

MODEL PELURUHAN DAN REENTRI ORBIT SATELIT LEO

S.L.Manurung, Wilson Sinambela, dan Abd. Rachman
Peneliti Pusat Pemanfaatan Sains Antariksa, LAPAN
e-maihmanuning@bdgJapan.go.id

ABSTRACT

Based to the non-central Earth's gravity causing the sekuler variation on the semi mayor axis and ecentricity of the LEO's satellite the software of orbital decay has been developed. The input for the software is the height, eccentricity existed in TLE (Two Line Elemen table), an approximated ballistic coefficient and the atmospheric density on various solar activity. The software has been used to predict the time of reentry of Bepposax and SNOE satellites. The deviation of reentry time is 5 to 10%, and the error will become smaller if the software is executed closed to reentry time such a week before satellite reentry. The software can be used to apporaximate the ballistic coefficient of a satellite.

ABSTRAK

Berdasarkan perubahan sekuler elemen orbit yang disebabkan oleh gravitasi Bumi lonjong dengan massa terdistribusi ekuatorial dan oleh hambatan atmosfer dibangun algoritma peluruhan orbit dari satelit Bumi orbit rendah (*Low Earth Orbiting Satellite*) dengan masukan koefisien balistik taksiran, eksentrisitas, dan ketinggian yang terdapat dalam TLE (*Two Line Element*) dan kerapatan atmosfer yang bergantung pada aktivitas matahari. Perangkat lunak ini telah diuji coba pada peluruhan orbit satelit LEO yang sudah reentri seperti (Bepposax dan SNOE). Kesalahan masa reentri yang diperoleh berdasarkan perangkat lunak dan TLE deret waktu adalah dari 5-10%. Perangkat lunak ini dapat digunakan untuk menaksir nilai koefisien balistik satelit LEO yang sulit ditentukan dari teori dan eksperimen.

Kata kunci: *Peluruhan orbit, Rentri satelit*

1 PENDAHULUAN

Pada umumnya satelit Bumi orbit rendah atau *Low Earth Orbit* (LEO) satelit berada kurang dari 1000 km di atas permukaan Bumi. Satelit LEO yang berorbit pada ketinggian 600-1000 km akan mengorbit lebih dari 10 tahun (Wertz, 1978). Tetapi satelit yang tidak dikontrol, tidak pernah direboost, yang berada kurang dari 500 km ketinggiannya berkurang secara kontinu oleh adanya hambatan atmosfer (Luciano and Pardini, 2003). Lamanya satelit di orbit bergantung pada kerapatan atmosfer dan ketinggian.

Misalnya satelit yang berada dikelilingian kurang dari 300 km, satelit akan memasuki atmosfer padat dan jatuh ke Bumi kurang dari 3 bulan. Semakin rendah orbit satelit semakin pendek umurnya dan semakin cepat memasuki atmosfer padat, kemudian jatuh ke Bumi atau terbakar di atmosfer oleh gesekan udara terhadap satelit, Selain kerapatan dan ketinggian, cepat atau lambat satelit reentri bergantung pada aktivitas matahari, karena kerapatan atmosfer atau hambatan atmosfer maksimum pada masa aktivitas matahari maksimum dan sebaliknya.

Bagi satelit jatuh bebas yang pada umumnya reentri pada ketinggian antara 100-180 km dapat diprediksi dengan membangun model propagasi atau perubahan elemen orbit terutama ketinggian atau sumbu semi utama dan eksentrisitas. Telah banyak model propagasi elemen orbit yang dibuat dan digunakan untuk prediksi reentri seperti WinPro-6, Celestrak, dan SGPD4. WinPro-6 dan SGPD4 adalah yang paling banyak digunakan untuk mengetahui elemen orbit setiap saat dan untuk prediksi reentri satelit. Meskipun model itu demikian lengkap namun merupakan kotak hitam bagi pengguna. Ada juga model peluruhan orbit sederhana seperti yang disusun oleh Kennewel (1999) dan Cannon (2000), tetapi menggunakan taksiran koefisien balistik, koefisien *drag* luas penampang satelit dan kerapatan atmosfer yang bergantung pada fungsi ketinggian dan aktivitas matahari.

Oleh karena itu model propagasi atau peluruhan orbit satelit yang dibangun adalah berdasarkan persamaan perubahan sekuler dari sumbu semi utama, eksentrisitas, dan sudut orbital. Input yang digunakan adalah koefisien balistik dan ketinggian yang diturunkan dari TLE serta kerapatan atmosfer yang dibangun berupa model berdasarkan data kerapatan atmosfer pada setiap ketinggian dan pada tingkat aktivitas matahari: tenang, moderat/ sedang dan maksimum.

Posisi setiap saat satelit di orbit diketahui berdasarkan kombinasi dari perubahan sekuler dari sumbu semi utama, eksentrisitas dan perubahan sekuler sudut orbital. Meskipun kombinasi algoritma perubahan sekuler geometri dan orientasi orbit telah dibangun namun posisi reentri yang tepat di atmosfer dan hampasan satelit (bila ada bagian satelit yang sampai ke permukaan Bumi) belum dapat ditaksir dengan baik.

Akan tetapi propagasi sumbu semi utama berdasarkan model dapat digunakan untuk menentukan masa reentri dan usia edar satelit. Salah satu parameter utama yang paling sulit ditentukan dalam peluruhan orbit satelit LEO adalah menentukan nilai koefisien balistik, walaupun secara teoritis sederhana. Salah satu keuntungan dari algoritma peluruhan orbit yang berbasis MATLAB ini adalah mudah menaksir koefisien balistik berdasarkan profil perubahan ketinggian yang diperoleh dari TLE deret waktu.

2 TEORI

2.1 Perubahan Sekuler Ketinggian dan Eksentrisitas Orbit

Menurut Kozai (1958), Danby (1992) dan Vallado (2002) hambatan atmosfer hanya mempengaruhi geometri orbit dan gaya gravitasi Bumi lonjong hanya mempengaruhi orientasi orbit terhadap sistem koordinat. Perubahan geometri orbit adalah perubahan sekuler dari ketinggian atau sumbu semi utama orbit. Perubahan orientasi orbit adalah perubahan periodik perioda panjang (perioda lebih besar dari perioda orbit) sudut orbital (*right ascension of the ascending node* atau Q , argumen perige atau a , dan anomali rata-rata atau *mean anomaly* atau M).

Perubahan sekuler atau laju peluruhan sumbu semi utama (\dot{a}) dan eksentrisitas (\dot{e}) per putaran dinyatakan oleh persamaan, (Danby, 1991; Vallado, 2001),

$$\dot{a} = -Ba^2 \rho_p (1 + e \cos E)^{3/2} / (1 - e \cos E)^{3/2} dE \quad (2-1)$$

$$\dot{e} = Ba (1 - e^2)^{3/2} \rho_p \cos E E [(1 + e \cos E) / (1 - e \cos E)]^{3/2} dE \quad (2-2)$$

Keterangan:

a = sumbu semi utama

B = koefisien balistik

e = eksentrisitas

ρ = kerapatan atmosfer dan

E = anomali eksentrik (*eccentric anomaly*).

Perubahan sudut orbital memenuhi persamaan, (Vallado, 2001)

$$\dot{\Omega} = -3mR_e^2 J_2 \cos i / 2p^2 \quad (2-3)$$

$$\dot{\omega} = -3mR_e^2 J_2 (4 - 5 \sin^2 i) / 4p^2 \quad (2-4)$$

$$\dot{M} = 3mR_e^2 J_2 (1 - e^2)^{3/2} (3 \sin^2 i - 2) / 4p^2 \quad (2-5)$$

Keterangan:

$\dot{\Omega}$ = menyatakan turunan pertama terhadap waktu (waktu putaran atau periode)

$p = a(1 - e^2)$

i = inklinasi

$J_2 = 0,0010826269$, adalah konstanta zonal harmonik orde dua

R_e = jari-jari ekuator Bumi = 6378,14 km dan

n = jumlah putaran rata-rata harian = $(\mu/a^3)^{1/2}$ dimana $\mu = 398600,5 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

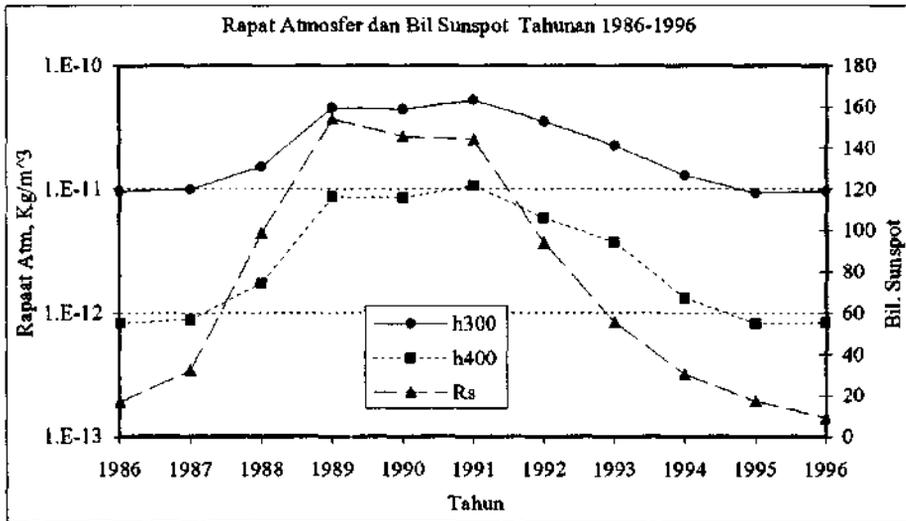
Posisi satelit di bidang orbit dinyatakan oleh parameter sudut orbital Q , ω dan anomali benar (*true anomaly*, v) serta sumbu semi utama atau ketinggian. Anomali benar diturunkan dari anomali rata-rata dan anomali eksentrik melalui persamaan Kepler.

2.2 Model Kerapatan Atmosfer

Kerapatan atmosfer yang terdapat dalam persamaan (2-1) dan (2-2) adalah kerapatan atmosfer fungsi ketinggian. Agar persamaan tersebut dapat diintegrasikan secara numerik diperlukan persamaan kerapatan atmosfer fungsi ketinggian dan yang bergantung pada aktivitas matahari. Berdasarkan data yang diekstrak dari model MSIS-90, kerapatan atmosfer tahunan selama siklus ke-22 dari 1986 s.d 1996 pada ketinggian 300 dan 400 km dan bilangan *sunspot* R_s sebagai proksi aktivitas matahari diperlihatkan dalam Tabel 2-1 dan Gambar 2-1.

Tabel 2-1: KERAPATAN ATMOSFER DAN BILANGAN *SUNSPOT* TAHUNAN 1986-1996

Tahun	h300	h400	R_s	Tahun	h300	h400	R_s
	Kg/m ³	Kg/m ³					
1986	9.57E-12	8.35E-13	16.78	1992	3.52E-11	5.82E-12	93.85
1987	9.91E-12	8.87E-13	32.11	1993	2.25E-11	3.70E-12	55.57
1988	1.51E-11	1.74E-12	98.47	1994	1.29E-11	1.33E-12	30.23
1989	4.54E-11	8.54E-12	153.90	1995	9.26E-12	8.25E-13	17.28
1990	4.42E-11	8.44E-12	145.54	1996	9.65E-12	8.44E-13	9.11
1991	5.24E-11	1.06E-11	144.03				



Gambar 2-1: Kerapatan Atmosfer (kg/m³) pada ketinggian 300 dan 400 km dan Bilangan *Sunspot* (R_s) tahunan, 1986 s.d 1996. Tahun 1986 dan 1996 matahari tenang, 1990-1991 masa matahari aktif dan 1992-1994 masa matahari moderat

Dalam beberapa buku teks (Sterne, 1958; Long et al, 1989; Mortenburck, 2001; Vallado, 2001, dan Cannon, 2000) terdapat tabel data kerapatan atmosfer dari ketinggian 100 s.d 1000 km pada keadaan aktivitas matahari: maksimum, moderat dan tenang. Data itu digunakan untuk membangun model kerapatan atmosfer (kerapatan fungsi ketinggian) pada tiga macam kondisi aktivitas matahari.

Jika semua data dari ketinggian 100 sampai dengan 1000 km digunakan sebagai dasar pembangunan model maka kesalahan model sangat variatif dan dapat melebihi 100%. Untuk mendapat akurasi model yang tinggi, digunakan trik sebagai berikut:

- i. Satelit yang mempunyai orbit lebih besar dari 600 km mempunyai masa edar dalam waktu yang lama 5 sampai 10 tahun, dan reentri antara 100 s.d. 300 km, (Wertz,1978), maka model kerapatan atmosfer yang dibangun adalah pada kisaran ketinggian dari 100 sampai dengan 600 km,
- ii. Jika data kerapatan atmosfer dalam interval ketinggian di butir (i) digunakan untuk menentukan model, kesalahan masih besar, maka untuk mengatasi kesalahan itu diadopsi metode *interpolasi Lagrange*, yaitu dengan membagi interval ketinggian atas tiga interval: 150 s.d 300 km, 300 s.d 450 km dan 450 s.d. 600 km, (Manurung, 2003).
- iii. Model kerapatan atmosfer pada keadaan aktivitas matahari yang dinyatakan oleh proksi F10.7 (matahari tenang $70 \leq F10.7 \leq 100$ sfu), moderat ($100 < F10.7 \leq 175$ sfu) dan aktif ($F10.7 > 175$ sfu, 1 sfu atau solar flux unit - 10^{22} watt/m²/Hz), diperlihatkan oleh persamaan-persamaan (2-6), (2-7), dan (2-8).

a. Matahari Tenang:

$$\begin{aligned}
 p &= 1,538 \times 10^{-12} \times h^{-7,979}, & \text{untuk } h &= 150 - 300 \text{ km} \\
 p &= 1,0848 \times 10^{-12} \times h^{-6,4}, & \text{untuk } h &= 300 - 450 \text{ km} \\
 p &= 6,3229 \times 10^{-13} \times h^{-5,01}, & \text{untuk } h &= 450 - 600 \text{ km},
 \end{aligned} \tag{2-6}$$

b. Matahari Moderat

$$\begin{aligned}
 p &= 1880 \times 10^{-12} \times h^{-7,0}, & \text{untuk } h &= 150 - 300 \text{ km} \\
 p &= 1,21 \times 10^{-12} \times h^{-6,7}, & \text{untuk } h &= 300 - 450 \text{ km} \\
 p &= 7 \times 10^{-13} \times h^{-5,5}, & \text{untuk } h &= 450 - 600 \text{ km},
 \end{aligned} \tag{2-7}$$

c. Matahari Aktif:

$$\begin{aligned}
 p &= 0,1754 \times 10^{-12} \times h^{-4,13}, & \text{untuk } h &= 150 - 300 \text{ km} \\
 p &= 10,827 \times 10^{-13} \times h^{-3,5}, & \text{untuk } h &= 300 - 450 \text{ km} \\
 p &= 38686 \times 10^{-13} \times h^{-3,218}, & \text{untuk } h &= 450 - 600 \text{ km},
 \end{aligned} \tag{2-8}$$

Keluaran model di atas telah dibandingkan dengan data yang terdapat di buku teks dan dengan kesalahan dari 5 s.d 10%, (Manurung, 2003).

3 BASIL DAN PEMBAHASAN

Laju perubahan sumbu semi utama dan eksentrisitas yang dinyatakan oleh persamaan (2-1) dan (2-2) diselesaikan secara bersama-sama dengan menggunakan integrasi numerik metode kombinasi aturan Simpson. Algoritma peluruhan kedua parameter berbasis MATLAB diperlihatkan pada algoritma di bawah. Untuk eksekusi program diberikan input parameter orbit yaitu, sumbu semi utama, eksentrisitas, dan koefisien balistik. Hasil eksekusi perangkat lunak bagj satelit Bepposax dengan parameter input seperti tertera pada algoritma, dan kerapatan atmosfer pada waktu matahari moderat, (model kerapatan atmosfer yang digunakan adalah persamaan (2-7)), diperlihatkan pada Gambar 3-1.

Berdasarkan data TLE satelit Bepposax waktu masuk ke atmosfer padat di ketinggian 301,8438903 km pada hari ke 103,4248903 tahun 2003 atau 13 April 2003 dan reentri pada ketinggian 165,95 km pada hari ke 120,8882948 atau 30 April 2003. Masa reentri dari TLE adalah 17,46 hari. Berdasarkan model dengan start pada ketinggian 301 km dan reentri pada ketinggian 165,55 km, masa reentri adalah 17,45 hari.

Perangkat lunak juga diuji coba terhadap satelit SNOE dengan input sumbu semi utama, $a = 6542$ km), eksentrisitas, $e=0.00241$, koefisien balistik $B = 0.0318$ dan kerapatan atmosfer adalah pada saat matahari moderat persamaan 2-7. Hasilnya diperlihatkan oleh Gambar 3-2. Perangkat lunak di-run pada saat ketinggian di atas dan pada hari ke 2003,91819075 atau pada 8 Nopember 2003 dan reentri pada hari ke 345,93991187 atau pada 11 Desember 2003. Masa reentri berdasarkan data TLE adalah 33,022 hari sedangkan menurut model sebesar 33,03 hari.

Algoritma Peluruhun Orbit Satelit LEO, (contoh kasus: satelit Bepposax)

```
%Algoritma Peluruhan Sumbu Semi Utama atau ketinggian dan eksentrisitas
%satelit Bepposax. Peluruhan kedua besaran dilakukan dengan integrasi
%numerik metoda kombinasi Simpson
%Peluruhan kedua parameter juga bergantung pada kerapatan atmosfer atau
%aktivitas matahari.
```

```
a=6679;
re=6378; %jejari Bumi
t=a-re;
e=0.0013;
B=0.022;
M=7;u=0;v=2*pi; %Range a dan b dibagi 14 sub interval
h=(v-u)/(2*M);
E=zeros(1,2*M+1);y=E; %Mempersiapkan penyimpanan elemen array
z=E;s=E; p=E;q=E; %E,y dan z
m=0;Ptot=0;mu=398600.5;
jde=0;jda=0;
```

```

%Menghitung integrasi awal dan akhir, untuk x= u dan v
%dengan faktor pengali h/3
while a>6530;
s1a3=0,s2a3=0;s4a3=0; %Awal penjumlahan
s1e3=0;s2e3=0;s4e3=0;
for n=1:14:15
    i=n;
    E(i)=u+(n-1)*h;
    y(i)=(1+e*cos(E(i)))^1.5;
    z(i)=(1-e*cos(E(i)))^0.5;
    p(i)=cos(E(i))*(1+e*cos(E(i)))^0.5;
    q(i)=(1-e*cos(E(i)))^0.5;
    sa(i)=y(i)/z(i);
    se(i)=p(i)/q(i);
end
for n=1:14:15
    i=n;
    s1a3=s1a3+h*sa(i)/3; % Hitung integrasi
    s1e3=s1e3+h*se(i)/3;
end
%Menghitung integrasi dari suku-suku yang mempunyai
%faktor pengali 2*h/3
for n=1:M-1
    i=2*n+1;
    E(i)=a+2*n*h;
    y(i)=(1+e*cos(E(i)))^1.5;
    z(i)=(1-e*cos(E(i)))^0.5;
    p(i)=cos(E(i))*(1+e*cos(E(i)))^0.5;
    q(i)=(1-e*cos(E(i)))^0.5;
    sa(i)=y(i)/z(i);
    se(i)=p(i)/q(i);
end
for n=1:M-1
    i=2*n+1;
    s2a3=s2a3+2*h*sa(i)/3; % Hitung integrasi
    s2e3=s2e3+2*h*se(i)/3;
end
%Menghitung integrasi dari suku-suku yang mempunyai
%faktor pengali 4*h/3
for n=1:M
    i=2*n;
    E(i)=a+(2*n-1)*h;
    y(i)=(1+0.0023*cos(E(i)))^1.5;
    z(i)=(1-0.0023*cos(E(i)))^0.5;
    p(i)=cos(E(i))*(1+e*cos(E(i)))^0.5;
    q(i)=(1-e*cos(E(i)))^0.5;
    sa(i)=y(i)/z(i);
    se(i)=p(i)/q(i);
end

```

```

%Mencetak suku-suku integrasi a dan e
for n=1:M
    i=2*n;
    s4a3=s4a3+4*h*sa(i)/3; % Hitung integrasi
    s4e3=s4e3+4*h*se(i)/3;
end
% Menghitung integrasi total dan a dan e dan perubahannya
sa3=s1a3+s2a3+s4a3;
se3=s1e3+s2e3+s4e3;
if t>450
    ro=7*10^9/(t^8.1456); %Kerapatan atmosfer ketinggian,450-600km
elseif t>300 %pada masa aktivitas matahari moderat
    ro=1.21*10^6/(t^6.7237);%Kerapatan atmosfer ketinggian,300-450 km

else %pada masa aktivitas matahari moderat
    ro=18808/(t^6.0001); %Kerapatan atmosfer ketinggian <300 km
end %pada masa aktivitas matahari moderat,
if e<=0
    se3=0;
    de=0;
    da=2*pi*B*a*a*ro;
else
    da=B*a*a*1000*ro*sa3; %pada aktivitas matahari moderat
    de=B*a*a*1000*(1-e*e)*ro*se3;
    P=(a*a/mu*a^4*pi*pi)^0.5/60;
end
m=m+1;
a=a-da;
e=e-de;
jda=jda+da;
jde=jde+de;
Ptot=Ptot+P;
t=a-re;
T(m)=t;
w=Ptot/60/24;
W(m)=w;
fprintf(' tinggi= %4.6f, Waktu = %4.4f, eksent = %2.6f\n',t,w,e);
end
disp(' ')
fprintf(' Iterasi = %4.0f Smb Utama,a = %4.6f, da =%3.6f\n',m,a,da);
fprintf(' Eksent., e = %2.6f, jde =%2.6f P =%2.4f\n',e,jde,P);
fprintf(' Waktu Luruh, Ptotal (menit) = %6.4f Lama mengorbit (hari)
=%4.2f\n',Ptot,w);
xlabel('Waktu Luruh, hari')
ylabel('Ketinggian, km')
title('Peluruhan Orbit Bepposax')
plot(W,T)

```

Hasil *Running* Program

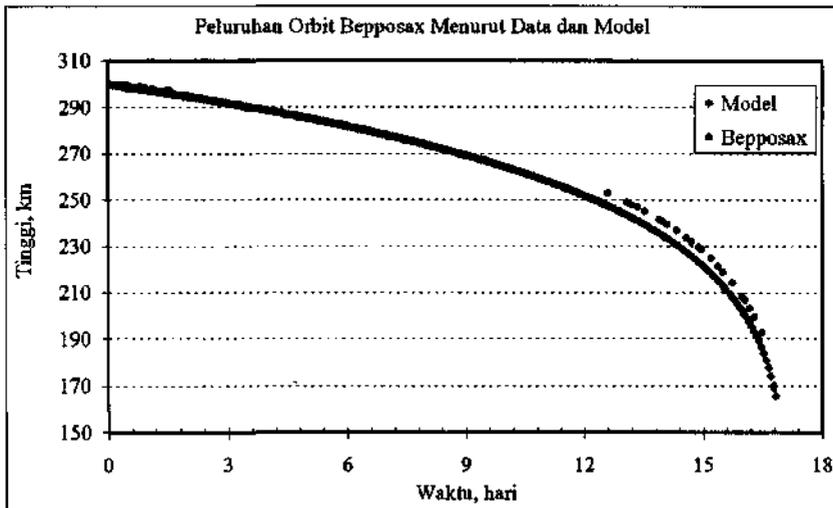
Iterasi	Tinggi, km	Waktu, hari	Eksent.
1	299.841039	0.0629	0.001299
2	299.681577	0.1257	0.001299
3	299.521609	0.1886	0.001298
4	299.361133	0.2514	0.001297
5	299.200145	0.3143	0.001295
6	299.03864	0.3771	0.001294
7	298.876617	0.44	0.001292
8	298.714071	0.5028	0.001291
9	298.550999	0.5656	0.001289
10	298.387397	0.6285	0.001286
270	165.548757	16.835	0.000335
271	160.143426	16.896	0.000259
272	153.557752	16.957	0.000169
273	145.102149	17.018	0.000046

Iterasi = 273 Sumbu Utama, $a = 6523.102149$, $da = 8.455603$

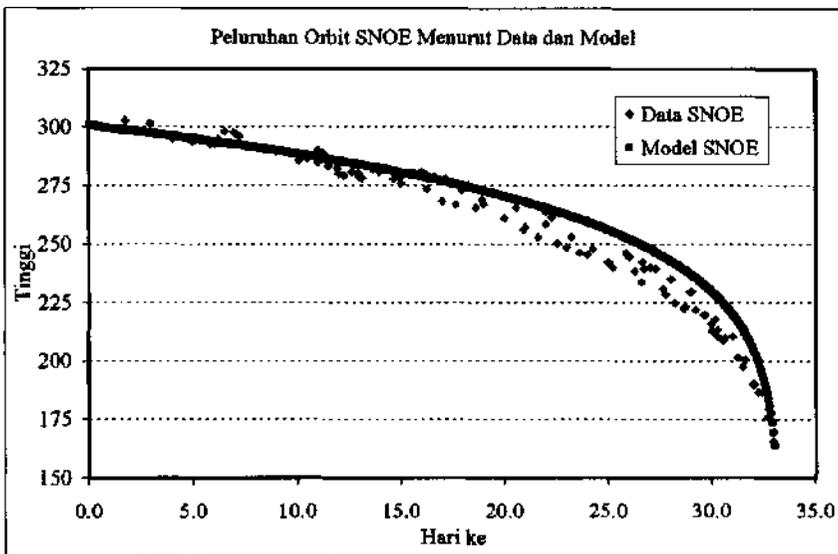
Eksentrisitas, $e = 0.000046$, $jde = 0.001254$, $P = 87.5558$

Waktu Luruh, P_{total} (menit) = 24505.9610 Lama Mengorbit (hari) = 17.02

Plotting



Gambar 3-1: Peluruhan orbit Bepposax menurut TLE dan model. Dari TLE ketinggian 299,96 km pada 8 Nopember 2003, reentri diketinggian 168,94 km pada 29 Maret 2003. Satelit reentri pada hari ke 33,022 dari model, satelit reentri di ketinggian 163,71 km pada hari ke 17,02



Gambar 3-2: Peluruhan orbit SNOE menurut TLE dan model. Dari TLE ketinggian 301 km pada 8 Nopember 2003, reentri diketinggian 163,25 km pada 11 Desember 2003. Satelit reentri pada hari ke 33,022 dari model satelit reentri diketinggian 163,71 km pada hari ke 33, 030

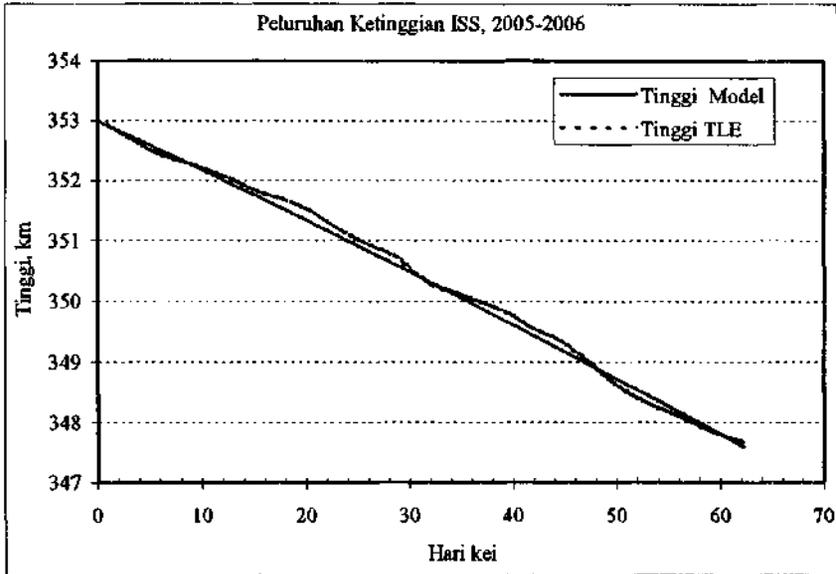
Koefisien balistik kedua satelit tidak sama, di mana koefisien balistik satelit Bepposax lebih kecil dari koefisien balistik SNOE. Massa satelit Bepposax jauh lebih besar dari massa satelit SNOE. Meskipun luas penampang berbeda namun satelit yang lebih ringan mengalami hambatan dari udara lebih besar.

Meskipun ketinggian hampir sama namun massa reentri berbeda. Kerapatan atmosfer atau hambatan bergantung pada masa aktivitas matahari. Saat satelit SNOE reentri matahari dalam masa keadaan tenang sedangkan reentri satelit Bepposax pada keadaan matahari moderat. Perbedaan aktivitas matahari pada saat reentri diketahui dari nilai bilangan *sunspot* R_s atau fluks emisi radio F10.7 selama masa reentri kedua satelit.

Jika model ini dieksekusi pada ketinggian lebih besar dari 300 km kesalahan semakin besar. Kesalahan itu berasal dari kerapatan atmosfer yang sangat variatif sejalan dengan variasi aktivitas matahari, (www.heavenabove.com, 2005). Variasi kerapatan atmosfer di bawah 300 km relatif stabil, sehingga variasi kerapatan atmosfer akibat variasi aktivitas matahari tidak tampak dengan jelas.

Untuk menaksir koefisien balistik satelit yang sedang operasional seperti ISS (*International Space Shuttle*) pada Desember 2005 s.d Januari 2006, kurang lebih dua bulan perangkat lunak dieksekusi dengan masukan ketinggian awal 353 km dan ketinggian akhir 347 km, kerapatan atmosfer-

atmosfer pada matahari tenang dan eksentrisitas dari TLE adalah 0,0009784. Peluruhan ketinggian ISS menurut model dengan koefisien balistik sebesar 0,011 m²/kg diperlihatkan dalam Gambar 3-3.



Gambar 3-3: Peluruhan ketinggian orbit ISS, Desember 2005-Januari 2006. Koefisien balistik ISS tertaksir sebesar 0,011 m²/kg. Dengan taksiran itu lama peluruhan orbit dari ketinggian 353 km s.d 347,6 km adalah 62,1278 hari sedangkan berdasarkan data TLE sebesar 62,1721 hari

Waktu peluruhan orbit, menurut model dan data TLE hampir sama, yaitu masing-masing adalah 62,1278 hari dan 62,1271 hari. Kurva peluruhan model dan data TLE memperlihatkan simpangan. Simpangan itu terjadi karena perubahan aktivitas matahari atau proksi aktivitas matahari yang bervariasi, (www.heaven.above, 2005).

4 KESIMPULAN

Laju peluruhan orbit satelit LEO dapat ditentukan dari data yang terdapat dalam TLE deret waktu. Masa edar satelit LEO sebelum dHuncurkan dapat diketahui dari algoritma ini dengan syarat harus diketahui koefisien balistik dan ketinggian, Namun koefisien balistik sangat sulit ditentukan dan hanya dapat ditaksir mendekati harga sebenarnya setelah satelit mengorbit dalam interval waktu tertentu, misalnya satu bulan sampai dengan tiga bulan.

Perangkat lunak yang dibangun ini dapat digunakan untuk prediksi reentri satelit LEO. Untuk mendapatkan akurasi yang semakin baik, perangkat lunak dioperasikan secara kontinu, biasanya seminggu sebelum satelit

reentri akurasi prediksi reentri semakin baik. Perangkat lunak ini dapat juga digunakan menaksir koefisien balistik satelit LEO yang sedang mengorbit dengan cara membandingkan peluruhan orbit model dengan data di TLE.

DAFTAR RU JtJKAN

- Albert D. Anderson, 2006. *A Simple Model for Atmospheric Density Variations from 200 to 800 km*, Lockheed Missiles and Space Company, Palo Alto, Calif. (11. Jaiman.
- Byorn, 1998. <http://www.algonet.se>, *Orbits and predictions for decaying satellites*, down load Oktober 2001.
- Cannon, A.,2000.Acurafeh/ *Predicting The Student Nitric Oxoide Explorer's Orbital Lifetime*, <http://colorado.edu/asen5050/projects> 2000, dl Desember 2005.
- Danby J.M.A, 1992. *Fundamentals of Celestial Mechanics*, Published by Wilmann-Bell, Third Edition.
- Heavens-Above GmbH, 2002. <http://heavens-above.com>, *Height Profiles of ISS and Starshine 3*, http://www.heaven_above, down load Juli 2002.
- Kennewel, J., 1999. *Satellite Orbital Decay Calculations*, IPS Radio & Space Services, The Australian Space Weather Agency, Sydney, Australia.
- Kozai, Y., 1959. *The Motion of a Closed Eart Satellite*, The Astron. J., Vol.64, No. 9, Nov.
- Long A.C.; J.O.Capellari; C.E. Velez; A.J. Fuchs, 1989. *Mathematical Theory of Goddard Trajectory Determination System*, Goddard Space Flight Center, FDD/552-89/001, Greenbelt, Maryland.
- Luciano A.; and C. Pardiru, 2003. *BeppoSAX Reentry Campaign - Final Report*.
- Manurung S. L., 2003. *Prediksi Reentri Bepposax*, Journal Sains Dirgantara.
- Milani, A.; Nobili, A.M.; and P. Faxinella, 1987. *Non-Gravitasional Perturbations and Satellite Geodesy*", Adam Higler, Bristol, Publishing Ltd.
- Montenbruck, O.; and E.Gill, 2001. *Satellites Orbits*,Springer, 2nd edition.
- Sterne, T. E., 1958.*An Atmospheric Model and Some Remarks on The Inference of Density from The Orbit of a closed earth satellite*, Astron Journ., 63, 81.
- Vallado, D. A., 2001. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, Space Technology Library t Microcosm Press, El Segundo, CA.
- Wertz, F. R., 1978. *Space Craft Attiude Determination and Control*, Dodrecht, Holland: D. Reidel Publishing Company.