

ANALISIS MANUEVER PENYELAMATAN SATELIT PALAPA - D

Robertus Heru Triharjanto*), Hagarly M. Hutasulut**)

*) Peneliti Pusat Teknologi Satelit, LAPAN

***) Program Studi Aeronotika dan Astronotika, ITB

e-mail: rtriharjanto@yahoo.com

ABSTRACT

The paper discusses the analysis on orbit maneuver done to rescue PALAPA-D satellite stranded in high elliptical orbit during its launch in 2009. The purpose of the research is as an exercise for LAPAN and ITB on designing orbit maneuver, especially in the rescue of satellite stranded while approaching its GTO during its launch. The study will gain knowledge on the key factors that make the rescue effort successful. The simulation is done using orbit analysis software STK. Meanwhile, the LM-3 launcher and Spacebus-4000 satellite bus data is taken from internet publication. The result on the life of the satellite is only difference by 1,9% from the one calculated by the satellite manufacturers, Thales Alenia. Therefore, it can be concluded that the analysis has good validity.

Keywords: *PALAPA-D, Orbit maneuver*

ABSTRAK

Makalah ini membahas tentang analisa manuever orbit yang dilakukan dalam penyelamatan satelit PALAPA-D yang gagal mencapai orbitnya saat peluncurannya di tahun 2009. Tujuan dari penelitian ini adalah sebagai pembelajaran bagi LAPAN dan ITB dalam merencanakan manuever orbit, khususnya dalam proses penyelamatan yang gagal mencapai orbit transfer geostasioner dalam peluncurannya. Penelitian ini akan memberikan pengetahuan mengenai faktor-faktor kunci yang membuat proses penyelamatan tersebut berhasil. Simulasi manuever orbit dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak STK, dan data mengenai roket peluncur, LM-3, dan bus satelit, Spacebus-4000, yang didapat dari internet. Hasil simulasi yang didapat menunjukkan bahwa perbedaan sisa umur satelit hanya berbeda 1,9% dari perhitungan yang dibuat oleh pembuat satelit (*Thales Alenia*). Sehingga dapat disimpulkan bahwa analisa/simulasi yang dibuat mempunyai validitas yang baik.

Kata kunci: *PALAPA-D, Manuever orbit*

1 PENDAHULUAN

Dari tahun 1975 hingga 2008 Indonesia telah memiliki satelit komunikasi sebanyak sembilan buah, mulai dari seri Palapa, seri Telkom, dan Cakrawarta, dan Garuda.

Pada tanggal 31 Agustus 2009, Indosat meluncurkan Satelit Palapa-D yang akan menggantikan masa pakai Satelit Palapa-C2. Satelit Palapa-D diproduksi oleh *Thales Alenia Space France* (TAS-F) yang ditunjuk oleh Indosat sebagai mitra pengadaan. Dengan menggunakan *platform Spacebus 4000B3*, Satelit Palapa-D didesain untuk dapat

beroperasi selama 15 tahun dengan memiliki kapasitas 40 transponder, yang terdiri dari 24 standar *C-band*, 11 *extended C-Band* serta 5 *Ku-band*. Satelit ini mempunyai jangkauan mencakup Indonesia, negara-negara ASEAN, Asia Pasifik, Timur Tengah dan Australia. Saat diluncurkan Satelit Palapa-D memiliki berat 4100 kg dan *power* muatan sebesar 6 kW.

Namun ketika proses peluncurannya, yang menggunakan Roket Long March-3B (LM-3B), ke orbit geostasioner, roket mengalami gangguan pada tahap menuju *Geostationary*

Transfer Orbit (GTO). Akibatnya, satelit tidak berhasil sampai di GTO. Setelah beberapa jam hilang dari pantauan, Satelit Palapa-D kemudian dilaporkan telah berhasil dikendalikan untuk kemudian melakukan manuver penyelamatan satelit yakni menuju GTO dengan menggunakan *apogee kick* motornya dengan bahan bakar *orbit keeping*-nya.

Peluncuran adalah masa yang paling kritis dari misi satelit. Dari berbagai kegagalan satelit GEO (telekomunikasi) untuk mencapai orbitnya selama peluncuran, tidak semuanya berhasil diselamatkan dengan melakukan manuver orbit menggunakan bahan bakar yang disiapkan untuk *orbit keeping*-nya. Di antaranya:

- Pada bulan April 2001 satelit GSAT-1 milik India yang diluncurkan dengan GSLV gagal mencapai GTO-nya, dengan kondisi *apogee* kurang 4000 km. Manuver untuk memperbaiki *apogee* (lalu menuju ke GEO) nya mengalami berbagai masalah sehingga menghabiskan seluruh bahan bakar yang ada, sesaat sebelum mencapai GEO, sehingga GSAT-1 tidak dapat digunakan.
- Pada bulan Februari 1984, satelit Palapa-B2 milik Indonesia yang diluncurkan dengan STS-41 (*Space Shuttle*) gagal mencapai orbitnya karena roket yang membawanya ke orbit GTO, Payload Assist Modules (PAM), mengalami kegagalan sehingga satelit tertinggal di orbit rendah dekat dengan orbit *Space Shuttle*. Pada kasus ini upaya untuk memperbaiki orbitnya tidak mungkin dilakukan karena PAM terbuat dari motor roket padat. Sehingga upaya penyelamatan dilakukan dengan mengambil kembali satelit tersebut dengan *space shuttle*, dengan bantuan astronot (*spacewalk*), dan membawanya kembali ke Bumi (untuk kemudian diluncurkan kembali). Operasi ini berhasil namun dianggap terlalu beresiko (bagi misi berawak).

- Pada bulan Maret 2008, satelit AMC-14 milik Amerika Serikat yang diluncurkan dengan roket Proton gagal mencapai orbitnya. Proses penyelamatannya menggunakan sistem propulsi dan gravitasi bulan (*Lunar fly-by*) memakan waktu 6 bulan dan membuat umur satelit yang seharusnya 15 tahun menjadi hanya 4 tahun.

Pada makalah ini dibahas bagaimana proses kegagalan pada peluncuran Satelit Palapa-D dan manuver penyelamatannya.

Tujuan dari analisis adalah mempelajari proses penyelamatan satelit Palapa-D, untuk melihat faktor yang membuat proses penyelamatan tersebut berhasil, karena diketahui bahwa tidak semua dari satelit yang terdampar di orbit yang tidak sesuai dengan misinya dapat diselamatkan. Untuk itu dilakukan kajian detail tentang sistem bus satelit Palapa-D dan moda manuver orbitnya. Dari kajian tersebut dihitung umur satelit yang tersisa, karena dipakainya bahan bakar *orbit keeping*. Untuk menguji validitasnya, hasil analisa kemudian dibandingkan dengan sisa umur Palapa-D yang telah dipublikasikan oleh *Thales Alenia*.

Batasan masalah pada analisis dan perhitungan ini adalah:

- Analisis penyelamatan dimulai saat Roket Long March-3B tingkat ketiga mati.
- *Budget delta V* untuk manuver kontrol sikap selama manuver penyelamatan tidak diperhitungkan.
- *Budget delta V* untuk *inclination change* diasumsikan tidak ada.
- Perhitungan hanya berasumsi pada masalah dua benda (*2-body problem*).

2 DATA WAHfANA PELUNCUR DAN SATELIT

2.1 Roket *Long March-3B*

Roket LM-3B merupakan roket peluncur tiga tingkat yang menggunakan bahan bakar cair, yang didesain untuk

mengantarkan satelit ke GTO. Roket LM-3B merupakan perpanjangan dari roket LM-3A dan ditambah empat *strap-on booster*.

China Academy of Launch Vehicle Technology (CALT) mendesain Roket LM-3B untuk memiliki kemampuan misi GTO dengan massa muatan 5100 kg, dimana pada roket tingkat ketiga menggunakan bahan bakar hidrogen cair dan oksigen cair.

2.2 *Spacebus 4000*

Spacebus 4000 merupakan *bus* untuk satelit telekomunikasi kelas medium (berat saat meluncur 3000 kg pada versi B2 dan 5900 kg pada versi C4). Panel suryanya dapat menghasilkan daya hingga 15,8 kW.

Bus ini didesain untuk melayani Ku, C, Ka, X, S, L band sesuai permintaan pengguna, baik untuk telekomunikasi konvensional maupun untuk mengakomodasikan sistem telekomunikasi terbaru seperti *High Definition TV* dan *broadband multimedia*.

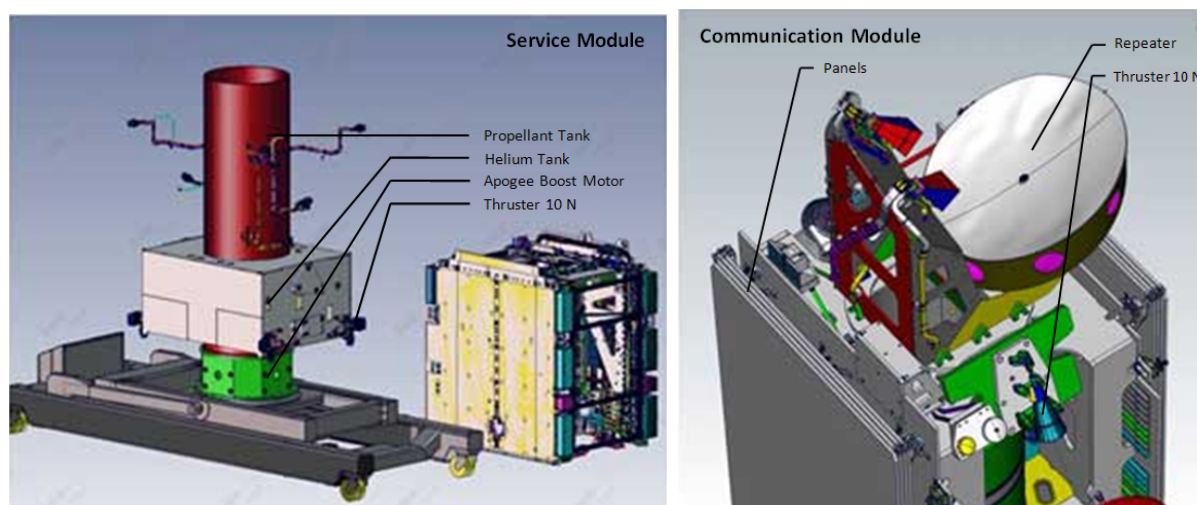
Satelit Palapa D menggunakan *Spacebus 4000-B3* yang memiliki *launch mass* 4100 kg, daya sekitar 6 kW, dengan umur sampai 15 tahun.

Bagian utama *Spacebus* terdiri dari dua modul, yakni modul komunikasi dan modul *service*, dengan dimensi panjang 2,3 m; lebar 1,8 m; dan tinggi 2,24 – 3,6 m (Gambar 2-1).

Struktur *center tube* dan panel Timur, Barat dan *anti-Earth* di satelit ini terbuat dari *sandwich* dengan kulit komposit serat karbon. Sementara, struktur *internal deck*, panel Utara, Selatan dan *Earth* terbuat dari *sandwich* dengan kulit Aluminium.

Tangki bahan bakar satelit ini menggunakan bentuk *cassini domes*, yang berfungsi mengoptimalkan kapasitas bahan bakar. Bahan bakar yang bisa dimuat (diamater max. 402 mm) mulai dari 810 kg (rasio isi 50%) hingga 2450 kg (rasio isi 95%).

Sistem propulsi *Spacebus 4000* menggunakan *apogee kick motor* dengan daya dorong 400 N, dan 14 *station keeping thrusters* dengan daya dorong 10 N. Kedua sistem propulsi ini menggunakan bahan bakar dari tangki yang sama. Hal inilah yang membuat bahan bakar *station keeping* bisa digunakan oleh *apogee kick motor* untuk menaikkan *apogee* satelit, untuk penyelamatannya.



Gambar 2-1: *Service Module* dan *Communication Module Spacebus 4000*

Tabel 2-1: KARAKTERISTIK THRUSTER 10 N

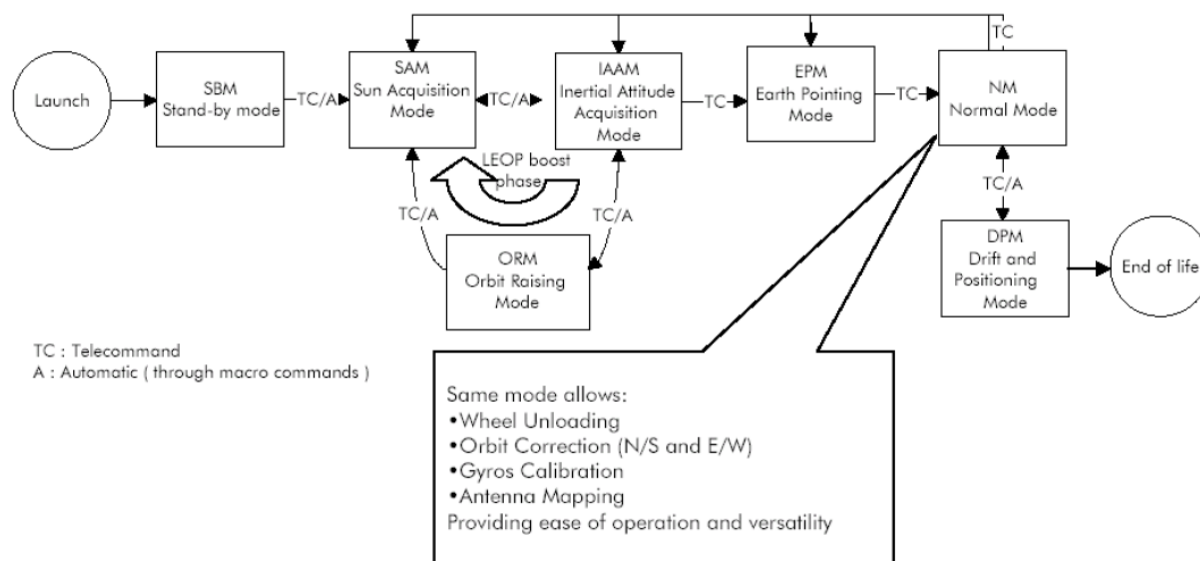
Characteristics	Metric Dimensions
Thrust, Nominal	10 N
Thrust Range	6,0-12,5 N
Specific Impulse	219 s
Flow Rate, Nominal	3,5 g/s
Flow Rate, Range	2,3-4,2 g/s

Tabel 2-2: KARAKTERISTIK APOGEE KICK MOTOR

Characteristics	Model S400-12
Thrust, Nominal	420 N
Thrust Range	340-440 N
Specific Impulse,	317 s
Flow Rate, Nominal	135 g/s
Flow Rate, Range	110-142 g/s

Attitude and Orbit Control Subsystem (AOCS) 4000 berfungsi mengontrol sikap dan orbit pada *spacebus* 4000. AOCS ini didesain untuk melakukan enam moda, tiga moda transfer dan tiga moda posisi *station*.

Normal Mode (NM) adalah keadaan satelit dalam kondisi operasional. Mode Stand-by hanya terjadi saat proses peluncuran, dan sebelum melakukan akusisi Matahari. Pada Gambar 2-2 memberikan gambaran umum mengenai semua mode AOCS dan transisinya. Pada Tabel 2-3 memberikan gambaran umum mengenai sensor dan aktuator yang digunakan pada setiap mode AOCS. Dapat dilihat bahwa *Star Tracker* (STR) digunakan hampir setiap mode kecuali *Sun Acquisition Mode* (SAM).



Gambar 2-2: Skema kerja AOCS 4000

Tabel 2-3: SENSOR DAN AKTUATOR YANG DIGUNAKAN PADA SETIAP MODE AOCS

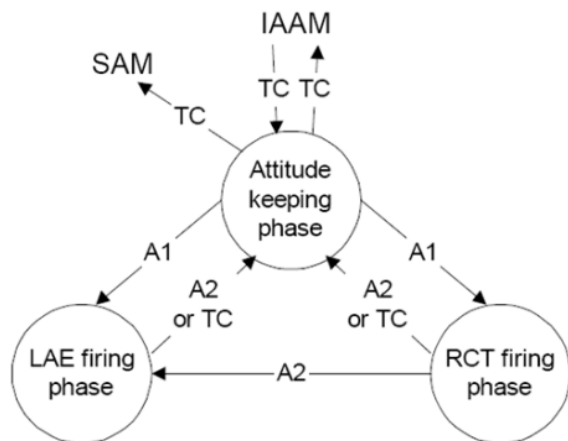
MODE	FUNGSI	EQUIPMENT USED
SBM	Kondisi awal AOCS setelah separasi	CSS, GYRO
SAM	Mode akusisi Matahari, Pencarian, dan <i>pointing</i> matahari	CSS, GYRO, UPS
IAAM	Mode akusisi sikap inersial, akusisi bintang, dan <i>pointing</i> satelit	STR, GYRO, UPS
ORM	Mode Orbit Raising, dan memasuki orbit geostasioner	STR, GYRO, UPS
EPM	Penentuan letak bumi Earth dan transisi menuju NM	STR, IRES, RW, UPS
NM	Normal Mode dan Pengoreksian Orbit (E/W and N/S) <i>High accurate satellite and pointing</i> antenna	STR, IRES, RW, PPS, UPS
DPM	Mode <i>Station keeping</i> untuk akusisi <i>final station</i> or relokasi satelit (tidak dapat dilakukan jika payload (ON))	STR, IRES, UPS

Mode SAM diperlukan setelah separasi dengan roket peluncur, sebelum digunakannya STR untuk melakukan manuver transfer orbit.

STR digunakan selama mode *orbit raising*, untuk dapat mengontrol sikap selama *Apogee motor fairing* (AMF). Sementara *gyro* digunakan untuk mengukur perubahan sudut sikap.

Skema operasi *Orbit Raising Mode* (ORM) dapat dilihat pada Gambar 2-3. *Liquid Apogee Engine* (LAE) dinyalakan untuk melakukan penambahan kecepatan (ΔV), dan berhenti secara otomatis saat penambahan kecepatan yang diinginkan telah tercapai. Pada AMF pertama *error* penentuan ΔV didesain sekitar 0.36%. Setelah AMF dilakukan, LAE dikalibrasi gaya dorong dan aliran massanya sesuai dengan hasil manuver pertama, dan sehingga *error* ΔV bisa diturunkan menjadi 0,05%.

Sementara, *error* dari sikap satelit tidak lebih besar dari $1,2^\circ$ saat AMF pertama, dan selanjutnya tidak lebih besar dari $0,6^\circ$. Setelah itu performa *error pointing* menjadi kurang dari $0,2^\circ$.



A1 : Automatic transition at delay expiration
 A2 : Automatic transition at end of boost

Gambar 2-4: Skema operasi ORM

3 ANALISIS PENYELAMATAN SATELIT PALAPA-D

Satelit Indosat Palapa-D diluncurkan oleh Roket *Long March-3B* pada tanggal 31 Agustus 2009. CZ-3B mencapai *low parking orbit*, dan tingkat ketiga dihidupkan untuk pembakaran kedua menuju GTO. Namun, mesin mati pada $217 \times 21138 \text{ km} \times 22,4^\circ$ orbit. Pada tanggal 2 September 2009, satelit menggunakan propulsinya untuk mencapai orbit $216 \times 35687 \text{ km} \times 22,2^\circ$ transfer orbit. Pada tanggal 8 September 2009, orbit satelit $9616 \times 35670 \text{ km} \times 7,8^\circ$. Kedua manuver ini telah mengurangi umur satelit.

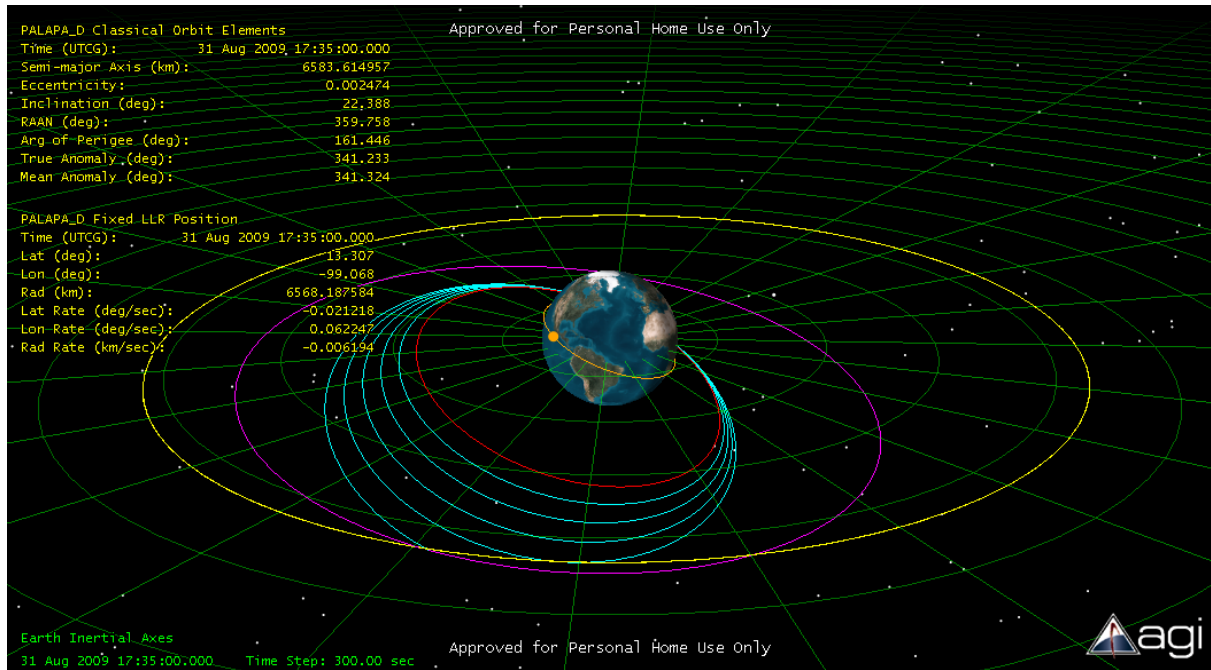
Pada analisis ini skenario manuver Satelit Palapa-D adalah:

- Dari orbit $217 \times 21138 \text{ km} \times 22,4^\circ$, satelit melakukan manuver *perigee* sebanyak lima kali;
- Setelah itu satelit melakukan manuver *apogee* sebanyak dua kali;
- Satelit memasuki orbit geostasioner.

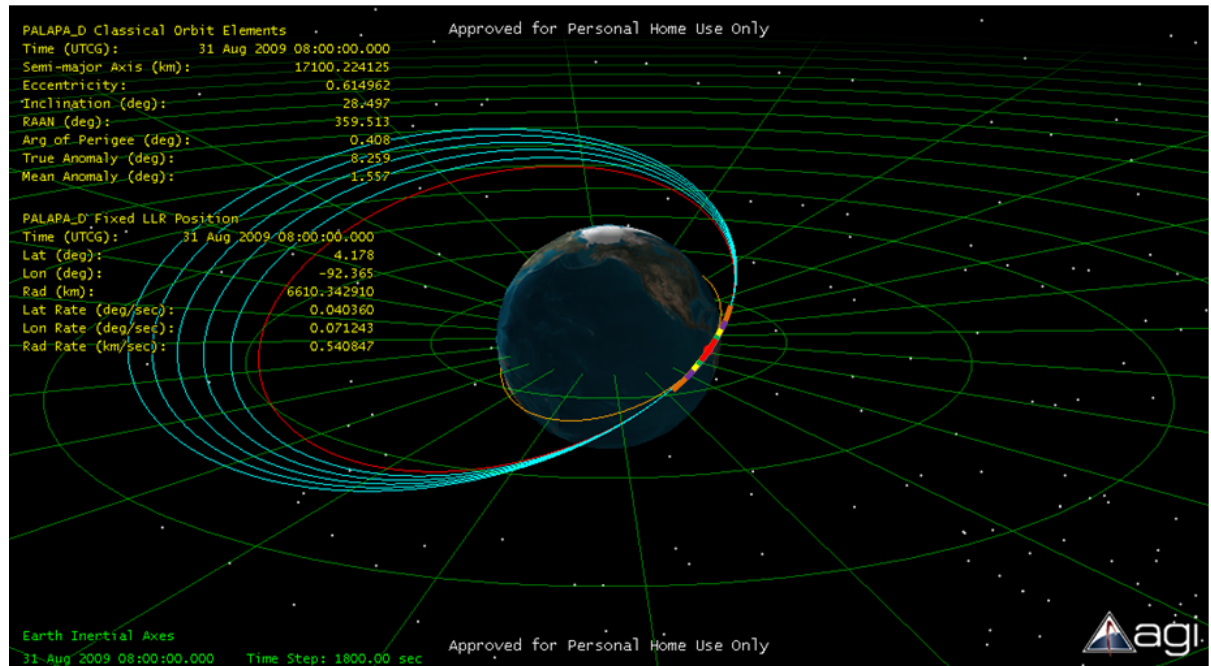
3.1 Manuver *perigee*

Karena kecepatan satelit ketika melintasi daerah *perigee* sangat besar, sementara kemampuan sistem propulsi untuk memberikan gaya dorong terbatas, maka kesempatan untuk manuver *perigee* sangat singkat untuk bisa mendekati syarat Hohman transfer yang ideal. Namun demikian melakukan manuver *perigee* yang terlalu banyak akan beresiko terhadap akurasi sistem kendali (karena vektor gaya dorong harus sejajar dengan vektor kecepatan satelit) dan kesalahan *timing*. Setelah melakukan beberapa kali iterasi, diputuskan bahwa manuver *perigee* dilakukan sebanyak lima kali.

Keberhasilan manuver ini menunjukkan bahwa sistem kendali sikap seperti yang dibahas pada bab sebelumnya bekerja dengan sangat baik selama LAE dinyalakan.



Gambar 3-1: Visualisasi manuver orbit menuju GEO



Gambar 3-2: Visualisasi *Perigee Firing*

Keterangan warna: coklat = manuver 1; ungu = manuver 2; kuning = manuver 3; hijau = manuver 4; merah : manuver 5

Tabel 3-1: BUDGET MANUVER PERIGEE

Manuver Perigee	1	2	3	4	5
Vawal (km/s)	9,88	9,98	10,06	10,12	10,18
Vakhir (km/s)	9,98	10,06	10,12	10,18	10,23
ΔV (km/s)	0,09	0,08	0,07	0,06	0,05
Δt (menit)	14,0	11,60	9,70	8,20	7,10

Dengan menggunakan rumus *vis viva integral* diperoleh besar kecepatan satelit pada posisi tertentu, untuk mencari besar kecepatan setelah dan sebelum manuver orbit.

$$V^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \tag{3-1}$$

dimana:

V = kecepatan pada posisi tertentu (km/s)

μ = spesifik gravitasi

r = jarak satelit terhadap pusat gravitasi

a = *semimajor axis*

Maka *budget* ΔV dapat diketahui dengan menggunakan rumus,

$$\Delta V = V_{akhir} - V_{awal} \tag{3-2}$$

Menentukan lama waktu penyalaan *apogee boost motor* selama manuver dapat diketahui dengan menggunakan rumus,

$$\Delta V = \frac{|T|}{m} \cdot (t_1 - t_2) \tag{3-3}$$

dimana :

ΔV = *budget delta V*

|T| = *thrust engine*

m = massa satelit

$(t_1 - t_2) = \Delta t$ = lama waktu penyalaan.

3.2 Manuver Apogee

Pada saat satelit di posisi *apogee* dilakukan dua kali manuver, karena walaupun *budget* ΔV yang dibutuhkan untuk melakukan manuver sangat besar (≈ 81 % dari manuver total satelit), namun waktu yang bisa digunakan untuk melakukan penyalaan propulsi juga lama karena kecepatan yang rendah di *apogee*.

Budget ΔV untuk manuver *apogee* dicari dengan menggunakan rumus (3-1), yakni,

Tabel 3-2: BUDGET MANUVER APOGEE

Manuver 1 Apogee		
Vawal	1,60	km/s
Vakhir	2,28	km/s
$\Delta V =$	0,68	km/s
Manuver 2 Apogee		
Vawal	2,28	km/s
Vakhir	3,07	km/s
$\Delta V =$	0,79	km/s

3.3 Sisa Umur Satelit Palapa-D

Dari perhitungan manuver perigee dan *apogee*, total *budget* ΔV yang dibutuhkan untuk melakukan adalah = 1,82 km/s.

Menghitung sisa umur Satelit Palapa-D dilakukan dengan menghitung massa bahan bakar yang dibutuhkan untuk melakukan manuver, yakni dengan menggunakan rumus,

$$\Delta V = V_e \cdot \ln \frac{m_i}{m_f} \tag{3-4}$$

dimana :

V_e = *velocity exhaust*

m_i = massa satelit sebelum manuver

m_f = massa satelit setelah manuver

Untuk mendapatkan nilai V_e dapat dicari dengan menggunakan rumus,

$$V_e = \frac{F}{\dot{m}} \tag{3-5}$$

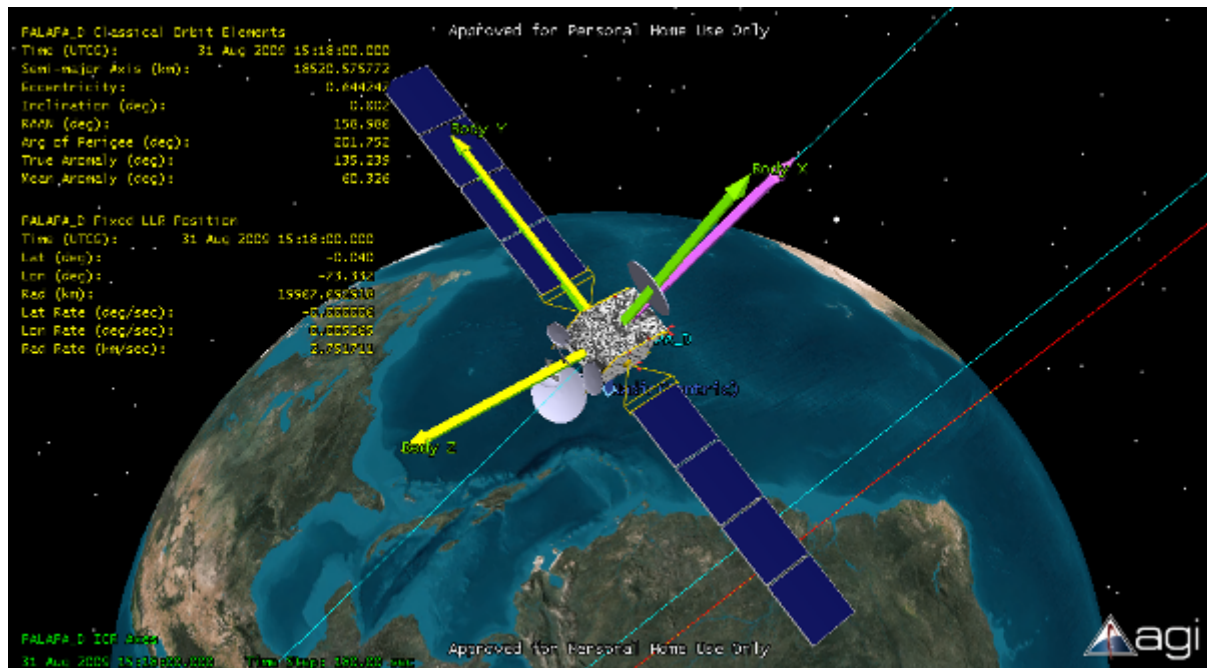
dimana :

F = gaya dorong mesin roket

\dot{m} = *mass flow rate*

Dari Tabel 2-2 diketahui bahwa *thrust maximum apogee boost motor* 440 N dan *mass flow rate maximum* 142 g/s, sehingga $V_e = 3,1$ km/s.

Karena ΔV total 1,825 km/s dan m_i (masa satelit saat peluncuran) 4100 kg, maka massa satelit setelah melakukan manuver (m_f) adalah 2275,1 kg. Sehingga massa bahan bakar yang dibutuhkan untuk melakukan manuver adalah 2124,9 kg.



Gambar 3-3: Visualisasi Aksis Palapa-D

Setelah nilai m_f diketahui selanjutnya menentukan budget ΔV sisa yang dibutuhkan satelit selama di orbit geostasioner untuk melakukan *station keeping*. Karena *thruster orbit keeping* mempunyai gaya dorong 10 N dan *flow rate* 3,5 g/s. maka $V_e = 2,86$ km/s.

Budget ΔV sisa yang dibutuhkan satelit selama di orbit geostasioner untuk melakukan *station keeping*, karena *dry mass* satelit 1900 kg, adalah 514,76 m/s. Berdasarkan referensi nomor 1, *budget ΔV station keeping* untuk 1 tahun 50 m/s, maka bahan bakar yang tersisa cukup untuk operasi selama 10,3 tahun.

Berdasarkan analisis di atas, ditemukan bahwa sisa umur Satelit Palapa-D setelah melakukan manuver *perigee* sebanyak lima kali dan *apogee* sebanyak dua kali ialah 10,3 tahun. Dalam konferensi pers *Thales Alenia Space* menyatakan setelah menyelamatkan Satelit Palapa-D dan sukses menjadi satelit dengan kondisi operasional, masih memiliki umur pakai sekitar 10,5 tahun. Sehingga perbedaan prediksi umur antara analisis penulis dengan *Thales Alenia* ialah sekitar 73 hari (1,9%).

4 KESIMPULAN

Hasil prediksi umur satelit Palapa-D yang dilakukan oleh LAPAN-ITB berbeda 1,9% dibandingkan dengan publikasi yang diberikan oleh pembuat satelit. Sehingga dapat disimpulkan bahwa perhitungan tersebut cukup akurat.

Perbedaan pada perhitungan LAPAN dengan kondisi sebenarnya diperkirakan karena:

- Tidak dimasukkannya faktor perturbasi orbit oleh gravitasi Bulan
- Tidak masuknya konsumsi bahan bakar untuk manuver sikap selama *perigee* manuver dan akurasi manuver saat manuver *perigee*.
- Perbedaan skenario manuver yang dipilih pihak *Thales Alenia*. Mereka dapat juga melakukan manuver *perigee* lebih atau kurang dari 5 kali, bergantung dari berbagai pertimbangan operasi.

Desain Palapa-D yang membuat operasi penyelamatan ini dimungkinkan adalah penggunaan bahan bakar dari tangki yang sama bagi motor *apogee* dan *thruster orbit keeping*. Sehingga *perigee* manuver dalam jumlah minimal dapat

dilakukan yang merupakan operasi dengan resiko terkecil.

Keberhasilan manuver *perigee* pada penyelamatan Palapa-D menunjukkan bahwa sistem kendali sikap satelit, yang pada kasus seperti ini akan sangat mengandalkan *star* sensor (akurasi tinggi dengan waktu proses yang singkat), bekerja dengan sangat baik. Kesalahan sedikit saja pada penentuan sikap ketika manuver ini akan mengakibatkan diperlukannya lebih banyak bahan bakar operasi satelit untuk melakukan manuver koreksi.

DAFTAR RUJUKAN

- 10 N Bi-Propellant Thruster manual: EADS Space Transportation.
- 400 N Bi-Propellant Thruster manual: EADS Space Transportation.
- Astrodynamics (AERO0024) : Astrogator STK Tutorial; Gaëtan Kerschen
- China Academy of Launch Vehicle Technology; LM-3B USER'S MANUAL.
- <http://en.wikipedia.org/wiki/AMC-14>.
- <http://en.wikipedia.org/wiki/STS-41-B>.
- <http://indonesia-arab.blogspot.com/2009/08/indosat-to-launch-another-satellite.html>.
- <http://telecom.esa.int/telecom/www/object/index.cfm?fobjectid=755>.
- <http://www.spaceandtech.com/digest/sd2001-17/sd2001-17-001.shtml>.
- <http://www.thalesgroup.com/Pages/PressRelease.aspx?id=11886>.
- James R.Wertz (Ed.), 1978. *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publisher.
- L. Gaudic, E. Brouillard, J.M. Pasquet, H. Renault, In-Flight Geostationary AOCS Based On Star Tracker.