLR-TUBSAT, karena di samping interaktif, satelit LAPAN-TUBSAT dilengkapi dengan sistem pengontrol kedudukan satelit berdasarkan bias momentum (*momentum bias attitude control*). Kedua fungsi tersebut memungkinkan satelit mikro LAPAN-TUBSAT dapat dikendalikan secara interaktif selama 10 menit dalam pengoperasian sehari.

Satelit mikro DLR-TUBSAT juga diaplikasikan untuk pengamatan kategori kejadian-kejadian atau bencana alam: fenomena cuaca seperti badai, kebakaran hutan spektakuler, letusan gunung api, banjir, gempa Bumi, kecelakaan-kecelakaan kapal, pesawat terbang atau kereta api atau setiap kejadian-kejadian lain

dari jenis tersebut. Daerah yang diminati secara khusus hanya dengan luasan beberapa kilometer kuadrat dan keperluan resolusi tentunya adalah setinggi mungkin. Dalam hal ini pengamatan atau observasi Bumi secara interaktif mempunyai arti bahwa pengguna di stasiun Bumi menerima citra-citra video dari satelit, dan mampu mengendalikan arah *pointing* kamera secara interaktif melalui kontrol mouse terhadap kejadian yang dikehendaki pada permukaan Bumi. Hal ini bernilai dalam aplikasi-aplikasi di mana target tersebut belum dapat diidentifikasi secara jelas, sehingga aksi pencarian dilakukan atau target harus diikuti secara visual untuk sementara waktu.

Konsep satelit kecil SUNSAT-XE bertujuan untuk mengembangkan satelit dengan ukuran fisik dan masa kecil serta berharga murah yang dapat menghasilkan citra multispektral untuk aplikasi pertanian dan pemantauan vegetasi alamiah. Konfigurasi sistem yang diusulkan adalah konstelasi dari dua buah satelit untuk memberikan waktu pengulangan pencitraan (resolusi temporal) menjadi 7 hari yang diperlukan untuk aplikasi pertanian dan aplikasi lainnya. Konsep konstelasi satelit kecil SUNSAT XE, yang terdiri dari dua satelit kecil untuk meningkatkan resolusi temporal menjadi 7 hari dapat digunakan sebagai salah satu pertimbangan untuk pengembangan satelit LAPAN-TUBSAT ke generasi berikutnya.

FUEGO yaitu konstelasi satelit-satelit kecil yang didedikasikan untuk mendeteksi dan memantau kebakaran hutan, merupakan suatu konfigurasi dengan menggunakan konstelasi 12 buah satelit Direct Walker 12/3/2. Solusi menggunakan konstelasi 12 buah satelit Direct Walker 12/3/2 adalah suatu kompromi yang baik untuk memberikan resolusi temporal (*revisit-time*) 25 menit dan untuk menghasilkan pola observasi yang homogen dengan pelayanan kontinu (24 jam per hari). Empat buah *payload* atau sensor berbasis kamera yaitu sebuah kamera MIR untuk mendeteksi kebakaran

hutan dan dibantu dengan dua kamera VIS dan NIR serta sebuah kamera TIR untuk memperbaiki resolusi dari pemantauan kebakaran dan untuk menghindari identifikasi ciri-ciri kebakaran yang salah. Konsep FUEGO ini dapat pula menjadi salah satu pertimbangan untuk pengembangan satelit LAPAN-TUBSAT ke generasi berikutnya

Konstelasi satelit mikro GOAL dan GO yang diusulkan untuk menyediakan informasi pemantauan bencana alam dan cuaca secara *real-time* kepada pengguna, terdiri dari satu satelit kecil GOAL yang melakukan pencitraan Bumi dari orbit LI dan tiga satelit kecil GO yang melakukan pencitraan Bumi dari orbit *geosynchronous*. Satelit mikro GOAL dilengkapi dengan instrumen pencitra sensor VISHNU (*Visible/IR/UV Imaging System Hardware for New Uses*), sedangkan satelit kecil GO masing masing dilengkapi dengan instrumen pencitra sensor SHIVA (*Supporting High-resolution IR Visible*). Instrumen SHIVA menghasilkan citra-citra dari suatu daerah seluas 1000 x 1000 km² dengan ukuran setiap elemen-citra (*pixel*) 250 m (resolusi spasial). SHIVA menghasilkan citra permukaan Bumi, siang dan malam hari, untuk pemantauan kejadian bencana alam (*disaster*) dan bahaya bencana (*hazard*) dan peringatan bencana alam (*warning*), dan pengukuran-pengukuran ilmu dasar. Kamera SHIVA ini digunakan pula untuk mendeteksi dan memetakan awan cirrus pada ketinggian tinggi, kebakaran dan bekas-bekas kebakaran. Ketiga sensor SHIVA dengan resolusi spasial sebesar 250 m, dapat mencitrakan hampir seluruh Bumi dari orbit *geostationary* untuk aplikasi pengamatan suatu daerah penting di mana saja di dunia, melakukan patroli suatu wilayah, atau melakukan eksplorasi hubungan antara sifat-sifat skala kecil dari atmosfer dan *biosphere* terhadap sistem global, seperti yang dicitrakan oleh sensor VISHNU. Pada orbit LI, sensor VISHNU yaitu suatu pencitra multispektral yang kompak melakukan pencitraan Bumi dan data citra Bumi tersebut ditransmisikan secara *real*

time pada panjang-gelombang sensor yang dipilih, yang dirancang untuk ozon, awan dan aerosol. Konsep konstelasi satelit mikro GOAL dan GO yang diusulkan untuk menyediakan informasi pemantauan bencana alam dan cuaca secara *real-time* kepada pengguna ini juga dapat menjadi salah satu pertimbangan untuk pengembangan satelit LAPAN-TUBSAT ke generasi berikutnya.

Sistem inderaja satelit kecil DIAMANT dirancang untuk menemukan keperluan spesifik dari para pengguna inderaja dewasa ini dan pada masa yang akan datang dalam lingkup aplikasi yang luas. Ciri utama dari DIAMANT/MSRS adalah memiliki sensor dengan kemampuan spektral 12 kanal spektral (VIS/NIR, *bandwidth* 20-50 nm), yang dapat menghasilkan citra-citra dengan resolusi spasial 5m, lebar liputan satuan citra 26 km dan waktu liput ulang daerah yang sama (resolusi temporal) adalah 3 hari (1 satelit). Konstelasi dari 3 satelit akan menaikkan resolusi temporal menjadi 1 hari. Konsep konstelasi satelit kecil DIAMANT dapat pula dipertimbangkan untuk pengembangan satelit LAPAN-TUBSAT ke generasi berikutnya.

4 KESIMPULAN DAN REKOMENDASI PENGEMBANGAN SATELIT MIKRO LAPAN-TUBSAT

- Satelit mikro LAPAN-TUBSAT, konfigurasi mirip dengan satelit mikro DLR-TUBSAT. Dengan kemampuan teknis yang dimiliki sistem inderaja satelit mikro LAPAN-TUBSAT, dapat menghasilkan data citra inderaja yang dapat diaplikasikan untuk deteksi dan pemantauan sumber daya alam (seperti aplikasi: pertanian, kehutanan, kelautan, pengembangan wilayah, geologi) atau mendeteksi dan memantau bencana alam seperti: kebakaran hutan, banjir, letusan gunung berapi, tanah longsor, polusi minyak, kecelakaan kapal laut dan lain sebagainya di Indonesia, di dalam pembatasan waktu perubahan 20-26 hari (resolusi temporal atau *revisit time* satelit)

- Konsep satelit kecil SUNSAT-XE bertujuan untuk mengembangkan satelit dengan ukuran fisik dan masa kecil serta berharga murah, yang dapat menghasilkan citra multispektral untuk aplikasi pertanian dan pemantauan vegetasi alamiah. Konfigurasi sistem yang diusulkan, adalah sistem terdiri dari dua buah satelit untuk memberikan waktu pengulangan pencitraan 7 hari.
- FUEGO yaitu konstelasi satelit-satelit kecil untuk mendeteksi dan memantau kebakaran hutan merupakan suatu konfigurasi dengan konstelasi 12 buah satelit Direct Walker 12/3/2 untuk memberikan resolusi temporal (*revisit-time*) 25 menit dan untuk menghasilkan pola observasi yang homogen dengan pelayanan kontinu (24 jam per hari).
- Konstelasi satelit mikro GOAL dan GO yang diusulkan untuk menyediakan informasi pemantauan bencana alam dan cuaca secara *real-time* kepada pengguna, terdiri dari satu satelit kecil GOAL yang melakukan pencitraan Bumi dari orbit LI dan tiga atau lebih satelit kecil GO yang melakukan pencitraan Bumi dari orbit *geosynchronous*. Satelit mikro GOAL dilengkapi dengan instrumen pencitra sensor VISHNU (*Visible/IR/UV Imaging System Hardware for New Uses*), sedangkan satelit kecil GO dilengkapi dengan instrumen pencitra sensor SHIVA (*Supporting High-resolution IR Visible*)
- Konsep satelit kecil DIAMANT dirancang untuk memenuhi keperluan spesifik dari para pengguna inderaja dewasa ini dan pada masa yang akan datang dalam kisaran aplikasi yang luas. Waktu liput ulang daerah yang sama (resolusi temporal) adalah 3 hari (1 satelit). Kumpulan dari 3 satelit akan mempertinggi resolusi temporal menjadi 1 hari.
- Pengoperasian satelit mikro atau satelit kecil pada ketinggian orbit LEO, untuk keperluan penanganan bencana alam (seperti: kebakaran hutan, polusi minyak, kecelakaan kapal, banjir, letusan gunung api, gempa Bumi, kekeringan, prakiraan produksi pertanian, aplikasi-aplikasi

peringatan dini (*early warning*) dan lain sebagainya, memerlukan konstelasi atau kumpulan beberapa buah satelit, sehingga resolusi temporal satelit dapat dipertinggi (*real time*, harian, atau 3- 7 hari). Untuk keperluan ini sistem satelit mikro LAPAN-TUBSAT perlu dikembangkan lagi pada generasi berikutnya.

- Sistem inderaja satelit mikro atau satelit kecil yang dapat dipertimbangkan untuk pengembangan sistem inderaja satelit mikro LAPAN-TUBSAT untuk generasi berikutnya, adalah 1) Satelit kecil SUNSAT XE atau konstelasi satelit kecil SUNSAT XE, 2) FUEGO yaitu konstelasi satelit kecil yang didedikasikan untuk mendeteksi dan memantau kebakaran hutan, 3) Konstelasi satelit kecil GOAL & GO untuk pemantauan bencana alam dan penanganan bencana alam, dan 4) Satelit kecil DIAMANT atau konstelasi satelit-satelit kecil DIAMANT.

Ucapan Terima Kasih

Penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada Bapak Mawardi Nur, M.Sc, Kabid Bangfatja-Pusbangja LAPAN, yang telah banyak memberikan dukungan literature/informasi dan lain sebagainya, sehingga kajian ini dapat terlaksana dengan baik.

DAFTAR RUJUKAN

- Escorial, D., Tourne I.F., Reina, R.J., 2004. *FUEGO: A Dedicated Constellation Of Small Satellites To Detect And Monitor Forest Fires*, INSA, Madrid, Spanyol.
- Hausler, B., Schoonwinkel, A., and Fiala, J., 2004. *Concept For a Small Satellite SUNSAT-XE Mission*, Universitat der Bundeswehr Miinchen, Germany Institute for Space Technology, University Stellenbosch Departement of Electrical and Electronical Engineering Stellenbosch, South Africa, Deutches Zentrum fur Luft- und Raumfahrt-DLR Oberpfafenhofen, Germany.
- Roemer, S. and Renner, U., 2003. *Flight Experiences with DLR TUBSAT, TUB*, Berlin, Jerman.

Schulz, S. and Renner, U., 2000. DLR-TUBSAT: a Microsatellite for Interactive *Earth Observation*, TUB, Berlin, Jerman.

Triharjanto, R. H., Hasbi, W., Widipaminto, A., Renner, U., 2003. *LAPAN-TUBSAT: Micro-Satellite Platform for Surveillance & Remote Sensing*, LAPAN, Jakarta, Indonesia 85 TUB, Berlin, Jerman.

Technical University of Berlin (TUB), 2004. *TUBSAT Project Homepage*.

Paxton, L. J. and Jeng-Hwa Yee, 2003. *The Role of Emerging Technologies in Imagery for Disaster Monitoring and*

Disaster Relief Assistance, The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, USA.

Penne, B., Tobehn, C, Kassebom, M., Lubberstedt, H., 2000. *Earth Observation With Small Satellites at The Fuchs-Gruppe*, www.fuchs-gruppe.com, OBH-System GmbH, Bremen, Jerman.

Yuba, R., 2005. *Development of an Indonesian Micro Satellite*, Online Journal of Space Communication, and internasional electronic journal.