

RANCANGAN MISI LAPSAT-2 FM

Adrianti P.S., Gunawan Setio Prabowo, Andi Mukhtar,
Eriko Nasser, M. Mukhayadi
Peneliti Pusat Teknologi Elektronika Dirgantaria

ABSTRACT

Nowadays, it is widely used the term Nano-satellite when we refer to those satellites whose mass less than about 10 kg. The design of LAPSAT-2 FM has weight more than 10 kg and less than 15 kg but we consider as a nano-satellite continuing the previous design LAPSAT-1. This satellite designed as technology demonstrator, carrying store-and-forward communication and remote sensing missions. Satellite build together with Malaysia in a same mission in parallel separately. This paper, discussed about mission definition and analysis referring to orbit, payload, budget and launch alternative and also mission operation.

ABSTRAK

Saat ini banyak digunakan istilah satelit nano karena memiliki berat sekitar 10 kg. Rancangan LAPSAT-2 FM mempunyai berat lebih dari 10 kg dan kurang dari 15 kg namun disepakati untuk masuk dalam kelompok satelit Nano, merupakan model terbang kelanjutan dari LAPSAT-1. Satelit ini dirancang sebagai satelit peraga teknologi (technology demonstrator) dengan membawa misi *store-and-forward communication and remote sensing*. Pembuatan satelit ini dilakukan bersama-sama dengan Malaysia secara paralel, di mana masing-masing membuat satelitnya sendiri dengan misi yang sama. Makalah ini membahas definisi misi dan analisis ditinjau dari orbit, muatan, analisis budget, orbit dan alternatif peluncuran serta misi operasinya.

1. PENDAHULUAN

LAPSAT-2FM adalah satelit LAPAN fase kedua yang berupa Flight Model, yang merupakan kelanjutan dari model satelit LAPAN fase kesatu (LAPSAT-1). Satelit ini menempati kelas satelit nano yang dibuat paralel bekerja sama dengan Malaysia.

Flight Model adalah model satelit dengan ukuran satelit sesungguhnya dan sudah menggunakan komponen-komponen dengan spesifikasi antariksa. Model ini kemungkinan dapat dikembangkan menjadi satelit yang dapat diterbangkan apabila dalam pengujiannya tidak mengalami kerusakan.

LAPSAT-2FM dipilih berkelas satelit nano, sebab dibuat dengan biaya murah sesuai dengan anggaran yang tersedia. Ukuran LAPSAT-2FM adalah 30 cm x 30 cm x 30 cm, dan dengan umur hanya 1 tahun yang diharapkan dapat diluncurkan pada tahun 2004.

Satelit LAPSAT-2FM membawa misi citra untuk aplikasi meteorologi dengan kamera sudut lebar (Wide Angle Camera - WAC) dan komunikasi digital *store-and-forward* dengan aplikasi E-mail, FTP dan *remote log-in*.

Satelit ini dibutuhkan sebagai sarana peraihan kemampuan teknologi satelit bagi para peneliti LAPAN umumnya dan Pustek-EICgan khususnya, serta mendapatkan pengalaman dalam kegiatan kerja sama pembuatan satelit dengan negaralain.

2. RANCANGAN DEFINISI MISI

Dalam perancangan awal satelit, apa dan bagaimana misi satelit, harus didefinisikan terlebih dahulu. Pernyataan misi dari program ini adalah memberikan pengalaman dan penguasaan dalam perancangan, manufaktur, integrasi dan pengoperasian satelit secara nyata. Tujuan dari misi ini terbagi dalam dua kelompok besar yaitu secara teknis dan scientific. Secara teknis, tujuannya adalah Rancangbangun dan demonstrasi teknologi muatan komunikasi dan penginderaan jauh, dan rancangbangun bus satelit serta demonstrasi pengendalian gerak satelit dengan aktuasi magnetik.

Dengan tujuan tersebut diharapkan sisi ilmiahnya dapat dicapai, yaitu mengetahui karakteristik medan magnetik, karakteristik payload Camera dan mengetahui pergerakan awan

Orbit LAPSAT-2 FM mempunyai ketinggian 685 km, dengan cakupan antara 6° N - 11° S, 95° E - 141° E, bentuknya sifkular, dengan data tersebut maka periode orbit diperkirakan 98.459 menit dan kecepatan *groundnya* adalah 6,8 km/s.

Dalam . perancangan juga dicantumkan batasan yang dipakai, tabel berikut akan mencantumkan batasan-batasan yang digunakan dalam mendisain satelit LAPSAT-2FM.

Tabel 2-1: RANGKUMAN PERSYARATAN DAN BATASAN MISI LAPSAT-2 FM

PARAMETER	BATASAN
Mission Type	Nano satellite with technical & scientific objectives
Cooperation	Malaysia and Indonesia (pararel development)
Development Time	20 month (midle 2002 - early 2004)
Launch time	2004
Life time	1 year orbit
Launch constraint	Piggy back
Payload	<ul style="list-style-type: none"> • WAC • Store & Forward Comm. device
Sapcecraft attitude	Nadir pointing (TBD)
MCGS	Amateur GS standard dari Rancabungur, Bogor
Massa	Massa satelit tidak lebih dari 15 kg
Dimensi	Dimensi: 300 mmx300mmx 300 mm
Daya maksimum	Daya maksimum 10 W yang diperoleh dari panel surya dan baterai
Siklus Kerja	20 menit siklus kerja yang melewati wilayah Indonesia
Communication bands	UHF/VHF
Space environmental	Dosis Radiasi < 10 krads

3. ANALISIS MISI

fib i

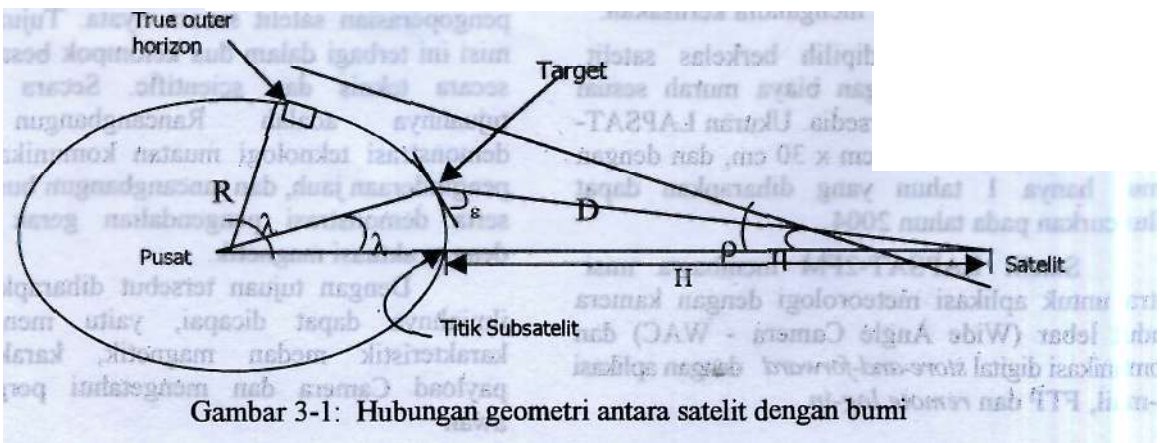
3.1 Orbit dan Perancangan Awal

3.1.1 Ketinggian orbit

Ketinggian orbit sangat berpengaruh pada cakupan satelit. Orbit akan berpengaruh pada beberapa aspek, yaitu aspek cakupan, periode revolusi, dan umur satelit. Dan selanjutnya aspek-aspek ini akan berpengaruh pada kualitas operasi dan output dari payload, seperti resolusi pencitraan.

Parameter yang sangat menentukan dalam penentuan ketinggian ini antara lain: *Field of View* (FOV) kamera, Elevasi minimum dari stasiun bumi serta lingkungan radiasi yang masih mengijinkan bagi operasi satelit.

Perhitungan cakupan dapat dilakukan dengan meninjau hubungan geometri berbagai garis dan sudut antara satelit dan bumi yang dapat dilihat pada Gambar 3-1. Analisa dan perhitungan geomteri cakupan WAC dapat dilihat pada Tabel 3-1.



Gambar 3-1: Hubungan geometri antara satelit dengan bumi

Tabel 3-1 : GEOMETRI CAKUPAN WIDE ANGLE CAMERA

Ketinggian, H (km)	600	700	800	900	1000
Sudut radius of Earth, \square (deg)	66.067	64.304	62.692	61.204	59.822
Nadir angle range, \square (deg) = $\frac{1}{2}$ * sudut FOV	40.000	40.000	40.000	40.000	40.000
Elevasi, \square (deg)	45.311	44.493	43.663	42.820	41.964
Sudut pusat bumi \square (deg)	4.689	5.507	6.337	7.180	8.036
Swath width, $2\square$ (deg)	9.378	11.014	12.674	14.359	16.072
Area of Image (km)	1044	1226	1411	1598	1789
Resolusi spasial (km)	1.044	1.226	1.411	1.598	1.789

Tabel 3-2 : GEOMETRI CAKUPAN KOMUNIKASI DENGAN ELEVASI MINIMUM 5°

Ketinggian, H (km)	600.000	700.000	800.000	900.000	1000.000
Sudut radius of Earth, \square (deg)	66.067	64.304	62.692	61.204	59.822
Elevasi, \square (deg)	5.000	5.000	5.000	5.000	5.000
Nadir angle range, \square (deg) = $\frac{1}{2}$ * beamwidth antena	65.580	63.854	62.272	60.810	59.449
Sudut pusat bumi \square (deg)	19.420	21.146	22.728	24.190	25.551
Swath width, $2\square$ (deg)	38.840	42.292	45.455	48.380	51.102
Jarak max. ke target, D (km)	2329.032	2563.149	2783.875	2993.709	3194.481
Periode orbit, P (min)	96.687	98.773	100.874	102.989	105.119
Waktu kontak maksimum, Tmax	10.432	11.604	12.737	13.841	14.922

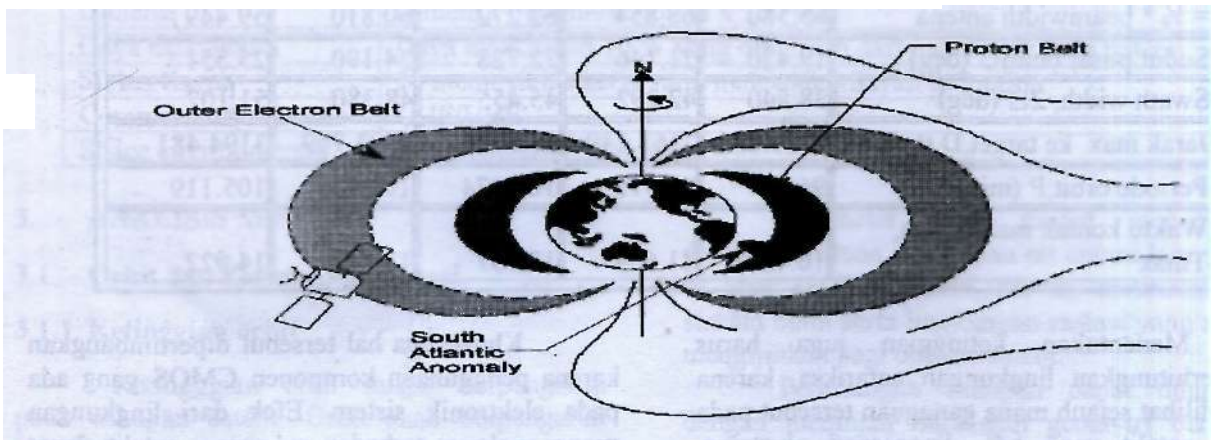
Menentukan ketinggian juga harus memperhitungkan lingkungan antariksa, karena harus dilihat sejauh mana gangguan tersebut pada sistem satelit yang ada. *Spacecraft charging*, *total ionizing dose*, *displacement damage*, *single event effects* adalah gangguan yang paling dominan di antariksa.

Khususnya hal tersebut dipertimbangkan karena penggunaan komponen CMOS yang ada pada elektronik sistem. Efek dari lingkungan ruang angkasa, terhadap subsistem satelit dapat dilihat pada Tabel 3-3.

Tabel 3-3 BERBAGAI EFEK DARI LINGKUNGAN RUANG ANGKASA TERHADAP SUB SISTEM SATELIT

SPACE ENVIRONMENTS					
SPACECRAFT SUBSYSTEMS	Solar Environment	Ionizing Radiation	Magnetic Field	Gravitational Field	Microplasma
Aeronautics	Thermal Design	Degradation, SEUs, Bit Errors, Bit Switching	Induced Potential Effects		
Electrical Power	Solar Array Design, Power Allocations	Decrease in Solar Cell Output	Induced Potential Effects		
GNSS/Orbiting	Influences Density and Disp. Atmos. Neutrals, Increases Gravity Gradient Torques		Swing of Magnetic Torques	Stability and Control, Gravitational Torques	Effect on GNSS for Re-entry
Materials	Solar UV Exposure Needed for Material Selection	Degradation of Materials			Degradation of Materials Due to Atmospheric Interactions
Optics	Necessary Data for Optical Design	Darkening of Windows and Fiber Optics			
Structures	Influences Density and Drag				
Propulsion	Influences Placement of Thermal Sensitive Structures		Induces Currents in Large Structures	Influences Fuel Consumption Rates	
Telemetry, Tracking and Communications	Tracking Accuracy, Influences Density and Drag		Locating South Atlantic Anomaly	Propellant Budget	Tether Structural Design
Thermal Control	Influences Reentry Thermal Load/Heating			May Induce Tracking Errors	
Mission Operations	Mission Timelines, Mission Planning	Crew Replacement Timelines			

MSFC EM & Environments Branch/E1.84

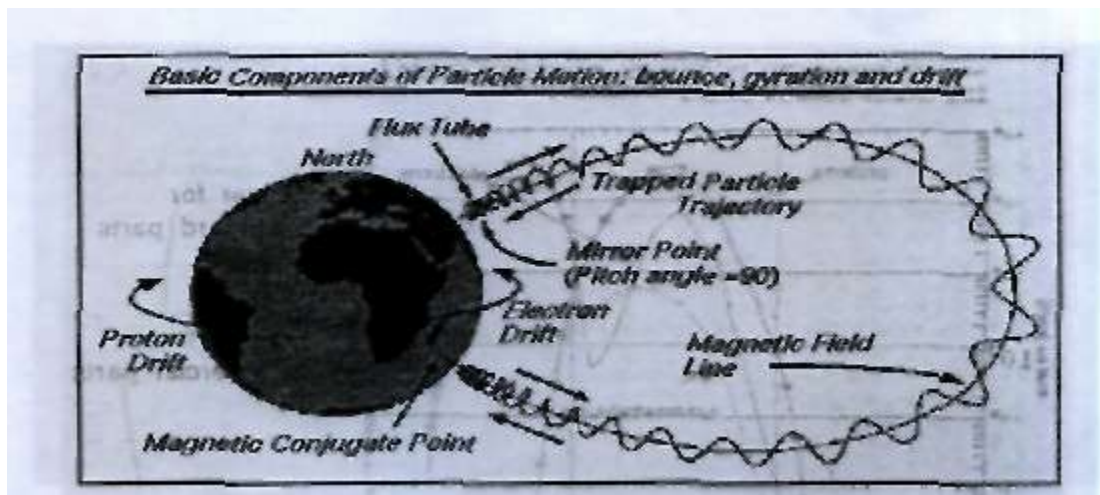


Gambar 3-2 : Sabuk radiasi Van Allen di sekitar bumi

Gambar 3-2, memperlihatkan partikel-partikel yang terjebak di sabuk Van Allen. Partikel yang berada di sabuk Van Allen seperti elektron yang terjebak yang mempunyai energi < 7 MeV; radiasi jenis ini dapat dengan mudah di antisipasi dengan menggunakan pelindung dari proton yang terjebak yang memiliki energi < 500 MeV. Energi proton yang terjebak besarnya bervariasi, berbanding terbalik dengan ketinggian. Besarnya

dosir radiasi tersebut bergantung kepada ketinggian dan latituda geomagnetik.

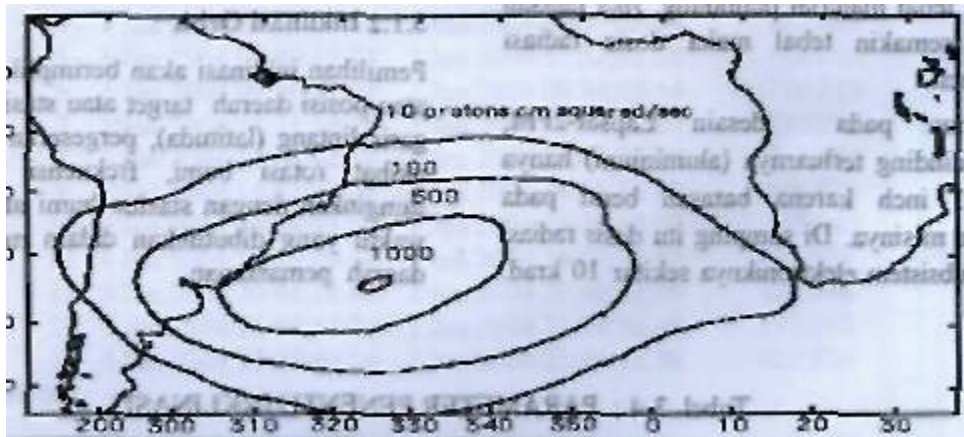
Medan magnet bumi (*geomagnetic field*) juga menjebak partikel seperti proton, elektron dan beberapa ion berat di sabuk radiasi Van Allen. Partikel-partikel yang terjebak ini membentuk alur spiral mengikuti lintasan garis medan magnet seperti yang dapat dilihat pada Gambar 3-3.



Gambar 3-3 : Partikel yang terjebak dalam medan magnet bumi

Proton adalah bagian/komponen terpendek dari bagian dalam (inner zone), dalam daerah bidang datar equatorial, keberadaan proton berkisar sampai $i^2B \sim 2.8$ (Gambar 3-4). Untuk proton terdapat peningkatan yang siratrik pada nilai L, ketika puncak fluks proton (berlaku untuk proton

yang berenergi rendah. Sebagai contoh, $E_p = 10$ MeV mempunyai nilai puncak pada L-2.5 dan $E_p = 1$ MeV mempunyai nilai puncak pada L-3). Proton-proton di SAA (South Atlantic Anomaly) memancarkan sumber radiasi yang paling intens di orbit rendah (low earth orbit).



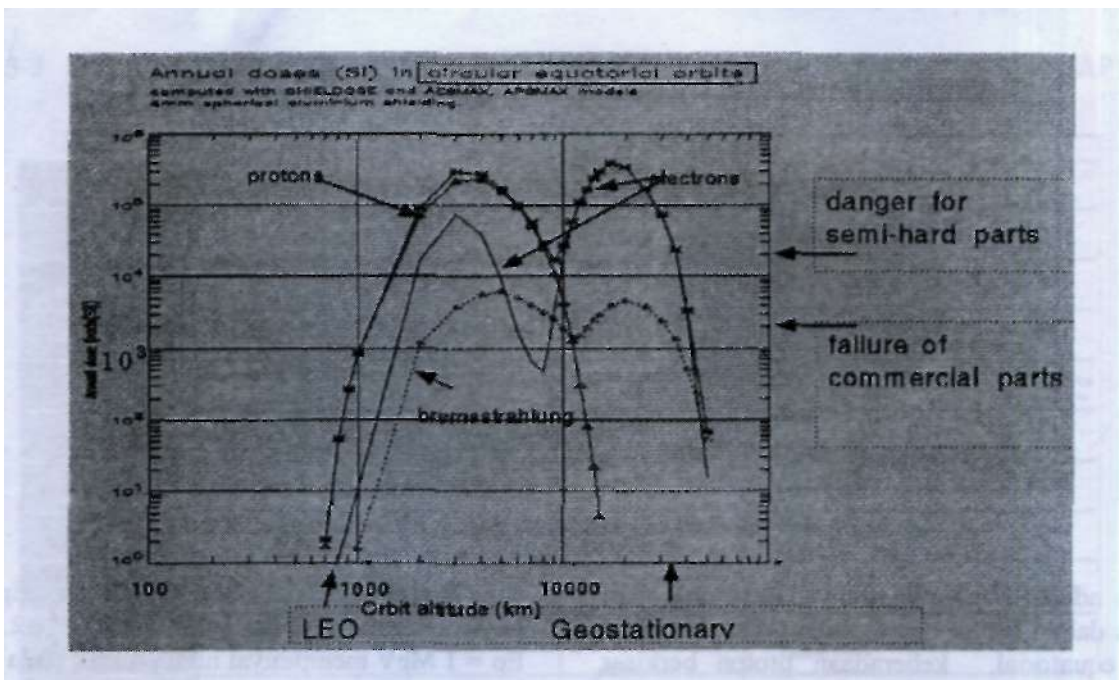
Proton flux contours for energies above 5-4 MeV in the South Atlantic Anomaly at 440 km (240 nautical mi) altitude

Source: Long Duration Exposure Facility at NASA Langley Research Center

Gambar 3-4 : Peta kontur isofluks proton

Dosis radiasi total ditentukan oleh tiga komponen: dosis proton, dosis electron, dan *bremstrahlung X-ray dose* yang dihasilkan dari

interaksi antara electron dengan material pelindung satelit.



Gambar 3-5 : Dosis radiasi pada berbagai ketinggian

Besar dosis radiasi (Gambar 3-5) selain ditentukan oleh ketinggian juga merupakan fungsi dari tebal material pelindung. Jika lapisan pelindung semakin tebal maka dosis radiasi semakin kecil.

Namun pada desain Lapsat-2FM, ketebalan dinding terluarnya (aluminium) hanya sekitar 0,1 inch karena batasan berat pada persyaratan misinya. Di samping itu dosis radiasi beberapa subsistem elektroniknya sekitar 10 krad.

Pertimbangan tersebut mengarahkan pemilihan orbit pada ketinggian 685 km.

3.1.2 Inklinasi Orbit

Pemilihan inklinasi akan berimplikasi pada letak atau posisi daerah target atau stasiun bumi pada garis lintang (latituda), pergeseran lintasan orbit akibat rotasi bumi, frekuensi kontak yang diinginkan dengan stasiun bumi atau target, dan waktu yang dibutuhkan dalam meliputi seluruh daerah pemantauan.

Tabel 3-4: PARAMETER PENENTU INKLINASI

Parameter Batas	Sudut Inklinasi
Satelit harus melewati lintang terluar Indonesia (11°LS) agar akses pada daerah tersebut maksimum	$>11^{\circ}$
Satelit diluncurkan dari Sriharikota India (13°LU)	$>13^{\circ}$
Satelit diliuncurkan dari Kourou ($5,2^{\circ}\text{LU}$)	$> 5^{\circ}$

Berdasarkan Tabel 3-4, sudut inklinasi yang dapat diimplementasikan pada Lapsat-2FM adalah 11° atau 13° bergantung pada peluncur. Dengan demikian terdapat dua kemungkinan implementasi orbit pada Lapsat-2FM, yakni orbit

dengan ketinggian 685 km, inklinasi 11° dan ketinggian 685 km, inklinasi 13° . Inklinasi 11° menjadi alternatif utama karena memberikan akses lebih lama



Gambar 3-6 : Lintasan titik subsatelit (*ground track*) dan akses pada inklinasi 11°

Facility-CGS Rancabungur-To-Satellite-Lapsat-2FM: Access Summary Report
CGSRancabungur-To-Lapsat-2FM

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)	
1	1 Jan 2004 00:39:57.09	1 Jan 2004 00:50:59.96	662.877	
2	1 Jan 2004 02:24:44.44	1 Jan 2004 02:36:44.38	719.936	
3	1 Jan 2004 04:09:52.57	1 Jan 2004 04:22:05.91	733.343	
4	1 Jan 2004 05:55:16.66	1 Jan 2004 06:07:20.54	723.883	
5	1 Jan 2004 07:40:43.23	1 Jan 2004 07:52:41.28	718.053	
6	1 Jan 2004 09:26:02.03	1 Jan 2004 09:38:08.54	726.513	
7	1 Jan 2004 11:11:16.79	1 Jan 2004 11:23:30.07	733.284	
8	1 Jan 2004 12:56:42.12	1 Jan 2004 13:08:33.60	711.481	
9	1 Jan 2004 14:42:33.22	1 Jan 2004 14:53:16.89	643.670	
10	1 Jan 2004 16:28:55.02	1 Jan 2004 16:37:50.07	535.047	
11	1 Jan 2004 18:15:26.91	1 Jan 2004 18:22:38.82	431.904	
12	1 Jan 2004 20:01:18.40	1 Jan 2004 20:08:21.05	422.648	
13	1 Jan 2004 21:46:12.76	1 Jan 2004 21:54:50.46	517.693	
14	1 Jan 2004 23:30:46.16	1 Jan 2004 23:41:15.88	629.726	
Global Statistics				
Min Duration	12	1 Jan 2004 20:01:18.40	1 Jan 2004 20:08:21.05	422.648
Max Duration	3	1 Jan 2004 04:09:52.57	1 Jan 2004 04:22:05.91	733.343
Mean Duration				636.433
Total Duration				8910.060

3.1.3 Gangguan orbit

Gangguan Anomali Medan Gravitasi Bumi Orde Pertama (J_2)

Potensial yang ditimbulkan oleh ketidakbulatan bumi tidak mengakibatkan variasi pada setengah sumbu panjang dan eksentrisitas. Efek yang dominan yakni variasi sekuler pada asensio rekta nodal naik dan argumen perigee akibat ketidaktepatan bumi yang direpresentasikan

dengan J_2 . Laju perubahan Ω dan ω akibat J_2 adalah :

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -1,5nJ_2(R_E/a)^2(\cos i)(1-e^2)^{-2} \approx -2,06474 \times 10^4 a^{-7/2}(\cos i)(1-e^2)^{-2} \dots\dots(3-1)$$

$$\dot{\omega}_{J_2} = 0,75nJ_2(R_E/a)^2(4-5\sin^2 i)(1-e^2)^{-2} \approx 1,03237 \times 10^{14} a^{-7/2}(4-5\sin^2 i)(1-e^2)^{-2} \dots\dots(3-2)$$

Keterangan :

- n = gerak rata-rata yang dinyatakan dalam deg/hari.
- R_E = radius ekuatorial bumi
- a = sumbu semimayor yang dinyatakan dalam km
- e = eksentrisitas
- i = inklinasi dan $\dot{\Omega}$ serta $\dot{\omega}$ dinyatakan dalam deg/hari.

Gangguan Benda Ketiga

Gaya gravitasi matahari dan bulan mengakibatkan variasi periodik pada semua elemen orbit tetapi hanya asensio rekta dari nodal naik, *argument of perigee* dan anomali rata-rata yang mengalami variasi sekuler. Variasi sekuler ini ditimbulkan dari *presesi* giroskopik orbit terhadap kutub ekliptika. *Presesi* didefinisikan sebagai gerak vektor momentum angular karena torsi-torsi dari luar. Variasi sekuler pada anomali rata-rata cukup kecil dibandingkan gerak rata-rata serta mempunyai efek kecil terhadap orbit namun cukup penting terutama pada orbit tinggi.

Gangguan Gaya Hambatan Atmosfer

Gaya nongravitasional utama yang bekerja pada satelit di orbit rendah adalah gaya hambat (drag) atmosfer. Gaya ini berkait erat dengan umur satelit dalam melintasi bumi.

Persamaan percepatan karena drag pada satelit adalah

$$a_D = - (1/2) \rho (C_D A/m) V^2 \dots\dots\dots(3-3)$$

Keterangan :

- ρ = kerapatan atmosfer
- A = luas penampang melintang satelit
- m = massa satelit
- V = kecepatan satelit terhadap atmosfer dan
- C_D = koefisien drag.

Perubahan sumbu semimayor dan eksentrisitas tiap revolusi dapat diperkirakan melalui persamaan berikut:

$$\Delta a_{rev} = -2\pi(C_D A/m)a^2 \rho_p \exp(-c) [I_0 + 2eI_1] \dots\dots(3-4)$$

$$\Delta e_{rev} = -2\pi(C_D A/m)a \rho_p \exp(-c) [I_1 + e/2(I_0 + I_2)] \dots\dots(3-5)$$

Keterangan :

- ρ_p = kerapatan atmosfer di perigee
- c = ae/H
- H = tinggi skala kerapatan

Ii = modifikasi fungsi Bessel orde i dan argumenc.
Tabel nilai Ii dapat ditemukan pada beberapa tabel matematika standar. Bentuk m/(C_DA) atau koefisien balistik dimodelkan konstan pada sebagian besar satelit.

Pada orbit sirkuler, persamaan-persamaan di atas dapat digunakan **untuk** memperoleh bentuk yang lebih sederhana yaitu

$$\Delta a_{rev} = -2\pi(C_D A/m)pa^2 \dots\dots\dots(3-6)$$

$$\Delta P_{rev} = -6\pi^2(C_D A/m)pa^2/V \dots\dots\dots(3-7)$$

$$\Delta V_{rev} = \pi(C_D A/m)paV \dots\dots\dots(3-8)$$

$$\Delta e_{rev} = 0 \dots\dots\dots(3-9)$$

Keterangan :

- P = periode orbit dan
- V = kecepatan satelit

Laju penurunan orbit umumnya dinyatakan dalam km/tahun dan diperoleh dari persamaan berikut:

$$\Delta a_{rev}/P = (-2\pi(C_D A/m)pa^2) / P \dots\dots\dots(3-10)$$

dengan periode dinyatakan dalam tahun.

Drag yang kuat terjadi pada atmosfer dengan tingkat kerapatan yang tinggi sehingga satelit dengan perigee di bawah 120 km mempunyai umur yang sangat pendek dan tidak menguntungkan. Satelit pada orbit dengan ketinggian di atas 600 km mendapatkan gaya tahan yang lemah sehingga mampu mencapai umur 10 tahun.

Gangguan dari Radiasi Matahari

Tekanan radiasi matahari menyebabkan variasi periodik pada semua elemen orbit. Efek paling kuat terjadi pada satelit dengan koefisien balistik rendah, yakni mempunyai massa kecil dengan area frontal yang besar (m/Ae_{fr} kecil). Besar percepatan (dalam m/detik²) yang ditimbulkan tekanan radiasi matahari adalah

$$a_R \approx -4,5 \times 10^{-8} A/m \dots\dots\dots(3-11)$$

Keterangan:

- A = luas penampang melintang satelit (dalam m²) yang menghadap matahari dan
- M = massa satelit (dalam kg)

Pada satelit di bawah ketinggian 800 km, percepatan dari drag atmosfer lebih besar daripada tekanan radiasi matahari; sedangkan di atas 800 km percepatan akibat radiasi matahari lebih besar.

3.2 Sistem Muatan

3.2.1 Muatan Penghasil Citra

Beberapa jenis kamera CCD dua dimensi yang sudah ada dan dapat digunakan pada misi satelit mikro ini antara lain: Wide Angle Camera (WAC), Narrow Angle Camera (NAC), Multi Spectral Camera (MSC), High Resolution Camera (HRC)

Program LAPSAT2-FM memakai Wide Angle Camera dengan pertimbangan bahwa satelit cukup dikendalikan dengan kendali pasif yang mempunyai akurasi tipikal 5°.

Karakteristik yang dimiliki WAC adalah sebagai berikut:

Spectral band	Near-IR (0,81-0,89 μ m)
Panjang fokus lensa	4,8-6,5 mm
Field of Overview (FOV)	97° -80° (tergantung panjang fokusnya)
Resolusi spasial	1610 m-1199 m pada ketinggian 685 km (tergantung FOV kamera)
Ukuran pixel CCD	1024 x1024
Resolusi radiometric	8 bit (256 gray level)
Aplikasi	Meteorologi (pergerakan awan, badai dan sistem cuaca), lingkungan, hidrologi dan <i>hot spot</i> (untuk wilayah yang luas), identifikasi gambar (spotter)
Satelit pemakai	UoSat-5, PoSat-1, FASat, TMSat, ThingSat, UoSat-12 dan SNAP-1

3.2.2 Muatan store and forward Communication

Pada komunikasi data *store and forward* ini, data disimpan pada SRAM yang berkapasitas 64 Mb. Proses pengiriman data kepada stasiun penerima dilakukan oleh *on board computer* dengan menggunakan protokol standar amatir AX.25. Hal ini dilakukan apabila ada permintaan dari salah satu stasiun bumi untuk mengirim data dari media penyimpanan yang berada di OBC

satelit ke bumi. Pengiriman tersebut dapat pula diset secara periodik berdasarkan program yang dijalankan di dalam RAM atau ROM.

3.3 Analisis Budget Daya dan Massa

3.3.1 Massa

Perkiraan awal konfigurasi massa satelit mikro dapat dilihat pada Tabel 3-5.

Tabel 3-5 : PERKIRAAN AWAL BUDGET MASSA SATELIT

Subsistem	(%)	Kg
Vlassa Total	100%	15.00
Mekanikal/Struktur	25%	3.75
Payload	5%	0.75
Power	25%	3.75
ADCS	9%	1.35
OBC	9%	1.35
TTC	10%	1.50
Communication	8%	1.20
Thermal	3%	0.45
Margin	6%	0.90

3.3.2 Sistem daya

Kebutuhan daya mikrosatelit diperoleh dari spesifikasi perangkat keras yang dipilih. Data-data tersebut digunakan untuk membuat profil kebutuhan daya pada satelit mikro tersebut. Skenario operasi ditentukan dari besarnya kebutuhan daya dan ketersediaan daya dari panel surya dan baterai.

3.4 Orbit dan Alternatif Peluncuran

Alternatif pertama pada misi satelit mikro ini menggunakan inklinasi 0°. Namun karena keterbatasan dalam peluncuran, perlu dipertimbangkan penggunaan orbit *near-ekuatorial* (inklinasi > 0°). Tabel 3-6 memperlihatkan alternatif orbit kerja.

Tabel 3-6 : ALTERNATIF ORBIT KERJA

No	Orbit	Keterangan
1	Sirkuler dengan inklinasi 0° dan ketinggian 685 km	Pada ketinggian 1300 km WAC mempunyai lebar pantauan 10,7°LU - 10,7°LS. Waktu penampakan maksimum dengan stasiun bumi pada elevasi 10° mencapai 15,6 menit (di lintasan ekuator)
2	Sirkuler dengan inklinasi 5,2° dan ketinggian 1171,5 km atau 793,35 km	Jika satelit diluncurkan dengan Ariane dari Kourou tanpa mengubah inklinasi. Satelit mempunyai revolusi per hari 13 kali pada ketinggian 1171,5 km dan 14 kali pada ketinggian 793,35 km

3	Sirkuler dengan inklinasi 13° dan ketinggian 1173,2 km atau 795,35 km	Jika lokasi peluncuran satelit berada di Sriharikota India tanpa perubahan inklinasi orbit. Jumlah revolusi per hari 13 kali pada ketinggian 1173,2 km dan 14 kali pada ketinggian 795,35 km
---	---	--

3.5 Misi Operasi

Mode Off: Seluruh subsistem satelit dalam keadaan tidak aktif (off).

Mode Launch (peluncuran): Satelit dikategorikan berada dalam mode ini selama beroperasi di bumi, sewaktu pengujian, sebelum dan selama peluncuran. Pada mode ini *Power distribution module* dan proses pengisian baterai dalam kondisi aktif dan bekerja secara normal. Pasokan daya keseluruhan subsistem atau sakelar dalam keadaan mati (Off).

Mode Acquisition (Akuisisi): Satelit berada di mode ini ketika proses separasi dari peluncur dan selama proses memasuki orbit. Pada mode ini *Power distribution module* dan proses pengisian baterai dalam kondisi aktif. Pasokan daya ke seluruh subsistem kecuali OBC dan Comm Rx atau sakelar dalam keadaan mati (Off). Setelah OBC selesai melakukan proses inisialisasi, maka OBC akan segera mengaktifkan Comm Rx.

Mode Tumbling: Mode ini didefinisikan ketika satelit berada diluar wilayah koneksi dengan stasiun bumi rancabungur dan biak. Pada mode ini pemakaian daya di satelit mencapai nilai yang paling minimum. Seluruh subsistem dalam

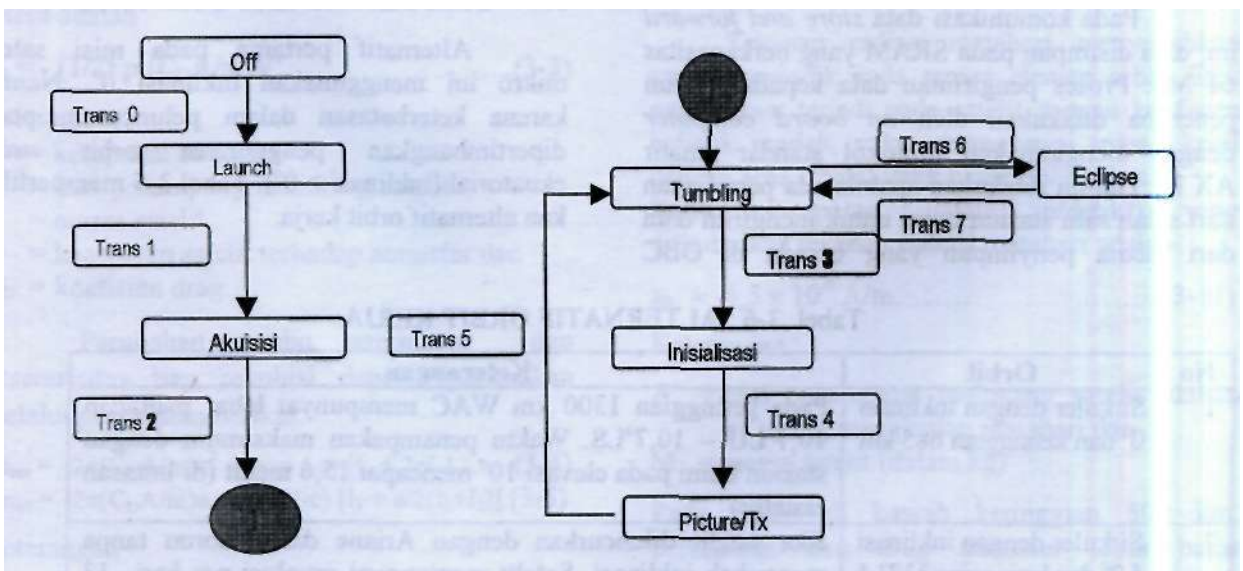
keadaan non-aktif kecuali OBC, sensor ACS, dan CommRx.

Mode Inisialisasi: Mode ini didefinisikan beberapa saat ketika satelit akan memasuki wilayah koneksi dengan stasiun bumi Rancabungur. Pada mode ini aktuator sudah mulai diaktifkan untuk memperoleh nadir pointing.

Mode Picture/Transmit: Mode ini didefinisikan ketika satelit memasuki wilayah koneksi dengan stasiun bumi. Pada mode ini satelit akan mengirimkan data telemetri ketika menerima command dari stasiun bumi. Pada mode ini satelit siap menerima command untuk mengaktifkan kamera dan mengambil gambar. Comm Tx akan aktif secara otomatis ketika satelit memasuki mode ini, pemakaian daya pada mode ini mencapai nilai yang maksimum karena hampir seluruh subsistem dalam satelit dalam keadaan aktif kecuali heater.

Mode Eclipse: Mode ini didefinisikan ketika satelit memasuki siklus gerhana. Pada mode ini seluruh subsistem dalam kondisi non-aktif (Off) kecuali OBC, Comm Rx, Sensor ACS dan heater dalam keadaan stand by On. Ketika temperatur satelit mencapai nilai di bawah temperatur minimalnya maka heater akan diaktifkan (On).

LAPSAT-2 FM Mode Transisi



Untuk mendukung misi operasi LAPSAT2FM terdapat beberapa mode transisi yang

menggambarkan proses operasi dan prosedur perpindahan mode selama satelit berada di orbit.

Transisi 0: diinisiasi secara manual (tidak melalui command dari OBC): Ketika satelit dihubungkan ke roket peluncur, sakelar yang berada di antara roket peluncur dan satelit memicu subsistem power untuk aktif (stand by)

Transisi 1: diinisiasi secara otomatis: Pada saat satelit dilemparkan dari roket peluncur, putusya koneksi dengan roket peluncur memicu OBC booting secara otomatis. Setelah OBC aktif, kemudian OBC akan mengaktifkan TTC dan Rx Comm.

Transisi 2: diinisiasi secara otomatis: Pada saat satelit akan memasuki kondisi tumbling, sensor ACS akan aktif secara otomatis. Di saat ini pula OBC mulai menjalankan s/w ACS dan termal.

Transisi 3: diinisiasi secara otomatis: Ketika satelit akan memasuki fase inialisasi misi, magnetorquer akan diaktifkan secara otomatis

Transisi 4: diinisiasi secara otomatis: Sebelum memasuki fase picture, OBC mulai menghidupkan Comm Tx untuk mengirimkan data telemetri. Jika OBC mendapat ground command untuk menghidupkan kamera, maka prosedur atau command lainnya akan ditunda sampai perintah tersebut dilaksanakan. Kamera dalam kondisi stand by dan siap untuk mengambU gambar.

Transisi 5: diinisiasi secara otomatis: Setelah satelit melewati wilayah Indonesia, OBC secara otomatis menon-aktifkan kamera, Comm Tx, AktuatorACS.

Transisi 6: diinisiasi secara otomatis: Ketika satelit memasuki kondisi gerhana maka OBC secara otomatis akan mengaktifkan mode stand by heater di 3 lokasi, yaitu OBC, Baterai, dan CMOS camera. Jika temperatur turun melewati batas yang telah ditetapkan maka OBC akan menghidupkan heater.

Transisi 7: diinisiasi secara otomatis: Setelah satelit keluar dari kondisi gerhana maka OBC secara otomatis akan menon-aktifkan stand by mode heater.

Prioritas Command

- Prioritas Tertinggi: adalah seluruh command yang berasal dari stasiun bumi (ground station command)

- Prioritas Normal: adalah seluruh command yang berasal dari OBC/TTC.

4. KESIMPULAN

- Misi Defmisi ini akan menjadi acuan bagi sistem engineer dalam mcrumuskan dctl desain dari spacecraft khususnya dan sistem satelit pada umumnya.
- Perumusan orbit, enviromental, dan aspek lain di atas akan menjadi bahan pertimbangan dalam pemilihan komponen, proses manufaktur, algoritma, prosedur dan testing sistem satelit.
- Misi defmisi akan mengalami iterasi, jika pada proses perancangan ada hal-hal dalam batasan yang dipakai tidak memenuhi persyaratan misi definisi, seperti misalnya masalah orbit yang aspek keterkaitannya sangat mendasar dengan alternatif peluncur, dan dalam misi defmisi ini peluncur hanya disarankan dalam bentuk pilihan (option).
- Harapannya dokumen ini menjadi berguna dalam alur perancangan satelit LAPSAT-2FM.

DAFTAR RUJUKAN

- Anonim, 1998. *Small Satellite Missions*. Third United Nations Conference on The Exploration and Peaceful Uses of Outer Space (Limited Distr.)
- Salatun, J., Harijono Djajodihardjo and Iskandar Alisyahbana, 1975, *Satellite Orbital Considerations for Remote Sensing in Indonesia*, LAP AN.
- Surrey Space Center, 2000, *SSTL Subsystem and Services*, www.ssti.co.uk
- Battin, R. H. 1987. *An Introduction to The Mathematics and Methods of Astrodynamics*, AIAA Education Series.
- Larson, W.J., and Wertz, J.R. 1992 *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm. Inc. and Kluwer Academic Publishers.
- Djojodihardjo, Harijono. 1979. *Dinamika Lintasan Satelit Komunikasi Geostasioner*. Institut Teknologi Bandung.