

## ANALISA KECEPATAN AWAL SATELIT

Oleh:  
Agus Budi Djatmiko\*

### **Abstrak**

*Atmosfir bumi dan lingkungan antariksa didekat bumi sangat mempengaruhi rancangan dan kala hidup operasional suatu pesawat ruang angkasa. Pengaruh ini dapat terjadi pada orbitnya, ukuran (besarannya), berat, kompleksitas dan mungkin terhadap biaya yang harus dikeluarkan. Demikian juga terhadap satelit, sebagai benda yang mengorbit diangkasa, terutama yang berada di-atmosfer bumi, satelit akan mengalami interaksi dengan atmosfer sekelilingnya. Lingkungan disekeliling satelit ini tidak statis, melainkan berubah-ubah tergantung dari pada aktivitas atau gaya yang berdampak pada atmosfer bumi. Satelit akan mengalami berbagai gangguan yaitu yang disebabkan oleh perubahan temperatur, gaya gravitasi, hambatan udara, serta gaya-gaya lainnya.*

*Setelah satelit ditempatkan pada orbit terbang bebas, satelit tersebut harus diberikan kecepatan awal. Sebuah satelit tidak dapat dipisahkan dari orbit oleh karena itu Satelit dan orbit mempunyai hubungan satu sama lain karena orbit tempat Bergeraknya satelit. Kecepatan awal sebuah satelit sangat menentukan apakah satelit tersebut akan mengorbit pada lintasannya atau kembali ke atmosfer bumi.*

*Pada tulisan ini dibahas secara teoritis mengenai analisa kecepatan awal dari satelit Hasil analisa didapat kecepatan awal yang harus diberikan sebesar 8392 m/detik pada ketinggian 700 km dari pusat bumi dan lintasan orbitnya berbentuk ellipsis*

*Kata kunci : orbit, kecepatan awal*

### **Abstract**

*Earth's atmosphere and near Earth space environment greatly affect the design and operational life time of a spacecraft. This influence can occur in orbit, size (size), weight, complexity and possibly to the costs. Similarly to the satellite, as the objects orbiting in the air, especially those on the earth-atmosphere, the satellite will experience interaction with the surrounding atmosphere. Environment around the satellite is not static, but varies depending on the activity or force that affects the earth's atmosphere. The satellite will experience a variety of disorders that is caused by changes in temperature, gravity, air resistance, as well as other force.*

*After the satellite was placed in orbit free flight, the satellites must be given initial velocity. A satellite can not be separated from orbit by the satellite and the orbit because it has a relationship with one another because the movement of the satellite orbit. Initial velocity of a satellite is to determine whether the satellite will be orbiting in the path or return to the Earth's atmosphere.*

*This paper discusses the theoretical analysis of the initial velocity of the satellite. The results of analysis shows that initial velocity should be given at 8392 m / sec at an altitude of 700 km from the center of the earth and its orbital trajectory ellipse.*

*Key Words : Orbit, Initial velocity*

## **1. PENDAHULUAN**

Satelit adalah suatu benda ruang angkasa yang bergerak mengitari benda lain dalam lingkup tata surya dalam periode ketinggian tertentu. Diruang angkasa ada dua macam satelit yang mengelilingi planet yaitu satelit alami (natural satelit) dan satelit buatan manusia ( *artificial*

---

\* Peneliti Bidang Struktur Mekanika Roket - LAPAN

*satelit* ). Satelit alami yaitu satelit yang memiliki asli dan merupakan ciptaan langsung dari tuhan seperti : bulan satelit milik bumi, phobos dan dheimos satelit milik mars dan sebagainya sedangkan satelit buatan manusia yaitu satelit yang diciptakan untuk mengemban misi-misi seperti : ilmu pengetahuan, cuaca, komunikasi, penginderaan jauh (remote sensing), navigasi dan lain-lain oleh suatu planet.

Atmosfir bumi dan lingkungan antariksa didekat bumi sangat mempengaruhi rancangan dan kala hidup operasional suatu pesawat ruang angkasa. Pengaruh ini dapat terjadi pada orbitnya, ukuran (besarnya), berat, kompleksitas dan mungkin terhadap biaya yang harus dikeluarkan. Demikian juga terhadap satelit, sebagai benda yang mengorbit di angkasa, terutama yang berada di atmosfer bumi, satelit akan mengalami interaksi dengan atmosfer sekelilingnya. Lingkungan disekeliling satelit ini tidak statis, melainkan berubah-ubah tergantung dari pada aktivitas atau gaya yang berdampak pada atmosfer bumi. Satelit akan mengalami berbagai gangguan yaitu yang disebabkan oleh perubahan temperatur, gaya gravitasi, hambatan udara, serta gaya-gaya lainnya. Daerah termosfer merupakan lapisan paling atas.

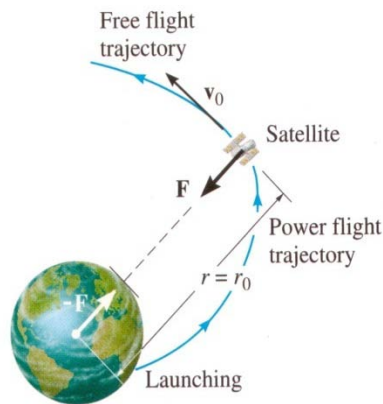
Untuk pemahaman tentang pengaruh gravitasi terhadap satelit akan diperlihatkan contoh dari sistem gaya terpusat yang tergantung dari gaya tarik bumi termasuk gerakan dari planet terhadap matahari sebagai masalah didalam lingkungan antariksa.

Setelah satelit ditempatkan pada orbit terbang bebas, satelit tersebut harus diberikan kecepatan awal. Kecepatan awal sebuah satelit sangat menentukan apakah satelit tersebut akan mengorbit pada lintasannya atau kembali ke atmosfer bumi.

Dalam pembahasan ini dianalisa secara teoritis besarnya kecepatan awal satelit agar dapat terbang bebas sesuai dengan orbitnya.

## 2. LANDASAN TEORI

### 2.1. Persamaan lintasan dari satelit



Gambar 2.1

Gambar 2.1, memperlihatkan lintasan atau trayektori dari satelit pada saat peluncuran kendaraan ruang angkasa didalam orbit terbang bebas (*free flight*) dengan sebuah kecepatan awal. ini diasumsikan bahwa kecepatan awal parallel dengan tangen dari permukaan bumi .

Sesudah satelit meluncur terbang bebas, hanya gaya aksi pada gaya gravitasi dari bumi yang berpengaruh sedangkan gaya tarik satelit terhadap matahari atau bulan dapat diabaikan. Pada orbit tertutup bumi, efek dari keduanya sangat kecil dibanding gravitasi bumi.

Menurut hukum Newton mengenai gravitasi, gaya  $F$  akan selalu bekerja antara pusat massa bumi dan satelit. Gaya tarik mempunyai besaran sebagai berikut :

$$F = G \frac{M_e m}{r^2} \dots\dots\dots(1.1)$$

dimana :

$M_e$  = massa bumi

$m$  = massadari satelit

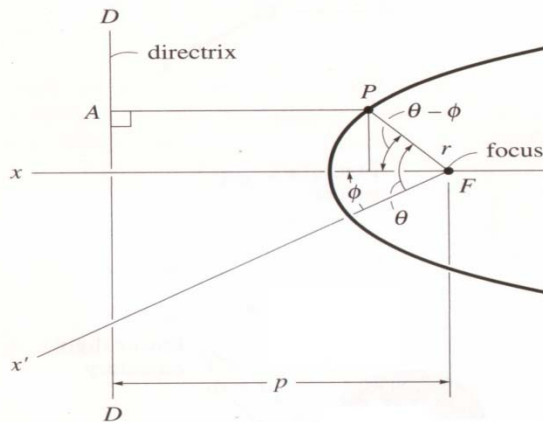
$G$  = konstanta gravitasi  
 $= 66,73 \cdot 10^{-12} \text{ ( m}^3/\text{kg. s}^2 \text{ )}$

$M_e = 5,976 \cdot 10^{24} \text{ kg.}$

$r$  = jarak antara bumi dengan satelit

Persamaan gerak dari satelit diberikan sebagai berikut :

$$\frac{1}{r} = C \cos(\theta - \phi) + \frac{GM_e}{h^2} \dots\dots\dots(1.2)$$



Gambar 2.2

Ini merupakan persamaan dari potongan tirus dalam 469erminology kooordinat polar. Seperti digambarkan pada gambar 2.2 potongan tirus didefinisikan sebagai tempat kedudukan titik P yang bergerak pada bidang dimana ratio jarak dari titik yang tetap F ke jarak garis tetap adalah konstan. Titik tetap dinamakan sebagai pusat dan garis tetap sebagai directrix . Ratio konstan dinamakan eccentricity dari potongan tirus dan dilambangkan sebagai e, maka

$$e = \frac{FP}{PA}$$

dan dapat ditulis sebagai ,

$$FP = r = e(PA) = e[p - r \cos(\theta - \phi)] \text{ atau}$$

$$\frac{1}{r} = \frac{1}{P} \cos(\theta - \phi) + \frac{1}{eP}$$

Dari persamaan gerak dari satelit dapat ditentukan besarnya eccentricity dari potongan tirus sebagai berikut :

$$e = \frac{Ch^2}{GM_e} \dots\dots\dots(1.3)$$

dan jarak tetap dari focus ke directrix adalah :

$$P = \frac{1}{C} \dots\dots\dots(1.4)$$

Sudut polar  $\theta$  diukur dari sumbu x ( sumbu simetrik dan tegak lurus terhadap direktrix ) sudut  $\phi$  adalah nol seperti gambar 2.2, dan persamaan menjadi

$$\frac{1}{r} = C \cos \theta + \frac{GM_e}{h^2} \dots\dots\dots(1.5)$$

Konstanta h dan C ditentukan dari data yang diperoleh dari posisi dan kecepatan dari satelit pada akhir lintasan daya terbang. Sebagai contoh ketinggian awal atau jarak kendaraan antariksa adalah  $r_o$  ( diukur dari pusat bumi ) dan kecepatan awal  $v_o$  pada saat terbang bebas gambar 2.3 dan konstanta h, didapat dari teori sebuah partikel yang bergerak dibawah pengaruh gaya yang mempunyai aksi selalu mengarah pada suatu titik tetap dan ketika  $\theta$  dan  $\phi = 0^\circ$ , Kecepatan awal  $v_o$  tidak mempunyai komponen radial maka persamaan menjadi :

$$v_o = r_o \frac{d\theta}{dt} \text{ maka,}$$

$$h = r_o^2 \frac{d\theta}{dt} \text{ dan}$$

$$h = r_o v_o \dots\dots\dots(1.6)$$

Nilai C dicari dari persamaan (1.6) Dimana  $\theta = 0^\circ$  dan  $r = r_o$  dan disubstitusi kepersamaan 13.20.

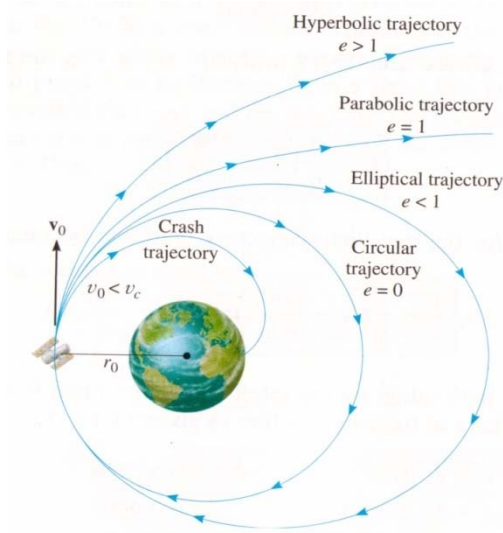
$$C = \frac{1}{r_o} \left( 1 - \frac{GM_e}{r_o v_o^2} \right) \dots\dots\dots(1.7)$$

dan persamann utntuk lintasan terbang bebas menjadi :

$$\frac{1}{r} = \frac{1}{r_o} \left( 1 - \frac{GM_e}{r_o v_o^2} \right) \cos \theta + \frac{GM_e}{r_o^2 v_o^2} \dots\dots\dots(1.8)$$

Jenis lintasan dari satelit ditentukan dari nilai eccentricity (e) dari potongan tirus diberikan sebagai berikut :

- e = 0 lintasan terbang bebasnya adalah lingkaran
  - e = 1 lintasan terbang bebasnya adalah parabola
  - e < 1 lintasan terbang bebasnya adalah ellip
  - e > 1 lintasan terbang bebasnya adalah hiperbola
- \dots\dots\dots(1.9)



Gambar 2.3

Masing masing lintasan dapat dilihat pada gambar 2.3. dari kurva ini digambarkan ketika satelit mengikuti lintasan parabolic, Kecepatan awal yang dibutuhkan untuk mengikuti lintasan parabolic dinamakan sebagai escape velocity ( $v_e$ ) dan dapat dihitung dengan menggunakan persamaan

$$v_e = \sqrt{\frac{2GM_e}{r_o}} \dots\dots\dots(1.10)$$

Kecepatan  $v_c$  kecepatan yang dibutuhkan untuk meluncurkan satelit pada orbit lingkaran dapat dicari dengan menggunakan persamaan (1.9) dimana  $e$  dihubungkan terhadap  $h$  dan  $C$  persamaan (1.3),  $C$  harus nol untuk memenuhi persamaan ini (dari persamaan 1.6,  $h$  tidak dapat nol) dan karena itu menggunakan persamaan (1.7) didapatkan

$$v_c = \sqrt{\frac{GM_e}{r_o}} \dots\dots\dots(1.11)$$

$r_o$  dipresentasikan sebagai ketinggian minimum untuk peluncuran. Dimana tahanan gesekan dari atmosfer diabaikan, jika kecepatan pada saat peluncuran lebih kecil dari  $v_c$  satelit akan masuk kembali ke atmosfer bumi dan akan terbakar atau tabrakan.

Kebanyakan lintasan dari satelit berbentuk ellip seperti gambar 2.4 untuk orbit satelit terhadap bumi, jarak minimum orbit terhadap pusat bumi adalah  $r_p$  dan ditentukan dari persamaan (1.8) dimana  $\theta = 0^\circ$ , maka,

$$r_p = r_o$$

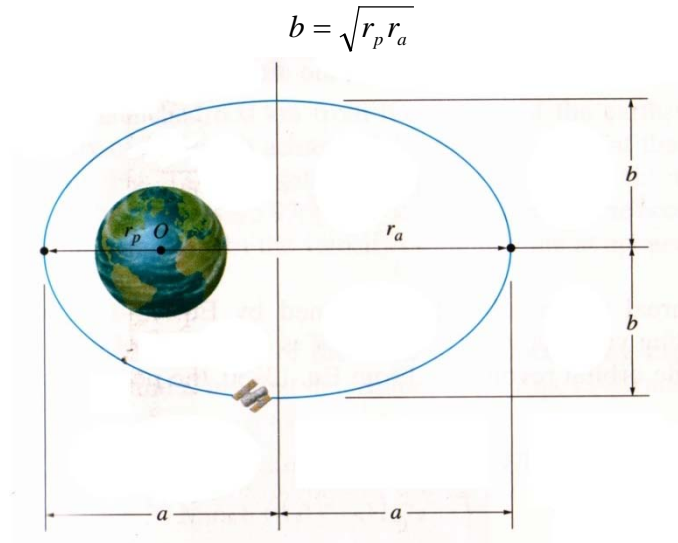
jarak minimum dari orbit dinamakan *Perigee* dan jarak maksimum dinamakan *Apogee* ( $r_a$ ) dapat ditentukan dari persamaan (1.8) dimanan  $\theta = 180^\circ$ , maka,

$$r_a = \frac{r_o}{\left(\frac{2GM_e}{r_o v_o^2}\right) - 1} \dots\dots\dots(1.12)$$

dari gambar 2.4 panjang sumbu  $a$  dari ellips adalah :

$$a = \frac{r_p + r_a}{2}$$

dengan menggunakan analitik geometric, dapat digambarkan panjang dari sumbu  $b$  dihitung dari persamaan :



Gambar 2.4

### 3. METODOLOGI

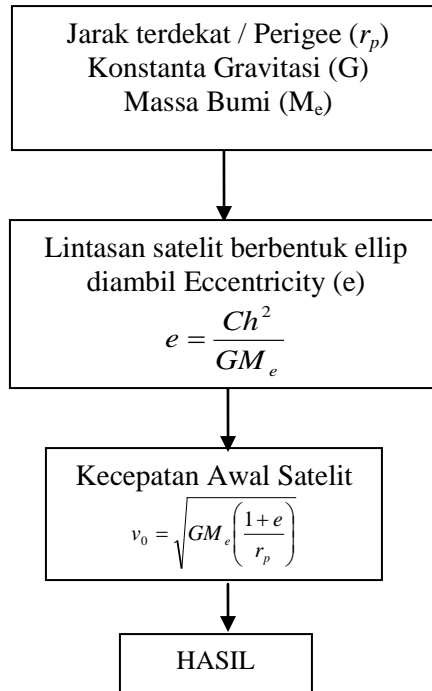
Metodologi yang digunakan dalam menghitung kecepatan awal satelit yaitu dengan mencari data jarak minimum satelit dinamakan *Perigee* ( $r_p$ ), Massa bumi ( $M_e$ ), Konstanta Gravitasi ( $G$ ) Eccentricity ( $e$ ) dan dengan menggunakan persamaan

$v_0 = \sqrt{GM_e \left( \frac{1+e}{r_p} \right)}$  didapat besar kecepatan awal ( $v_0$ ) dari satelit. Selain kecepatan awal satelit

dihitung pula Kecepatan Pada Lintasan Terjauh /Apogee ( $v_a$ ), kemudian hasil perhitungan ditabelkan (table 1).

Gambar 3.1 : diperlihatkan diagram alir perhitungan, masukkan data Jarak terdekat / Perigee ( $r_p$ ) =  $(7,078) 10^6$  m, Konstanta Gravitasi ( $G$ )=  $66,73 10^{-12}$  (  $m^3/kg \cdot s^2$  ), Massa Bumi ( $M_e$ ) =  $5,976 (10^{24})$  kg,, kemudian tentukan jenis lintasan satelit untuk mengetahui Eccentricity ( $e$ ) = 0,25, maka kecepatan awal dari satelit dapat dihitung. Dalam perhitungan ini dihitung juga besar

kecepatan minimal dari satelit ( $v_c$ ) dimana  $v_c = \sqrt{\frac{GM_e}{r_o}}$ , dimana  $r_p = r_o$



Gambar 3.1

#### 4. PENGOLAHAN DATA.

Direncanakan satelit Lapan Tubsat diluncurkan pada 700 km dari permukaan bumi,  
 Radius dari bumi 6378 km,  
 Massa dari bumi sebesar 5,976 (10<sup>24</sup>) kg,  
 Lintasan satelit berbentuk ellip diambil Eccentricity (e) = 0,25,  
 G = 66,73 10<sup>-12</sup> ( m<sup>3</sup>/kg. s<sup>2</sup>).

##### 4.1. Menghitung Kecepatan Awal (v<sub>0</sub>)

$$r_p = r_o = \text{radius bumi} + 700 \text{ km}$$

$$= 6378 \text{ km} + 700 \text{ km} = 7,078 (10^6) \text{ m}$$

$$e = \frac{Ch^2}{GM_e}$$

$$Ch^2 = eGM_e$$

$$C = \frac{1}{r_o} \left( 1 - \frac{GM_e}{r_o v_o^2} \right)$$

$$Ch^2 = \frac{1}{r_o} \left( 1 - \frac{GM_e}{r_o v_o^2} \right) (r_p^2 v_o^2)$$

$$eGM_e = \left( \frac{r_p^2 v_o^2}{r_o} - \frac{GM_e (r_p^2 v_o^2)}{r_o^2 v_o^2} \right)$$

$$v_0 = \sqrt{\frac{eGM_e + GM_e}{r_p}} \quad \text{atau} \quad v_0 = \sqrt{GM_e \left( \frac{1+e}{r_p} \right)}$$

$$v_0 = \sqrt{(66,73 \times 10^{-12})(5,976 \times 10^{24}) \left( \frac{1+0,25}{7,078 \times 10^6} \right)}$$

$$= 8392 \text{ m/detik}$$

$$v_c = \sqrt{\frac{GM_e}{r_o}}$$

$$= \sqrt{\frac{66,73 \times 10^{-12} 5,976 \times 10^{24}}{7,078 \times 10^6}}$$

$$= 7506 \text{ m/detik}$$

$$h = r_p v_0$$

$$= 7,078 (10^6) \times 8392$$

$$= 59,4 (10^9) \text{ m}^2/\text{detik}$$

#### 4.2. Menghitung Kecepatan Pada Lintasan Terjauh / Apogee ( $v_a$ ) :

$$r_a = \frac{r_o}{\left( 2GM_e / r_o v_o^2 \right) - 1}$$

$$r_a = \frac{7,078(10)^6}{\left( \frac{2(66,73 \times 10^{-12})(5,976 \times 10^{24})}{(7,078 \times 10^6)(8392)^2} - 1 \right)}$$

$$r_a = 11,8 \cdot 10^6 \text{ m maka,}$$

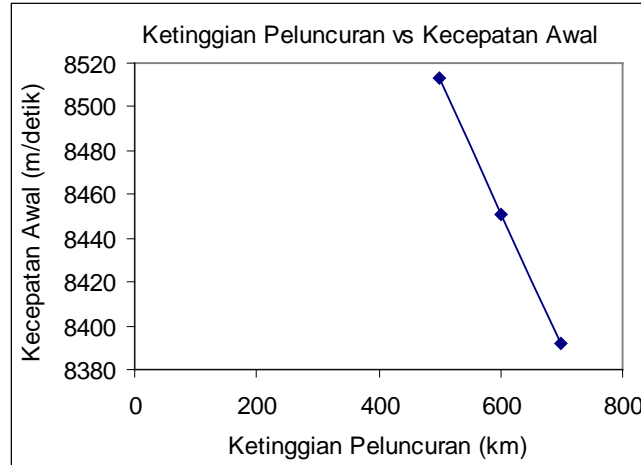
$$v_a = \frac{h}{r_a} = \frac{59,4 \times 10^9}{11,8 \times 10^6}$$

$$= 5033,9 \text{ m/detik}$$

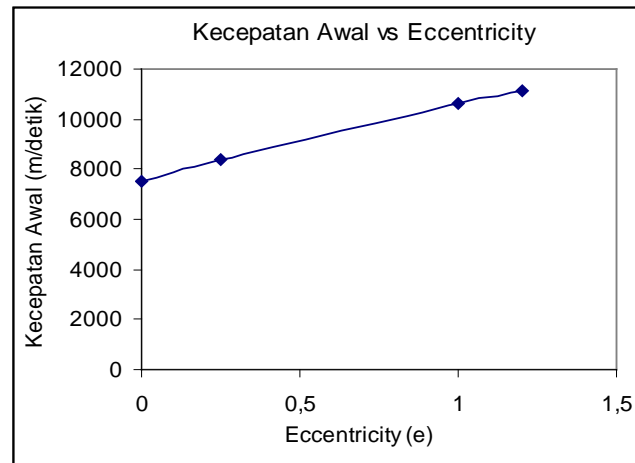
**Tabel 4.1: Data Satelit Hasil Perhitungan.**

No	Spesifikasi	Notasi	Hasil	Satuan
1	Kecepatan Awal	$v_o$	8392	m/detik
2	Jarak terdekat / Perigee	$r_p$	$(7,078) 10^6$	m
3	Jarak terjauh / Apogee	$r_a$	$(11,8) 10^6$	m
4	Kecepatan apogee	$v_a$	5033,9	m/detik
5	Ecentricity	$e$	0,25	-
6	Kecepatan minimal	$v_c$	7506	m/detik
7	Konstanta	$h$	$59,4 (10^9)$	$\text{m}^2/\text{detik}$





Grafik 4.1



Grafik 4.2

## 5. HASIL DAN ANALISA

- a. Hasil perhitungan terhadap kecepatan awal satelit yang diluncurkan pada ketinggian 700 km dari pusat bumi dengan lintasan berbentuk ellips didapat kecepatan awal yang harus diberikan adalah  $v_o = 8392$  m/detik. Kecepatan awal sebuah satelit sangat menentukan apakah satelit tersebut akan mengorbit pada lintasannya dan Jenis lintasan dari satelit ditentukan dari nilai eccentricity (e) dalam perencanaan ini digunakan  $e = 0,25$  (lintasan terbang bebasnya adalah ellip).Kecepatan minimum dari satelit  $v_c = 7506$  m/detik, jika kecepatan ini tidak tercapai maka ada kemungkinan satelit akan kembali ke atmosfer bumi.
- b. Grafik 4.1: menunjukkan grafik antara ketinggian peluncuran sateli terhadap kecepatan awal dengan eccentricity  $e = 0,25$ , disini terlihat untuk peluncuran pada ketinggian 500 km dibutuhkan kecepatan awal  $v_o = 8513$  m/detik sedangkan untuk ketinggian 700 km dibutuhkan kecepatan awal  $v_o = 8392$  m/detik. Jadi dapat dikatakan makin tinggi peluncuran satelit dari muka bumi semakin kecil pula kecepatan awal yang dibutuhkan oleh satelit.
- c. Grafik 4.2 : menggambarkan hubungan antara kecepatan awal dengan eccentricity, dimana dengan  $e = 0$  lintasan terbang satelit lingkaran,  $e < 1$  lintasan terbang bebasnya

adalah ellip,  $e = 1$  lintasan terbang bebasnya adalah parabola,  $e > 1$  lintasan terbang bebasnya adalah hiperbola, ternyata dari hasil perhitungan didapat lintasan satelit berbentuk lingkaran membutuhkan kecepatan awal yang paling rendah yaitu  $v_o = 7506$  m/detik, sedangkan lintasan terbang berbentuk hiperbola membutuhkan kecepatan awal yang paling besar yaitu  $v_o = 11138$  m/detik

## 6. KESIMPULAN

Berdasarkan perhitungan kecepatan awal yang dilakukan terhadap satelit maka diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut :

- a. Setelah satelit ditempatkan pada orbit terbang bebas sekitar 700 km dari pusat bumi, satelit tersebut harus diberikan kecepatan awal, dari kecepatan awal tersebut dapat ditentukan jenis lintasan orbitnya dan dari grafik 4.1 dapat dilihat pada ketinggian peluncuran 700 km dari muka bumi kecepatan awalnya lebih kecil dibanding dengan ketinggian peluncuran 500 km dan 600 km, ini dapat disimpulkan bahwa semakin tinggi peluncuran satelit dari muka bumi semakin rendah kecepatan awal yang dibutuhkan.
- b. Untuk meluncurkan satelit pada orbitnya yaitu bentuk ellip dimana eccentricity  $e = 0,25$  dibutuhkan kecepatan awal, dari hasil analisa perhitungan didapat kecepatan awal  $v_o = 8392$  m/detik. dan kecepatan minimum  $v_c = 7506$  m/detik.
- c. Bentuk lintasan orbit juga menentukan besarnya kecepatan awal yang diberikan pada satelit, dari hasil analisa perhitungan didapat bentuk lintasan orbit bentuk lingkaran membutuhkan kecepatan awal yang paling kecil yaitu  $v_o = 7506$  m/detik. (lihat grafik 4.2)

## DAFTAR PUSTAKA

- R.C. Hibbeler “*Engineering Mechanics Dynamics*“ Prentice Hall Jorong Singapore. 2004
- J.W. Cornelisse, H.F.R. Schoyer, K.F. Wakker “*Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics*“ Pitman Publishing Limited London 1979.
- Philip G. Hill , Carl R. Peterson “*Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*” Addison-Wesley Publishing Company Inc. New York 1965.
- K.L. Kumar “*Engineering Fluid mechanics*“ Published by Eurasia Publishing House Ram Nagar New Delhi Second Edition, 1980.
- Anthony Bedford, Wallace Fowler “*Engineering Mechanics Dynamics* “ Prentice Hall Jorong Singapore. 2005
- Sears and Zemansky “*University Physics*“ Addison-Wesley Publishing Company Inc Reading . Massachusetts 1962.

## DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

### DATA UMUM

Nama Lengkap : Agus Budi Djatmiko  
Tempat & Tgl. Lahir : Purworejo, 8 Mei 1960  
Jenis Kelamin : Laki-laki  
Instansi Pekerjaan : LAPAN  
NIP. / NIM. :  
Pangkat / Gol. Ruang : Pembina – IV/a  
Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti

Agama : Islam  
Status Perkawinan : Menikah

**DATA PENDIDIKAN**

SLTA	: SMAN Negeri VII	Tahun: 1979
STRATA 1 (S.1)	: Teknik Mesin UI	Tahun: 1988
STRATA 2 (S.2)	: Teknik Mesin UI	Tahun: 2002

**ALAMAT**

Alamat Rumah : Jl. Jati Raya No. 21 Perum Suradita, Cisauk-Tangerang  
Telp. : 70604909. HP. : 0813 1860 4414

Alamat Kantor / Instansi : Jl. Raya LAPAN, No. 2, Mekarsari, Rumpin, Bogor  
Jawa Barat  
Email : [agusbudi60@gmail.com](mailto:agusbudi60@gmail.com)