

RANCANGAN AWAL SISTEM KOMUNIKASISATELIT IMAGE PROCESSING LAPAN-TUBSAT

Minlo Suwarjo
Peneliti Bidang Tcknologi Mualan Dirgantara, LAP AN

ABSTRACT

The LAPAN-TUBSAT is a joint reseaverd between LAPAN and TECHNICAL UNIVERSITY OF BERLIN for image processing application. The satellite will be built in with half-duplex transmission system, with uplink frequency is UHF-band 435.075 Mhz in minimum data rate 1200 bps, while the downlink frequency is S-band 2.2 GHz use data rate 38400 bps. The uplink frequency will functioned for command and downlink frequencies for telemetry data and image data. The main communication payload consists of transmitter and antenna s-band, transceiver and antenna UHF-band, two cameras with resolution 50 mm and 1000 mm with PAL standard, data and video multiplexes, on-board data handling and power control unit. The ground station consists of TT&C operates in UHF-band and ground receiver processing operates in S-band frequency. The minimum image signal quality received is 45 dB for BER 10^{-6} .

ABSTRAK

LAPAN-TUBSAT merupakan suatu bentuk kerja sama riset/pengembangan antara LAPAN-Universitas Teknik BERLIN untuk aplikasi image processing. Sistem transmisi satelit adalah *half-duplex*, frekuensi *uplink* band UHF 435,075 MHz dengan data rate minimum 1200 bps, sedangkan untuk frekuensi *downlink* digunakan band-S, 2,2 GHz dengan data rate minimum 38400 bps. Frekuensi *uplink* berfungsi untuk command dan frekuensi downlink untuk data telemetri dan data image. Modul utama pada *payload* komunikasi meliputi transmitter dan antena *band-S,transceiver* dan antenna band-UHF, dua kamera dengan resolusi 50 mm dan 1000 mm standard PAL, multiplexer, OBDH dan power control unit. Sedangkan sistem *ground segment* terdiri dari sistem TT&C yang bekerja pada band-UHF dengan S-band sebagai *ground processing*. Kualitas sinyal image (S/N) yang diterima setiap saat minimal 45 dB pada BER 10^{-6} .

1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pusat Tcknologi Elektronika Dirgantara LAPAN secara fungsional bertugas melakukan penelitian dan pengembangan sistem dan teknologi satelit khususnya satelit mikro yang beroperasi pada orbit rendah. Program yang telah dilaksanakan adalah pengembangan *payload* untuk aplikasi data telemetri roket, misalnya data roket waktu saat eparasi, data kecepatan roket, data ketinggian roket, data lingkungan, serta *payload* untuk aplikasi komunikasi digital data paket dengan metoda *store and forward*.

Secara periodik, pengembangan dan penguasaan teknologi satelit mikro selalu ditingkatkan misi dan kemampuannya.

Mengingat keterbatasan kemampuan dan fasilitas pendukung untuk pengembangan teknologi satelit mikro maka dirintis kerja sama dalam negeri

dan luar negeri. Kerja sama dalam negeri misalnya dengan KIM, LIPI, dengan PT.DI, sedangkan kerja sama luar negeri telah dilakukan dengan ATSB Malaysia, SAC, ISRO, India dan TU Berlin Jerman.

1.2 Tujuan

Tujuan program pengembangan teknologi satelit mikro adalah untuk penguasaan teknologi satelit. Dengan penguasaan teknologi satelit maka potensi alam dapat digali, informasi dapat diperoleh secara cepat sehingga dapat digunakan untuk peningkatan ketahanan nasional. Sasaran utama dalam pengembangan satelit mikro ini adalah agar unsur ketergantungan terhadap pemanfaatan satelit luar negeri orbit rendah dapat dihindari. Untuk merealisasikan program tersebut harus didukung oleh *research and development (R&D)* yang potensial, kemampuan industri nasional, operator-operator satelit, sumber daya manusia (engineer) dan sumber dana nasional.

1.3 Status dan Strategi Pengembangan Satelit Mikro

Pengembangan satelit mikro dimulai sejak tahun 1999 dengan hasil uji fungsional untuk aplikasi komunikasi data. Hasil program pengembangan teknologi satelit tahun 2000 sampai tahun 2003 secara berturut-turut adalah sebagai berikut.

- (a). Integrasi satelit LapSat-1 dengan aplikasi komunikasi data dengan metoda *store and forward*, transmisi *half duplex* dan *full duplex*, telemetri dan *house keeping*. Satelit ini dioperasikan pada frekuensi band VHF/UHF.
- (b). CoDr LapSat-2FM hasil kerja sama antara LAPAN-ATSB Malaysia. Satelit ini juga bekerja pada frekuensi band VHF/UHF dengan menggunakan satu OBC dengan misi komunikasi *store and forward* serta payload citra digital dengan transmisi *half duplex* dan *full duplex*.
- (c). Integrasi LapSat-2EM, program ini dilakukan Bidang Muatan, Bidang Mikatronika dan Bidang Ruas Bumi. LapSat-2EM dengan dua OBC yang digunakan untuk menangani masing-masing misinya, sehingga dua OBC bekerja bebas.
- (d). InaSat-1, adalah satelit nano dengan misi eksperimen telemetri, transmisi *simplex* tanpa *command*, bekerja pada band UHF. InaSat-1 adalah hasil kerja sama antara LAPAN-PT.DI.

Adapun LAPAN-TUBSAT, adalah kerja sama antara LAPAN dan TU.BERLIN dalam pengembangan satelit mikro dengan misi imaging. Satelit dirancang bekerja pada frekuensi band UHF untuk TT&C dan band-S untuk pengiriman data *image*. Tim LAPAN mulai bekerja untuk pelatihan serta integrasi mulai Januari 2004 sampai pertengahan tahun 2005. Dengan program pengembangan satelit mikro yang telah, sedang dan akan dikembangkan tersebut diharapkan dapat digunakan sebagai modal awal dalam menghadapi program satelit multi misi (multi missions equatorial system, MMES).

2 PERSYARATAN TEKNIS DAN OPERASI LAPAN-TUBSAT

Satelit hasil kerja sama LAPAN dan Universitas Teknik BERLIN diberi nama LAPAN-TUBSAT. Satelit mikro LAPAN-TUBSAT mirip

dengan satelit marocsat yang telah memanfaatkan sensor *star* sebagai referensi salah satu kestabilannya. Sistem kestabilan yang dikembangkan adalah kestabilan pasif dengan program *autonomous*, sehingga mengurangi dan memudahkan *command* dari stasiun TT&C. Satelit mikro LAPAN-TUBSAT dirancang dengan persyaratan teknis dan operasi sebagai berikut:

2.1 Persyaratan Teknik

Persyaratan teknis yang mutlak harus dipenuhi oleh sistem satelit dalam pengembangan teknologi satelit seperti dijelaskan berikut ini.

- (a) *Availability* adalah waktu operasi satelit terhadap waktu operasi dilambah waktu untuk perbaikan jika terjadi kerusakan baik *hardware* maupun *software* serta programnya. *Availability* sistem satelit minimum 99% terhadap *live time*. Komponen kritis pada sistem satelit adalah RF amplifier dan *power system*. Pada modul OBDH/OBC harus dilengkapi dengan *hardware watchdog timer* dan *software EDAC*. *Watchdog timer* ini merupakan toleransi pada saat program berlangsung, yaitu untuk melakukan proses pengulangan program bila terjadi kesalahan eksekusi. Sedangkan *error detection and correction*, *EDAC* adalah *software* yang akan melakukan deteksi serta koreksi kesalahan data selama proses berlangsung.
- (b) *Response time*, adalah waktu *service* yang harus diberikan oleh satelit selama *ground station* namun masih dapat melakukan akses
- (c) *Pointing accuration* untuk *image processing* dengan kamera WAC/NAW, adalah sekitar 1° untuk *narrow angle camera*, NAC dan maksimum 5° untuk *wide angle camera*, WAC.
- (d) *View in time*, adalah waktu yang dapat diberikan oleh satelit LEO yang berorbit pada ketinggian antara 600 km sampai 1000 km kepada *ground station*, lama waktunya antara 5 menit sampai 15 menit untuk sudut elevasi stasiun bumi 20° sampai 5° .
- (e) *Saturation flux density*, adalah rapat daya maksimum satelit (standard -105 dBW/m), satelit harus dioperasikan di bawah nilai tersebut, hal ini untuk menghindari satelit

bekerja pada daerah tidak linier (jenuh). Jika dioperasikan di daerah *saturation*, maka sinyal yang dikirimkan ke penerima di bumi mengalami penurunan kualitas.

- (f) *Power limited*, adalah dengan keterbatasan *power* diperlukan manajemen *power* dengan tingkat prioritas terbesar. *Power* yang dihasilkan oleh solar panel maksimum 18Vdc dengan operasi normal 15Vdc *di-backup* oleh baterai Nih2. Dalam kondisi *eclipse*, maka OBC/OBDH dan sistem penerima yang harus tetap on, sehingga command yang diberikan dari stasiun bumi TT&C setiap saat dapat dilakukan.
- (g) *Bandwidth limited*, adalah lebar bidang IF dan lebar bidang dasar minimum yang harus dipenuhi sehingga tidak terjadi cacat sinyal atau cacat data dengan daya yang terpenuhi.

Interface yang digunakan adalah tipe serial digunakan untuk menghubungkan antar subsistem sistem satelit, misal antara subsistem radio penerima atau subsistem radio pemancar dengan OBDH, antara subsistem telemetri dan multiplexer dengan OBDH, antara *power control* unit dengan OBDH.

2.2 Persyaratan Operasi

Ketinggian orbit satelit antara 600 km sampai 1000 km. *Live time* antara 6 bulan sampai 1

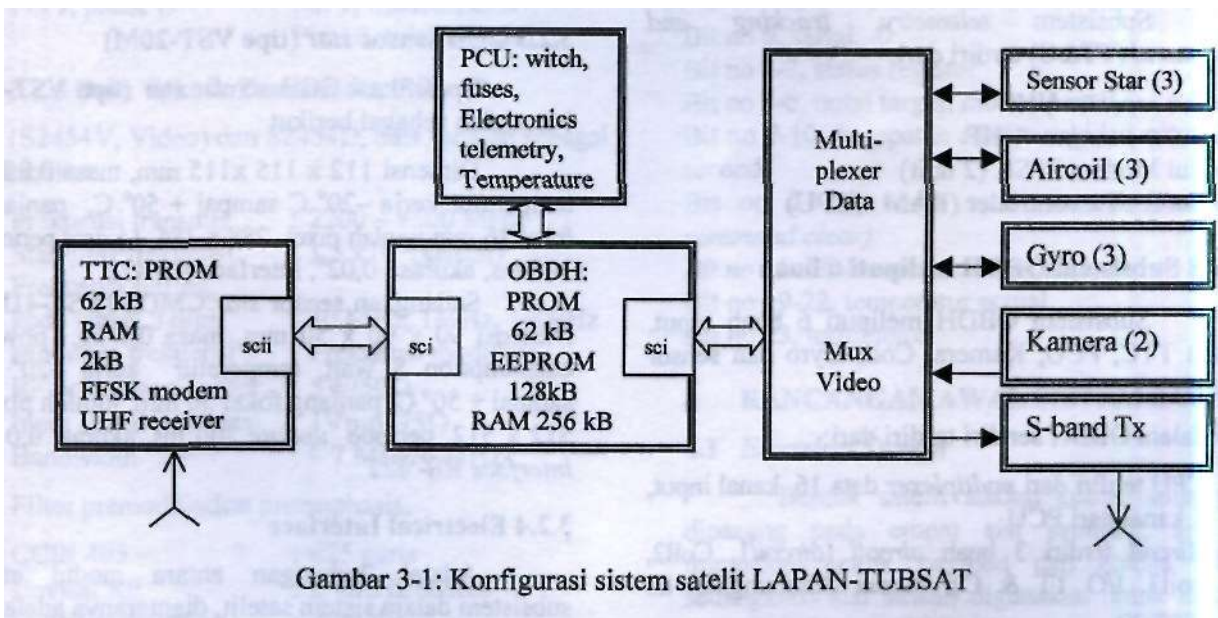
tahun, tipe orbit adalah orbit NeQO polar dengan inklinasi 3° - 11° dan *eccentricity* $e=0$. Data telemetri dan *house keeping* dikirimkan secara *real time* pada frekuensi 435,075 MHz dengan *bit rate* minimum 1200 bps, sedangkan data image dapat dikirimkan secara *real time* ataupun *non real time* pada frekuensi 2,2 GHz dengan bit rate 38400 bps. Satelit setiap saat memberikan data Keplerian kepada stasiun TT&C, dari data Keplerian tersebut dapat diketahui data satelit, diantaranya posisi satelit, lama waktu orbit berdasar lokasi stasiun buminya, frekuensi Doppler dan kuat sinyalnya. Dengan data tersebut, stasiun bumi *tracking autotrack* dengan *track programe*, setelah dilakukan *tracking* maka stasiun bumi TT&C dapat memberikan *command* kepada satelit sesuai dengan tingkat kepentingan mode operasi dan manajemen *powernya* mengingat *power* sangat terbatas.

3 KONFIGURASI SISTEM SATELIT DAN SPESIFIKASI TEKNIK

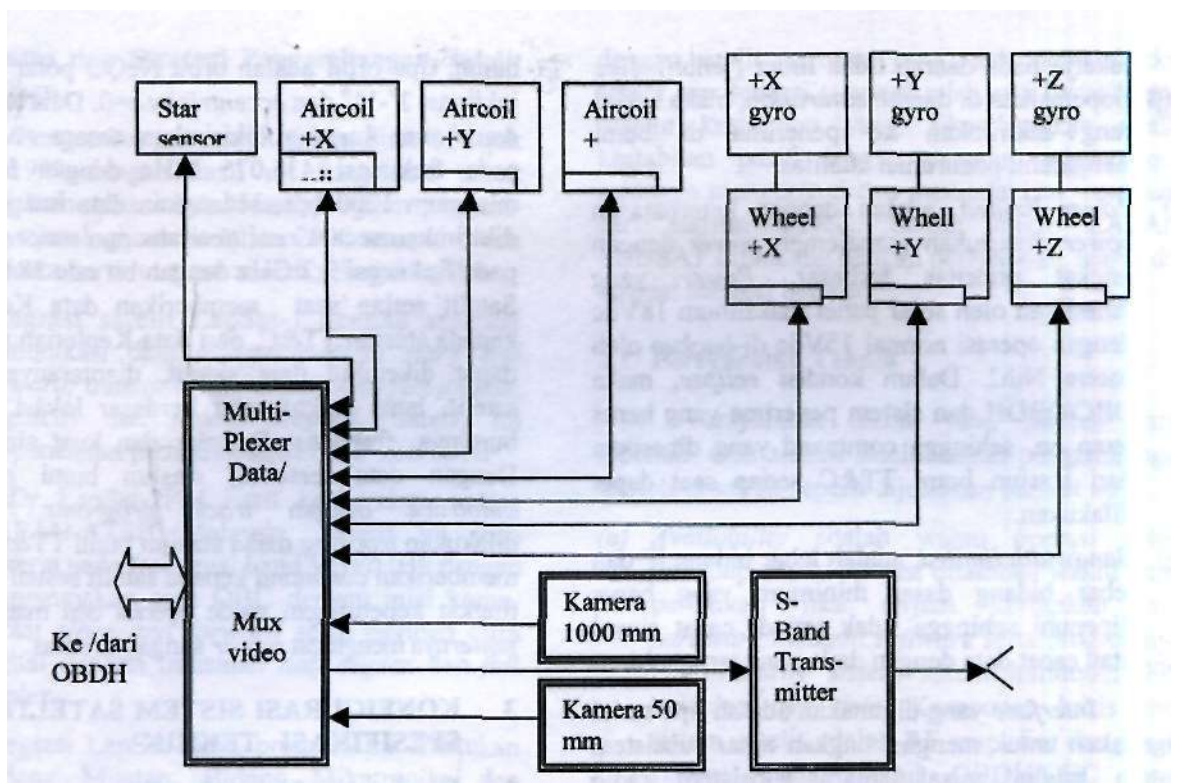
3.1 Konfigurasi Sistem Satelit.

Sistem satelit meliputi subsistem OBDH, Telemetri, *telecommacand* dan telemetri (TTC), *Power control unit* (PCU), transmitter S-band, *transveicer* UHF-band dan modem, kamera, sensor *star*, gyro dan *aircoil*.

Konfigurasi sistem satelit seperti ditunjukkan pada Gambar 3-1 dan 3-2.



Gambar 3-1: Konfigurasi sistem satelit LAPAN-TUBSAT



Gambar 3-2: Konfigurasi sistem telemetri dan transmitter

3.2 Data Teknik

Secara rinci masing-masing subsistem dijelaskan sebagai berikut.

3.2.1 Subsistem Telemetry, Tracking and Command (TT&Q)

Subsistem *telemetry, tracking and command* (TT&C) terdiri dari:

- Modul *receiver* UHF
- Modul *transmitter* UHF
- Modul Modem FFSK (2 unit)
- Modul Rx/Tx controller (RAM + CPU)

3.2.2 Subsistem OBDH meliputi 6 buah

Subsistem OBDH meliputi 6 buah input, yaitu TTC, PCU, Kamera, Coil, Gyro dan sensor star.

Di dalam OBDH sendiri terdiri dari:

- a. CPU terdiri dari *multiplexer* data 16 kanal input, 1 kanal dari PCU
- b. *Aircoil* terdiri 3 buah *aircoil* (*aircoilX*, Coil2, coil3, I/O TT & C), *output* dihubungkan ke memori.

- c. Memori terdiri dari PROM1 28kB, EEPROM 128kB, RAM256kB
- d. *Multiplexer* video, input kamera 1, kamera2, output transmitter s-band.
- e. *Multiplexer* data, input 16 kanal data telemetri dari (sensor star1, sensor star2, gyrol, gyro2, gyro3, optical head), output ke CPU.

3.2.3 CCD sensor star (tipe VST-20M)

Spesifikasi CCD sensor star (tipe VST-20 M) adalah sebagai berikut

Dimensi 112 x 115 x 15 mm, masa 0,8 kg, temperatur kerja -20°C sampai $+50^{\circ}\text{C}$, panjang fokal 16 mm jumlah pixel 288 x 384, *Update* periode 300 ms, akurasi $0,02^{\circ}$, interface RS-422.

Sedangkan sensor *star* CMOS (VST-41M) Dimensi 90 x 90 x 50 mm, masa 0,7 kg, power consumption 8 watt, temperatur kerja -20°C sampai $+50^{\circ}\text{C}$, panjang fokal 50 mm, jumlah pixel 512 x 512, periode *update* 300 ms, akurasi $0,01^{\circ}$, interface RS-422

3.2.4 Electrical Interface

Adalah hubungan antara modul atau subsistem dalam sistem satelit, diantaranya adalah:

a WDE-main interface ke OBDH:

Pin1, 12V
Pin 2, gnd
Pin 3, 5V
Pin 4, ground
Pin 5, tidak dipakai
Pin6,RxD(dariWDE)
Pin 7, TxD
Pin 8, sinyal ground
Piin 9, tidak dipakai

b. WDE - gyro interface dan gyro interface:

Pin 1, tidak dipakai	pin 1, 5V
Pin 2, ground	pin 2, RxB
Pin 3, ground	pin 3, ground
Pin 4,5V	pin 6, TxA
Pin 5, reset	pin 7, ground
Pin 6, RxA	pin 8, TxB
Pin7,RxB	pin IS RxA
Pin8,TxA	pin 25, reset
Pin 9, TxB	

c. WDE-motor interface dan motor interface :

Pin 1,5 V	pin 1, 5V
Pin 2, gnd	pin 2, ground
Pin 3, Hall A	pin 3, Hall A
Pin 4, Hall B	pin 4, Hall B
Pin 5,Hall C	pin 5, Hall C
Pin 6, tidak dipakai	pin 6. phase A
Pin 7, Phase A	pin 7, phase B
Pin 8, phase B	pin 8, phase B
Pin 9, phase B	pin 9, tidak dipakai
	Pin 10, tidak dipakai

3.2.5 Data Teknik Transmitter S-band

(S2454V, Video) dan S2454D, data) adalah sebagai berikut;

Frekuensi transmis	: 2200-2500 MHz
Stabilitas frekuensi	: $1,5 \times 10^5$ (kristal)
Frekuensi setting, kode wheel 3 digit	10MHz,1MHz,100kHz
Modulasi frekuensi	Frekuensi modulasi
RF power transmitter	5W/500
Input sinyal modulasi	1Vp-p,75n
Bandwidth	-7MHz/6MHz

Filter premodulation preemphasis,

CCIR 405	: 625 garis
Deviasi RF	: ± 4 MHz/6MHz
Spurious emission	: < 70 dB

Harmonic emission	: < 55 dB
Power supply	: 12 Vdc/1,9A; 11Vdc/2A; 15Vdc/1,5A
Konektor antenna	: SMA female
Temperatur kerja	: -30"Csampai+71°C

33 Software Interface

Command dengan *high-level*:

- ACS-command adalah command untuk unit wheel/gyro
- RW- command unuik reaction wheel.

Telemetry:

Status register

Bit no 0, 1 adalah *reaction wheel mode on*
Bit no 1, 1, adalah *current control mode active*
Bit no 2, 1, adalah *speed control mode active*
Bit no 3, 1, adalah *torque mode on*
Bit no 4, 1, adalah *wheel/gyro mode active*
Bit no 5, 1, adalah *PI omega control loop active*
Bit no 6, 1, adalah *PD angle control loop active*
Bit no 7, 1, adalah boot control loop active
Bit no 8, 1, adalah gyro terhubung
Bit no 9, 1, adalah gyro telemetry on
Bit no 10, 1, adalah gyro flagreggo
Bit no 11, 1, adalah CRC kesalahan proteksi area
Bit no 12, 1, adalah kesalahan *command low level*
Bit no 13, 1, adalah kesalahan *command high level*
Bit no 14, 1, adalah *timeout SCI main interface*
Bit no 15, 1, adalah *timeout gyro interface*

ACS standard telemetry:

Bit no 0, serial, -0
Bit no 1-2, status register
Bit no 3-6, nolai target, mode operasi
Bit no 7-10, kecepatan satelit *angular actual* (deg/second)
Bit no 11-14, sudut satelit actual (saat reset *command clear*)
Bit no 15-18, kecepatan wheel aktual
Bit no 19-22, temperatur actual
Bit no 23, terminator

4 RANCANGAN AWAL SISTEM SATELIT

4.1 Electrical Design

Bentuk satelit adalah kubus, solar panel dipasang pada empat sisi samping, sisi atas digunakan untuk payload dan antena s-band, sedangkan sisi bawah digunakan untuk interface

launcher. Setiap panel terdiri dari 34 keping silisium, solar cell, dihubungkan secara seri menghasilkan arus maksimum 1A. Pada saat *open loop* menghasilkan tegangan 18V pada temperatur 20°C. Panel berbentuk persegi dengan dimensi 32 x 32 cm, cell-cell diatur vertikal seperti pada DLR-Tubsat, namun dapat disusun secara horizontal dengan tegangan yang dihasilkan sama. Empat buah panel dihubungkan paralel dalam busbar tunggal, tegangan dikontrol oleh batere. Jika tegangan batere kurang dari 18V, batere akan diisi terus menerus sehingga kapasitas rata-rata mencapai 8AH. Kapasitas batere 8AH dengan arus pengisian C/8. Tegangan nominal batere Ni-H2 adalah 2,5V untuk cell *duplex*. Dengan 5 cell diperoleh tegangan 12,5V, tegangan pengisian saat penuh mencapai 15V. dengan tegangan nominal 12V telah memenuhi rekomendasi untuk LAPAN-TUBSAT.

4.2 Payload

Payload utama adalah teleskop dengan panjang fokal 1m dan panjang secara fisik 30 cm. Teleskop sejenis telah digunakan pada DLR-TUBSAT. Kepala optik pada kamera monochrome mencapai 32 cm. Payload satelit LAPAN-TUBSAT adalah kamera TV berwarna yang menggunakan 3 chip-CCD dengan *prismatic beam splitter*.

4.3 Mechanical design

Seperti halnya Maroc-Tubsat, ukuran struktur LAPAN-TUBSAT sangat ditentukan oleh susunan solar panel. Detail struktur satelit akan direncanakan tahun depan dengan menyertakan tim LAP AN.

4.4 Altitude Control

Ukuran *reaction wheel* ditingkatkan dari 0,25Nms ke 0,5 Nms untuk meningkatkan momen inersia pada *spacecraft*. Tiga buah *aircoil* digunakan untuk mengendalikan serta sebagai kompensasi secara permanen terhadap torsi *disturbance* dari *magnetic*. Tentu saja kontrol altitude dengan sensor *star* adalah *feasible* dan telah direkomendasikan seperti halnya pada Maroc-Tubsat. Tipe CCD-sensor star sangat sensitif terhadap radiasi. Kedua star sensor digunakan untuk eksperimen teknologi

4.5 Sistem Operasi Satelit

Unit TT&C menyediakan link komunikasi untuk telemetri dan command dengan stasiun bumi.

Modul TT&C adalah alat untuk penyimpanan data dengan kapasitas 128 kByte dan dapat digunakan secara langsung untuk komunikasi *store and forward* dengan bit rate 1200 bps. Unit *interface* dengan *on-board data handling* (OBDH) melalui sebuah *interface* serial, sci. OBDH adalah hub-station pusat dan *interface* dengan *power control unit* (PCU), *aircoil*, kamera, *wheel* dan sensor *star*. Modul TT&C bertanggung jawab untuk mengumpulkan data house keeping dari PCU dan mengirimkannya melalui unit TT&C ke *ground station*. Ketinggian satelit serta kestabilan dapat dibaca dan dimonitor dari sinyal sensor *star* dan *reaction wheel* motor. *Gyro-gyro* hanya dapat diakses melalui *reaction wheel* elektronik. Setiap blok *gyro/wheel* membentuk loop kontrol terpisah, untuk mengontrol kecepatan wheel atau kecepatan *spacecraft* atau *reaction angle* atau *integral rate* yang mendekati kecepatan axis. Ketika satelit hanya aktif dengan verifikasi waktu minimum 95% ini merupakan keterkaitan langsung dengan power budget. Kondisi daya dengan level terendah adalah mode *tumbling* di mana hanya TT&C dan unit OBDH yang aktif sehingga setiap saat dapat menerima *command* dari *ground station*. Pada saat mode operasi dengan konsumsi daya terbesar sehingga tegangan batere turun sampai dibawah *threshold level-nya* yaitu 10V, maka harus ada unit lain yang di off-kan sehingga tegangan batere mencukupi. Level yang lebih tinggi adalah saat mode bias, di mana kecepatan wheel sebagai kontrol teringgi, umumnya pada 80-90% terhadap kapasitas kecepatan maksimumnya. Pada saat status stabil maka stabilitas mencapai 1Thari. *Aircoil* dapat digunakan untuk melepas beban kecepatan pada wheel atau untuk proses langsung arah vector momentum. Arus melalui *aircoil* dapat di komando melalui D/A konverter yang terdapat di OBDH. Dalam mode normal, arus yang melalui setiap *aircoil* mampu memberikan kompensasi torsi terhadap torsi *disturbance*, utamanya torsi *disturbance* dari magnetik yang berlawanan

5 ANALISIS

Analisis diperlukan untuk evaluasi apakah spesifikasi dari setiap modul yang digunakan memenuhi persyaratan atau tidak. Analisis yang paling banyak digunakan adalah kalkulasi link seperti pada Tabel 5-1 berikut ini.