

# **PREDIKSI PELURUHAN ORBIT SATELIT BUMI ORBIT RENDAH**

L. Manurung

*Pusat Pemanfaatan Sains Antariksa*

## **ABSTRACT**

The lifetime or the orbital time decay of LEO (Low Earth Satellite) with the altitude less than 500 km depends on the atmospheric density. The atmospheric density depends on altitude and the solar and the geomagnetic activities. Using the simultaneous relation of the atmospheric density and the altitude and the periode of satellite, it has been made the orbital time decay model, in which the input is altitude, cross section, and mass of the satellite and the atmospheric density of MSIS-90 (Model Standard Incoherent Scatter-90) converted to be the density as function of altitude. The model has been examined to a satellite having mass of 100 kg, cross section of  $1\text{m}^2$ , the altitude of 300 km and drag coefficient 2 and to a ball microsatellite, Starshine 3, where the diameter of 1m, and its mass of 90 kg. The lifetimes of the first satellite are 20 and 50 days for solar maximum and solar minimum respectively, while the Starshine 3 needs 285 days to descend from 472 km to 400 km. These results have been compared with the observation results, where its relative error is 10%.

## **ABSTRAK**

Waktu hidup atau waktu luruh orbit dari satelit bumi orbit rendah (LEO Low Earth Orbit) pada ketinggian di bawah 500 km sangat bergantung pada kerapatan atmosfer. Kerapatan atmosfer bergantung pada ketinggian dan aktivitas matahari dan geomagnetik. Berdasarkan hubungan simultan dari kerapatan atmosfer dengan ketinggian dan periode satelit telah dibuat model waktu luruh orbit satelit dengan masukan ketinggian, luas penampang, massa satelit dan koefisien hambatan serta kerapatan atmosfer dari MSIS-90 (Model Standard Incoherent Scatter-90) yang telah dikonversi menjadi kerapatan atmosfer sebagai fungsi ketinggian. Model tersebut diuji terhadap satelit LEO massa = 100 kg, luas penampang =  $1\text{ m}^2$  dan ketinggian 300 km dan koefisien hambatan = 2 serta terhadap satelit mikro, Starshine 3 berbentuk bola diameter = 1m dan massa = 90 kg. Waktu hidup satelit pertama pada waktu matahari aktif dan tenang masing-masing adalah 20 dan 50 hari sedangkan starshine membutuhkan 285 hari untuk turun dari ketinggian 472 km ke 400 km. Hasil ini telah dibandingkan dengan hasil pengamatan dengan kesalahan relatif sebesar 10%. Dengan demikian model tersebut dapat digunakan untuk prediksi awal waktu hidup atau waktu luruh orbit satelit LEO.



## 1 PENDAHULUAN

Semua satelit yang mengelilingi bumi mengalami gangguan. Gangguan itu adalah gaya gravitasional dan non-gravitasional. Gangguan gravitasional terdiri dari gaya gravitasi bumi lonjong (oblate), gaya tarik matahari dan bulan serta planet lainnya seperti venus. Gangguan non-gravitasional adalah tekanan radiasi matahari dan hambatan atmosfer. Gangguan lainnya yang tidak termasuk pada jenis gangguan di atas adalah aktivitas matahari dan sampah antariksa (space debris) buatan dan alami, (Mortenburg, 2001).

Gaya gravitasional dan non-gravitasional menimbulkan perubahan elemen-elemen orbit satelit yang menjadikan terjadinya perubahan pada geometri dan orientasi orbit. Perubahan-perubahan ini berpengaruh pada kinerja (performance) dan pencapaian misi satelit. Perubahan geometri dan orientasi satelit komunikasi dapat menimbulkan perubahan pada daerah lingkup komunikasi di permukaan bumi dan bagi satelit geodesi atau penginderaan jarak jauh membuat informasi kurang akurat.

Satelit GEO, MEO dan LEO mengalami gangguan gravitasional. Tetapi dampak gangguan tekanan radiasi dan hambatan atmosfer bergantung pada ketinggian satelit. Dampak tekanan radiasi terhadap satelit LEO jauh lebih kecil dari satelit GEO. Sebaliknya dampak hambatan atmosfer terhadap satelit LEO jauh lebih besar dibanding dengan kedua jenis satelit lain, (Wyatt, 1963). Perbedaan dampak itu terjadi karena perbedaan jarak dan lingkungan. Satelit GEO lebih dekat ke matahari dibanding dengan satelit LEO terutama pada ketinggian di bawah 500 km yang berada dalam atmosfer padat.

Hambatan yang dialami oleh satelit LEO berlawanan dengan vektor kecepatan satelit dan menimbulkan pengurangan pada sumbu utama dan eksentrisitas orbit secara sekuler atau kontinu, (Sterne, 1960; Kozai 1959; Boden, 1989). Penurunan kedua elemen orbit itu terutama sumbu semi utama semakin cepat pada aktivitas matahari tinggi dan pada ketinggian rendah.

Perubahan sumbu semi utama sama dengan penurunan ketinggian, terutama bila orbit satelit berupa lingkaran dan elips inklinasi kecil. Sumbu semi utama orbit lingkaran sama dengan jumlah dari ketinggian satelit dengan jejari bumi.

Bagi satelit LEO, laju perubahan ketinggian bergantung pada kerapatan atmosfer dan sumbu semi utama orbit. Setiap perubahan sumbu semi utama atau ketinggian menimbulkan perubahan pada: periode satelit, kerapatan atmosfer dan hambatan yang dialami satelit. Oleh karena itu bila satu besaran berubah parameter lainnya juga berubah.

Satelit dengan ketinggian lebih rendah dari 180 km disebut satelit re-entry atau berada dalam atmosfer padat. Waktu dari saat satelit ditempatkan pada orbit hingga saat mencapai ketinggian reentri dinamakan waktu luruh orbit (orbital time decay). Sering juga disebut waktu hidup (lifetime) satelit.

Karena penurunan ketinggian atau peluruhan orbit satelit rendah berhubungan secara simultan dengan perubahan periode, kerapatan, dan bergantung pada waktu, maka waktu luruh orbit harus dilakukan dengan metode iterasi numerik terhadap waktu yang membutuhkan kerapatan atmosfer sebagai fungsi dari ketinggian.

Kerapatan atmosfer sebagai fungsi dari ketinggian dan aktivitas matahari dan aktivitas geomagnetik dapat diperoleh dari beberapa model, salah satu diantaranya adalah MSIS-90 (Model Standard Incoherent Scatter-90) yang dapat diperoleh secara interaktif



melalui internet dengan input aktivitas matahari, aktivitas geomagnetik dan ketinggian. Dari data kerapatan atmosfer untuk beberapa ketinggian ditentukan persamaan matematis dari kerapatan sebagai fungsi ketinggian yang mewakili data dari model MSIS-90 itu.

Dengan menggunakan persamaan gerak satelit di atmosfer dan dari perubahan parameter orbit terhadap waktu dibuat model atau perangkat lunak peluruhan orbit satelit yang dapat digunakan untuk prediksi waktu hidup satelit orbit rendah. Masukan perangkat lunak adalah ketinggian, aktivitas matahari dan karakteristik satelit seperti massa, luas penampang dan koefisien hambatan atmosfer.

Berdasarkan software (model) yang telah dibuat dilakukan prediksi peluruhan orbit satelit rendah ( $h < 500$  km). Waktu luruh orbit satelit rendah jauh lebih panjang pada waktu matahari tenang dari pada waktu matahari aktif. Perolehan ini diverifikasi dengan prediksi waktu luruh satelit mikro bermassa 100 kg, luas penampang  $1 \text{ m}^2$  ketinggian 300 km yang terdapat di website University of Cooperation Atmospheric Research, (UCAR, 2001) dan peluruhan orbit satelit mikro, Starshine-3, ketinggian awal 470 km, (Heavens-Above GmbH, 2002). Kesalahan relatif waktu luruh dari model terhadap kedua contoh satelit di atas lebih kecil dari 10%.

## 2 HAMBATAN ATMOSFER DAN PELURUHAN ORBIT

Interaksi molekul udara di atmosfer dengan satelit menimbulkan hambatan atmosfer terhadap satelit. Hambatan atau gaya hambat yang dialami oleh satelit sebanding dengan kerapatan atmosfer ( $\rho$ ), luas penampang ( $A$ ) dan kecepatan satelit ( $V$ ) dengan konstanta pembanding  $C$ , dinyatakan oleh persamaan,

$$F = -\frac{1}{2}CA\rho V^2 \quad \dots\dots\dots (2-1)$$

dengan  $C$  adalah koefisien hambatan berharga dari 1,5 s.d.3, (Escudier, 1984).

Satelit yang mengelilingi bumi juga mengalami gaya gravitasi yang konservatif dan memenuhi hukum kekal energi. Energi spesifik atau energi persatuan massa satelit menurut hukum kekal energi adalah, (Danby, 1992)

$$E_{sp} = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2r}, \text{ dan } V^2 = \frac{\mu}{r} \quad \dots\dots\dots (2-2)$$

Untuk satelit LEO bermassa  $m$ , energi total adalah,

$$E = -\frac{\mu m}{2r} \quad \dots\dots\dots (2-3)$$

dengan  $\mu$  = konstanta gravitasional umum dan  $r$  = posisi satelit.

Untuk melawan hambatan, satelit kehilangan energi. Kehilangan energi itu dimanifestasikan oleh perubahan sumbu semi utama orbit atau ketinggian satelit. Gaya hambat bekerja terus menerus diikuti oleh penurunan ketinggian. Energi mekanik yang hilang per perubahan posisi atau perubahan ketinggian  $dr$  selama satu putaran sama dengan energi yang diberikan oleh satelit untuk melawan hambatan atau energi dari gaya hambat yang bekerja sepanjang keliling orbit satelit,  $2\pi r$ , dinyatakan oleh persamaan, (Bjorn, 1998),



$$\frac{dE}{dr} = \mu \frac{m}{2r^2}, \quad \frac{dE}{dn} = \int F dr = -\pi C A \rho \mu \quad \dots\dots\dots (2-4)$$

Perubahan sumbu semi utama per putaran  $n$  (jumlah putaran per hari) adalah.

$$\frac{dr}{dn} = \frac{dr}{dE} \times \frac{dE}{dn} = -2\pi C \frac{A}{m} \rho r^2 \quad \dots\dots\dots (2-5)$$

Jika orbit itu berbentuk lingkaran maka perubahan sumbu semi utama atau ketinggian satelit orbit rendah per putaran menjadi,

$$\Delta a = -2\pi C \frac{A}{m} \rho a^2 \quad \dots\dots\dots (2-6)$$

Dari persamaan 2-2, perioda satelit adalah,

$$P = \frac{2\pi a}{V}, P^2 = 4\pi^2 a^3 / \mu \quad \dots\dots\dots (2-7)$$

Perubahan perioda satelit per putaran adalah,

$$\Delta P = 12\pi^2 a^2 \frac{\Delta a}{\mu}, \text{ atau } \Delta P = -6\pi^2 C \frac{A}{m} \rho \frac{a^2}{V} \quad \dots\dots\dots (2-8)$$

Laju perubahan perioda karena hambatan atmosfer diperoleh dengan memasukkan harga  $V$  pada persamaan (2-2) ke persamaan (2-8), sehingga,

$$\frac{dP}{dt} = -3\pi C \frac{A}{m} \rho a \quad \dots\dots\dots (2-9)$$

Sampai saat ini telah diperoleh tiga persamaan yang berkaitan dengan perubahan sumbu semi utama atau ketinggian, perioda dan perubahan perioda. Perioda awal satelit diturunkan dari persamaan (2-7) dan perubahan perioda pada interval waktu tertentu dari persamaan (2-9). Selanjutnya dari perioda yang baru ( $P-\Delta P$ ) dengan menggunakan persamaan (2-7) diperoleh sumbu semi utama yang baru. Dengan iterasi dan dengan menggunakan kerapatan atmosfer menurut model, peluruhan orbit satelit rendah dapat ditentukan, yaitu jumlah dari pertambahan waktu iterasi hingga ketinggian mendekati 180 km.

### 3 ATMOSFER ATAS DAN MODEL ATMOSFER

Berbagai literatur mengungkapkan (Mortenbruck, 2001; Kuijper,1991;Corney et al., 1989), bentuk umum kerapatan atmosfer memenuhi persamaan,

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H'}\right) \quad \dots\dots\dots (3-1)$$

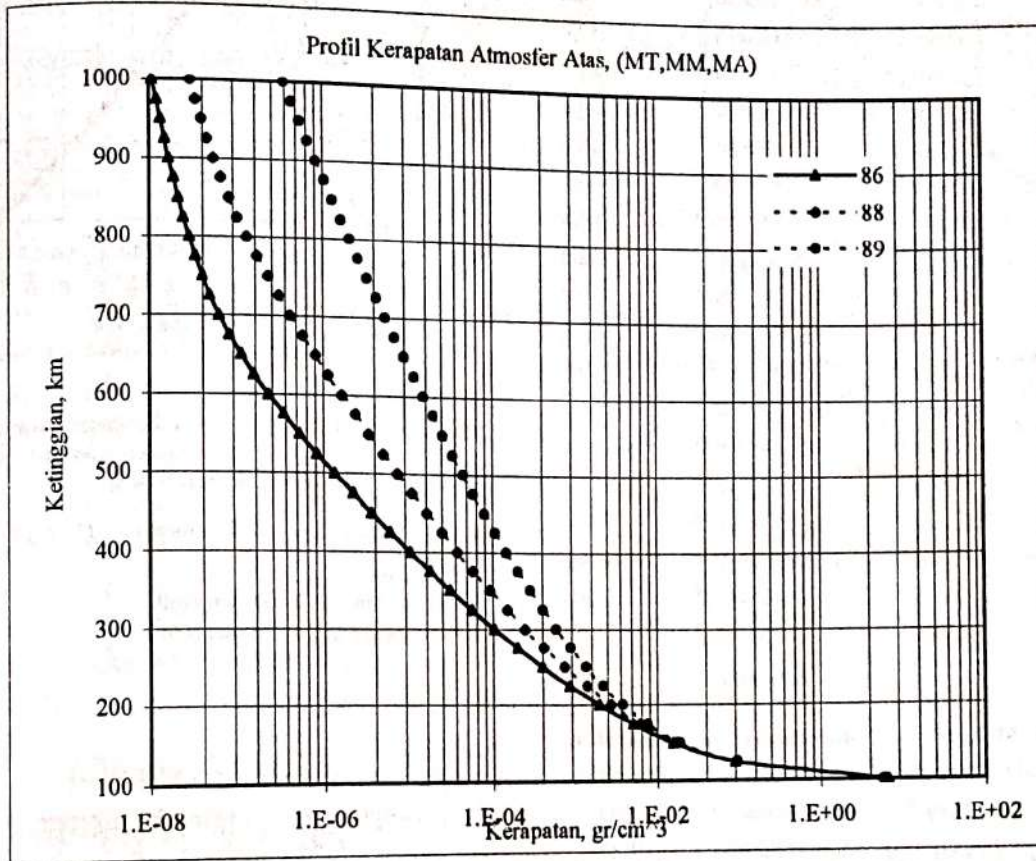
$$H' = \frac{R'T'}{\eta g} \quad \dots\dots\dots (3-2)$$

dengan  $\rho_0$  = kerapatan atmosfer pada permukaan laut ( $\text{kgm}^{-3}$ ),  $h$  = ketinggian, (km),  $H'$  = skala ketinggian,  $R'$  = konstanta gas umum,  $T'$  = temperatur absolut,  $\eta$  = massa molekuler dari komposisi atmosfer, dan  $g$  = konstanta gravitasi bumi.

Selain ketinggian, kerapatan atmosfer bergantung pada waktu, musim, lintang dan bujur. Khususnya bagi atmosfer atas pada ketinggian di atas 90 km kerapatan sangat bergantung pada aktivitas matahari, (Montenbruck, 2001). Contoh kerapatan atmosfer atas



pada waktu matahari tenang, moderat dan aktif ditunjukkan oleh Gambar 3-1. Data kerapatan atmosfer itu diperoleh secara interaktif via internet model kerapatan atmosfer CIRA 86. Model ini telah memasukkan aktivitas matahari yaitu fluks emisi radio pada panjang gelombang 10.7 cm yang dinyatakan dalam satuan fluks solar atau solar flux unit (1 solar flux unit, sfu, =  $10^{-22}$  watt/m<sup>2</sup>/Hz).



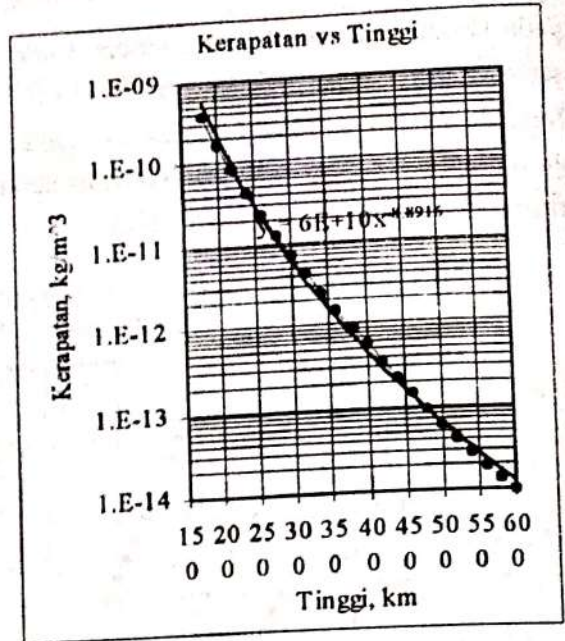
Gambar 3-1: Kerapatan atmosfer atas, 100-1000 km, pada waktu matahari tenang (86), moderat (88) dan aktif (89)

Demikian banyaknya besaran yang berpengaruh pada kerapatan atmosfer sehingga model itu sangat kompleks. Milani et al., (1987) mengatakan bahwa akurasi 10% model kerapatan atmosfer yang telah ada sudah baik. Meskipun demikian penyempurnaan model-model atmosfer terus dilakukan melalui data dari analisa perubahan hambatan yang dialami oleh satelit LEO dan peluncuran roket. Model terkenal saat ini yang mengandung fluks emisi matahari pada panjang gelombang 10.7 cm dan aktivitas geomagnetik  $A_p$  adalah model MSIS-90 yang dapat digunakan secara interaktif melalui internet.

Kerapatan atmosfer atas dari ketinggian 180 s.d. 600 km dengan interval 20 km yang diperoleh dari MSIS-90 secara interaktif untuk keadaan matahari tenang ( $F_{10.7} = 70$  sfu) dan matahari moderat ( $F_{10.7} = 150$  sfu) dan matahari aktif ( $F_{10.7} \geq 200$  sfu) masing-masing ditunjukkan pada Gambar 3-2, 3-3 dan 3-4 dan nilai kerapatan tercantum pada tabel sebelah kiri gambar. Dengan menggunakan fasilitas yang tersedia dalam Microsoft Excel, persamaan matematis kerapatan sebagai fungsi ketinggian tercantum pada kurva kerapatan vs. ketinggian.



Tinggi km	MSIS-90 kg/m <sup>3</sup>	Model Konversi kg/m <sup>3</sup>	Kesalahan Relatif %
180	3.90x10 <sup>-10</sup>	5.31093x10 <sup>-10</sup>	36.2
200	1.75x10 <sup>-10</sup>	2.08121x10 <sup>-10</sup>	18.9
220	8.47x10 <sup>-11</sup>	8.91796x10 <sup>-11</sup>	5.29
240	4.31x10 <sup>-11</sup>	4.11401x10 <sup>-11</sup>	4.55
260	2.30x10 <sup>-11</sup>	2.01918x10 <sup>-11</sup>	12.2
280	1.27x10 <sup>-11</sup>	1.04472x10 <sup>-11</sup>	17.7
300	7.22x10 <sup>-12</sup>	5.65692x10 <sup>-12</sup>	21.6
320	4.21x10 <sup>-12</sup>	3.18684x10 <sup>-12</sup>	24.3
340	2.50x10 <sup>-12</sup>	1.85889x10 <sup>-12</sup>	25.6
360	1.51x10 <sup>-12</sup>	1.11823x10 <sup>-12</sup>	25.9
380	9.20x10 <sup>-13</sup>	6.91429x10 <sup>-13</sup>	24.8
400	5.68x10 <sup>-13</sup>	4.38202x10 <sup>-13</sup>	22.9
420	3.54x10 <sup>-13</sup>	2.83967x10 <sup>-13</sup>	19.8
440	2.23x10 <sup>-13</sup>	1.87771x10 <sup>-13</sup>	15.8
460	1.42x10 <sup>-13</sup>	1.26466x10 <sup>-13</sup>	10.9
480	9.20x10 <sup>-14</sup>	8.66217x10 <sup>-14</sup>	5.85
500	6.03x10 <sup>-14</sup>	6.02545x10 <sup>-14</sup>	0.08
520	4.03x10 <sup>-14</sup>	4.25144x10 <sup>-14</sup>	5.49
540	2.75x10 <sup>-14</sup>	3.03948x10 <sup>-14</sup>	10.5
560	1.93x10 <sup>-14</sup>	2.19970x10 <sup>-14</sup>	14.0
580	1.39x10 <sup>-14</sup>	1.61011x10 <sup>-14</sup>	15.8
600	1.03x10 <sup>-14</sup>	1.19108x10 <sup>-14</sup>	15.6
Rata-rata:			16.1

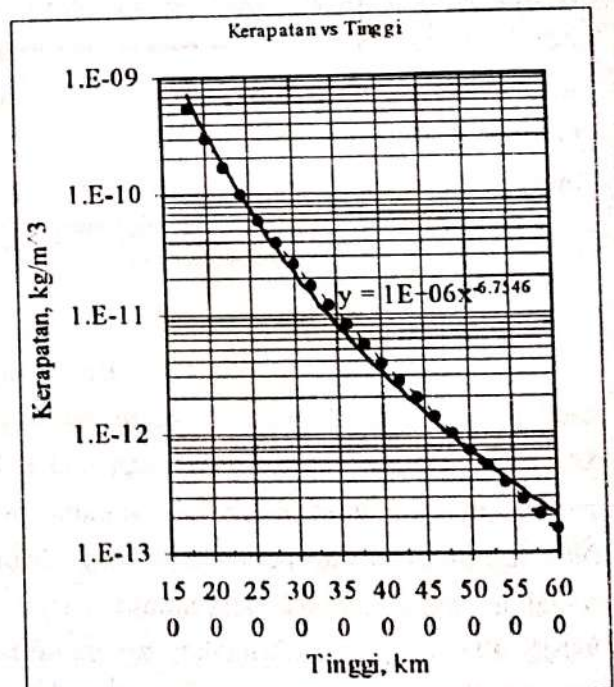


Gambar 3-2: Tabel dan kurva kerapatan termosfer MSIS-90 dan model konversi pada keadaan matahari tenang

Konversi model dari MSIS-90 menjadi:  $\rho = \rho_0 h^{-\alpha}$

Keterangan:  
 $\rho$  = kerapatan,  $\rho_0$  = kerapatan awal,  
 $h$  = ketinggian dan  $\alpha$  = kontanta n

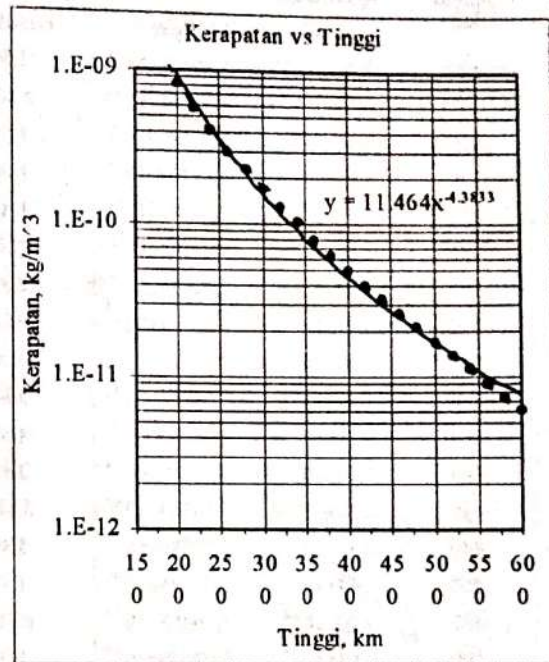
Tinggi km	MSIS-90 kg/m <sup>3</sup>	Model Konversi kg/m <sup>3</sup>	Kesalahan Relatif,%
180	5.51x10 <sup>-10</sup>	5,84166x10 <sup>-10</sup>	6,02
200	2,91x10 <sup>-10</sup>	2,86723x10 <sup>-10</sup>	1,47
220	1,66 x10 <sup>-10</sup>	1,50616x10 <sup>-10</sup>	9,27E
240	9,91 x10 <sup>-11</sup>	8,36807x10 <sup>-11</sup>	15,6
260	6,16 x10 <sup>-11</sup>	4,87328x10 <sup>-11</sup>	20,9
280	3,94 x10 <sup>-11</sup>	2,95411x10 <sup>-11</sup>	25,0
300	2,58 x10 <sup>-11</sup>	1,85369x10 <sup>-11</sup>	28,2
320	1,72 x10 <sup>-11</sup>	1,19871x10 <sup>-11</sup>	30,3
340	1,16 x10 <sup>-11</sup>	7,95926x10 <sup>-12</sup>	31,4
360	7,99 x10 <sup>-12</sup>	5,41002x10 <sup>-12</sup>	32,3
380	5,55 x10 <sup>-12</sup>	3,75486x10 <sup>-12</sup>	32,3
400	3,89x10 <sup>-12</sup>	2,65537 x10 <sup>-12</sup>	31,7
420	2,75x10 <sup>-12</sup>	1,90985x10 <sup>-12</sup>	30,6
440	1,96x10 <sup>-12</sup>	1,39487x10 <sup>-12</sup>	28,8
460	1,40x10 <sup>-12</sup>	1,03308x10 <sup>-12</sup>	26,2
480	1,01x10 <sup>-12</sup>	7,74975x10 <sup>-13</sup>	23,3
500	7,03x10 <sup>-13</sup>	5,88217x10 <sup>-13</sup>	16,3
520	5,31x10 <sup>-13</sup>	4,51319x10 <sup>-13</sup>	15,0
540	3,88x10 <sup>-13</sup>	3,49762x10 <sup>-13</sup>	9,86
560	2,85x10 <sup>-13</sup>	2,73583x10 <sup>-13</sup>	4,01
580	2,11x10 <sup>-13</sup>	2,15849x10 <sup>-13</sup>	2,30
600	1,56x10 <sup>-13</sup>	1,71672x10 <sup>-13</sup>	10,0
Rata-rata:			19,6



Gambar 3-3: Tabel dan kurva kerapatan termosfer MSIS-90 dan model konversi pada keadaan matahari moderat :  $\rho = \rho_0 h^{-\alpha}$



Tinggi km	MSIS-90 kg/m <sup>3</sup>	Model Konversi kg/m <sup>3</sup>	Kesalahan Relatif, %
180	1,28x10 <sup>-9</sup>	1,49211x10 <sup>-9</sup>	16,6
200	8,28x10 <sup>-10</sup>	9,40224x10 <sup>-10</sup>	13,6
220	5,69x10 <sup>-10</sup>	6,19149x10 <sup>-10</sup>	8,81
240	4,08x10 <sup>-10</sup>	4,22821x10 <sup>-10</sup>	3,63
260	3,00x10 <sup>-10</sup>	2,97703x10 <sup>-10</sup>	0,766
280	2,25x10 <sup>-10</sup>	2,15134 x10 <sup>-10</sup>	4,39
300	1,71x10 <sup>-10</sup>	1,5899x10 <sup>-10</sup>	7,02
320	1,32x10 <sup>-10</sup>	1,19815x10 <sup>-10</sup>	9,23
340	1,03x10 <sup>-10</sup>	9,18554 x10 <sup>-11</sup>	10,8
360	8,05 x10 <sup>-11</sup>	7,14983 x10 <sup>-11</sup>	11,2
380	6,35 x10 <sup>-11</sup>	5,64119 x10 <sup>-11</sup>	11,2
400	5,04 x10 <sup>-11</sup>	4,50533 x10 <sup>-11</sup>	10,6
420	4,02 x10 <sup>-11</sup>	3,63787 x10 <sup>-11</sup>	9,51
440	3,23 x10 <sup>-11</sup>	2,96681 x10 <sup>-11</sup>	8,15
460	2,60 x10 <sup>-11</sup>	2,44157 x10 <sup>-11</sup>	6,09
480	2,10 x10 <sup>-11</sup>	2,02606 x10 <sup>-11</sup>	3,52
500	1,70 x10 <sup>-11</sup>	1,69411 x10 <sup>-11</sup>	0,347
520	1,38 x10 <sup>-11</sup>	1,42652 x10 <sup>-11</sup>	3,37
540	1,13 x10 <sup>-11</sup>	1,20902 x10 <sup>-11</sup>	6,99
560	9,21 x10 <sup>-12</sup>	1,03087 x10 <sup>-11</sup>	11,9
580	7,55x10 <sup>-12</sup>	8,83898x10 <sup>-12</sup>	17,1
600	6,20x10 <sup>-12</sup>	7,61844 x10 <sup>-12</sup>	22,9
		<b>Rata-rata:</b>	<b>8,98</b>

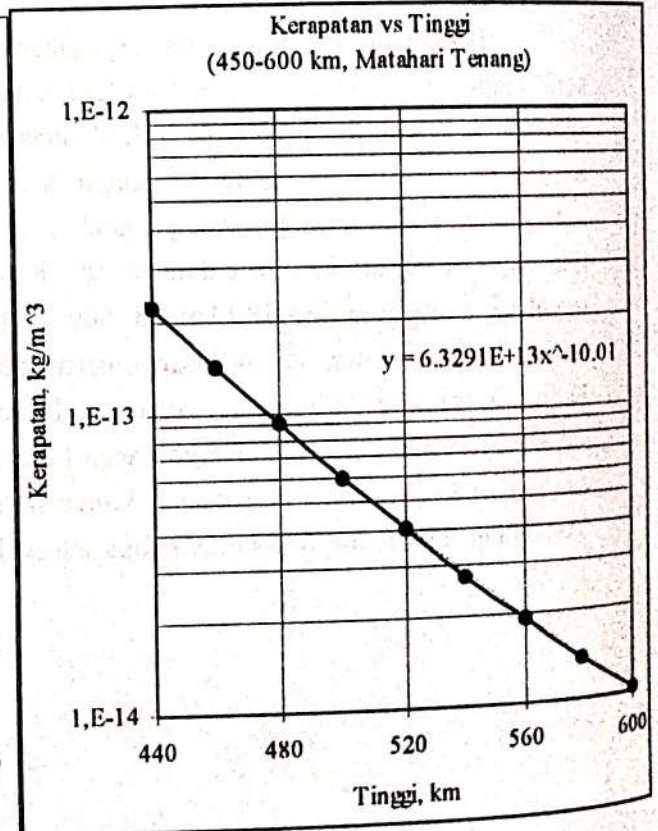
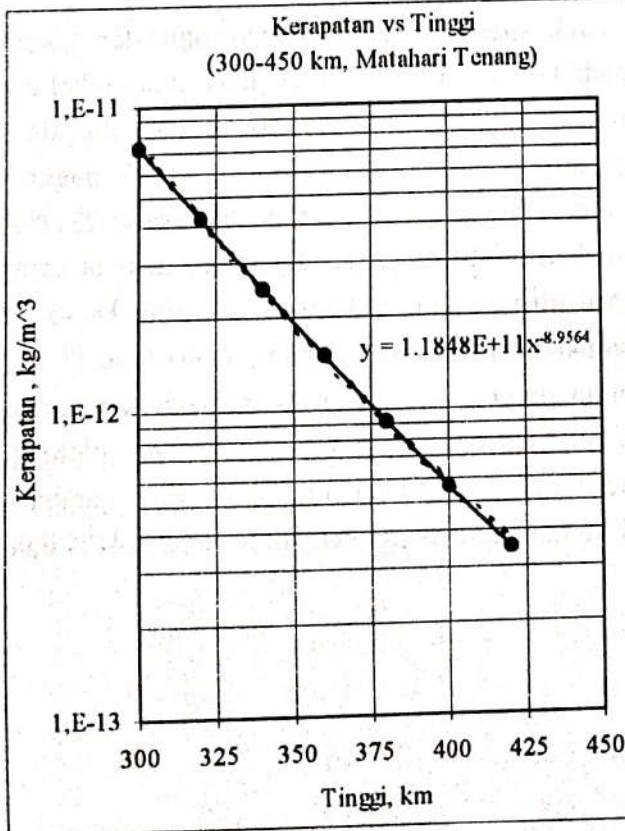
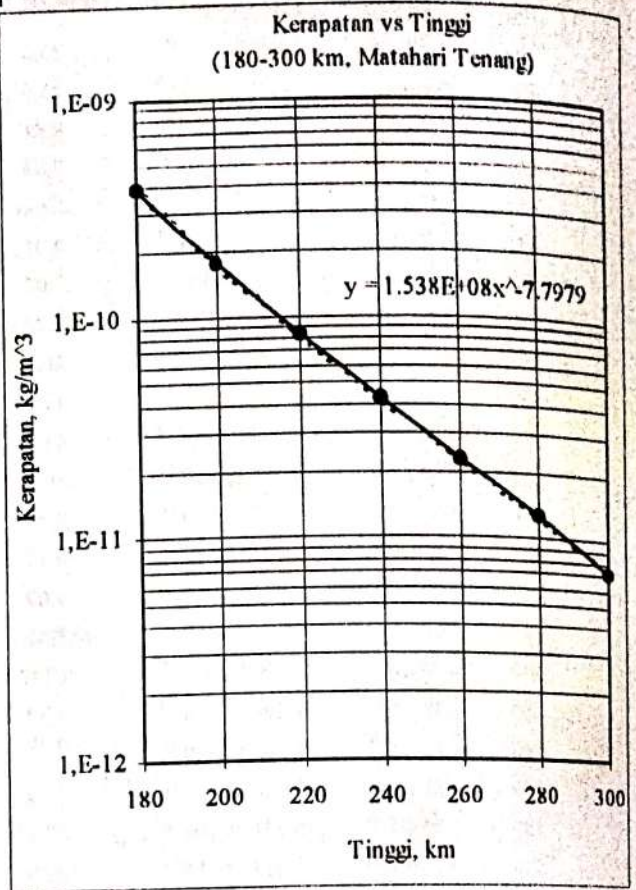


Gambar 3-4: Tabel dan kurva kerapatan termosfer MSIS-90 dan model konversi pada keadaan matahari aktif:  $\rho = \rho_0 h^{-a}$

Persamaan-pesamaan itu digunakan untuk menentukan kerapatan atmosfer pada setiap ketinggian. Nilai kerapatan itu terdapat pada kolom Model Konversi dari setiap tabel di sebelah kiri kurva. Kesalahan relatif maksimum dan rata-rata dari kerapatan atmosfer berdasarkan model dibandingkan dengan kerapatan dari MSIS-90 untuk ketiga jenis tingkat aktivitas matahari masing-masing adalah 36,2% dan 16,1%, 32,3% dan 19,6% serta 22,9% dan 8,98%. Kesalahan ini cukup besar. Kesalahan relatif itu dapat diperkecil dengan cara membagi ketinggian dari 180 km s.d. 600 km menjadi tiga interval ketinggian, yaitu: 180-300 km, 300-450 km dan 450-600 km seperti ditunjukkan oleh Gambar (3-5), (3-6), dan (3-7). Dalam setiap kurva yang terdapat pada setiap gambar tercantum persamaan kerapatan sebagai fungsi ketinggian. Harga-harga kerapatan terhadap setiap ketinggian yang dihitung dengan menggunakan persamaan konversi terdapat pada tabel disebelah kiri gambar. Kesalahan relatif rata-rata untuk ketiga interval itu masing-masing menjadi 2,36%, 1,41% dan 1,07%.



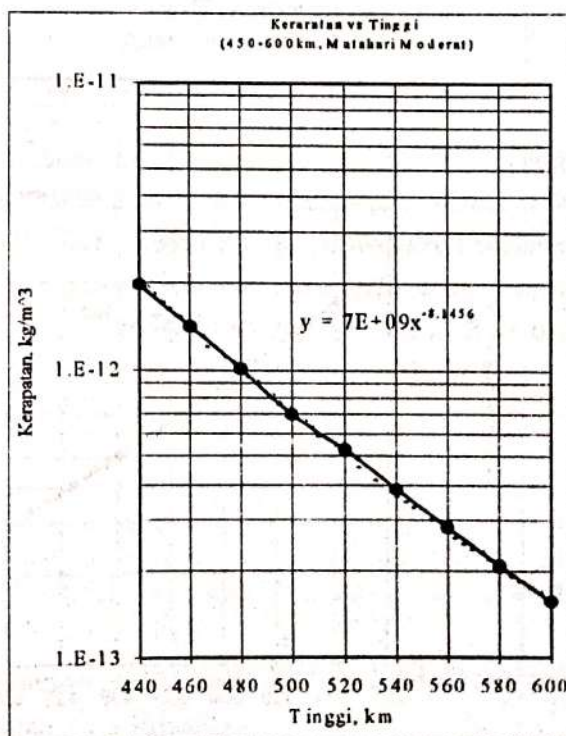
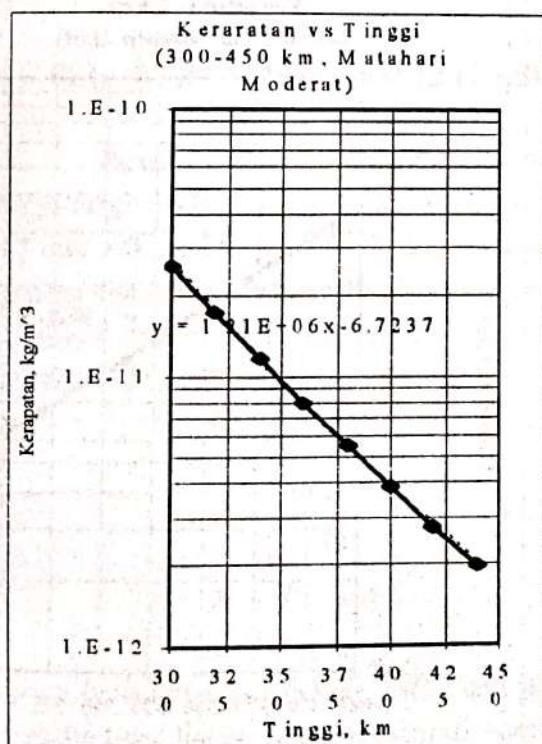
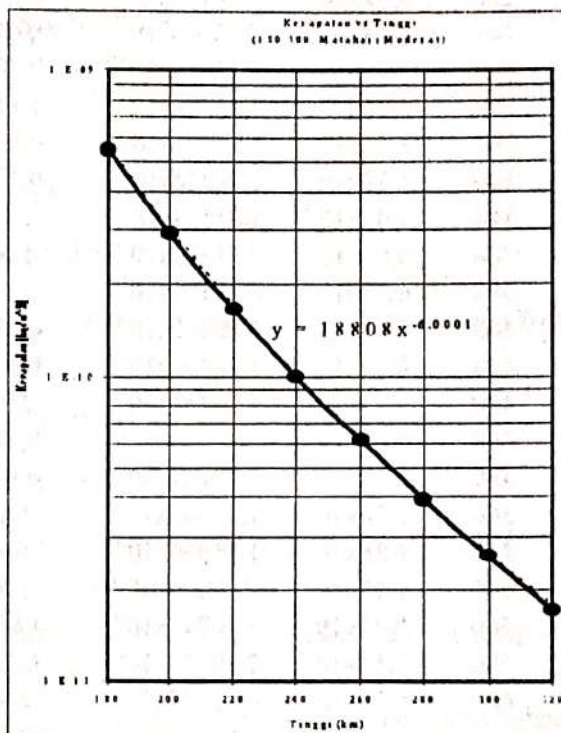
Tinggi km	MSIS-90 Kerapatan kg/m <sup>3</sup>	Model Konversi kg/m <sup>3</sup>	Kesalahan relatif, %
180	3,90x10 <sup>-10</sup>	3,98627x10 <sup>-10</sup>	2,21
200	1,75x10 <sup>-10</sup>	1,75289x10 <sup>-10</sup>	0,165
220	8,47x10 <sup>-11</sup>	8,3364x10 <sup>-11</sup>	1,58
240	4,31x10 <sup>-11</sup>	4,22968x10 <sup>-11</sup>	1,86
260	2,30x10 <sup>-11</sup>	2,26587x10 <sup>-11</sup>	1,48
280	1,27x10 <sup>-11</sup>	1,27134x10 <sup>-11</sup>	0,106
300	7,22x10 <sup>-12</sup>	7,42356x10 <sup>-12</sup>	2,82
320	4,21x10 <sup>-12</sup>	4,08772x10 <sup>-12</sup>	2,90
340	2,50x10 <sup>-12</sup>	2,37359x10 <sup>-12</sup>	5,06
360	1,51x10 <sup>-12</sup>	1,42176x10 <sup>-12</sup>	5,84
380	9,20x10 <sup>-13</sup>	8,7556x10 <sup>-13</sup>	4,83
400	5,68x10 <sup>-13</sup>	5,52773x10 <sup>-13</sup>	2,68
420	3,54x10 <sup>-13</sup>	3,56907x10 <sup>-13</sup>	0,821
440	2,23x10 <sup>-13</sup>	2,35182x10 <sup>-13</sup>	5,46
460	1,42x10 <sup>-13</sup>	1,40325x10 <sup>-13</sup>	1,18
480	9,20x10 <sup>-14</sup>	9,16468x10 <sup>-14</sup>	0,384
500	6,03x10 <sup>-14</sup>	6,09049x10 <sup>-14</sup>	1,00
520	4,03x10 <sup>-14</sup>	4,11291x0 <sup>-14</sup>	2,06
540	2,75x10 <sup>-14</sup>	2,81891x0 <sup>-14</sup>	2,51
560	1,93x10 <sup>-14</sup>	1,95875x10 <sup>-14</sup>	1,49
580	1,39x10 <sup>-14</sup>	1,37857x10 <sup>-14</sup>	0,823
600	1,03x10 <sup>-14</sup>	9,81856x10 <sup>-15</sup>	4,67
		<b>Rata-rata:</b>	<b>2,36</b>



Gambar 3-5: Tabel dan kurva kerapatan termosfer MSIS-90 dan model konversi pada keadaan matahari tenang:  $\rho = \rho_0 h^{-\alpha}$



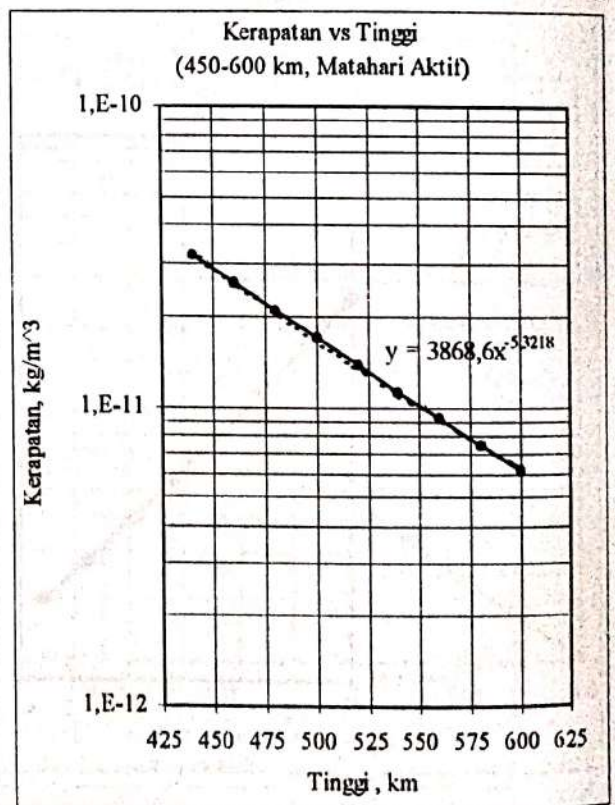
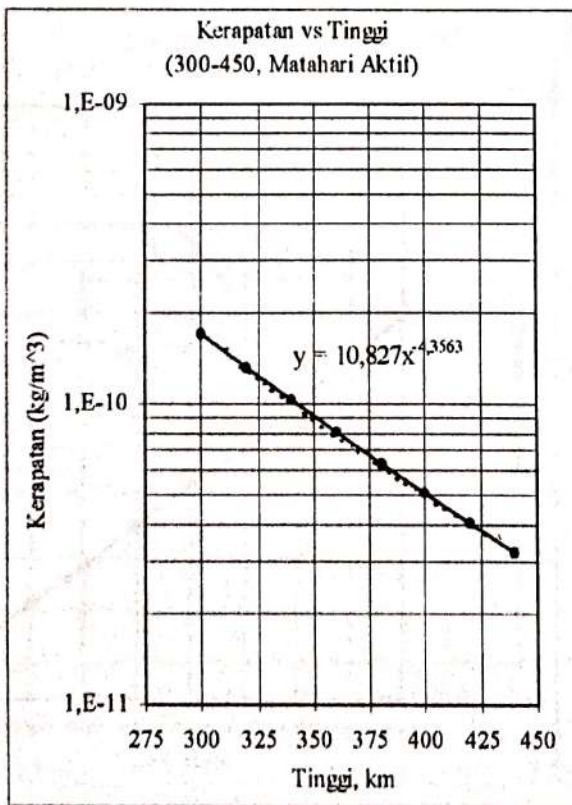
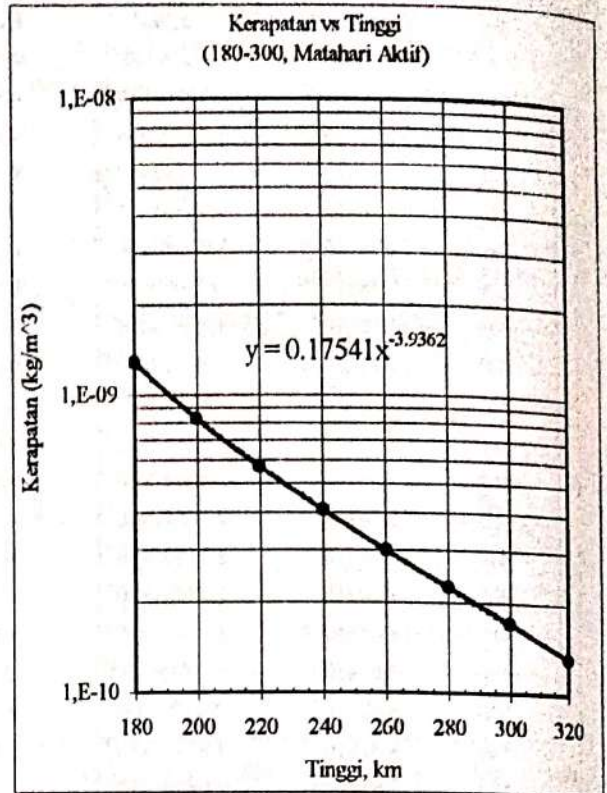
Tinggi km	MSIS-90 Kerapatan kg/m <sup>3</sup>	Model Konversi kg/m <sup>3</sup>	Kesalahan Reatif
180	5,5 x10 <sup>-10</sup>	5,52691x10 <sup>-10</sup>	0,3071
200	2,91x10 <sup>-10</sup>	2,93719x10 <sup>-10</sup>	0,934
220	1,66x10 <sup>-10</sup>	1,65795x10 <sup>-10</sup>	0,123
240	9,91x10 <sup>-11</sup>	9,83642x10 <sup>-11</sup>	0,742
260	6,16x10 <sup>-11</sup>	6,08501x10 <sup>-11</sup>	1,22
280	3,94x10 <sup>-11</sup>	3,90076x10 <sup>-11</sup>	0,996
300	2,58x10 <sup>-11</sup>	2,5785x10 <sup>-11</sup>	0,0581
320	1,72x10 <sup>-11</sup>	1,73344x10 <sup>-11</sup>	0,781
340	1,16x10 <sup>-11</sup>	1,15314x10 <sup>-11</sup>	0,592
360	7,99x10 <sup>-12</sup>	7,85189x10 <sup>-12</sup>	1,73
380	5,55x10 <sup>-12</sup>	5,45877x10 <sup>-12</sup>	1,64
400	3,89x10 <sup>-12</sup>	3,86647x10 <sup>-12</sup>	0,605
420	2,75x10 <sup>-12</sup>	2,78512x10 <sup>-12</sup>	1,28
440	1,96x10 <sup>-12</sup>	2,05395x10 <sup>-12</sup>	4,79
460	1,40x10 <sup>-12</sup>	1,43001x10 <sup>-12</sup>	2,140
480	1,01x10 <sup>-12</sup>	1,01107x10 <sup>-12</sup>	0,106
500	7,03x10 <sup>-13</sup>	7,2505x10 <sup>-13</sup>	3,14
520	5,31x10 <sup>-13</sup>	5,2677x10 <sup>-13</sup>	0,797
540	3,88x10 <sup>-13</sup>	3,87357x10 <sup>-13</sup>	0,166
560	2,85x10 <sup>-13</sup>	2,88043x10 <sup>-13</sup>	1,07
580	2,11x10 <sup>-13</sup>	2,16431x10 <sup>-13</sup>	2,57
600	1,56x10 <sup>-13</sup>	1,64206x10 <sup>-13</sup>	5,26
		<b>Rata-rata:</b>	<b>1,41</b>



Gambar 3-6: Tabel dan kurva kerapatan termosfer MSIS-90 dan mode konversi pada keadaan matahari moderat:  $\rho = \rho_0 h^{-\alpha}$



Tinggi km	MSIS-90 Kerapatan kg/m <sup>3</sup>	Model Konversi kg/m <sup>3</sup>	Kesalahan Relatif
180	1,28x10 <sup>-9</sup>	1,26587x10 <sup>-9</sup>	1,10
200	8,28x10 <sup>-10</sup>	8,36141x10 <sup>-10</sup>	0,983
220	5,69x10 <sup>-10</sup>	5,74579x10 <sup>-10</sup>	0,980
240	4,08x10 <sup>-10</sup>	4,0795x10 <sup>-10</sup>	0,0124
260	3,00x10 <sup>-10</sup>	2,97698x10 <sup>-10</sup>	0,767
280	2,25x10 <sup>-10</sup>	2,22377x10 <sup>-10</sup>	1,170
300	1,71x10 <sup>-10</sup>	1,69492x10 <sup>-10</sup>	0,882
320	1,32x10 <sup>-10</sup>	1,32228x10 <sup>-10</sup>	0,173
340	1,03x10 <sup>-10</sup>	1,01538x10 <sup>-10</sup>	1,42
360	8,05x10 <sup>-11</sup>	7,91567x10 <sup>-11</sup>	1,67
380	6,35x10 <sup>-11</sup>	6,25456x10 <sup>-11</sup>	1,50
400	5,04x10 <sup>-11</sup>	5,00212x10 <sup>-11</sup>	0,752
420	4,02x10 <sup>-11</sup>	4,04434x10 <sup>-11</sup>	0,605
440	3,23x10 <sup>-11</sup>	3,30244x10 <sup>-11</sup>	2,24
460	2,60x10 <sup>-11</sup>	2,6115x10 <sup>-11</sup>	0,442
480	2,10x10 <sup>-11</sup>	2,08221x10 <sup>-11</sup>	0,847
500	1,70x10 <sup>-11</sup>	1,67562x10 <sup>-11</sup>	1,43
520	1,38x10 <sup>-11</sup>	1,35996x10 <sup>-11</sup>	1,45
540	1,13x10 <sup>-11</sup>	1,1125x10 <sup>-11</sup>	1,55
560	9,21x10 <sup>-12</sup>	9,16741x10 <sup>-12</sup>	0,4621
580	7,55x10 <sup>-12</sup>	7,60576x10 <sup>-12</sup>	0,739
600	6,20x10 <sup>-12</sup>	6,35022x10 <sup>-12</sup>	2,42
		<b>Rata-rata:</b>	<b>1,07</b>



Gambar 3-7: Tabel dan kurva kerapatan termosfer MSIS-90 da model konversi pada keadaan matahari aktif :  $\rho = \rho_0 h^i$



Dengan demikian persamaan matematik kerapatan atmosfer dengan ketinggian, yang disebut model konversi, menjadi:

a. Matahari Tenang:

$$\begin{aligned} \rho &= 1538 \times 10^8 xh^{-7.7979}, & \text{untuk } h &= 180 - 300 \text{ km} \\ \rho &= 1.1848 \times 10^{11} xh^{-8.9564}, & \text{untuk } h &= 300 - 450 \text{ km} \\ \rho &= 6.3291 \times 10^{13} xh^{-10.01}, & \text{untuk } h &= 450 - 600 \text{ km}, \dots\dots\dots (3-3) \end{aligned}$$

b. Matahari Moderat:

$$\begin{aligned} \rho &= 18808 xh^{-6.0001}, & \text{untuk } h &= 180 - 300 \text{ km} \\ \rho &= 1.21 \times 10^6 xh^{-6.7237}, & \text{untuk } h &= 300 - 450 \text{ km} \\ \rho &= 7 \times 10^9 xh^{-8.1456}, & \text{untuk } h &= 450 - 600 \text{ km}, \dots\dots\dots (3-4) \end{aligned}$$

c. Matahari Aktif:

$$\begin{aligned} \rho &= 0.17541 xh^{-3.9362}, & \text{untuk } h &= 180 - 300 \text{ km} \\ \rho &= 10.827 xh^{-4.3563}, & \text{untuk } h &= 300 - 450 \text{ km} \\ \rho &= 3868.6 xh^{-5.3218}, & \text{untuk } h &= 450 - 600 \text{ km}, \dots\dots\dots (3-5) \end{aligned}$$

Oleh karena persamaan konversi menghasilkan kerapatan atmosfer yang mempunyai kesalahan relatif kecil dibandingkan dengan kerapatan atmosfer MSIS-90 maka persamaan konversi itu digunakan dalam metoda iterasi perhitungan peluruhan dan laju perubahan ketinggian orbit satelit terhadap aktivitas matahari dan geomagnetik dan waktu.

#### 4 PELURUHAN ORBIT SATELIT LEO

Perioda awal,  $P$ , satelit mengelilingi bumi dihitung dari persamaan (2-7) untuk harga-harga awal dari sumbu semi utama  $R$ . Perubahan perioda  $dP$  dalam interval waktu  $dt$  ( $= 0.1 \text{ hari} = 0.1 \times 24 \times 60 \times 60 \text{ detik}$ ) ditentukan dari persamaan (2-9) untuk koefisien hambatan tertentu dan kerapatan atmosfer dari salah satu persamaan (3-3), (3-4) dan (3-5) sesuai dengan ketinggian atau batas ketinggian. Dari persamaan ini diperoleh harga-harga baru  $P$ ,  $R$ ,  $H$  dan  $T$ , yaitu:

$$\begin{aligned} P &= P - dP \quad \text{dan} \quad T = T + DT \\ R &= \left[ \mu \frac{P^2}{4\pi^2} \right]^{1/3} \\ H &= R - 6378 \quad \dots\dots\dots (4-1) \end{aligned}$$

Iterasi berikutnya menghitung  $dP$ , dari persamaan (2-9) untuk harga  $R$  dan kerapatan atmosfer baru. Iterasi dilakukan sampai ketinggian,  $H, \leq 180 \text{ km}$ .

Setiap iterasi menghasilkan  $P$ ,  $dP$ ,  $R$ ,  $H$  dan  $T$  baru. Hasil perhitungan ini perlu dicetak. Jika hasil setiap iterasi dicetak maka jumlah harga-harga yang dicetak sangat banyak. Untuk menyederhanakan hasil cetak dilakukan pembatasan yaitu pada setiap



penurunan ketinggian 10 km baru hasil perhitungan dicetak. Untuk itu diperlukan syarat seperti ditunjukkan pada bagan alir dan pada program, lampiran 1 dan 2.

Program pada lampiran 2 adalah perangkat lunak untuk menghitung waktu luruh orbit satelit pada keadaan matahari tenang. Untuk aktivitas matahari moderat dan tinggi, model kerapatan atmosfer harus disesuaikan dengan keadaan aktivitas matahari yaitu kerapatan atmosfer seperti dinyatakan oleh persamaan (3-4) dan (3-5).

Luaran program pada keadaan matahari tenang dan aktif untuk ketinggian satelit 300 km, massa 100 kg, luas penampang  $1\text{m}^2$  dan koefisien hambatan 2 ditunjukkan pada Tabel 4-1 dan 4-2. Luaran program pada keadaan matahari moderat untuk  $H= 472$  km,  $M= 90$  kg,  $A=1.5$   $\text{m}^2$  dan  $C=1.6$  ditunjukkan oleh Gambar 4-1. Profil ketinggian satelit mikro, Starshine 3 dengan parameter yang sama ditunjukkan oleh Gambar 4-2.

Tabel 4-1: LUARAN PROGRAM, WAKTU LURUH SATELIT ORBIT RENDAH PADA KEADAAN MATAHARI TENANG DENGAN:  $H=300$  KM,  $M= 100$  KG,  $A= 1\text{M}^2$  DAN  $C = 2$

Waktu	Tinggi	Perioda	Gerak Rataan	Laju
			(mean motion)	Peluruhan
hari	km	(menit)	(putaran/hari)	(put/hari/hari)
0,00	300,00	90,49	15,9139	0,00237
11,80	289,95	90,30	15,9461	0,00309
22,00	279,92	90,10	15,9822	0,00409
29,70	269,91	89,90	16,0183	0,00544
35,50	259,86	89,69	16,0547	0,00734
39,80	249,81	89,49	16,0912	0,0100
42,90	239,94	89,29	16,1272	0,0137
45,20	229,85	89,09	16,1642	0,0193
46,90	219,32	88,87	16,2029	0,0279
48,00	209,61	88,68	16,2387	0,0398
48,80	199,50	88,47	16,2762	0,0587
49,40	188,14	88,24	16,3185	0,0931
49,70	179,76	88,07	16,3185	0,133
Waktu luruh orbit mendekati 50 hari pada waktu matahari tenang				



Tabel 4-2 : LUARAN PROGRAM, WAKTU LURUH SATELIT ORBIT RENDAH PADA KEADAAN MATAHARI AKTIF DENGAN:  $H=300$  KM,  $M=100$  KG,  $A = 1$  M<sup>2</sup> DAN  $C = 2$

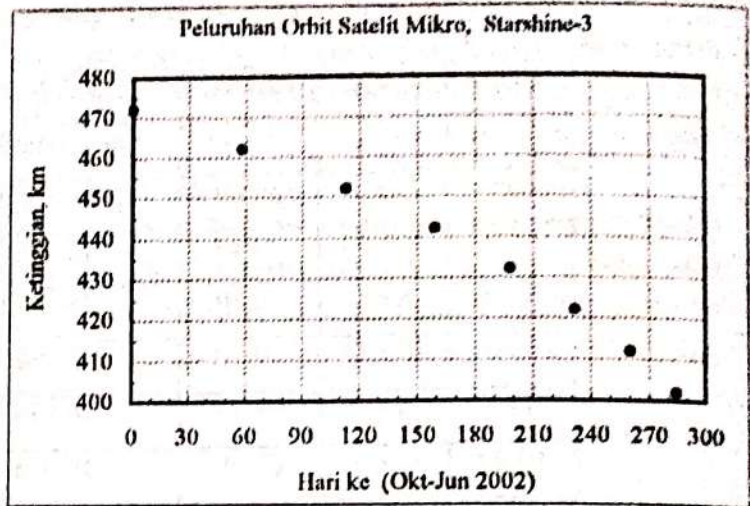
Waktu	Tinggi	Perioda	Gerak Rataan	Laju
hari	km	(menit)	(mean motion) (putaran/hari)	Peluruhan (put/hari/hari)
0,00	300,00	90,49	15,9139	0,00993
3,10	289,70	90,30	15,9471	0,00114
6,00	279,85	90,10	15,9825	0,00131
8,60	269,69	89,89	16,0191	0,00152
10,80	259,76	89,69	16,0551	0,00177
12,70	249,80	89,49	16,0913	0,0207
14,40	239,35	89,28	16,1294	0,0246
15,70	229,96	89,09	16,1638	0,0289
16,90	219,73	88,88	16,2014	0,0347
17,90	209,52	88,68	16,2391	0,0419
18,70	199,69	88,48	16,2755	0,0508
19,40	189,27	88,27	16,3144	0,0630
<b>20,00</b>	178,08	88,04	16,3560	0,0803
Waktu luruh orbit mendekati 20 hari pada waktu matahari aktif				

Menurut [www.windows.ucar.edu](http://www.windows.ucar.edu) (September 2000), waktu luruh orbit (orbital decay) satelit rendah dengan ketinggian awal 300 km pada keadaan matahari aktif dan tenang adalah dari 20 sampai dengan 50 hari.

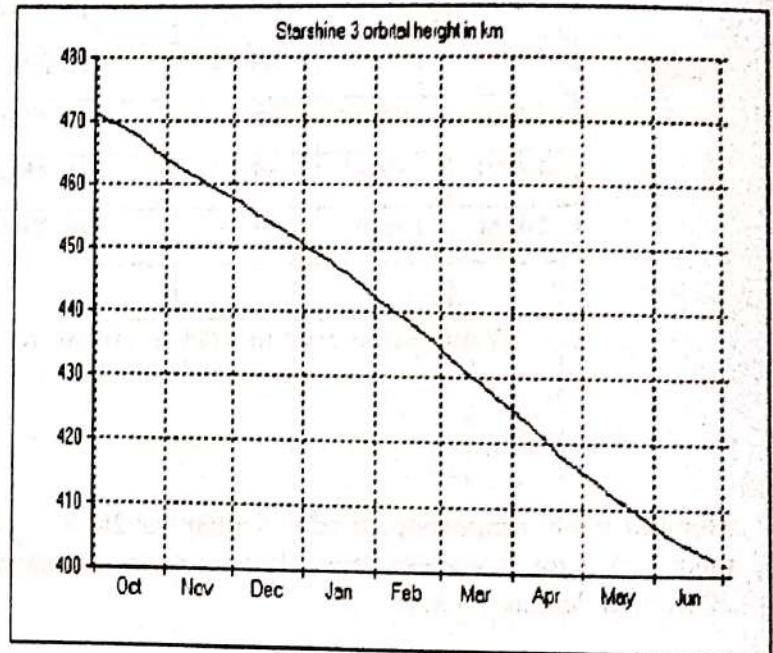


H=472 km    A=1.5 m<sup>2</sup>  
 M=90 kg    C=1.6

Waktu hari	Tinggi km
0,00	472,00
58,20	461,99
113,40	451,99
159,10	442,00
198,20	431,99
231,70	421,98
260,31	411,97
284,61	401,96
305,11	391,98
322,51	381,94
337,01	371,97
349,21	361,92
359,31	351,91
367,61	341,97
374,51	331,92
380,11	321,94
384,71	311,84
388,41	301,77
391,41	291,95
394,01	281,57
396,01	271,68
397,62	261,88
398,92	251,91
400,02	241,16
400,82	231,07
401,42	221,35
401,92	210,79
402,32	199,38
402,52	191,92
402,82	176,36



Gambar 4-1: Tabel dan kurva peluruhan ketinggian satelit orbit rendah masa 90 kg, berbentuk bola dengan diameter 1m, koefisien hambatan 1.6, dan ketinggian awal 472 km.



Gambar 4-2: Profil ketinggian satelit Starshine 3, bentuk bola diameter 1 m dan ketinggian 472 km. Waktu luruh dari ketinggian awal ke ketinggian 400 km adalah 275 hari.



## 5 PEMBAHASAN

Persamaan (2-7) dan (2-9) menunjukkan hubungan perubahan ketinggian atau peluruhan orbit satelit rendah dengan parameter fisik satelit dan kerapatan atmosfer dan koefisien hambatan. Waktu luruh dapat ditentukan dari kerapatan atmosfer pada setiap ketinggian dan luas penampang satelit dan koefisien hambatan udara. Agar waktu luruh dapat ditentukan diperlukan model kerapatan atmosfer. Selain itu diperlukan juga nilai luas penampang satelit yang tidak sama dengan luas penampang fisik satelit dan koefisien hambatan yang bergantung pada kerapatan atmosfer dan luas penampang satelit (Escuider, 1984). Oleh karena itu akurasi waktu luruh orbit satelit ditentukan oleh tingkat ketelitian model kerapatan atmosfer, dan ketelitian dari koefisien hambatan udara atau luas penampang satelit.

Dalam era antariksa dari sejak penempatan satelit Sputnik 1 di orbit pada Oktober 1957 hingga sekarang model-model kerapatan atmosfer telah banyak dikemukakan. Model-model itu secara berkelanjutan diperbaiki berdasarkan informasi mutakhir sejalan dengan perkembangan teknologi satelit dan teknologi penginderaan jauh landas bumi. Model yang terkenal saat ini adalah model Jacchia 86 yang diadopsi menjadi menjadi model CIRA 86 atau sering juga disebut dengan model MSIS 86. Model ini juga terus diperbaiki dan saat ini model atmosfer baru adalah Model MSIS-90. Model ini menyatakan kerapatan atmosfer sebagai fungsi ketinggian yang bergantung pada waktu, musim, lintang, bujur, aktivitas matahari dan aktivitas geomagnetik.

Hingga saat ini ketelitian model masih terbatas dan kesalahannya masih di atas 10%, (Milani et al., 1987). Kesalahan itu timbul karena kerapatan atmosfer sangat bergantung pada banyak faktor atau parameter yang sangat variatif terutama aktivitas matahari. Namun demikian Mortenbruck (2001), Richard (1999) dan Kuijper (1991) mengatakan model kerapatan atmosfer MSIS-90 atau MSIS-86 telah memadai untuk digunakan dalam prediksi peluruhan orbit satelit LEO.

Perhitungan peluruhan orbit satelit yang dikemukakan pada makalah ini menggunakan model MSIS-90 dengan masukan tingkat aktivitas matahari, posisi dan waktu. Tingkat aktivitas matahari yang digunakan adalah pada waktu matahari tenang dengan fluks sebesar 70 sfu, matahari moderat dengan fluks = 150 sfu dan matahari aktif dengan fluks sama dengan atau lebih besar dari 200 sfu. Kerapatan atmosfer MSIS-90 dengan kondisi seperti di atas diekstrak dengan cara komunikasi interaktif penggunaan MSIS-90 interval 20 km via internet. Hasilnya ditunjukkan pada Gambar (3-2), (3-3) dan (3-4).

Kerapatan yang diperoleh itu tidak dapat langsung digunakan sebagai masukan pada program penentuan waktu luruh orbit satelit. Karena secara teoritis perubahan ketinggian satelit adalah kontinu dan karena dalam iterasi interval perubahan ketinggian belum tentu sama dengan 20 km, maka perlu modifikasi yaitu dengan cara menentukan persamaan kerapatan atmosfer sebagai fungsi dari ketinggian yang dengan menggunakan fasilitas tersedia dalam Microsoft Excel persamaan dimaksud dapat ditentukan, seperti tertera pada setiap kurva dari kerapatan vs. ketinggian. Kerapatan atmosfer pada setiap ketinggian yang dihitung berdasarkan persamaan konversi mempunyai kesalahan minimum dan maksimum masing-masing sebesar 2 % dan 36 %. Kesalahan ini sangat besar dibanding dengan kesalahan model atmosfer sebesar 10%. Kesalahan itu diperkecil dengan cara memenggal



ketinggian (180 sampai dengan 600 km) menjadi tiga bagian masing-masing dengan interval ketinggian yakni 180-300 km, 300-450 km dan 450-600 km. Persamaan penggalan itu diperlihatkan pada Gambar (3-5), (3-6), dan (3-7) dengan kesalahan rata-rata maksimum lebih kecil dari 3%. Dengan demikian penggunaan metoda konversi itu cukup akurat.

Pada umumnya bentuk fisik satelit orbit rendah, terutama satelit mikro sangat beragam dari berbentuk kubus, silinder dan bola. Satelit sangat besar seperti satelit laboratorium antariksa (mis: ISS, Envisat dan HST) yang berbobot di atas puluhan ton bahkan ratusan ton, bentuknya sangat kompleks ditambah lagi oleh susunan panel surya dan antenanya. Oleh karena itu luas penampang satelit sulit ditentukan. Agar program ini dapat dijalankan diperlukan penyederhanaan. Penyederhanaan itu adalah menggunakan satelit mikro yang mempunyai luas sekitar  $1 \text{ m}^2$  dan massa 100 kg salah satu diantaranya adalah satelit Starshine 3 berbentuk bola diameter 1 m dan berat 90 kg.

Karena koefisien hambatan atmosfer bergantung pada luas penampang yang sulit ditentukan itu, maka koefisien hambatan harus ditentukan dari uji coba program. Uji coba itu memerlukan peluruhan orbit satelit tertentu pada keadaan aktivitas matahari tertentu. Peluruhan itu adalah peluruhan orbit satelit starshine dari ketinggian 472 ke 400 km, pada waktu matahari dalam keadaan moderat (Heavens-Above GmbH, 2002). Berdasarkan informasi ini maka diperoleh koefisien hambatan sebesar 1.6 dan waktu luruh orbit satelit sebesar 270 hari. Dengan menggunakan nilai koefisien hambatan dan parameter fisik sebagai masukan pada program diperoleh waktu luruh sebesar 285 hari. Perbedaan itu sebesar 15 hari atau simpangan lebih kecil dari 10%.

Contoh lainnya adalah peluruhan orbit satelit rendah (massa 100 kg, luas penampang  $1 \text{ m}^2$ , ketinggian 300 km) secara teoritis dari keadaan matahari tenang sampai dengan matahari aktif. Dengan menggunakan koefisien hambatan sebesar 2 dan model konversi kerapatan pada persamaan (3-3), (3-4) dan (3-5) diperoleh waktu luruh dari 20 hingga 49.70 hari. Nilai ini tidak berbeda dengan waktu luruh yang terdapat pada website UCAR (2001) dan IPS (2001) yaitu 20 dan 50 hari.

Pada waktu masa operasional SKYLAB, pada April 1979 SKYLAB diprediksi akan jatuh ke permukaan bumi antara 11 Juni dan awal Juli 1979. Namun kenyataannya Sky Lab jatuh pada 11 Juli 1979. Prediksi ini merupakan prediksi jangka panjang. Prakiraan jatuhnya sebuah satelit dengan akurasi tinggi memerlukan prediksi jangka pendek mingguan bahkan harian seperti dilakukan pada waktu perhitungan terhempasnya stasiun antariksa Rusia MIR ke lautan Pasifik pada Maret 2001 dengan kesalahan sebesar 2%.

Ketelitian prediksi yang diperoleh berdasarkan program yang sudah dibuat belum begitu akurat namun luaran yang diperoleh dengan kesalahan 10% dapat digunakan sebagai prediksi awal untuk melakukan tindakan selanjutnya misalnya mempersiapkan perkiraan kerapatan atmosfer dan aktivitas matahari yang lebih akurat berdasarkan informasi mutakhir.

## 6 KESIMPULAN

Prediksi jatuhnya sebuah satelit rendah ke permukaan bumi sulit dilakukan disebabkan oleh kerapatan atmosfer yang sangat variatif, luas penampang satelit dan koefisien hambatan yang sulit ditentukan. Meskipun demikian perlu dilakukan prediksi



dengan membuat suatu program atau perangkat lunak yang inputnya adalah kerapatan atmosfer parameter fisik dan ketinggian satelit.

Untuk mendapatkan prakiraan yang memadai dengan kesalahan prediksi sekitar 10%, yang perlu dilakukan, adalah

- Mencari profil perubahan ketinggian satelit LEO terhadap waktu. Profil itu dapat diperoleh dari berbagai informasi seperti TLE (Two Line Element) NORAD atau dari operator satelit.
- Koefisien hambatan dan luas penampang atau kombinasi dari rasio perkalian koefisien hambatan dengan luas penampang dengan massa (parameter ballistik,  $B=AC/m$ , dengan satuan  $m^2/kg$ ) ditentukan dari uji coba. Dari uji coba ini ditentukan harga-harga  $B$  yang sesuai yaitu dari kesesuaian kurva profil ketinggian menurut model dengan kurva profil ketinggian pengamatan.
- Harga – harga yang diperoleh itu digunakan sebagai input bagi perangkat lunak untuk mendapatkan waktu luruh orbit atau waktu hidup satelit.

## DAFTAR RUJUKAN

- Boden, D.G., 1989. Introduction to Astrodynamics, 6 th edition Cambridge University Press.
- Corney D.J., J.B. Blake, H.C. Koons, M. Schultz, A.L. Vampola and R.L. Waltersfield, 1990. The Aerospace Environment, Aero Cooperation.
- Danby, J.M.A., 1992. Fundamentals of Celestial Mechanics, Published by Wilmann-Bell, Inc. 3rd edition.
- Escudier P., 1984. Use of solar and geomagnetic activity for orbit computation, Solar-Terrestrial Predictions: Proceeding of a workshop at Meudon, France, June 12.
- Kozai, Y., 1959. The Motion of a Close Earth Satellite, The Astron. J., Vol.64, No. 9, Nov
- Kuijper D.C., 1991. Modeling of the aerodynamic forces for earth remote sensing satellite 1, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands, March
- Milani, A., Nobili, A.M., and P. Farinella, 1987. Non-gravitational 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 close earth satellite, Astron Journ., 63,8.
- Byorn, 1998 <http://www.algonet.se>, 2000. Orbits and predictions for decaying satellites, down load Oktober 2000.
- Heavens-Above GmbH, 2002, <http://heavens-above.com>, Height Profiles of ISS and Starshine 3, down load Juli 2002
- Ionospheric Prediction Service (IPS), 1999, <http://www.ips.gov.au>, "Interactive internet software for orbital decay prediction", down load Juli 2002.
- University of Cooperation Atmospheric Research (UCAR), 1999, <http://windows.ucar.edu>, Orbital Decay Prediction, down load September 2001
- Wyatt, S.P., The Effects of Radiation Pressure on the Secular Acceleration of Satellite, Smithsonian Contr. Astrophys., 6,113, 1963.