Kiprosat 97-08-01

ANALISA MATEMATIKA UNTUK LINTASAN ROKET DAN SATELIT

Oleh :

Alit Bondan *

Abstrak

Makalah ini membahas persamaan - persamaan matematika untuk lintasan roket dan satelit. Gaya-gaya pada roket dan satelit yang disebabkan karena grafitasi dibahas, dimana pembahasan ini juga mengenai istilah kecepatan lepas (escape velocity). Disamping itu pembahasan juga meliputi massa bahan bakar roket bertingkat.

Daftar simbul :

F	=	Gaya grafitasi
G	=	Konstanta universal
M	=	Massa bumi
Ve	=	Kecepatan lepas
g	=	Percepatan gravitasi
m_o	=	Massa awal
m_f	=	Massa bahan bakar
m_s	=	Mssa struktur
m_p	=	Massa payload
t	=	Waktu
R	=	Perbadingan massa
V_m	=	Kecepatan maksimul
h	=	Ketinggian satelit
R_E	=	Jari-jari bumi
α	=	Sudut elevasi
d	=	Jarak pengamat dengan Satelit
θ	=	Sudut
T	=	periode satelit

* Peneliti Bidang Transmisi Komunikasi Dirgantara - Lapan - Rancabungur

1. PENDAHULUAN

Makalah ini membahas gaya-gaya pada roket dan satelit yang disebabkan karena gravitasi sehingga mempermudah pembahasan lintasan roket dan satelit.

Supaya suatu benda dapat lepas (escape) dari permukaan bumi maka benda ini harus dapat melawan gaya gravitasi yang menariknya kearah pusat bumi. Gravitasi adalah suatu gaya universil yang bekerja pada benda-benda yang memiliki massa. Sifat dari gaya adalah tarik menarik atau tolak menolak, dan bekerja pada garis yang menghubungkan titik pusat massa dari kedua benda itu.

Gaya gravitasi yang bekerja pada benda adalah sebanding dengan massanya. Gaya tarik gravitasi antara dua benda dengan massa m_1 dan m_2 dinyatakan oleh rumus :

$$F = \frac{G.\ m_1 .\ m_2}{d^2}$$

dimana G adalah konstanta dan d jarak antara titik pusat massa dari m_1 dan m_2..

Roket yang meninggalkan bumi harus dapat melawan gaya gravitasi yang menariknya ke pusat bumi. Gaya gravitasi tidak pernah menjadi nol. Berapapun jauhnya kita meninggalkan bumi, gravitasi bumi selalu mencoba menarik kita. Jika kita menggambarkan grafik yang memperlihatkan perubahan gravitasi bila kita meninggalkan bumi, maka garfik ini tidak akan memotong sumbu horizontal sampai jarak tak hingga. Ini berarti bahwa kita tidak bisa lepas (escape) dari gravitasi bumi, meskipun kita bisa lepas (escape) dari bumi. Ini disebabkan karena meskipun grafik gravitasi menuju tak hingga, luas dibawah grafik ini tidak tak hingga melainkan berhingga. Ini berarti bahwa jika roket diberi cukup energi maka roket selalu dapat melawan gaya gravitasi dan tidak akan kembali ke bumi.

2. GRAVITASI.

Gaya utama yang bekerja pada benda yang bergerak diruang angkasa adalah gravitasi. Gaya gravitasi adalah gaya universil antara dua benda dan dinyatakan dengan :

$$F = G \frac{m_1 .\ m_2}{d^2} \tag{1}$$

dimana F adalah gaya, $m_1$dan m_2 adalah massa kedua benda, d adalah jarak dan G konstanta. Hukum ini berlaku pada elemen massa yang berjarak d. Selanjutnya dapat dibuktikan bahwa benda berukuran berhingga yang berbentuk bola tarik menarik seolah-olah massanya berkosentrasi dipusatnya. Hukum ini digunakan untuk planet-planet dengan asumsi berbentuk bola.

Sekarang misalkan m_1=1 (massa satuan) dan m_2 = M (M=massa bumi). Maka berdasarkan persamaan (1) gaya tarik menarik antara bumi dan massa satuan dipermukaan bumi adalah :

$$g = G\frac{1xm}{R_E^2} \qquad (2)$$

dimana g adalah gaya gravitasi, M massa bumi dan R_E jari-jari bumi (bumi dianggap bulat sempurna).

Pandang massa satuan dititik P yang berjarak r dari 0, yaitu pusat bumi. Misalkan g_r adalah gaya gravitasi pada massa satuan dititik P. Maka :

$$g_r = G\frac{1xM}{r^2} \qquad (3)$$

Dengan membagi persamaan (3) oleh persamaan (2) diperoleh :

$$\frac{g_r}{g} = \frac{R_E^2}{r^2}$$

sehingga

$$g_r = \frac{g.\,R_E^2}{r^2} \qquad (4)$$

Dengan demikian persamaan (4) mendefinisiskan g_r (gaya gravitasi di P) dinyatakan dalam g .

3. KECEPATAN LEPAS.

Jika massa satuan dititik P dipindahkan dengan jarak dr sepanjang OP, maka usaha yang bekerja pada massa ini adalah dE = g_r.dr. Jadi, jika massa satuan digerakkan dari P ke takhingga, maka usaha yang dilakukan adalah :

$$E_r = \int_r^{\infty} g_r dr = \int_r^{\infty} \frac{g.R_E^2.dr}{r^2}$$

$$E_r = g.R_E^2\int_r^{\infty}\frac{dr}{r^2} = -\left[\frac{g.R_E^2}{r}\right]_r^{\infty}$$

sehingga

$$E_r = \frac{g.R_E^2}{r} \quad \text{per satuan massa.} \qquad (5)$$

Jika roket bergerak dari P ke takhingga, maka roket ini harus menggunakan energi sebesar E_r persatuan massa. Maka energi kinetis dari roket adalah E_r persatuan massa, kalau tiba di takhingga dengan kecepatan nol. Jika V_r adalah kecepatan di P dan m massa roket maka

$$m.E_r = \frac{1}{2}.m.v_r^2$$

$$V_r = \sqrt{2.E_r}$$

$$V_r = \sqrt{\frac{2.g.R_E^2}{r}} \tag{6}$$

Jika roket bergerak dari permukaan bumi, maka kecepatan yang dibutuhkan untuk lepas sampai takhingga yaitu V_e diberikan oleh :

$$V_e = \sqrt{\frac{2.g.R_E^2}{R_E}}$$

maka

$$V_e = \sqrt{2.g.R_E} \tag{7}$$

V_e adalah kecepatan lepas (escape velocity)di permukaan bumi; dari Hukum Newton Kedua maka :

Gaya = massa x percepatan .

Pandang massa satuan di permukaan bumi. Maka gaya = 1 x percepatan dan telah diperlihatkan dalam pasal 2 bahwa gayanya adalah g, sehingga percepatan gravitasi identik dengan g : dalam satuan percepatan :

$$g = 32.2ft/sec^2 = 981cm/sec^2$$

jika

$$R_E = 6.4x10^4 meter$$

maka

$$V_e = \sqrt{2x6.4x9.81x10^6} \text{ meter/det.}$$
$$= 10^3.\sqrt{125} \text{ meter/det.}$$

V_e = 11.2km/det.
= 7 miles/det. ⟶ (aproksimasi)
= 25000 m.p.h

Ini adalah hal untuk roket ideal (semua bahan bakar habis sebelum roket bergerak dengan jarak yang cukup besar, gesekan udara diabaikan). Jika kecepatan V lebih kecil dari kecepatan lepas, sehingga roket mencapai ketinggian h dari permukaan bumi, maka :

$$\frac{1}{2}.V^2 = \int_{R_E}^{r} \frac{g.R_E^2.dr}{r^2} = g.R_E^2 \int_{R_e}^{r} \frac{dr}{r^2}$$

dimana $r = R_E + h$.

jadi :

$$\frac{1}{2}.V^2 = -g.R_E^2\left[\frac{1}{r}\right]_{R_E}^{r} = -g.R_E^2\left[\frac{1}{r} - \frac{1}{R_E}\right]$$

dan

$$V^2 = 2.g.R_E^2\left[\frac{1}{R_E} - \frac{1}{r}\right] = 2.g.R_E^2\left(\frac{r - R_E}{rR_E}\right)$$

maka

$$r = \frac{2.g.R_E^2}{2.g.R_E - V^2}$$

$$h = \frac{2.g.R_E^2}{2.g.R_E - V^2} - R_E = \frac{R_E.V^2}{2.g.R_E - V^2} \qquad (8)$$

Ini cocok dengan persamaan (7) karena $h = \infty$ jika $V^2 = 2.g.R_E$.

4. KECEPATAN SATELIT.

Syarat bagi satelit supaya stabil di orbit lingkaran dengan jarak r dari pusat bumi adalah gaya centripetal sama dengan gaya gravitasi. Jadi, jika m_s adalah massa satelit dan V_c = kecepatan melingkar (circular velocity) maka :

$$m_s\frac{V_c^2}{r} = \frac{m_s.g.R_E^2}{r^2}$$

$$V_c = \sqrt{\frac{g.R_E^2}{r}} \qquad (9)$$

Pada hal menurut persamaan (6), V_r adalah escape velocity dari ketinggian orbit satelit, yaitu :

$$V_r = \sqrt{\frac{2.g.R_E^2}{r}}$$

$$V_r = V_c\sqrt{2} = 1.414xV_c \qquad (10)$$

jadi disetiap titik di medan gravitasi bumi berlaku bahwa escape velocity sama dengan $\sqrt{2}$ kali kecepatan circular.

5. PERSAMAAN GERAK ROKET (HAL IDEAL).

Pandang hal sederhana dimana gravitasi dan gesekan udara diabaikan. Misalkan :

m = massa roket + bahan bakar pada t detik sesudah penyalaan roket.
c = kecepatan keluarnya gas relatif terhadap roket.
v = kecepatan roket pada saat t relatif terhadap bumi.

Karena gaya = massa x percepatan, maka daya dorong yang bekerja pada roket adalah $m.\frac{dv}{dt}$.
Daya dorong juga sama dengan dan berlawanan dengan perubahan momentum gas yang keluar.
Maka daya dorong $= -\frac{d}{dt}(m.c) = -\frac{c.dm}{dt}$ dimana c dianggap konstan,

sehingga

$$m.\frac{dv}{dt} = -\frac{c.dm}{dt} \qquad (11)$$

Misalkan massa awal roket pada saat penembakan (t = 0) adalah m_0. m_0 terdiri dari massa bahan bakar m_f, massa struktur roket m_r, dan massa payload m_p.

Jadi

$$m_0 = m_f + m_r + m_p. \qquad (12)$$

massa roket sesudah pembakaran habis (pada saat semua bahan bakar habis) adalah :

$$m_1 = m_r + m_p. \qquad (13)$$

Misalkan kecepatan naik dari nol ke V_c selama waktu pembakaran bahan bakar, yaitu selama t detik.

Maka :

$$\int_0^t \frac{dv}{dt}.dt = -c\int_0^t \frac{dm}{m.dt}.dt$$

atau

$$\int_0^{V_c} dv = -c\int_{m_0}^{m_1} \frac{dm}{m}$$

jadi

$$V_c = -c\left[\ln.m\right]_{m_0}^{m_1}$$

sehingga

$$V_c = -c\ln\frac{m_1}{m_0} = c\ln\frac{m_0}{m_1}$$

$$\frac{m_0}{m_1} = \frac{\text{massa roket + bahan bakar}}{\text{massa keseluruhan pada saat bahan bakar habis}} = R$$

dimana R = perbandingan massa.

Jadi
$$V_c = c.\ln.R \tag{14}$$

dimana V_c disebut kecepatan karakteristik roket, R suatu parameter, dan jika lnR = 1 (sehingga R kira-kira 2.72) maka V_c = c. Ini berarti bahwa kecepatan akhir dari roket adalah sama dengan kecepatan keluarnya bahan bakar jika R = 2.72.
Persamaan (14) menunjukan bahwa kecepatan akhir dari roket melampau kecepatan keluarnya gas jika R > 2.72.

$$R = \frac{m_0}{m_r + m_p} = \frac{m_0}{m_0 - m_f} \tag{15}$$

Perbandingan $R_1 = \frac{m_0}{m_p}$ adalah payload mass-ratio.

6. GERAK ROKET DI MEDAN GRAVITASI.

Misalkan roket bergerak menurut garis lurus sepanjang OP. Maka berlaku v = u - gt, untuk gerak benda dengan gravitasi konstan, dimana u adalah kecepatan awal pada saat permulaan periode waktu tersebut.

Maka
$$V_m = c \ln R - \bar{g}.t \tag{16}$$

sebagai aproksimasi awal, dengan menganggap medan gravitasi memiliki $\bar{g}$ yang konstan, dimana V_m adalah kecepatan maksimum dari roket.
Lebih tepat lagi :

$$V_m = c.\ln.R - \int_0^t g_r.dt \tag{17}$$

dimana
$$g_r = \frac{g.R_E^2}{r^2}$$

Suku $\int_0^t g_r.dt$ tidak dapat dihitung kecuali jika t dan r diketahui, dan ini adalah parameter-parameter yang bervariasi dari satu roket keroket lainnya. Selama t masih kecil, sehingga g_r hanya bervariasi sedikit selama penerbangan, manfaat $\bar{g}$.t sebagai faktor koreksi gravitasi adalah cukup tepat dibandingkan dengan ketidak pastian gaya-gaya aerodinamik. Dalam prakteknya, hanya gerak awal roket luar angkasa adalah lurus. Masalah umum dari roket di medan gravitasi adalah salah satu dari gaya-gaya sentral, dan lintasan roket berbentuk irisan kerucut (dapat ditunjukan bahwa jika suatu benda bergerak dibawah pengaruh gaya sentral, maka benda ini akan bergerak sepanjang orbit tertentu. Parameter orbit dapat dihitung dan semuanya berbentuk irisan kerucut). Karena ini maka gerak garis lurus vertikal dari roket adalah tidak penting.

7. DAYA DORONG (THRUST).

Persamaan

$$V_c = c \ln R \tag{18}$$

menunjukan bahwa untuk suatu roket (dengan R diketahui), kecepatan karakteristik V_c tergantung kepada kecepatan c. Maka untuk kecepatan maksimum motor roket harus bekerja pada maksimum secera kontinyu. Dari pasal (5) kita peroleh :
Gaya yang disebabkan karena semburan gas pada roket adalah :

$$F = \text{daya dorong} = -c.\frac{dm}{dt} = cf \tag{19}$$

oleh karena itu daya dorong sama dengan kecepatan semburan gas dikalikan dengan $\frac{dm}{dt}$.

untuk roket V-2 :

$$F = 30 \text{ ton} = 3 \times 10^{10} \text{ dyne}$$

$$f = 276 \text{ lb/det} = 1.25 \times 10^5 \text{ gm/det}$$

Jadi

$$c = \frac{2.95 \times 10^{10}}{1.25 \times 10^5} \text{ m / det} = 2{,}35 \text{km / det.} \tag{20}$$

8. ROKET BERTINGKAT.

Harga rata-rata dari R adalah 5, dan untuk c adalah 2400 m/det. Maka dengan menggunakan persamaan (14) :

$$V_c = 2400 \ln 5 = 2400 \times 1.6 = 3840 \text{ m/det.}$$

Kecepatan lepas (escape velocity) adalah 11 Km/det, sehingga V_c = 3.84 Km/det adalah terlalu kecil untuk bisa escape. Meskipun dengan menggunakan bahan bakar dan desain yang paling baik adalah tidak mungkin membuat satu roket yang menghasilkan V_c = 11 Km/det. Prinsip roket bertingkat dapat mengatasi masalah ini. Pandang suatu roket tiga tingkat dimana R_1 = perbandingan massa untuk tingkat pertama, sehingga :

$$R_1 = \frac{\text{Massa total awal}}{\text{Massa total sesudah tingkat pertama lepas}}$$

$$R_2 = \frac{\text{Massa total pada saat tingkat kedua menyala}}{\text{Massa total sesudah tingkat kedua lepas}}$$

$$R_3 = \frac{\text{Massa total pada saat tingkat ketiga menyala}}{\text{Massa total sesudah tingkat ketiga lepas}}$$

Karena tingkat-tingkat dalam roket itu menyala secara berurutan, maka :

$$V_c = c \ln R_1 + c \ln R_2 + c \ln R_3$$

sehingga :

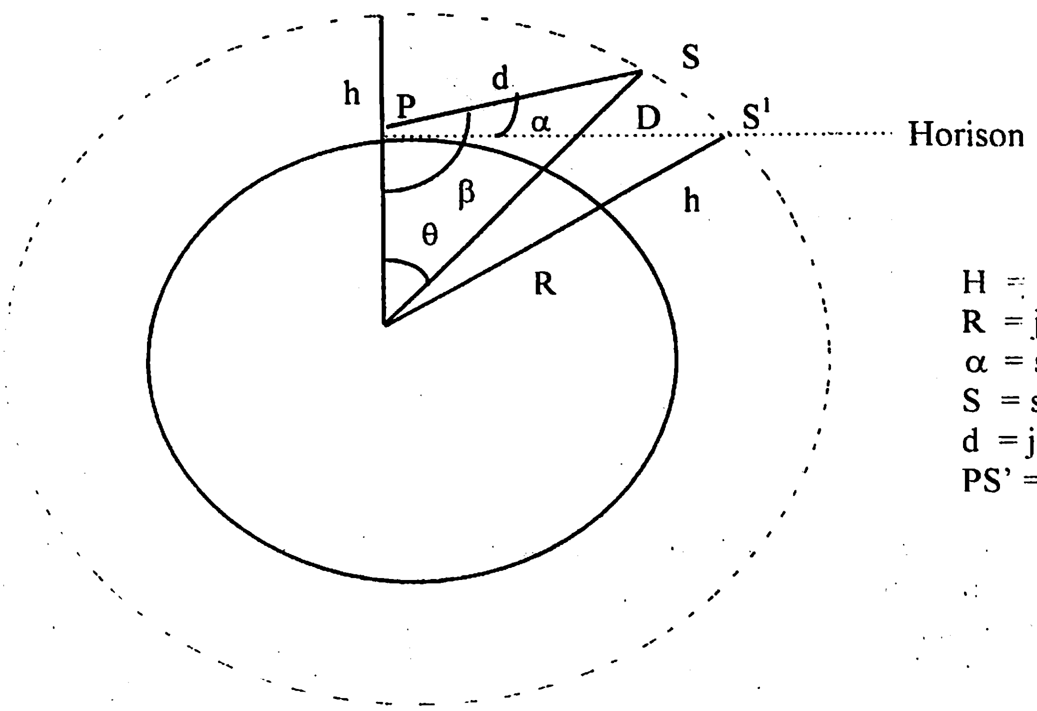
$$V_c = c \ln R_1 \,.\, R_2 \,.\, R_3$$

Jadi kecepatan tingkat ketiga pada akhirnya sama dengan jumlah dari kecepatan yang dicapai oleh masing-masing tingkat. Sistem secara keseluruhan mempunyai effective mass-ratio $R = R_1.R_2.R_3$, dengan demikian dengan menggunakan roket bertingkat akan menaikan R, dan dengan demikian menaikan V_c .

9. LINTASAN SATELIT ORBIT RENDAH.

Dibawah ini akan dianalisa hubungan antara ketinggian satelit, periode, jarak ke satelit dan lama kontak maksimum untuk satelit orbit rendah. Dalam hal ini dianggap bahwa bumi adalah bulat sempurna, dan gangguan nongravitasionil, gravitasi bulan dan matahari diabaikan.

Pandang gambar 1 yang memperlihatkan lintasan satelit orbit sirkuler.



H = ketinggian satelit
R = jari-jari bumi
α = sudut elevasi
S = satelit
d = jarak pengamat (p) ke satelit
PS' = D : jarak pengamat ke satel terjauh (pada horizon)

Gambar 1

Dalam gambar 1 terlihat suatu lintasan satelit yang mengelilingi bumi yang berbentuk lingkaran. Kita anggap bumi berposisi tetap, dan pengaruh atmosfir bumi diabaikan.

Gaya gravitasi = gaya centrifugal.

$$\frac{GMm}{r^2} = \frac{mv^2}{r} \tag{21}$$

dimana :

G = konstanta universil.
M = massa bumi.
m = massa satelit.
v = kecepatan satelit.
r = jarak satelit ke pusat bumi.

Dari persamaan (21) :

$$v = (G\ M)^{\frac{1}{2}} r^{-\frac{1}{2}} \tag{22}$$

maka
$$T = \frac{2\pi r}{v} = 2\pi (GM)^{-\frac{1}{2}} r^{\frac{3}{2}} \tag{23}$$

$$T = 2\pi \mu^{-\frac{1}{2}} (R_E + h)^{\frac{3}{2}} \tag{24}$$

dimana :

h = ketinggian satelit.
R_E = jari-jari bumi = 6370 km.
μ = 398613,52 km^3/det^2.

Persamaan (24) bila diteruskan akan menjadi :

$$T = 9{,}9558 \times 10^{-3} \times (6370 + h)^{1.5} \text{ detik} \tag{25}$$

atau
$$T = 1{,}6593 \times 10^{-4} \times (6370 + h)^{1.5} \text{ menit} \tag{26}$$

Persamaan (26) akan digunakan untuk menghitung periode satelit dalam program komputer sebagaimana yang diperlihatkan dalam lampiran 1 dan out putnya lampiran 2. Sebagaimana diperlihatkan dalam gambar 1, d adalah jarak dari pengamat (P) dan satelit (s). Jarak satelit berubah-ubah sebagai fungsi waktu dan sudut elevasi. Jarak maksimum terjadi pada saat stasiun bumi pengamat mempunyai sudut elevasi 0^0, atau satelit mulai terbit dan terbenam di horisonnya. Jarak minimum terjadi pada saat stasiun bumi mempunyai sudut elevasi 90^0. Nilai jarak digunakan untuk membantu mencari besar sudut di pusat bumi selama kontak komunikasi antara satelit dan pengamat berlangsung.

Tetapi untuk keadaan praktis kontak komunikasi antara pengamat dan satelit terjadi belum tetntu pada sudut elevasi 0^0. Hal ini terjadi karena pada kondisi tertentu terjadi gangguan kontak komunikasi, misalnya adanya halangan gunung, pohon, rumah-rumah dan gangguan atmosfir, sehingga dipilih pada saat mulai kontak komunikasi pada sudut elevasi antara 5^0 sampai 10^0, tergantung dari lokasi setempat. Demikian jarak maksimun ke satelit dapat dipandang saat terjadinya kontak komunikasi untuk pertamakali. Akan ditinjau jarak secara umum pada sudut elevasi tertentu.
Dari gambar 1, untuk mencari jarak $d_\alpha = 0^0$ (= PS' = D) digunakan persamaan segitiga siku-siku OPS'.

$$d^2_{\alpha=0^\circ} = D^2 = (R_E + h)^2 - R_E^2 \tag{27}$$

atau

$$d_{\alpha=0^\circ} = \sqrt{h(2R_E + h)}$$

atau

$$d_{\alpha=0^\circ} = D = \sqrt{h(12740 + h)} \tag{28}$$

Jarak antara pengamat (P) dengan satelit (S) pada sudut elevasi α dinotasikan dengan d, dapat dicari dengan rumus segitiga cosinus :

$$(R_E + h)^2 = R_E^2 + d^2 - 2R_E d\cos\beta \tag{29}$$

disini $\beta = 90^0 + \alpha$ dan α = sudut elevasi.
Dengan mengganti cos β = - sin α, maka persamaan (29) menjadi persamaan kwadrat :

$$d^2 + 2\,R_e d\ \sin\alpha - 2\,R_e h - h^2 = 0 \tag{30}$$

dan dengan memasukan R_e = 6370 km , maka persamaan (30) menjadi :

$$d^2 + 2 \times 6370 \times d \times \sin\alpha - 2 \times 6370\,h - h^2 = 0 \tag{31}$$

Dari persamaan (31) akan diperoleh dua nilai d. Diambil nilai d yang positif dan bila diselesaikan diperoleh :

$$d = -6370\sin\alpha + 0{,}5\sqrt{(2 \times 6370\sin\alpha)^2 + 4(2 \times 6370h + h^2)} \tag{32}$$

Dengan memilih $\alpha = 5^0$ pada saat penerima mulai menerima sinyal, maka diperoleh rumus :

$$d_{5} = -555{,}1821 + 0{,}5\left(1110{,}3642^2 + 4\left(12740h + h^2\right)\right)^{0,5} \tag{33}$$

Dari persamaan (32) untuk $\alpha = 0^0$, maka $d_{\alpha\,0} = D = \sqrt{h(2 \times 6370 + h)}$ sama dengan persamaan (28).

Persamaan (28) dan (33) akan digunakan untuk menghitung jarak satelit dalam program komputer sebagaimana yang diperlihatkan dalam lampiran 1 dan outputnya lampiran 2.

Lama kontak maksimum dibedakan dua macam, yakni lama kontak maksimum ideal (mulai dari $\alpha = 0^0$) dan lama kontak maksimum praktis (mulai pada $\alpha = 5^0$).

Untuk mencari rumusnya, tinjau lagi gambar 3. Lama kontak maksimum (t_c) dapat dihitung dengan rumus :

$$t_c = \frac{2\theta}{360} xT \tag{34}$$

dimana :

θ = sudut dipusat bumi yang diapit oleh garis dari pusat (0) ke sateli (S) dan garis dari pusat (0) ke pengamat (P).
T = Periode satelit.

Untuk mencari sudut θ perhatikan segitiga OPS . Dengan menggunakan rumus segitiga cosinus, maka :

$$d^2 = R_E^2 + (R_E + h)^2 - 2R_E(R_E + h)\cos\theta \tag{35}$$

atau $$\cos\theta = \frac{R_E^2 + (R_E + h)^2 - d^2}{2R_E(R_E + h)}$$

atau $$\theta = \cos^{-1}\left[\frac{R_E^2 + (R_E + h)^2 - d^2}{2R_E(R_E + h)}\right] \tag{36}$$

untuk R_E = 6370 km, maka :

$$\theta = \cos^{-1}\left[\frac{6370^2 + (6370 + h)^2 - d^2}{2x6370(6370 + h)}\right] \tag{37}$$

10. PENUTUP.

Dari analisa diatas terlihat bahwa hanya dengan berdasarkan gaya tarik gravitasi, maka lintasan satelit mengelilingi bumi akan berupa irisan kerucut yang dapat berupa lingkaran, elips, parabol, atau hyverbola. Tetapi adalah tidak mungkin gerak satelit hanya dipengaruhi oleh gaya gravitasi. Dalam prakteknya lintasan satelit dipengaruhi oleh gaya-gaya nongravitasionil seperti gesekan atmosfire bentuk lonjongan bumi, dan lain-lain. Oleh karena itu terdapat penyimpangan-penyimpangan pada lintasan satelit sehingga bentuknya tidak persis lingkaran atau elips. Dalam hal ini diperlukan perangkat roket kecil disatelit untuk mengembalikan lintasannya menjadi lingkaran atau elips sesuai dengan objektif peluncurannya.

Dalam hal satelit orbit rendah maka dibutuhkan roket pendorong kecil untuk menambah tenaga dorong. Dipakainya roket kecil ini atau tidak, itu tergantung dari kualitas propelan padat yang menjadi motor pendorongnya.

LAMPIRAN 1

```
40   PRINT    : (h, Km) : (menit)  : (d,Km)           : (tc,menit)
50   PRINT    :         :          :..................:..........................
60   PRINT    :         :          :  = 0        = 5  :  = 0            =5
70   PRINT ...........................................................................
80   FOR H = 200 TO 1500 STEP 100
90   T    = 1 6593E-04*(6370 + H) ^1.5
100  J0   = (H*(12740 + H) )^ .5
110  J5   = -555.1821 + .5*(1110.3642#^2 + 4*(12740*H + H ^ 2) ) ^.5
120  A    = 6370^2 + (6370 + H) ^ 2 - J0 ^2
130  B    = 2*6370 *(6370 + H)
140  T1   = (ACOS(A/B) ) /1.745329E-02
150  L0   = 2 * T1 * T/360
160  C    = 6370^2 + (6370 + H) ^2 - J5^2
170  T2   = (ACOS(C/B) )/1.745329E-02
180  L5   = 2 * T2 *T/360
190  PRINT USING #### ###.## ####.## ####.## ##.#### ##.#### ;H,T,J0,J5,L0,L5
200  PRINT
210  NEXT H
220  PRINT"..............................................................................."
230  END
OK
```

LAMPIRAN 2

KETINGGIAN (h, Km)	PERIODE (menit)	JARAK KE SATELIT (d, Km)		LAMA KONTAK MAKSIMUM (tc, menit)	
		$\alpha=0^0$	$\alpha=5^0$	$\alpha=0^0$	$\alpha=5^0$
200	88.36	1608.73	1146.65	0.0000	0.0000
300	90.39	1977.88	1499.14	0.0000	0.0000
400	92.43	2292.60	1803.68	0.0000	0.0000
500	94.48	2572.94	2076.97	0.0000	0.0000
600	96.55	2829.13	2327.91	0.0000	0.0000
700	98.64	3067.25	2561.90	0.0000	0.0000
800	100.74	3291.20	2782.52	0.0000	0.0000
900	102.86	3503.71	2992.24	0.0000	0.0000
1000	104.98	3706.75	3192.91	0.0000	0.0000
1100	107.13	3901.79	3385.91	0.0000	0.0000
1200	109.29	4089.99	3572.31	0.0000	0.0000
1300	111.46	4272.24	3752.97	0.0000	0.0000
1400	113.65	4449.27	3928.59	0.0000	0.0000
1500	115.85	4621.68	4099.73	0.0000	0.0000

DAFTAR PUSTAKA

1. S.W. Smith. **A Handbook of Astronautics**

2. Alit bondan. 1979. **Ekivalensi Hukum Kepler dengan persamaan lintasan satelit di bawah gaya sentral.** Majalah LAPAN. Edisi Mei. Juni. Juli. Jakarta

3. Achmadi S.. **Beberapa pertimbangan dalam penetuan muatan satelit orbit rendah**

4. Ann. 1989. **Indonesia rancang bangun satelitnya yang pertama,** Harian Kompas. Edisi Februari 1989. Jakarta