

# ANALISIS ALTERNATIF PENEMPATAN SATELIT LAPAN A2 DI ORBIT

**Nizam Ahmad**

Peneliti Bidang Matahari dan Antariksa, LAPAN

E-mail:nizam@bdg.lapan.go.id

## ABSTRACT

The preliminary orbit design of LAPAN A2 satellite takes an assumption that the satellite will be launched on October, 2011. This design used a scenario of satellite placement in orbit at altitude of about 650km, 800 km and 870 km and inclinations of 8°, 10° and 20°. The orbit analysis shows that if the satellite will be launched in Sriharikota, India, it will be only possible for inclination of 20°. A satellite at an altitude of 800 km is more effective for a remote sensing mission than that of 650 km and 870 km, because it will pass Indonesia region 14 times a day with the total swath width is 4205.75 km and time in view is about 11 minutes. In addition, the satellite will revolve the earth 14 times a day with the periode of about 100.85 minutes.

Keywords: *Satellite, Orbit*

## ABSTRAK

Rancangan awal orbit satelit LAPAN A2 mengambil asumsi bahwa satelit akan diluncurkan pada bulan Oktober tahun 2011. Rancangan ini dilakukan dengan mengambil skenario penempatan satelit di ketinggian sekitar 650 km, 800 km dan 870 km dengan inklinasi 8°, 10°, dan 20°. Analisis orbit memperlihatkan bahwa bila satelit diluncurkan dari Sriharikota, India, maka jendela peluncuran satelit hanya tersedia bagi inklinasi 20°. Bila ditinjau dari misi satelit, maka ketinggian 800 km lebih efektif digunakan untuk penginderaan jauh karena satelit akan lebih sering melintas di wilayah Indonesia, yaitu 14 kali dalam sehari dengan panjang cakupan wilayah 4205,75 km dan durasi waktu penampakan sekitar 11 menit. Dalam sehari satelit akan melintasi Bumi sebanyak 14 kali dengan periode sekitar 100,85 menit.

Kata kunci: *Satelit, Orbit*

## 1 PENDAHULUAN

Satelit LAPAN A2 merupakan generasi kedua dari program pengembangan teknologi satelit Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) setelah sebelumnya berhasil meluncurkan satelit generasi pertama yaitu satelit LAPAN TUBSAT pada tanggal 10 Januari 2007. Satelit LAPAN A2 rencananya akan memiliki struktur yang mirip dengan satelit LAPAN TUBSAT dengan pengembangan dan penambahan muatan satelit yang disesuaikan dengan misinya. Satelit ini masih tergolong kelas satelit mikro dengan volume dan massanya 20 persen lebih besar dibandingkan satelit LAPAN TUBSAT. Satelit LAPAN A2 nantinya akan digunakan untuk misi penginderaan jauh (*remote sensing*). Oleh karena itu muatan yang akan digunakan di antaranya perangkat *Global Positioning System (GPS)* untuk data waktu dan posisi orbit satelit, *Attitude Determination and Control System (ADCS)* untuk stabilitas *platform* satelit selama observasi dan akuisisi data. Selain itu terdapat juga komponen yang berfungsi sebagai pengendali pemrograman otomatis kamera untuk mencapai target geografis saat observasi serta pemuatan memori dan penyimpanan data (<http://lapantubsat.org>).

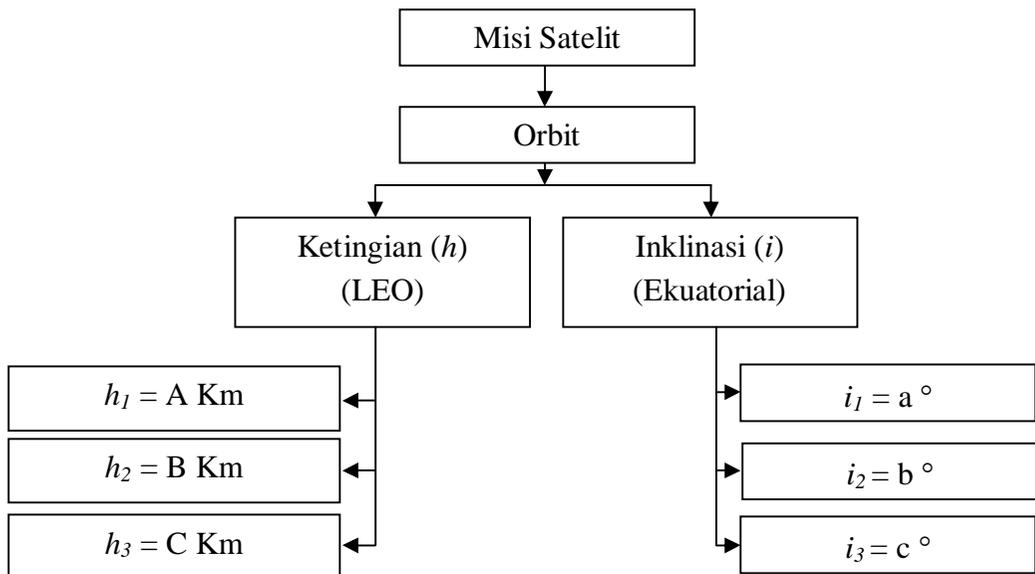
Satelit LAPAN A2 rencananya akan diluncurkan dengan cara menumpang (*piggy back*) dengan menggunakan roket PSLV India. Roket PSLV (*Polar Satellite Launch Vehicle*) biasa digunakan untuk meluncurkan satelit dengan orbit polar. Hal ini menarik karena satelit LAPAN A2 nantinya direncanakan akan memiliki orbit dengan inklinasi ekuatorial.

Peluncuran sebuah wahana antariksa seperti satelit merupakan suatu permasalahan yang kompleks karena melibatkan faktor teknis dan non teknis. Dari segi teknis, beberapa di antaranya adalah kesiapan stasiun peluncur, roket peluncur dan kesiapan satelit untuk diluncurkan. Segi non teknis memperhitungkan faktor topografi daerah peluncuran, iklim dan cuaca yang mempengaruhi stabilitas peluncuran. Peluncuran sebuah satelit menuju orbit hingga operasional satelit dalam selang kala hidup satelit memperhitungkan persyaratan misi satelit yang meliputi penempatan satelit, kinerja sistem, model transfer data, cakupan wilayah, durasi misi dan sebagainya (Ahmad, 2008). Terkait dengan penempatan satelit, umumnya satelit penginderaan jauh ditempatkan pada ketinggian orbit rendah yang berkisar antara 300 – 3000 km dari permukaan Bumi serta memiliki bidang kemiringan orbit (inklinasi) yang bervariasi yaitu ekuatorial dan polar dengan periode orbit yang pendek serta berbentuk lingkaran ( $e = 0$ ).

Satelit LAPAN A2 direncanakan akan ditempatkan di orbit rendah Bumi. Orbit rendah Bumi dikenal sebagai wilayah penempatan satelit yang rawan akan hambatan atmosfer yang tinggi yang akan mempengaruhi ketinggian orbit dan kala hidup satelit di orbit. Dalam astrodinamika pada setiap penempatan satelit di orbit diperlukan beberapa alternatif rancangan mengingat penempatan satelit merupakan suatu hal yang komplek dalam arti misi peluncuran kerap mengalami penundaan karena berbagai faktor yang secara otomatis akan mengubah desain awal orbit. Dalam hal ini diperlukan beberapa skenario orbit yang kemudian dilihat seberapa besar skenario tersebut mendukung misi satelit. Skenario di sini bisa mencakup pemilihan ketinggian dan inklinasi orbit satelit. Dalam penelitian ini dilakukan analisis terhadap beberapa skenario penempatan satelit LAPAN A2 dengan harapan diperoleh wilayah penempatan satelit LAPAN A2 yang optimal dalam mendukung misi satelit selama mengorbit.

## 2 METODE

Metode yang digunakan dalam analisis ini secara garis besar dapat dilihat melalui diagram pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Diagram metode dalam menganalisis skenario penempatan satelit LAPAN A2

Pada Gambar 2-1 dapat dilihat bahwa misi satelit menjadi acuan dalam menempatkan satelit di orbit. Orbit satelit yang digunakan dalam skenario ini dilihat dari ketinggian dan inklinasi satelit dari Bumi. Dalam metoda ini dapat diambil beberapa skenario ketinggian, misalnya A km, B km dan C km dengan inklinasi  $a^\circ$ ,  $b^\circ$  dan  $c^\circ$  secara berturut-turut. Dengan menggunakan persamaan astrodinamika dan simulasi parameter orbit dari skenario yang ada maka pemilihan parameter orbit yang akan mendukung kesuksesan misi satelit dapat dilakukan. Parameter orbit yang mendukung kesuksesan misi satelit ini menjadi desain pertama dalam proses perancangan penempatan satelit di orbit.

### **3 DATA DAN PENGOLAHAN**

Satelit generasi pertama yaitu satelit LAPAN TUBSAT diluncurkan dengan menggunakan roket peluncur PSLV (*Polar Satellite Launch Vehicle*) milik India. Peluncuran satelit ini kemungkinan akan dijadikan sebagai alternatif pilihan sistem peluncur satelit LAPAN A2. Roket PSLV ini dapat membawa satelit dari ketinggian 800 km hingga 900 km (<http://www.bharat-rakshak.com/SPACE/>). Oleh karena itu dalam skenario ini dipilih 3 alternatif wilayah ketinggian orbit satelit yaitu 800 km, 870 km dan 650 km dengan inklinasi  $10^\circ$  dan  $20^\circ$  dan  $8^\circ$ . Alasan pemilihan ketinggian tersebut adalah pada umumnya satelit dengan misi penginderaan jauh ditempatkan pada wilayah ketinggian tersebut. Bila ditinjau dari pengaruh hambatan atmosfer terhadap orbit satelit relatif kecil. Selain itu pengaruh partikel bermuatan terhadap satelit yang dapat mengakibatkan pemuatan pada satelit juga relatif kecil karena satelit ditempatkan di daerah ekuator.

Untuk membuat simulasi lintasan satelit pada suatu wilayah di permukaan Bumi dapat digunakan data orbit (*Two Line Element - TLE*) satelit lain ([www.space-track.org](http://www.space-track.org)) dengan ketinggian identik (Ahmad, 2007). Dalam hal ini data TLE satelit NOAA 17 digunakan sebagai rujukan simulasi orbit LAPAN A2 pada ketinggian 800 km, data TLE satelit FENGYUN 1A pada ketinggian 870 km dan data TLE satelit ALSAT 1 pada ketinggian 650 km. Data TLE masing-masing satelit tersebut dimodifikasi sesuai dengan inklinasi masing-masing alternatif orbit satelit LAPAN A2 yang dapat dilihat pada Gambar 3-1.

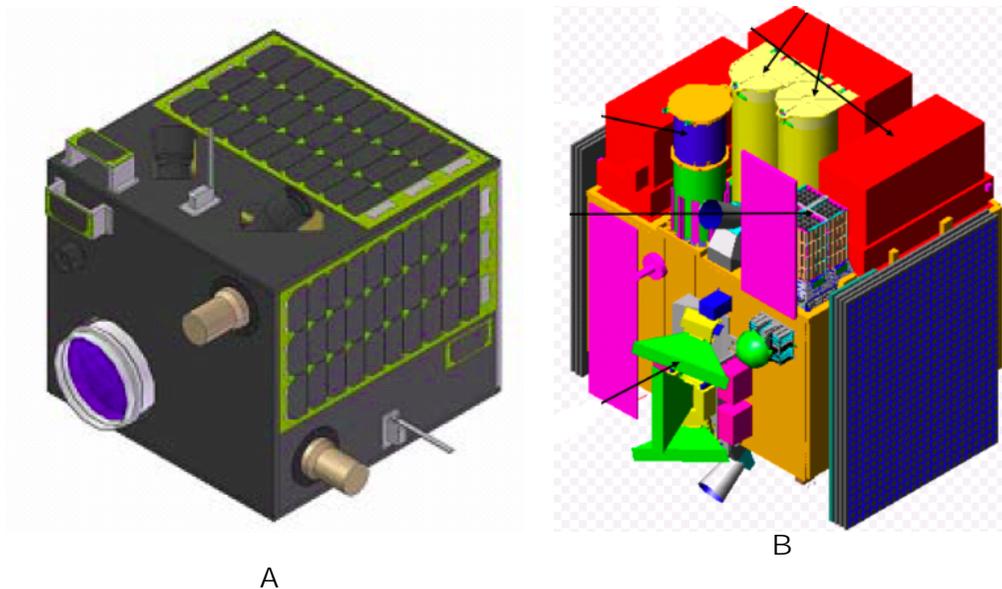
LAPAN A2 merujuk NOAA 17									
1	27453u	02032A	11297.00000000	-.00000099	00000-0	-24809-4	0	7748	
2	27453	010.0000	119.8053	0004890	079.8237	280.4387	14.24135730400059		
		A	B	C	D				
LAPAN A2 merujuk FENGYUN 1A									
1	19467u	88080A	11297.00000000	-.00000126	00000-0	-53903-4	0	7727	
2	19467	020.0000	041.6560	0011450	248.5005	111.4734	14.02791730100269		
		A	B	C	D				
LAPAN A2 merujuk ALSAT 1									
1	27559u	02054A	11297.00000000	.00000124	00000-0	29123-4	0	2456	
2	27559	008.9045	297.8041	0002460	237.7618	122.1434	14.69371785388281		
		A	B	C	D				

Gambar 3-1: Data TLE LAPAN A2 merujuk pada NOAA 17, FENGYUN 1A dan ALSAT 1

Pada Gambar 3-1 dapat dilihat data TLE LAPAN A2 pada ketinggian 800, 870 km dan 650 km pada inklinasi 10°, 20° dan 8° secara berurutan. Parameter orbit seperti inklinasi (Gambar 3-1A) dan eksentrisitas (Gambar 3-1C) merupakan parameter orbit yang relatif tetap, sedangkan parameter orbit lain seperti *Right Ascension of the Ascending Node - RAAN* (Gambar 3-1B) dan *Argument of Perigee - AoP* (Gambar 3-1D) yang menyatakan orientasi satelit terhadap ekuator Bumi merupakan parameter yang berubah-ubah bergantung pada posisi satelit.

Untuk melihat lintasan ini digunakan perangkat lunak orbitron ([www.stoff.pl](http://www.stoff.pl)) dengan mengasumsikan peluncuran dilakukan pada akhir Oktober tahun 2011. Asumsi ini diambil dengan mempertimbangkan kesiapan teknis peluncuran, baik satelit maupun roket peluncur. Asumsi waktu peluncuran ini bukan sesuatu yang baku dalam simulasi lintasan ini karena simulasi ini hanya bertujuan untuk melihat pola lintasan satelit pada suatu wilayah di permukaan Bumi.

Khusus skenario orbit LAPAN A2 pada ketinggian 650 km dan inklinasi 8°, penempatannya akan mengikuti orbit satelit utama milik India yang bernama Astrosat yang akan dibawa oleh roket PSLV (Kadri, 2010). Satelit Astrosat direncanakan ditempatkan pada ketinggian 650 km dengan inklinasi *near equatorial* (mendekati 0°) dan memiliki berat sekitar 1.659 kg (<http://en.wikipedia.org/wiki/Astrosat>). Satelit ini termasuk kelas satelit besar (*big satellite*). Ilustrasi rancangan satelit LAPAN A2 dan Astrosat dapat dilihat pada Gambar 3-2.



Gambar 3-2: Ilustrasi rancangan satelit LAPAN A2 (A) dan Astrosat (B)

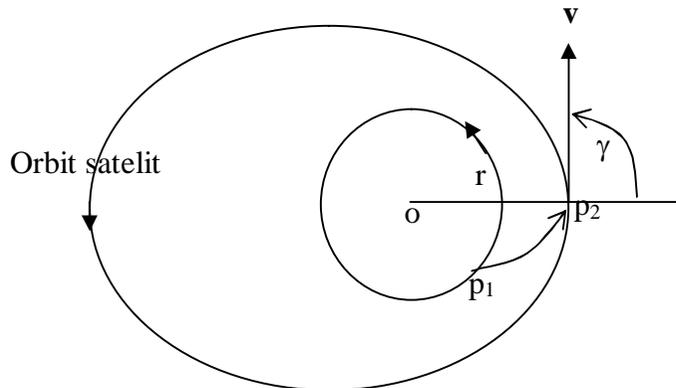
Hal ini berbeda dibandingkan dengan satelit LAPAN A2, karena satelit LAPAN A2 direncanakan memiliki berat sekitar 65 kg dengan ukuran 60 cm x 60 cm x 80 cm berbentuk kubus. Jadi dari beratnya satelit LAPAN A2 dikategorikan sebagai kelas satelit mikro. Pada dasarnya satelit mikro tidak dirancang memiliki sistem propulsi untuk manuver orbit sehingga bila terdapat perubahan bahwa satelit ini harus melakukan manuver orbit maka akan terjadi penyesuaian pada ukuran satelit tersebut.

#### 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

Alternatif penempatan satelit pada ketinggian 800 km, 870 km dan 650 km dengan inklinasi 10°, 20°, dan 8° bila dihitung secara mekanika orbit akan memberikan hasil yang berbeda yang kemudian akan disesuaikan dengan kebutuhan misi satelit. Berdasarkan tinjauan mekanika orbit maka penempatan satelit menuju orbit merupakan salah satu hal penting bagi kesuksesan misi satelit. Fase penempatan ini sangat bergantung pada kondisi awal satelit ketika diluncurkan pada suatu tempat (*Launch site*) di permukaan Bumi. Oleh karena itu analisis penempatan satelit ini dilakukan dengan menggunakan persamaan-persamaan mekanika orbit yang ada dalam astrodinamika.

Penempatan satelit setelah proses separasi dari roket peluncur tingkat akhir disebut juga fase terbang bebas (*free flight*). Pada fase ini

dilakukan kalkulasi posisi, kecepatan dan sudut zenith satelit dengan mengasumsikan bahwa penempatan awal ini terjadi di *perigee* satelit (jarak terdekat satelit dengan Bumi). Hal ini dapat dilihat pada Gambar 4-1.



Gambar 4-1: Ilustrasi penempatan satelit pada kondisi awal

Pada Gambar 4-1,  $v$  menyatakan vektor kecepatan satelit,  $op_2$  ( $r$ ) menyatakan jarak satelit dari pusat Bumi,  $p_1p_2$  menyatakan jendela peluncuran satelit dan  $\gamma$  menyatakan sudut azimuth satelit. Titik pemadaman roket terjadi di  $p_2$  (*perigee*). Rotasi Bumi dan satelit (arah *prograde*) berlawanan dengan arah jarum jam. Pada setiap rancangan awal orbit, sudut azimuth sering diasumsikan bernilai  $90^\circ$ . Hal ini disebabkan satelit yang ditempatkan pada sudut ini tidak akan banyak menggunakan bahan bakar (<http://www.braeunig.us/space/>). Dengan menggunakan radius Bumi sebesar 6.378,14 km, maka diperoleh besarnya kecepatan sirkular satelit melalui persamaan 4-1.

$$v_{sir} = \sqrt{\mu / r} \tag{4-1}$$

dengan  $v_{sir}$  merupakan kecepatan sirkular satelit,  $r$  jarak satelit dan  $\mu$  konstanta gravitasi Bumi dengan nilai  $3,986 \cdot 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ . Kecepatan sirkular masing-masing alternatif ketinggian orbit satelit dapat dilihat pada Tabel 4-1. Dari kecepatan ini sekaligus dapat diketahui periode satelit mengelilingi Bumi dalam sehari.

Tabel 4-1: KECEPATAN SIRKULAR DAN PERIODE SATELIT LAPAN A2

Ketinggian satelit (km)	Jarak satelit (km)	Kecepatan satelit (km/s)	Periode (Menit)
800	7178,14	7,45	100,85
870	7248,14	7,42	102,24
650	7028,14	7,53	97,69

Ketinggian terdekat (*perigee*) dan terjauh (*apogee*) satelit dari permukaan Bumi pada kondisi awal peluncuran dihitung melalui persamaan 4-2,

$$\left(\frac{R_p}{r_1}\right)_{1,2} = \frac{-C \pm \sqrt{C^2 - 4(1-C)(-\sin^2 \gamma_1)}}{2(1-C)} \tag{4-2}$$

dengan  $C = \frac{2\mu}{r_1 v_1^2}$

Dalam hal ini  $R_p$  merupakan ketinggian *perigee* satelit,  $r_1$ ,  $v_1$  dan  $\gamma_1$  merupakan jarak, kecepatan dan sudut azimuth satelit pada kondisi awal peluncuran. Dengan menggunakan persamaan 4-2, tinggi *perigee* dan *apogee* satelit dapat dihitung. Tinggi *perigee* dan *apogee* ini sekaligus memberikan informasi mengenai bentuk orbit satelit melalui nilai eksentrisitas. Hal ini dapat dilihat pada Tabel 4-2.

Tabel 4-2: TINGGI *PERIGEE* DAN *APOGEE* SATELIT LAPAN A2

Ketinggian satelit (km)	Tinggi <i>Perigee</i> (km)	Tinggi <i>Apogee</i> (km/s)	Eksentrisitas
800	807	814	0,000489
870	836	853	0,001145
650	653	656	0,000246

Pada Tabel 4-2 terlihat bahwa tinggi *perigee* dan *apogee* satelit tidak persis sama dengan ketinggian yang diinginkan. Hal ini disebabkan pengambilan asumsi sudut azimuth sebesar 90° yang sangat berpengaruh terhadap jarak *perigee* dan *apogee* satelit. Pada kondisi awal rancangan orbit hal ini biasa terjadi. Nilai tersebut nantinya akan dikoreksi lagi beberapa waktu menjelang peluncuran. Nilai eksentrisitas satelit semuanya hampir mendekati nol yang sekaligus membuktikan bahwa orbit satelit pada kondisi awal berbentuk lingkaran (sirkular).

Satelit LAPAN A2 direncanakan akan diluncurkan dari tempat peluncuran yang bernama Sriharikota, India, yang memiliki koordinat 13° 45' 0 LU dan 80° 10' 0 BT. Dengan demikian, sudut peluncuran ( $\theta$ ) dari jarak terdekat satelit (*perigee*) dengan tempat peluncuran dihitung dengan menggunakan persamaan 4-3.

$$\tan \theta = \frac{\left(\frac{r_1 v_1^2}{\mu}\right) \sin \gamma_1 \cos \gamma_1}{\left(\frac{r_1 v_1^2}{\mu}\right) \sin^2 \gamma_1 - 1} \tag{4-3}$$

Perhitungan menggunakan persamaan 4-3 memberikan sudut peluncuran sebesar  $0^\circ$ . Kecepatan tempat peluncuran relatif terhadap Bumi dihitung dengan menggunakan informasi lintang peluncuran sebagai berikut (Wertz and Larson, 1999).

$$V_L = (464,5 \text{ m/s}) \cos L \quad (4-4)$$

dengan  $V_L$  merupakan kecepatan tempat peluncuran dan  $L$  adalah lintang tempat peluncuran. Dengan menggunakan persamaan (4-4) maka besarnya kecepatan tempat peluncuran relatif terhadap Bumi adalah sekitar 451,2 m/s. Besarnya azimuth peluncuran dihitung dengan menggunakan persamaan 4-5

$$\sin \beta_1 = \cos i / \cos L \text{ atau } \cos i = \sin \beta_1 \cos L \quad (4-5)$$

Dari persamaan 4-5 bila inklinasi ( $i$ ) sebesar  $20^\circ$  maka diperoleh azimuth peluncuran sekitar  $75^\circ$ . Bila inklinasi sebesar  $10^\circ$  dan  $8^\circ$  maka tidak terdapat jendela peluncuran karena inklinasi lebih kecil dibandingkan lintang peluncuran (Vallado, 2001). Hal ini memberikan arti bahwa untuk satelit yang akan diluncurkan dengan inklinasi  $10^\circ$  dan  $8^\circ$  harus dilakukan di tempat peluncuran lainnya mengingat letak geografis India tidak memadai untuk peluncuran satelit dengan inklinasi lebih rendah dibanding letak lintang geografisnya. Dari persamaan (4-5), minimum bila  $\beta_1 = 90^\circ$ , yaitu bila  $i = L$ . Jadi bila diluncurkan di Sriharikota ( $L = 13^\circ 45' \text{ LU}$ ), maka inklinasi minimum satelit,  $i = 13^\circ 45'$ . Dalam mekanika orbit, ketersediaan jendela peluncuran (*launch window*) yang menyatakan periode waktu yang tepat untuk peluncuran satelit agar mencapai target yang diinginkan, dinyatakan melalui tiga persyaratan berikut (Wertz and Larson, 1999).

- Jika  $L > i$  untuk orbit *prograde* atau  $L > 180^\circ - i$  untuk orbit *retrograde*, maka tidak terdapat jendela peluncuran.
- Jika  $L = i$  atau  $L = 180^\circ - i$ , maka terdapat satu jendela peluncuran.
- Jika  $L < i$  atau  $L < 180^\circ - i$ , maka terdapat dua jendela peluncuran.

Orbit *prograde* merupakan orbit satelit yang searah dengan gerak rotasi Bumi ( $i < 90^\circ$ ) sedangkan orbit *retrograde* merupakan orbit satelit yang berlawanan dengan gerak rotasi Bumi ( $i > 90^\circ$ ).

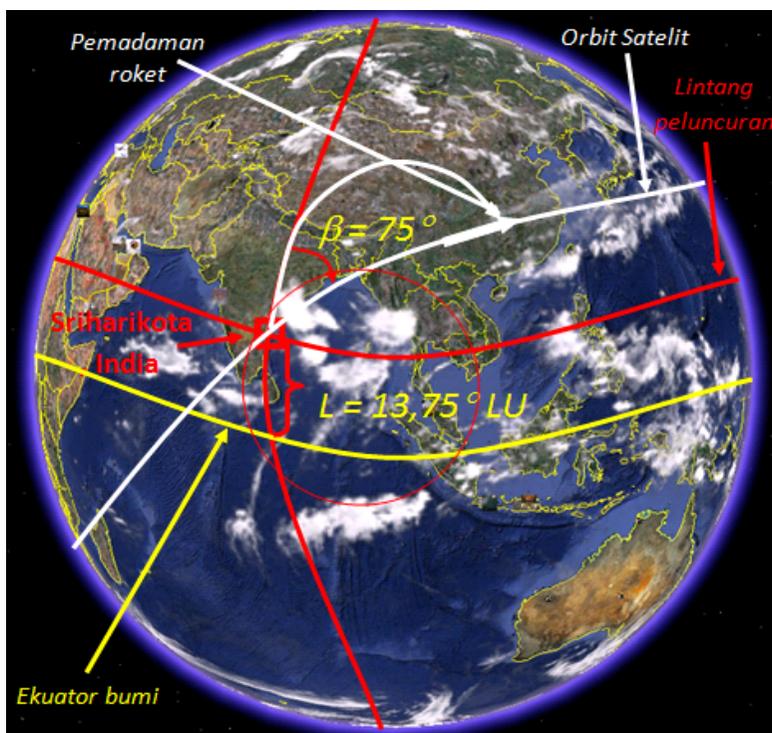
Bila satelit LAPAN A2 tetap menggunakan alternatif orbit pada ketinggian 800 km, inklinasi  $10^\circ$  atau ketinggian 650 km dengan

inklinasi 8° menggunakan roket PSLV pada tempat yang sama (Sriharikota), maka peluncuran satelit ini harus menggunakan manuver ganti inklinasi yang memerlukan bahan bakar yang cukup besar. Misalnya pada kasus wahana antariksa milik NASA, Dawn spacecraft. Manuver inklinasi sebesar 1° pada wahana ini menggunakan jenis bahan bakar ion (*ion thruster*) memerlukan perubahan kecepatan sebesar 132 m/detik (<http://www.thespacereview.com/article/1373/1>). Bila manuver satelit LAPAN A2 nantinya akan menggunakan jenis bahan bakar yang sama, maka besarnya penggunaan bahan bakar akan sebanding dengan kelipatan perubahan inklinasi yang diperlukan. Hal ini selain berpengaruh besar terhadap *budget*, juga akan mempengaruhi ukuran tabung yang akan membawa bahan bakar (*fuel tank*) serta kestabilan antara satelit dengan tabung tersebut. Pada umumnya, satelit mikro dengan berat kurang dari 100 kg tidak dilengkapi dengan sistem manuver orbit. Dalam makalah ini tidak akan meninjau manuver ganti inklinasi pada LAPAN A2 nantinya karena hal ini memerlukan kajian khusus mengenai jenis bahan bakar yang akan digunakan, spesifikasi roket PSLV yang mendukung terhadap penambahan ukuran LAPAN A2 akibat penambahan bahan bakar tersebut serta teknis penyisipan (*attachment*) tabung bahan bakar tersebut pada satelit. Oleh karena itu, mengingat alternatif orbit yang memungkinkan untuk diluncurkan secara normal dari tempat peluncuran adalah orbit dengan ketinggian 870 km dengan inklinasi 20°, maka analisis ini fokus pada pembahasan alternatif orbit satelit LAPAN A2 dengan inklinasi 20°.

Dalam peluncuran satelit, perlu memperhitungkan juga besar sudut koreksi peluncuran akibat pengaruh rotasi Bumi. Untuk peluncuran satelit LAPAN A2 dengan inklinasi 20°, besarnya koreksi akibat kecepatan rotasi Bumi diperoleh melalui persamaan 3-6 sebagai berikut,

$$\tan \gamma \approx (V_L/V_0) \cos \beta_1 \quad (4-6)$$

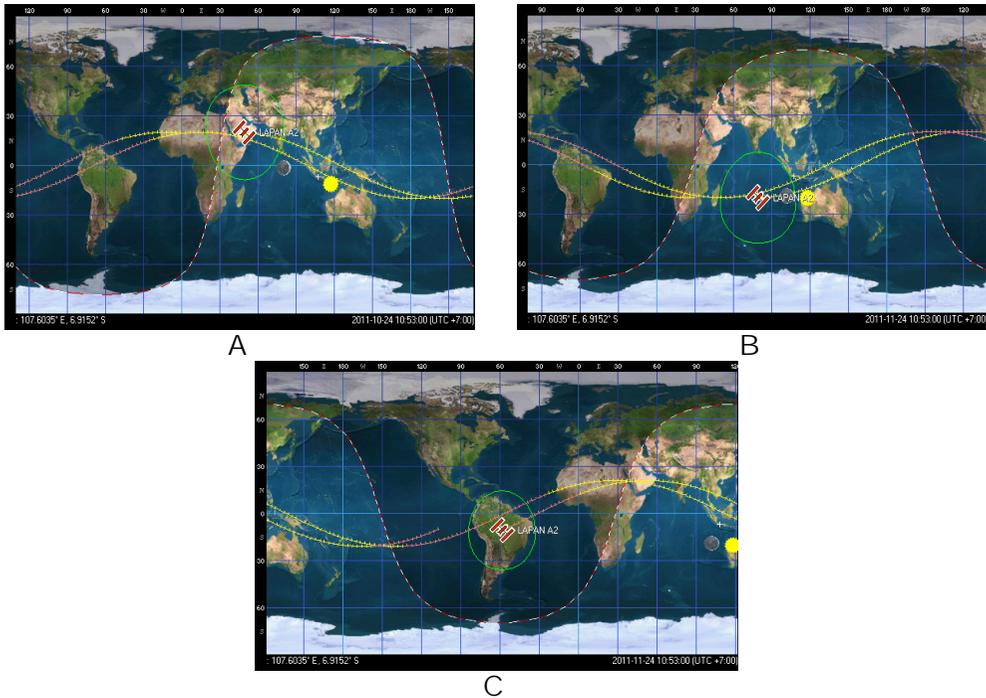
dalam hal ini  $V_0$  merupakan kecepatan rotasi Bumi di ekuator yang besarnya sekitar 7,8 km/s. Dengan demikian besarnya koreksi ini adalah sekitar 0,015°. Ilustrasi peluncuran satelit dari India sekaligus penempatan satelit LAPAN A2 nantinya di orbit dapat dilihat pada Gambar 4-2.



Gambar 4-2 : Ilustrasi penempatan satelit LAPAN A2 di orbit

Perhitungan pemilihan inklinasi satelit melalui jendela peluncuran hanya memungkinkan untuk inklinasi  $20^\circ$  ( $i > 13^\circ 45'$ ). Adapun pemilihan ketinggian satelit nantinya tidak menjadi permasalahan terhadap jendela peluncuran karena ketinggian ini hanya terkait dengan operasional satelit di orbit seperti pengaruh hambatan atmosfer pada ketinggian orbit dan dampak partikel bermuatan terhadap sistem satelit.

Pemilihan inklinasi  $20^\circ$  ini sekaligus mereduksi skenario orbit satelit LAPAN A2 dalam hal pemilihan inklinasi satelit. Dengan demikian inklinasi yang digunakan untuk simulasi lintasan ini hanya ditampilkan untuk inklinasi  $20^\circ$  dengan mengasumsikan tempat peluncuran dilakukan di Sriharikota, India. Data TLE yang digunakan untuk simulasi lintasan LAPAN A2 ini merupakan data TLE yang terdapat pada pada Gambar 4-1 dan simulasi lintasannya menggunakan perangkat lunak Orbitron untuk masing-masing ketinggian dapat dilihat pada Gambar 4-3.



Gambar 4-3: Simulasi lintasan satelit LAPAN A2 870 km (A), 800 km (B) dan 650 km (C)

Pada Gambar 4-3 simulasi satelit LAPAN A2 dilakukan dengan mengasumsikan waktu peluncuran terjadi pada akhir Oktober tahun 2011 dengan memilih Bandung sebagai stasiun Bumi. Lintasan satelit LAPAN A2 pada ketiga ketinggian tersebut tidak akan melebihi lintang 20° utara dan selatan Bumi. Skenario ketinggian satelit pada 870 km, 800 km dan 650 km dengan pemilihan inklinasi 20° memberikan informasi parameter gerak satelit (Wertz and Larson, 2001) bila dilihat dari stasiun Bumi seperti yang terlihat pada Tabel 4-3.

Tabel 4-3: PARAMETER GERAK SATELIT DILIHAT DARI BUMI

Parameter	Ketinggian Orbit		
	650 km	800 km	870 km
<i>T</i> menit	9	10,6	11,4
<i>Rev/d</i>	15	14	14
<i>FOV</i> °	33,2	37,8	40
<i>SW</i> (km)	3693,9	4205,75	4450,52
<i>Pass</i>	14	14 kali	13 kali

Pada Tabel 4-3, *T* menyatakan durasi satelit melintasi wilayah Indonesia. Satelit LAPAN A2 pada ketinggian 870 km memiliki durasi melintas yang lebih lama dan sudut pandang (*Field of view - FOV*) yang lebih besar dibandingkan dengan satelit pada ketinggian 650 km dan 800 km. Sudut pandang yang besar pada ketinggian 870 km ini memberikan panjang cakupan wilayah (*Swath Width - SW*) yang lebih besar sekitar 4450 km. Satelit LAPAN A2 yang ditempatkan pada ketinggian 650 km dan 800 km akan melewati wilayah Indonesia dengan frekuensi yang sama sekitar 14 kali dalam sehari. Meskipun satelit LAPAN A2 pada ketinggian 870 km memiliki panjang cakupan wilayah yang lebih besar, namun dalam hal ini satelit pada ketinggian 800 km lebih sering melintasi wilayah Indonesia dibandingkan pada ketinggian 870 km. Hal ini memberikan keuntungan dalam misi penginderaan jauh dan sekaligus menjadi rujukan dalam pencapaian misi satelit. Perbandingan parameter satelit LAPAN A2 ini dengan satelit generasi sebelumnya, LAPAN TUBSAT, dapat dilihat pada Tabel 4-4.

Tabel 4-4: PERBANDINGAN PARAMETER GERAK SATELIT LAPAN A2 DAN LAPAN TUBSAT

<i>Parameter</i>	<b>Satelit LAPAN A2</b>			<b>Satelit LAPAN TUBSAT</b>
	<i>Ketinggian Orbit</i>			<i>Ketinggian Orbit</i>
	<i>650 km</i>	<i>800 km</i>	<i>870 km</i>	<i>630 km</i>
<i>T menit</i>	9	10,6	11,4	9
<i>Rev/d</i>	15	14	14	15
<i>FOV°</i>	33,2	37,8	40	32,6
<i>SW (km)</i>	3693,9	4205,75	4450,52	3627,18
<i>Pass</i>	14	14 kali	13 kali	4 kali

Pada Tabel 4-4 terlihat bahwa panjang cakupan wilayah satelit lebih kecil sekitar 3627 km dan satelit ini melintasi wilayah Indonesia 4 kali dalam sehari. Hal ini disebabkan satelit ini ditempatkan pada inklinasi polar dengan inklinasi sekitar 97,8° (<http://www.space-track.org>). Hal ini sekaligus membuktikan bahwa satelit Indonesia yang ditempatkan di wilayah ekuator akan sering melewati wilayah Indonesia dibandingkan satelit Indonesia yang ditempatkan di daerah polar.

#### 4 KESIMPULAN

Satelit LAPAN A2 yang direncanakan akan diluncurkan dengan menggunakan roket PSLV India 4 tingkat di Sriharikota (India) hanya

memungkinkan diluncurkan pada inklinasi 20° (dari 3 pilihan inklinasi pada simulasi ini) sesuai dengan ketersediaan jendela peluncuran (*launch window*) letak geografis daerah tersebut. Desain orbit satelit LAPAN A2 dengan misi penginderaan jauh, melalui kalkulasi dan analisis mekanika orbit serta simulasi lintasan dengan menggunakan data orbit (TLE) satelit NOAA 17, FENGYUN 1A dan ALSAT 1 sebagai rujukan, diperoleh bahwa orbit yang optimal dalam mendukung kesuksesan misi adalah orbit dengan ketinggian sekitar 800 km karena satelit akan memiliki panjang cakupan wilayah sekitar 4205,75 km, yaitu sekitar 84% dari panjang ekuator Indonesia. Meskipun tidak seluruh wilayah Indonesia yang dapat dicakup oleh satelit, namun setidaknya dengan frekuensi 14 kali lintasan tiap hari, satelit telah dapat melakukan pemantauan untuk seluruh wilayah Indonesia.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Ahmad, N., 2007. *Karakteristik Orbit Satelit Mikro Di Ketinggian LEO*, Jurnal Sains Dirgantara LAPAN Vol.5 No.1 desember 2007 hal 43-57.
- Ahmad, N., 2008. *Analisis Gerak Satelit LAPAN TUBSAT*, Buku Matahari dan Antariksa LAPAN Bandung hal 87-96.
- Kadri, T.M., 2010. *Indonesia's Equatorial Orbit Twin Satellites for Space-based Safety Application in the Disaster Mitigation and Relief Effort*, 16th Session of Asia Pacific Regional Space Agency Forum Bangkok, Thailand.
- Vallado, D.A, 2001. *Fundamental of Astrodynamics and Application*, Kluwer Academic Publishers.
- Wertz, J. R., and Larson, W. J, 1999. *Space Mission Analysis And Design*, Kluwer Academic Publishers.
- Wertz, J. R., and Larson, W.J, 2001. *Mission Geometry : Orbit and Constellation Design and Management*, Kluwer Academic Publishers.