

KARAKTERISTIK ORBIT SATELIT MIKRO DI KETINGGIAN LEO

Nizam Ahmad
Peneliti Pusat Pemanfaatan Sains Antariksa, LAPAN
Email: nlzam@bdg,lapan.go.id

ABSTRACT

The Micro satellite is commonly placed in Low Earth Orbit (LEO) which has the altitude approximately about 300-1000 km above surface of the earth. At this altitude, the orbit of satellite will be influenced by perturbation force from atmospheric drag (Hasting, 1996) and earth oblateness. The understanding of orbit characteristics by studying the space environment where the satellite placed, will give much help in every launch of satellites. In this research, the study conducted by using 6 micro satellites as references with varying altitudes. The simulation results that the placement of satellite in the right position will reduce the effects of those perturbations on the satellite's orbit. It can be seen that all these micro satellites have conducted their mission goals, at least until this time.

ABSTRAK

Satelit mikro pada umumnya ditempatkan pada ketinggian orbit rendah Bumi (LEO), yaitu sekitar 300-1000 km di atas permukaan Bumi. Pada ketinggian ini, orbit satelit mengalami gangguan yang umumnya berasal dari hambatan atmosfer (Hasting, 1996) dan geometri Bumi yang tidak sferis (efek Bumi pepat). Pemahaman akan karakteristik orbit melalui kajian lingkungan antariksa di ketinggian satelit sangat membantu dalam setiap peluncuran satelit. Dalam penelitian ini, kajian dilakukan dengan menggunakan 6 buah satelit mikro sebagai rujukan dengan ketinggian yang bervariasi. Melalui simulasi yang dilakukan, diperoleh bahwa penempatan satelit di orbit yang tepat dapat mereduksi tingkat gangguan yang terjadi dan ini terjadi pada ketujuh satelit tersebut. Dari simulasi dapat dikatakan bahwa sejak peluncuran hingga saat ini, misi satelit dapat terpenuhi.

Kata kunci: *Satelit mikro, Orbit, Lingkungan antariksa*

1 PENDAHULUAN

Penempatan satelit pada orbit yang tepat menjadi faktor utama dalam pencapaian misi satelit. Satelit pada suatu ketinggian tertentu akan memiliki karakteristik orbit yang sesuai dengan kondisi lingkungan antariksa di ketinggian tersebut. Dengan memahami karakteristik orbit pada setiap ketinggian satelit akan memberikan manfaat dalam setiap peluncuran dan

penempatan satelit baru di orbitnya diantaranya dapat mereduksi tingkat gangguan dan menghindari satelit dari resiko *decay* (peluruhan ketinggian).

Pada umumnya, satelit mikro ditempatkan diketinggian orbit rendah (LEO). Pada ketinggian ini, ada dua gaya luar yang berpengaruh terhadap orbit satelit yaitu hambatan atmosfer (*atmospheric drag*) dan geometri Bumi yang tidak sferis atau disebut juga dengan efek Bumi pepat (*Earth oblateness*). Hambatan atmosfer semakin membesar seiring dengan rendahnya ketinggian satelit dan pada ketinggian tertentu (umumnya < 200 km), hambatan atmosfer akan menyebabkan satelit yang ditempatkan pada ketinggian tersebut akan *decay* dalam waktu cepat. Sebagai contoh, satelit Badr 1 milik Pakistan yang diluncurkan pada 16-7-1990 dengan orbit 127 x 170 km mengalami *decay* pada tanggal 8-12-1990. Hal ini tentu saja akan berdampak pada banyak hal, salah satunya adalah kerugian finansial akibat gagalnya misi.

Satelit mikro tidak dilengkapi dengan sistem propulsi sehingga tidak dapat melakukan manuver orbit bila terjadi gangguan. Oleh karena itu, cara yang bisa ditempuh untuk mengurangi resiko gagalnya misi adalah melalui serangkaian perhitungan yang tepat dalam hal peluncuran dan penempatan satelit. Ini dapat dilakukan melalui kajian terhadap beberapa satelit yang telah diluncurkan dan identik dalam hal misi maupun orbitnya. Hal inilah yang telah dilakukan dalam penelitian ini.

2 DATA DAN PENGOLAHAN

Dalam penelitian ini, kajian dilakukan dengan menggunakan beberapa satelit mikro sebagai rujukan yang dapat dilihat pada Tabel 2-1.

Tabel 2-1 : SATELIT MIKRO (MIKROSAT)

No.	Nama Satelit	Negara
1.	Alsat-1	Aljazira
2.	Badr B	Pakistan
3.	Bilsat -1	Turki
4.	Fedsat	Australia
5.	Sunsat	Afrika Selatan
6.	TiungSAT	Malaysia

Berdasarkan inklinasinya, secara umum satelit-satelit di atas dikelompokkan dalam 2 kategori, *near polar* dan *near ekuatorial*. Dengan melakukan simulasi berdasarkan data satelit, dilakukan kajian terhadap karakteristik orbit yang meliputi evolusi ketinggian satelit dan perubahan elemen-elemen orbit yang secara langsung dipengaruhi oleh gaya gangguan di ketinggian orbit tersebut (presesi nodal dan rotasi apsida). Hal ini

diperlukan untuk mengetahui apakah selama operasionalnya, kebutuhan misi satelit masih terpenuhi atau tidak.

Dalam simulasi orbit ini, digunakan data-data TLE (*Two Line Elements*). Data TLE merupakan data-data elemen satelit yang dikumpulkan oleh NORAD. Data-data ini dapat diakses melalui situs www.space-track.org. Data-data satelit mikro yang digunakan sebagai rujukan dapat dilihat pada Tabel 2-2 (Space-track.org)

Tabel 2-2 : DATA ORBIT MIKROSAT

Name	Period (inin)	Incl {deg}	Apogee (km)	Perigee (km)
Alsat-1	98.44	98.1	691	677
BadrB	105.1	99.4	1014	985
Bilsat-1	98.44	98.1	692	676
Fedsat	100.85	98.53	806	792
Sunsat	99.77	96.48	854	641
TiungSAT	97.1	64.5	656	584

Untuk memperoleh karakteristik mikrosat di atas, perlu dilakukan kalkulasi orbit dengan beberapa cara seperti menggunakan sistem Keplerian untuk melihat profil orbit bila tiada gangguan sama sekali, kemudian membandingkannya dengan hasil pengamatan. Untuk analisis orbit lebih lanjut, orbit yang diperoleh dari kedua cara di atas perlu dikoreksi dengan menggunakan model propagasi SGP4 (*Simplified General Perturbation 4*) sebagai upaya rekonstruksi orbit. Model propagasi SGP4 ini cukup akurat dan model ini banyak digunakan oleh badan antariksa beberapa negara seperti NASA, ESA, dsb.

Dalam hal ini, kalkulasi elemen orbit difokuskan pada ketinggian satelit (h), sumbu semi mayor (a), *right ascension of ascending node* (Q) dan *argument of perigee* (ω). Hal ini mengingat keempat elemen orbit ini secara langsung dipengaruhi oleh gaya gangguan yang dominan di ketinggian orbit rendah Bumi, yaitu hambatan atmosfer dan efek Bumi pepat.

Hal pertama yang dilakukan adalah melihat kondisi orbit bila tiada gaya gangguan (Keplerian). Disini, kalkulasi elemen orbit bersesuaian dengan data epoch yang ada di NORAD TLE. Maksudnya adalah data epoch orbit satelit yang diperoleh melalui TLE digunakan sebagai *input* dalam sistem Keplerian ini untuk menghasilkan posisi (r) dan kecepatan (v) satelit. Dengan demikian, setiap nilai r dan v yang dihasilkan dalam sistem ini dapat dibandingkan dengan r dan v yang diperoleh melalui pengolahan data TLE (dari epoch awal saat mengorbit hingga epoch sekarang).

Untuk mencari r dan v dalam sistem Keplerian pada setiap epoch, diperlukan data awal orbit pada saat satelit mengorbit (*Orbit Insertion*). Hal

ini dapat diketahui dengan memanfaatkan perangkat lunak STSPlus (Ransom) dan Trakstar (Kelso). Data awal ini dapat dilihat pada Tabel 2-3.

Tabel 2-3 : DATA POSISI DAN KECEPATAN MIKROSAT (INSERSI)

SATELIT	EPOCH	WAKTU (hh:mm:ss)	POSISI (km)			KECEPATAN (km/s)		
			r_x	r_y	r_z	v_x	v_y	v_z
Alsat 1	2002 11 28	07:32:25	5125.219	9858.610	-216.915	0.573	-0.915	3.587
Badr B	2001 12 10	18:31:57	-1411.022	-3515.318	-6324.937	-4.403	-4.671	-7.428
Bilsat 1	2003 9 28	00:01:36	-3415.496	145.226	-6185.313	-6.187	2.452	3.466
Fedsat	2002 12 14	09:22:43	-140.976	2286.312	-6807.905	3.074	6.440	2.107
Sunsat	1999 2 23	16:31:14	3719.551	905.481	-5926.689	6.438	-0.049	-3.945
TiangSAT	2000 9 26	16:24:14	78.479	3270.129	-6238.863	-6.961	-2.442	-1.329

Dengan menggunakan program propagasi Keplerian buatan Vallado, r dan v untuk setiap epoch dapat dihitung (ditampilkan dalam bentuk gratis).

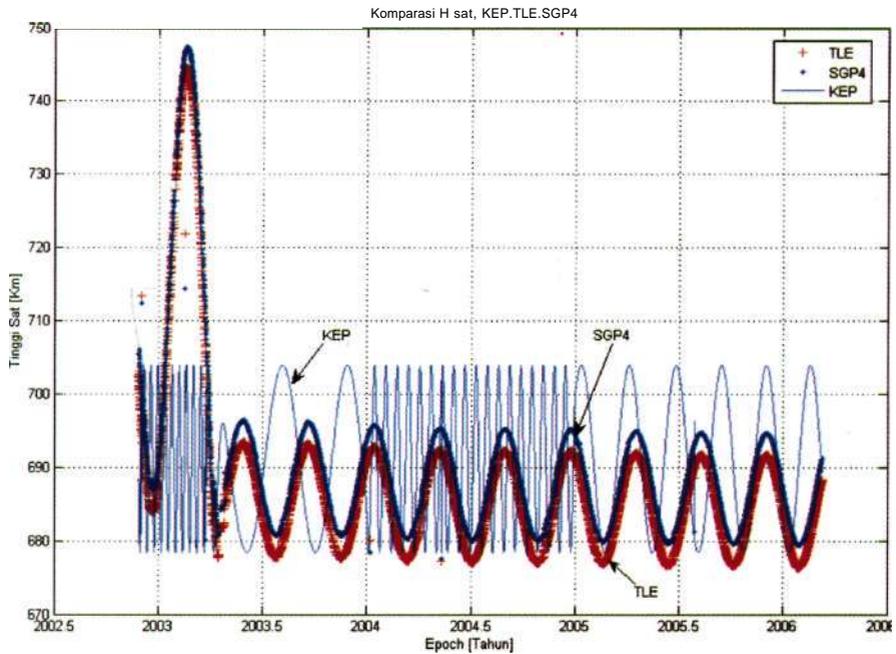
Setelah elemen orbit dalam sistem Keplerian diperoleh, dibandingkan dengan hasil pengamatan (TLE). Perbandingan ini memberikan gambaran awal mengenai perubahan orbit satelit. Namun ini tidak dapat digunakan untuk analisis lanjut mengenai karakteristik orbit. Tujuan perbandingan disini hanyalah sekedar untuk melihat gambaran kasar perubahan orbit yang terjadi tanpa/adanya gaya gangguan, bukan untuk analisis lanjut orbit satelit.

Analisis orbit untuk memperoleh karakteristik orbit diperoleh melalui rekonstruksi dengan menggunakan model propagasi SGP4. Model propagasi ini merupakan model kalkulasi orbit yang melibatkan pengaruh gaya gangguan seperti hambatan atmosfer dan efek Bumi pepat. Dengan model ini juga bisa di prediksi orbit suatu satelit ke depan (rata-rata 3 hari untuk satelit di ketinggian LEO). Dari model propagasi ini, diperoleh ketinggian satelit (h), sumbu semi mayor (a), *right ascension of ascending node* (H_j dan *argument of perigee* ($a>$). Dari analisis keempat parameter tersebut, dapat diperoleh gambaran umum karakteristik orbit satelit mikro. Dari salah satu parameter tersebut pula (a) dapat diperkirakan kala hidup (*Life Time*) orbit satelit.

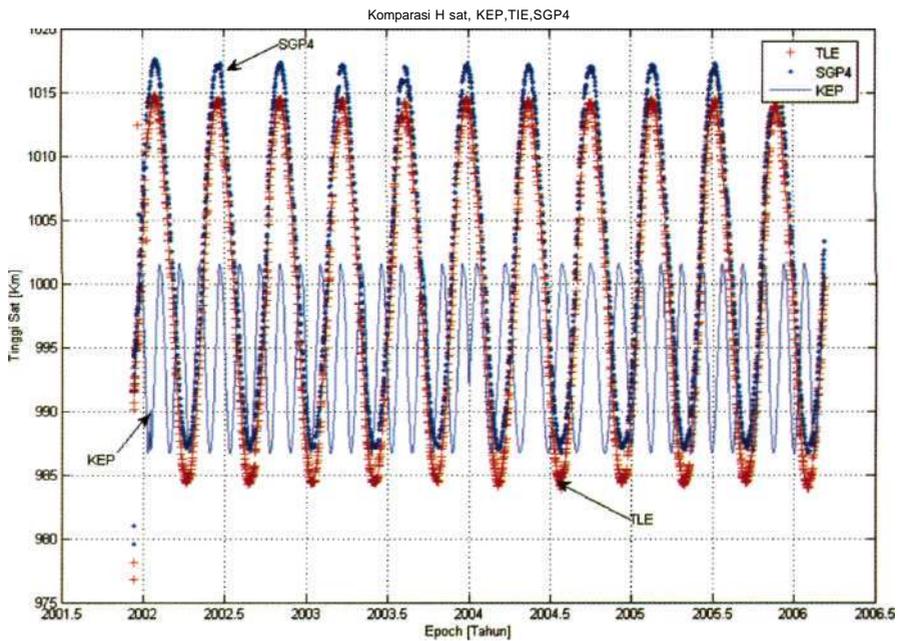
3 HASIL

Berikut dapat dilihat parameter orbit sebagai hasil simulasi untuk masing-masing satelit mikro. Disini ditampilkan parameter orbit yang diperoleh melalui sistem Keplerian (-), Pengamatan/TLE (+) dan rekonstruksi/SGP4 (.).

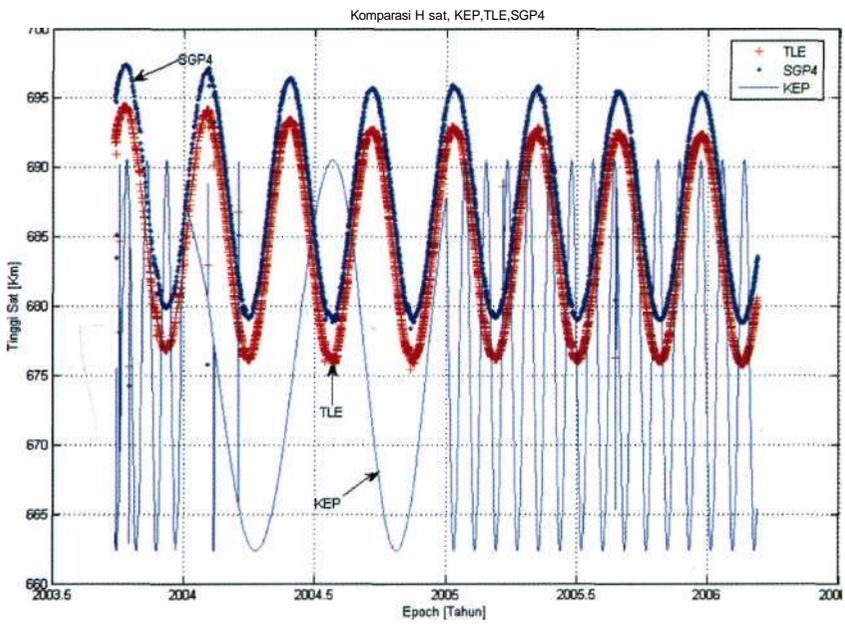
3.1 Ketinggian Orbit Satelit Mikrosat (KEP, TLE, SGP4)



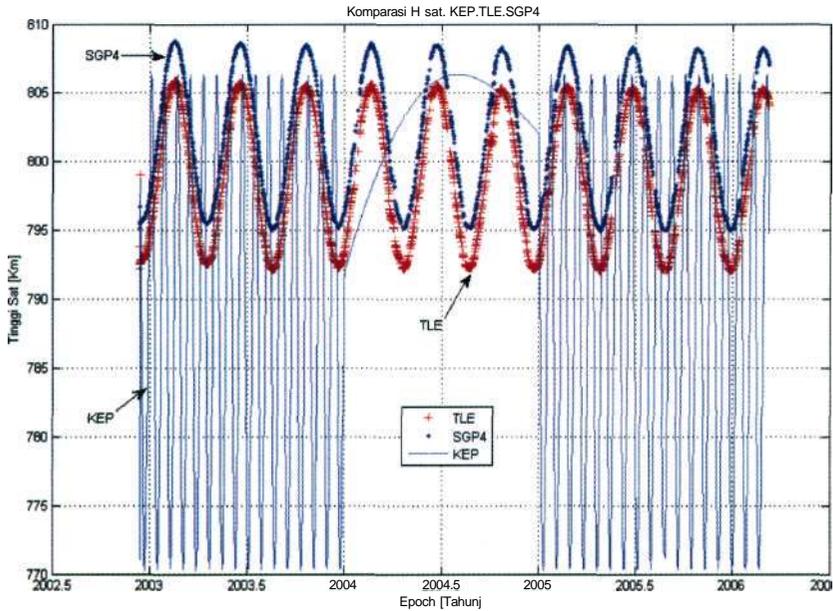
Gambar 3-1a: Profil ketinggian orbit satelit Alsat-1 berdasarkan perhitungan (KEP, TLE, SGP4)



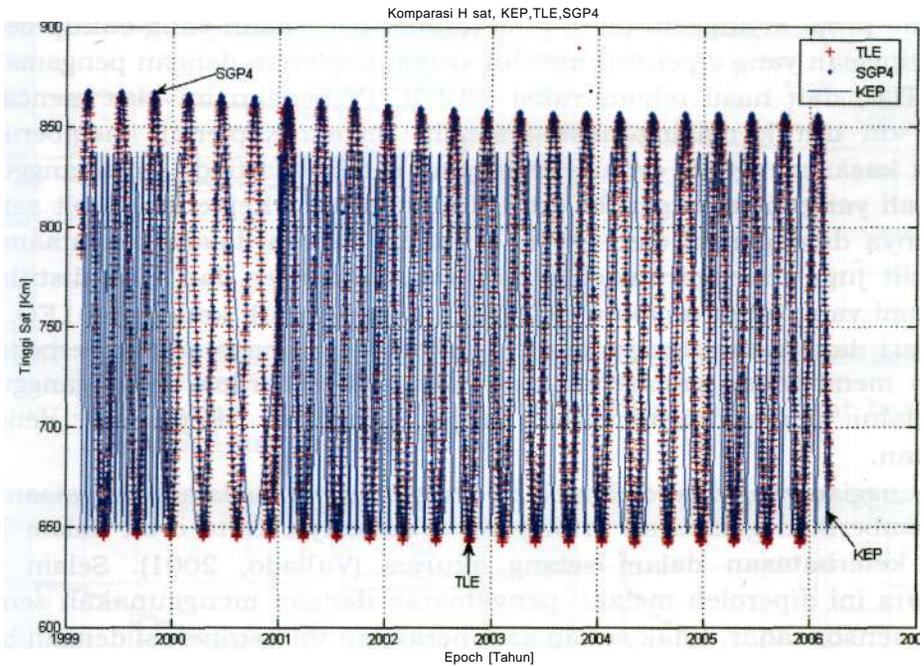
Gambar 3-1b: Profil ketinggian orbit satelit Badr B berdasarkan perhitungan (KEP, TLE, SGP4)



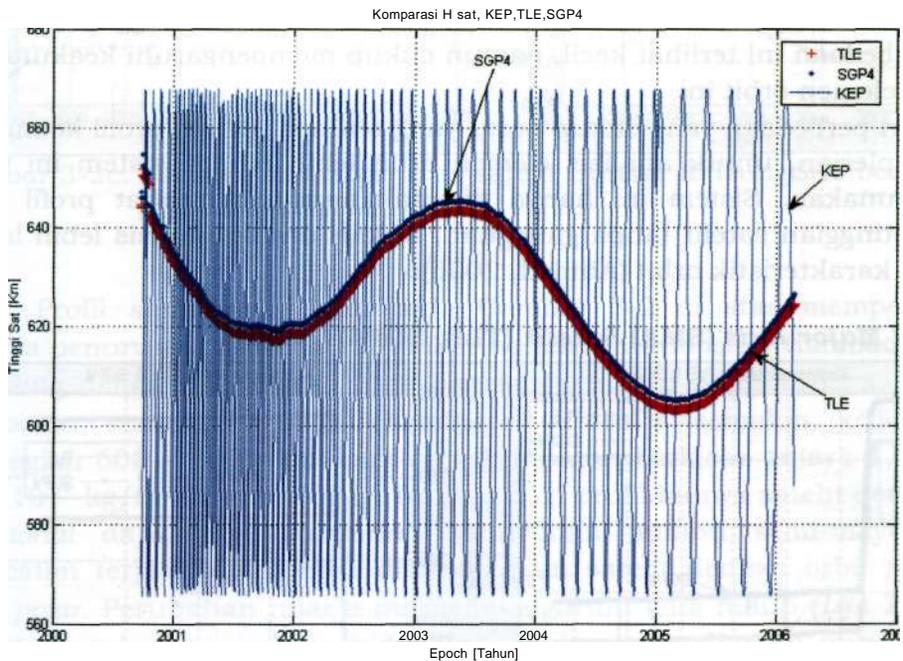
Gambar 3-1c: Profil ketinggian orbit satelit Bilasat-1 berdasarkan perhitungan (KEP, TLE, SGP4)



Gambar 3-1d: Profil ketinggian orbit satelit Fedstat berdasarkan perhitungan (KEP, TLE, SGP4)



Gambar 3-1e: Profil ketinggian orbit satelit Sunsat berdasarkan perhitungan (KEP, TLE, SGP4)



Gambar 3-1f: Profil ketinggian orbit satelit TiungSAT berdasarkan perhitungan (KEP, TLE, SGP4)

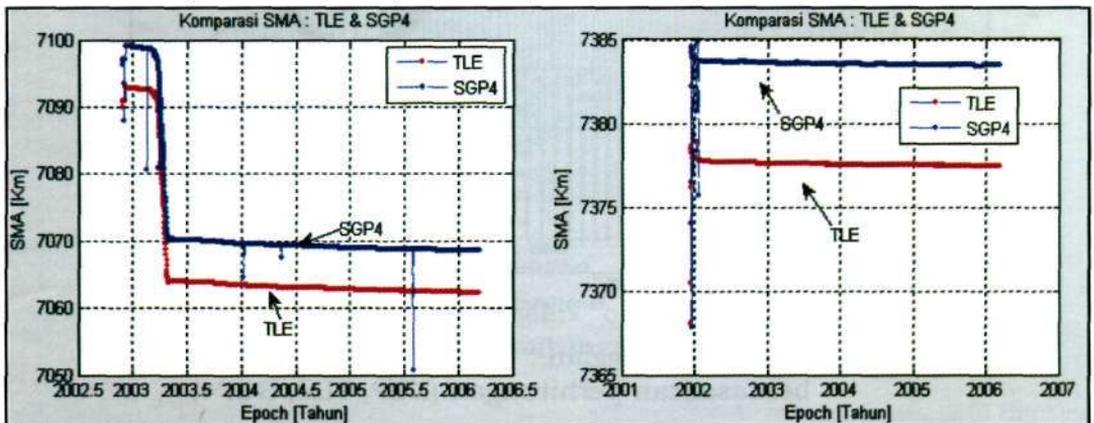
Pada profil ketinggian (h) di atas terlihat perbedaan yang cukup besar antara ketinggian yang diperoleh melalui sistem Keplerian dengan pengamatan (NORAD TLE) dan hasil rekonstruksi (SGP4). Perbedaan ini bisa mencapai orde 10^2 km untuk masing-masing satelit. Sistem Keplerian memberikan gambaran kasar mengenai evolusi ketinggian satelit bila tiada gaya gangguan sama sekali yang mempengaruhi orbit. Dalam sistem Keplerian, orbit satelit murni hanya dipengaruhi oleh gravitasi Bumi, namun dalam kenyataannya orbit satelit juga dipengaruhi oleh hambatan atmosfer dan efek distribusi massa Bumi yang tidak *uniform* (efek Bumi pepat) untuk ketinggian LEO. Ini terlihat dari data ketinggian yang diperoleh melalui pengamatan. Perbedaan ini cukup memberikan gambaran awal mengenai seberapa besar gangguan orbit melalui perbandingan orbit tanpa gangguan (Keplerian) dengan pengamatan.

Ketinggian yang diperoleh melalui pengamatan juga dalam kenyataannya belum memberikan gambaran orbit yang sebenarnya. Data orbit dalam TLE memiliki keterbatasan dalam selang akurasi (Vallado, 2001). Selain itu, karena data ini diperoleh melalui pengamatan dengan menggunakan sensor optik dan sensor radar, tidak setiap saat peralatan ini beroperasi dengan baik yang berakibat pada tingkat akurasi data.

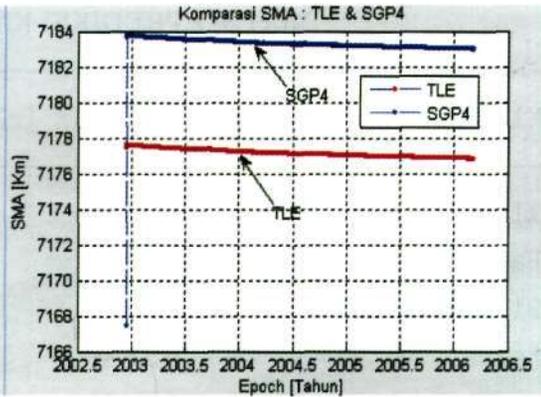
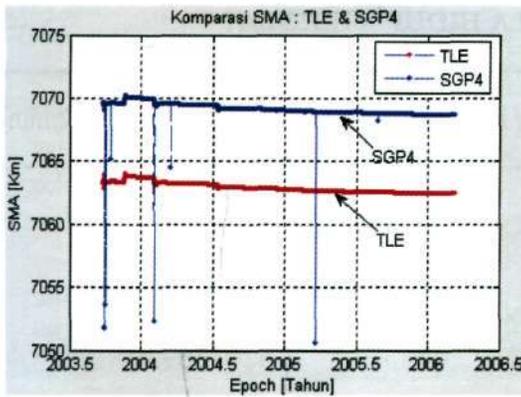
Dengan demikian, elemen orbit yang diperoleh melalui pengamatan ini harus di rekonstruksi kembali dengan menggunakan model propagasi SGP4. Pada profil ketinggian di atas, terdapat perbedaan antara ketinggian TLE dan SGP4. Perbedaan ini terlihat kecil, namun cukup mempengaruhi keakurasian kalkulasi elemen orbit ini.

Dari perbedaan yang cukup besar yang terdapat dalam profil ketinggian sistem Keplerian, untuk analisis elemen orbit lebih lanjut, sistem ini tidak dapat digunakan. Sistem ini hanya digunakan untuk melihat profil awal evolusi ketinggian satelit tanpa gangguan, bukan untuk analisis lebih lanjut mengenai karakteristik orbit (Ahmad, 2006).

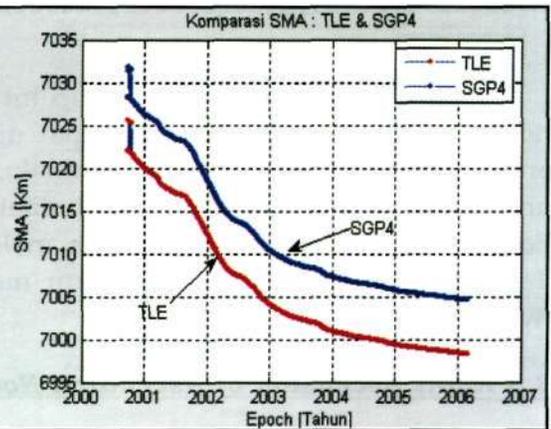
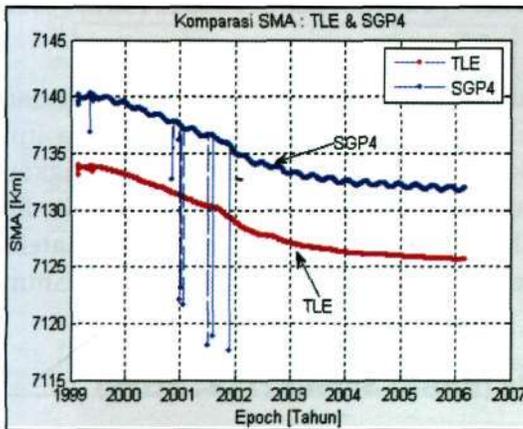
3.2 Semi Major Axis (SMA) Satelit (TLE, SGP4)



Gambar 3-2a: Variasi *semi major axis* satelit Alsat-1 & Badr B berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)



Gambar 3-2b: Variasi *semi major axis* satelit BilSAT-1 & FedSAT berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)



Gambar 3-2c: Variasi *semi major axis* satelit SunSAT & TiungSAT berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)

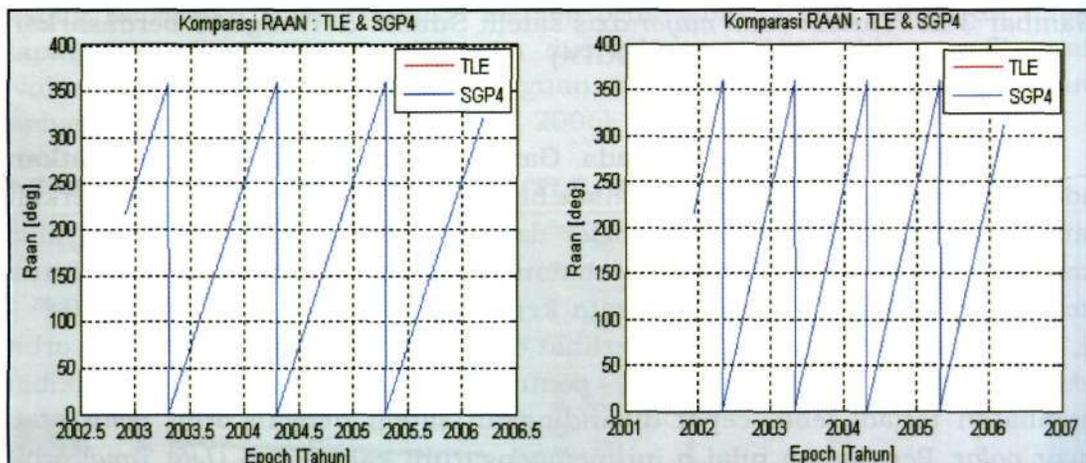
Profil *semi major axis* pada Gambar 3-2 di atas memperlihatkan adanya penurunan orbit satelit akibat hambatan atmosfer. Hambatan terkait langsung dengan kerapatan atmosfer dan semakin tinggi orbit satelit, nilai kerapatan semakin rendah (hambatan atmosfer semakin kecil). Untuk ketinggian 600 - 1000 km, rata-rata kerapatan berkisar antara $1,04 \cdot 10^{13}$ - $2,79 \cdot 10^{15}$ kg/m³ (Wertz, 2001). Terlihat dari profil bahwa satelit dengan orbit *ekuatorial* dan *near ekuatorial*, penurunan sumbu semi-mayor akibat hambatan terjadi lebih cepat dibandingkan satelit dengan orbit *polar* atau *near polar*. Perubahan nilai a ini mempengaruhi kala hidup [*Life Time*] orbit satelit. Untuk analisis kala hidup ini, nilai a yang diambil untuk prediksi adalah yang diperoleh dari SGP4. Hal ini mengingat elemen orbit yang diperoleh melalui SGP4 ini lebih menggambarkan keadaan orbit yang sebenarnya. Dengan menggunakan nilai a sebagai *input*, prediksi LT untuk masing-masing satelit mikro dapat dilihat pada Tabel 3-1.

Tabel 3-1: PREDIKSI KALA HIDUP MIKROSAT

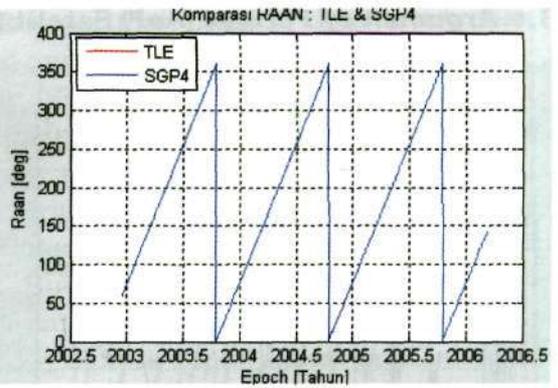
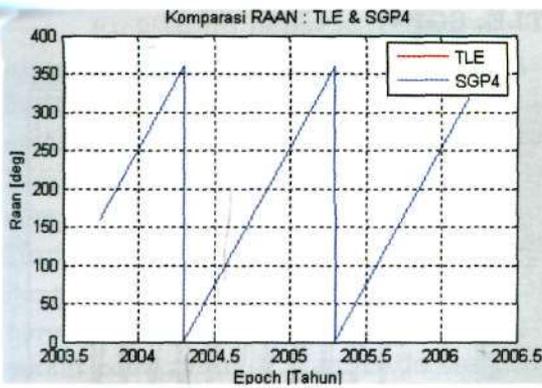
NAMA SATELIT	KOEF. BALISTIK [m ² /kg]	PREDIKSI LIFE TIME [Tahun]
Alsat 1	0.0086	120.7561
Badr B	-	-
Bilsat 1	-	-
Fedsat	0.0148	428.3092
Sunsat	0.0074	104.8744
TiungSAT	0.0057	122.1800

Untuk prakiraan kala hidup ini diperlukan data-data fisik satelit dan tidak semua data fisik satelit dapat diakses secara bebas. Oleh karena itu, prakiraan LT disini hanya dapat dilakukan untuk 4 buah satelit, sedangkan untuk satelit lainnya tidak dapat dilakukan mengingat data fisik satelit ini tidak dapat diakses secara bebas melalui internet. Namun rata-rata satelit dengan ketinggian di atas 600 km memiliki kala hidup minimal 10 tahun (Wertz, 2001).

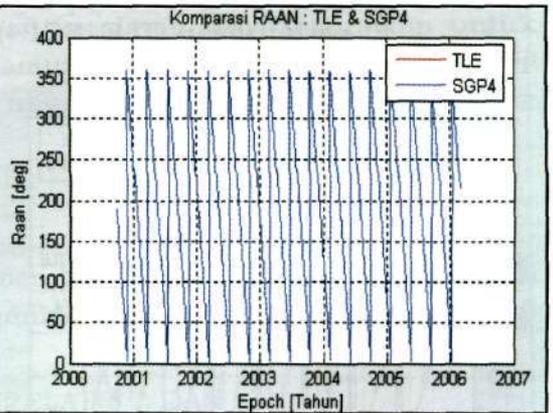
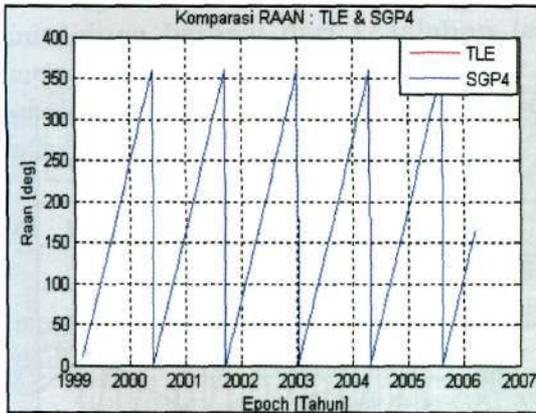
3.3 Right Ascension of Ascending Node (RAAN) Satelit (TLE, SGP4)



Gambar 3-3a: Variasi *right ascension ascending node* satelit Alsat-1 & Badr B berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)



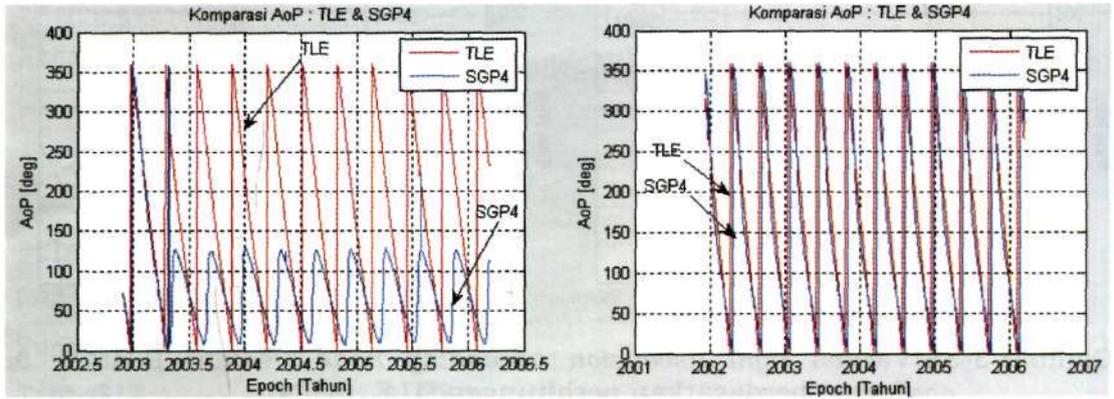
Gambar 3-3b: Variasi *right ascension ascending node* satelit Bilsat-1 & Fedsat berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)



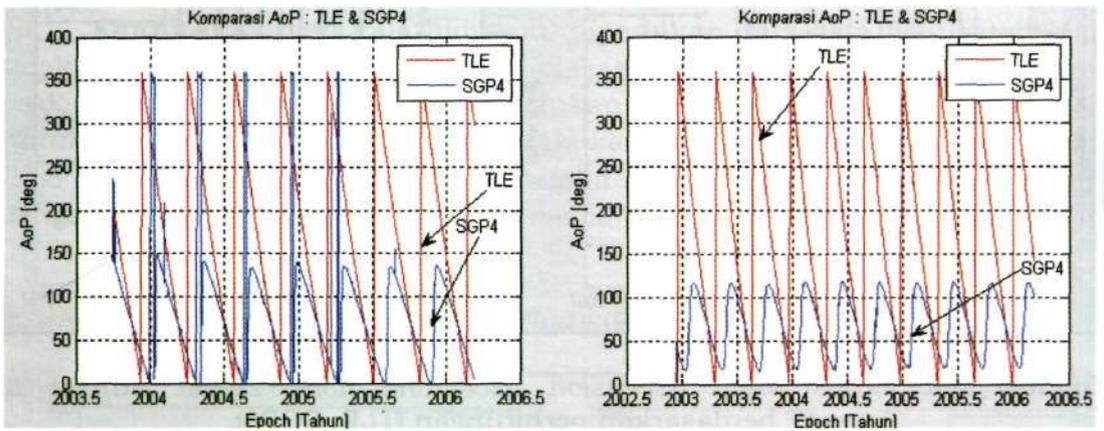
Gambar 3-3c: Variasi *right ascension ascending node* satelit Sunsat & TiungAT berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)

Pada elemen orbit ini, profil elemen orbit Gambar 3-3 di atas memperlihatkan perbedaan yang sangat kecil sekali. Efek Bumi pepat menyebabkan perubahan pada elemen *right ascension of ascending Node* (O) yang disebut juga regresi nodal (Wertz, 1999). Regresi nodal secara langsung menyatakan rotasi bidang orbit terhadap ekuator Bumi. Bila rotasi ini tetap (*fixed*) terhadap matahari, maka dikatakan orbit ini *Sun Synchronous* (SSO). Satelit Alsat 1, Badr B, Bilsat 1, Fedsat, Sunsat merupakan satelit dengan orbit *near polar*. Dari besarnya regresi nodal (~ 1 putaran/tahun), diketahui kelima satelit ini adalah SSO. Satelit dengan orbit SSO ini memberikan keuntungan bagi satelit yang memiliki misi untuk pengamatan cuaca dan sumber daya Bumi. Orbit SSO ini memberikan kemampuan untuk memantau lokasi dari *ground station* pada hari yang sama dengan kondisi pencahayaan yang sama, dimana citra Bumi yang diambil pada daerah tertentu akan memberikan kemudahan dalam interpretasi citra dan perubahannya setiap saat.

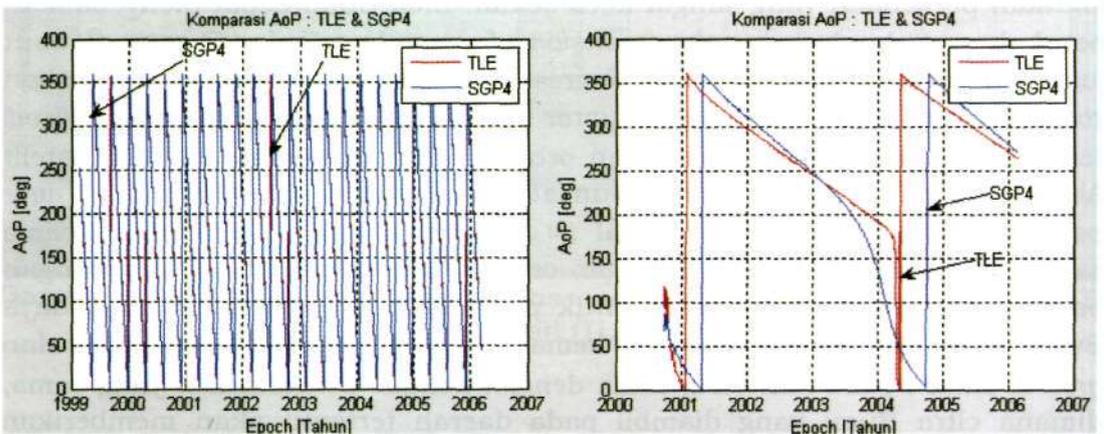
3.4 Argumen of Perigee (AoP) Satelit (TLE, SGP4)



Gambar 3-4a: Variasi *argumen of perigee* satelit Alsat-1 & Badr B berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)



Gambar 3-4b: Variasi *argumen of perigee* satelit BilSat-1 & Fedsat berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)



Gambar 3-4c: Variasi *argumen of perigee* satelit SunSat & TiungSAT berdasarkan perhitungan (TLE, SGP4)

Efek Bumi pepat juga menyebabkan perubahan pada elemen *argumen of perigee (co)* satelit dan ini disebut rotasi apsida (Wertz, 1999). Satelit Alsat-1, Badr B, Bilsat-1, Fedsat dan Sunsat bila ditinjau dari besar inklinasi merupakan satelit dengan orbit *near polar* (inklinasi mendekati 90°) dan bergerak berlawanan dengan rotasi Bumi [*retrograde*). Efek Bumi pepat ini menyebabkan *co* berotasi berlawanan arah dengan gerak satelit. Satelit TiungSAT juga termasuk satelit *near ekuatorial*, tetapi gerak satelitnya searah dengan *rotasi Bumi (prograde)*. Efek Bumi pepat menyebabkan *m* juga berotasi berlawanan arah dengan gerak satelit, sama halnya dengan satelit-satelit *retrograde* di atas. Pada Gambar 3-4 di atas dapat dilihat profil elemen *argumen of perigee* untuk masing-masing satelit. Nilai elemen orbit yang diperoleh dari pengamatan (TLE) dan hasil rekonstruksi (SGP4) untuk beberapa satelit seperti Alsat-1, Bilsat-1 dan Fedsat berbedajauh. Perbedaan ini diduga berasal dari kesalahan (*error*) peralatan yang digunakan untuk mengukur besarnya elemen orbit ini. Namun untuk analisis orbit lanjut (*orbit analysis*), nilai SGP4 lebih memberikan akurasi yang lebih baik dibandingkan nilai TLE.

4 PBMBAHASAN

Elemen orbit (*h* dan *a*) yang diperoleh melalui TLE dan SGP4 untuk masing-masing satelit mikro di atas memiliki galat yang bervariasi yang dapat dilihat dalam Tabel 4-1.

Tabel 4-1: GALAT RELATIF *h* DAN *a*

SATELIT	Galat relatif (o/o)		Galat relatif (Km)	
	<i>h</i>	<i>a</i>	<i>h</i>	<i>a</i>
Alsat 1	0.4305	0.0881	2.9760	6.2324
Badr B	0.2806	0.0809	2.8118	5.9729
Bilsat 1	0.4322	0.0880	2.9711	6.2215
Fedsat	0.3645	0.0855	2.9223	6.1433
Sunsat	0.3965	0.0864	2.9902	6.1659
TiungSAT	0.3167	0.0900	1.9796	6.3091

Ini merupakan galat relatif rata-rata ketinggian dan *semi major axis* masing-masing satelit mikro. Meski terlihat kecil, galat ini cukup inempengaruhi akurasi kalkulasi elemen orbit. Sebagai contoh, bila *h* dan *a* orbit sekitar 688.3715 km dan 7069,3 km (SGP4) untuk sekali revolusi satelit, maka perbedaan elemen orbit antara TLE dan SGP4 bila diambil galat relatif dari satelit Alsat 1 adalah sebesar 2,97 km untuk ketinggian dan sekitar 6,23 km untuk *semi major axis*. Dapat diperkirakan seberapa besar perbedaan ini untuk setiap revolusi satelit. Dengan demikian, dalam hal ini proses

rekonstruksi orbit sangat diperlukan untuk memberikan akurasi yang lebih baik.

Besarnya presesi nodal dan rotasi apsida sebagai akibat efek Bumi pepat, dapat dilihat pada Tabel 4-2. Disini juga untuk analisis digunakan elemen orbit hasil rekonstruksi (SGP4).

Tabel 4-2 : EFEK BUMI PEPAT

SATELIT	Earth Oblatness (o/day)	
	RAANj2	AoPj2
Aisat 1	0.9853	-3.1194
Badr B	0.9881	-2.5759
Bilsat 1	0.9849	-3.1272
Fedsat	0.9827	-2.9190
Sunsat	0.7579	-3.1533
TiungSAT	-3.0717	-0.2798
Rocsat 1	-5.9504	6.5534

Pada Tabel 4-2, kelima satelit *near polar* mengalami presesi nodal hampir mendekati 1°/hari atau sekitar 1 putaran/tahun. Hampir keseluruhan satelit *near polar* di atas memiliki nilai AQ positif dan $Aa >$ negatif, artinya efek Bumi pepat akan menyebabkan satelit yang berorbit *retrograde*, elemen Q akan berotasi searah dengan rotasi Bumi dengan rata-rata sebesar «1 putaran/tahun dan elemen $a >$ akan berotasi berlawanan arah dengan gerak satelit sebesar « 3 putaran/tahun. Pada satelit TiungSAT (*near ekuatorial*), presesi Q « 3 putaran/tahun dan rotasi co « 0.3 putaran/tahun. Pada satelit ini, elemen Q dan co berputar berlawanan dengan rotasi Bumi dan rotasi satelit secara berurutan.

5 KESIMPULAN

Gangguan orbit yang berasal dari hambatan atmosfer dan efek Bumi pepat masih menjadi gangguan utama orbit satelit di ketinggian orbit rendah Bumi (LEO). Dari hasil simulasi orbit beberapa satelit mikro memperlihatkan perbedaan karakteristik orbit untuk satelit dengan orbit *near akuatorial* dan *near polar* akibat gaya gangguan tersebut. Karakteristik ini meliputi analisis evolusi ketinggian satelit, kala hidup dan perubahan orientasi satelit melalui presesi nodal dan rotasi apsida.

Secara umum, satelit mikro dengan ketinggian lebih dari 600 km memiliki kala hidup minimal 10 tahun. Meskipun profil evolusi ketinggian satelit mikro di atas memperlihatkan penurunan setiap tahunnya, gaya hambat atmosfer sejak awal satelit diluncurkan tidak menyebabkan satelit mengalami *decay* dalam waktu cepat.

Dari besarnya presesi nodal sebesar 1 putaran/tahun untuk satelit *near polar* dapat dikatakan kebutuhan misi satelit sampai saat ini masih terpenuhi. Satelit dengan presesi nodal sebesar ini memberikan keuntungan bagi misi pengamatan cuaca (*weather*) dan sumber daya Bumi (*earth resources*). Penggunaan misi ini bagi satelit *ekuatorial* dan *near ekuatorial* perlu dipertimbangkan mengingat besarnya presesi nodal/tahun yang dialami satelit.

Disamping itu, besarnya rotasi apsida yang dialami masing-masing satelit mikro akan menyebabkan beberapa satelit mencapai *perigee* lebih cepat atau lebih lambat, tergantung dari besarnya rotasi. Dari hasil simulasi, rotasi apsida menyebabkan satelit *near polar* dan *near ekuatorial* mencapai *perigee* lebih lambat dan sebaliknya satelit *ekuatorial* akan mencapai *perigee* lebih cepat. Hal ini diperkirakan dapat mempengaruhi aplikasi satelit nantinya.

Dengan demikian, secara keseluruhan dapat dikatakan bahwa satelit mikro yang digunakan sebagai bahan kajian memperlihatkan karakteristik orbit yang menyebabkan kebutuhan misi satelit masih dapat terpenuhi, baik yang terkait dengan aplikasi satelit maupun operasional satelit. Secara umum, karakteristik ini dapat digunakan sebagai rujukan untuk setiap peluncuran satelit yang identik dalam hal misi maupun orbitnya.

Ucapan Terima Kasih

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Dr. T. Djamaluddin yang telah mengarahkan dan membantu penulis dalam penelitian ini, juga kepada Abdul Rachman yang telah membantu dalam pemograman serta kepada Neflia yang banyak membantu dalam pencarian data-data yang diperlukan. Terakhir ucapan terima kasih juga ditujukan kepada Dr. T. S. Kelso atas konsultasinya melalui *e-mail*.

DAFTAR RUJUKAN

- Ahmad, N., 2006. *Simulasi Orbit Satelit Mikro*, Laporan Akhir Tahun 2006, LAPAN, Bandung.
- Hasting D.; Garret H., 1996. *Spacecraft Environment Interaction*, Cambridge University Press.
- Kelso, T.S., Trackstar, <http://www.celestrak.com>.
- NORAD Two Line Element (TLE), http://www.space_track.org;
- Ransom, D., STSPlus, <http://www.dransom.com>.
- Vallado, D. A., 2001. *Fundamental of Astrodynamics and Applications*, Kluwer Academic Publishers.
- Wertz, J. R., 2001. *Mission Geometry : Orbit and Constellation Design and Management*, Kluwer Academic Publishers.
- Wertz, J. R.; and Larson, W. J., 1999. *Space Mission Analysis And Design* , Kluwer Academic Publishers.