

SELOSTUS RADIAMATÖÖRIEN KÄYTTÖÖN SOVELTUVASTA SATELLIITTIIEN
PAIKANNUSOHJELMASTA

Satelliitin ratalaskennan pääasiallinen tarkoitus on määrätä satelliitin suunta ja korkeus valittavissa olevalla hetkellä ohjelman käyttäjän määrittelemässä asemapaikassa maapallolla.

Seuraavassa esitetyn ohjelmaselostuksen perustana on artikkeli, jonka W3IWI on julkaissut lehdessä Orbit Marc/April 1981.

Alempana olevassa ohjelman kuvauksessa "Mene KIERROS" tarkoittaa, että tässä laskentavaiheessa suoritetaan otsikon "KIERROS" alla esitetyt laskennat ja laskenta jatkuu sitten kohdan "Mene KIERROS" jälkeen. "Mene LASKENNAN ALKU" tarkoittaa, että uusi laskenta aloitetaan otsikon "LASKENNAN ALKU" jälkeiseltä riviltä.

Joitakin laskennan osia on selvyyden vuoksi yksinkertaistettu.

Selostuksessa tarkoitetaan havaintoajalla sitä hetkeä, jolloin ilmoitetut satelliitin ratatiedot olivat voimassa. Laskentahetki tarkoittaa jotain havaintihetken jälkeistä aikaa, jolloin ratalaskentaa suoritetaan.

Satelliittien ratatietoja julkaistaan miltei päivittäin. Radioamatöörin tarpeisiin antavat ratatiedot tavanmukaisissa olosuhteissa (työskentely satelliitin kautta yagi-antenneja käyttäen) riittävän tarkan tuloksen 4 ...6 kuukauden ajan havaintohetken jälkeen.

(*-----Laskennassa käytetyt vakiot-----*)

Fysikaaliset vakiot:

$r_0=6378.16$	maan säde ekvaattorilla km
$f=298.25$	$1/(\text{maan suhteellinen litistymiskerroin})$
$g_0=7.5369793e+13$	maan massavakio
$g_1=1.0027379093$	suhde tähtiaika/aurinkoaika

Ratalaskenta suoritetaan tähtiajassa. Sitä varten maapallolla käytössä oleva aurinkoaika on kerrottava edellä esitetyllä vakiolla g_1 . Sen lisäksi on aurinkoaikaan joka vuoden alussa lisättävä allamainittu ja vuosittain muuttuva tähtiaika.

Tähtiaika vrk θ -meridiaanilla vuosien 1986...1999 alussa:

$\theta.27601916$	$\theta.27535606$	$\theta.27469296$	$\theta.27676777$	$\theta.27610467$
$\theta.27544157$	$\theta.27477847$	$\theta.27685328$	$\theta.27619018$	$\theta.27552708$
$\theta.27486399$	$\theta.27693880$	$\theta.27627570$	$\theta.27561260$	

Laskennassa käytettyjä kertoimia kulman muunnoksille:

$p_2=2*\text{Pi}$ $p_3=180/\text{Pi}$ $p_4=256/(2*\text{Pi})$

(*-----KIERRROS (tähän hypätään ohjelman rungosta)-----*)

k=Int(q)

k=satelliitin uusi kierrosnumero,
sille lasketaan uudet koordinaatis-
ton muunnoskertoimet cc().

e2=1-e0²

e1=(e2)^{1/2}

k2=9.95*(r0/a0)^{3.5}/e2²/p3

Maapallon epätasaisesti jakautuneen
massan vaikutus satelliitin rataan py-
ritään huomioimaan kertoimella k2

o=o0-(t-t0)*k2*Cos(i0)

w=w0+(t-t0)*k2*(2.5*Cos²(i0)-0.5)

o ja w ovat ajasta riippuvia muuttujia,
jotka aiheuttavat sen, että satelliitin
rata voi ajan mukana kiertyä tasossaan
Tällöin apogee saattaa siirtyä pohjoi-
selta pallonpuoliskolta eteläiselle ja
takaisin useamman vuoden jaksoissa.

Piirros 3 esittää millä tavoin radan kiertyminen muuttaa satelliitin ase-
maa maapalloon nähden silloin, kun satelliitin rata on voimakkaasti ellip-
tinen. Radan kiertymisellä ei ole tällaista merkitystä silloin, kun satel-
liitin rata on lähes ympyrän muotoinen (esimerkiksi satelliitti FO 12).

cc(1,1)= Cos(w)*Cos(o)-Sin(w)*Sin(o)*Cos(i0) Kertoimet koordinaatiston
cc(2,1)= Cos(w)*Sin(o)+Sin(w)*Cos(o)*Cos(i0) muunnokselle radan tasosta
cc(3,1)= Sin(w)*Sin(i0) maapallon koordinaatistoon
cc(1,2)=-Sin(w)*Cos(o)-Cos(w)*Sin(o)*Cos(i0)
cc(2,2)= Cos(w)*Cos(o)*Cos(i0)-Sin(w)*Sin(o)
cc(3,2)= Cos(w)*Sin(i0)

(*===== OHJELMAN RUNKO =====*)

(*-----Satelliitin valinta-----*)

Valitaan satelliitti ja haetaan sen ratatiedosto

(*-----Satelliitin ratatietojen lukeminen-----*)

Epoch time days	= t0	Inclination degr	= i0
RA of node (RAAN) degr	= o0	Eccentricity	= e0
Arg of Perigee degr	= w0	Mean anomaly degr	= m0
Mean motion rev/day	= n0	Decay rate rev/day*day	= d0
Epoch revolution	= k0		
Semi Major Axis	= a0		

Jollei a0 ole annettu, se voidaan laskea
satelliitin kiertonopeuden (ratakierrosten
määrä/vrk) perusteella - katso kohtaa "Pe-
ruslaskenta"

Radan kaltevuus maan ekvaattoritasoon nähden i0 ja RAAN (right ascension
of ascending node) määrittävät satelliitin radan tason, piirros 1.

(*-----Aseman sijaintitiedot-----*)

Aseman sijainti desimaaliluvuin
Leveys (pohjoinen +)=l9
Pituus (itä +)=w9
Korkeus merestä m =h9

s8 = Sin(w9) c8 = Cos(w9) s9 = Sin(l9) c9 = Cos(l9)

(*-----Laskentaan liittyvät ajat-----*)

Aikojen t_0 , t ja t_8 lukuarvojen kokonaisuosa on kulumassa olevan vuoro-
kauden järjestysnumero UTC luettuna vuoden alusta, mahdollisen karkaus-
vuoden vaikutus huomioiden. Esim. $t=1.5$ merkitsee laskennan aloitusta
tammikuun 1. päivänä klo 12 UTC.

Luetaan satelliittien ratatiedostosta valitun satelliitin ratatietojen
havaintoaika t_0 vrk. Sen jälkeen ilmoitetaan laskennan aloitusaika t vrk.

Laskennat suoritetaan valitun aikaportaan välein siten, että aloitusaikaa
 t vrk kasvatetaan lisäämällä siihen aikaporras toisensa jälkeen. t_8 vrk
on laskennan lopetusaika.

$m_2=3/1440$

Aikaportaaksi on valittu 3 minuuttia,
muunnettu dimensioon vrk

(*-----Peruslaskenta, ei-ajasta riippuvia muuttujia-----*)

$f_0=n_0+(t-t_0)*d_0$

Kierrosnopeus n_0 1/vrk korjataan las-
kentahetken kierrosnopeudeksi f_0 1/vrk
Korjaus suoritetaan ainoastaan lasken-
taa aloitettaessa, toistuva korjaus ei
ole tarpeen

$a_0=(g_0/n_0^2)^{1/3}$

a_0 =satelliittiradan isoakselin pituus
km lasketaan, jollei sitä ole annettu -
katso "Satelliitin ratatietojen lukeminen

$q_0=m_0/360+k_0$

q =satelliitin tekemien ratakierrosten
määrä mukaanluettuna ratatiedoissa an-
nettu kierroksen osa "mean anomaly" m_0

$r_9=r_0*(1+(\cos(2*1_9)-1)/(2*f_0))+h_9$

$1_8=\text{ArcTan}((1-1/f_0)*(1-1/f_0)*s_9/c_9)$

Asemapaikkatiedon korjaus maapallon
litistymän vuoksi. $1/f$ =suhteellinen
litistymä

$x_9=r_9*\cos(1_8)*c_8$

$y_9=r_9*\cos(1_8)*s_8$

$z_9=r_9*\sin(1_8)$

x_9 y_9 z_9 vektori maapallon koordinaa-
tistossa maapallon keskipisteestä
asemapaikkaan

(*-----LASKENNAN ALKU (tästä alkaa laskenta aikaportaan välein)-----*)

$q=(t-t_0)*f_0+q_0$

Jos $\text{Int}(q) < k$ Niin Mene KIERROS k on nykyinen kierrosnumero

q =kierrosten määrä laskentahetkellä

(*-----Radan laskenta-----*)

Yhtälöissä esiintyvän muuttujan e_0 arvo on satelliitin rataellipsin ek-
sentrisyys - mitä suurempi sen lukuarvo on, sitä litteämpi ellipsi on
muodoltaan.

Maapallo on satelliitin rataellipsin toisessa polttopisteessä. Rataellipsin asennon ratatasossa määrittelee kulma "argument of perigee" w_0 astetta ja rataellipsin muodon määrittelevät sen pääakseli pituus ("semi major axis") a_0 km ja eksentrisyys ("eccentricity") e_0 . Ohitettuaan perigeen satelliitti on liikkunut "mean anomaly"-kulman m_0 astetta määrittelemän osan kokonaisesta ratakierroksesta, kokonainen ratakierros vastaa 360 astetta. "Mean anomaly"-kulman arvo sisältyy muuttujan q arvoon (katso "Peruslaskenta").

Satelliitin paikka määritellään aluksi ratatasossa olevassa piirroksen 1 esittämässä x_0/y_0 -koordinaatistossa. Satelliitin paikka laskentahetkellä saadaan ratkaisemalla ensin Kepler-lain toteuttavat lausekkeet iteroimalla seuraavasti:

$$m = p_2 * (q - k)$$

$$e = m + e_0 * \sin(m) + 0.5 * e_0^2 * \sin(2 * m)$$

Toistetaan seuraavat laskut

$$m_5 = e - e_0 * \sin(e) - m$$

$$r_3 = 1 - e_0 * \cos(e)$$

$$e = e - m_5 / r_3$$

siksi kunnes $\text{Abs}(m_5) < 1e-06$

$$r_3 = 1 - e_0 * \cos(e)$$

$$m_9 = \text{int}(p_4 * m + 0.5)$$

Saadaan kulma e satelliitin paikan laskemiseksi koordinaatistossa x_0/y_0

Lasketaan satelliitin suuntakulma asteissa laskentahetkellä ja muunnetaan se vaiheluvuksi kertomalla suuntakulman asteluku suhteella $256/360$, jolloin saadaan satelliitin vaihe m_9 modulo 256. Nyt voidaan laskea satelliitin paikka ratatasossaan.

$$x_0 = a_0 * (\cos(e) - e_0)$$

$$y_0 = a_0 * (1 - e_0^2)^{1/2} * \sin(e)$$

$X_0 Y_0$ satelliitin paikan koordinaatit satelliitin ratatasossa

Satelliitin rata aikaisemmin määritellyssä ratatasossa ("Satelliitin ratatietojen lukeminen" ja piirros 1) on esitetty piirroksessa 2.

(*-----Koordinaatistomuunnokset-----*)

Ratatason x_0/y_0 -koordinaatisto muunnetaan avaruuskoordinaatistiksi: Origo maapallon keskipisteessä x_1 -akseli kohti kiintotähdistössä määritettyä pistettä x_1/y_1 -taso on maapallon ekvaattoritaso z - akselin suunta kohti pohjoisnapaa

$$x_1 = x_0 * cc(1,1) + y_0 * cc(1,2)$$

$$y_1 = x_0 * cc(2,1) + y_0 * cc(2,2)$$

$$z = x_0 * cc(3,1) + y_0 * cc(3,2)$$

$x_1 y_1 z$ vektori maapallon keskipisteestä satelliittiin

Koordinaatisto on esitetty piirroksessa 4, missä $z_1 = z$. Piirroksessa on näytetty yhteys satelliitin ratatason ja siinä sijaitsevan satelliittiradan (katso osaa "Radan laskenta") sekä avaruuskoordinaatiston välillä.

$g7=(t-1)*g1+laskentavuoden$
alun tähtiaika

$g7=\text{Frac}(g7)*p2$

$x=x1*\text{Cos}(g7)+y1*\text{Sin}(g7)$
 $y=y1*\text{Cos}(g7)-x1*\text{Sin}(g7)$

Maapallon koordinaatisto piirroksessa 5 on saatu kääntämällä avaruuskoordinaatisto (katso osaa "Koordinaatistomuunnokset") z-akselin ympäri siten, että y-akseli on kohti itää.

$x5=x-x9$
 $y5=y-y9$
 $z5=z-z9$

$r5=(x5^2+y5^2+z5^2)^{1/2}$

$x8=z5*c9-e9*(x5*c8+y5*s8)$
 $y8=y5*c8-x5*s8$
 $z8=c9*(x5*c8+y5*s8)+z5*s9$

(*-----Suunta, korkeus, etäisyys-----*)

$e8=\text{ArcTan}((z8/r5)/(1-(z8/r5)^2)^{1/2})$
 $a9=\text{ArcTan}(y8/x8)$

$e9=\text{Int}(e8+0.5)$
 $r5=\text{Int}(r5+0.5)$

$t-1$ =laskentahetki vrk luettuna vuoden alusta (esim. $t-1=0.5$ on aika 12 tuntia vuoden alusta)
 $g1$ =suhde tähtiaika/aurinkoaika
 $g7$ =laskenta-aika vrk aurinkoaikassa
 $p2$ = $2*\text{Pi}$ radiania
 $g7$ =maapallon pituusaste, jonka suunta laskentahetkellä on kohti kiintotähdistössä määriteltyä pistettä

Maapallon koordinaatisto:
Origo maapallon keskipisteessä
x-akseli pituusastetta 0° kohti
y-akseli pituusastetta 90° (itä) kohti
z-akseli pohjoisnapaa kohti
x y ja z vektori maapallon keskipisteestä satelliittiin. z on laskettu jo aikaisemmin

$x5$ $y5$ $z5$ vektori maapallon koordinaatistossa asemapaikasta satelliittiin. Vektori $x9$ $y9$ $z9$ maapallon keskipisteestä asemapaikkaan on laskettu jo osassa "Peruslaskenta".

$r5$ =etäisyys asemapaikasta satelliittiin

Asemapaikan koordinaatisto:
Origo asemapaikassa (antennissa !)
 $x8/y8$ -taso on horisonttitaso
 $x8$ -akselin positiivinen suunta pohjoiseen
 $y8$ -akselin positiivinen suunta itään
 $z8$ -akselin positiivinen suunta ylöspäin

$x8$ $y8$ $z8$ vektori asemapaikasta satelliittiin

$e8$ =satelliitin korkeus
 $a9$ =satelliitin suunta, laskennan yhteydessä päätellään kulman kvadrantti

$r5$ =satelliitin etäisyys asemasta, pyöristys, kun $r5$:istä riippuvat arvot on jo laskettu

Piirros 6 esittää satelliitin sijainnin asemapaikan koordinaatistossa laskentahetkellä. Satelliitin suunta A, korkeus E ja etäisyys $r5$ asemapaikkaan nähden on nyt laskettu.

(*-----Tulostukseen tarvittavat aikatiedot-----*)

Laskenta-ajan perusteella muodostetaan päivämäärä- ja kellonaikatieto. Mahdollinen kuukauden ja vuoden vaihtuminen huomioidaan, samoin kausvuoden vaikutus.

(*-----Tulostus-----*)

Tulostetaan: kellonaika
 päivämäärä
 satelliitin vaihe m9
 - " - korkeus e9
 - " - suunta a9
 - " - etäisyys asemasta r5
 - " - kierroksen numero k

(*-----Siirtyminen uuteen laskenta-aikaan-----*)

Jos $t \geq t_0$ Niin LOPPU Laskennan lopetusaika t_0 vrk
 $t=t+m2$ Laskenta-aikaan t vrk lisätään aika-
 porras $m2$ vrk ja laskenta toistetaan
 Mene LASKENNAN ALKU kohdasta ALKU lähtien

(*-----*)

Satelliitin radanlaskentaohjelmaan voidaan liittää monia satelliittityös-
 kentelyä edistäviä ja satelliittien liikkeitä havainnollistavia toimintoja,
 joista seuraavassa lyhyt viiteluettelo:

- satelliitin paikan projisointi näytössä esitetyle maapallon kartalle
 ja satelliitin transponderin peittoalueen näyttö
- satelliittiohjelman liittäminen aiheeseen sopivaan grafiikkaohjelmaan
 (Windows) erilaisine karttamuunnelmineen
- satelliitin nollakorkeuksien laskenta
- ratalaskenta tosiajassa
- ratalaskentaan perustuva antennin suuntaus
- satelliitin transponderin toimintamoden osoitus laskennan aikana
- maapallon kartalle projisioitu satelliitin liikerata
- erilaiset tulostuksien määrää rajoittavat kriteeriovalinnat

Selostuksen laati OH2SN 12.11.1987