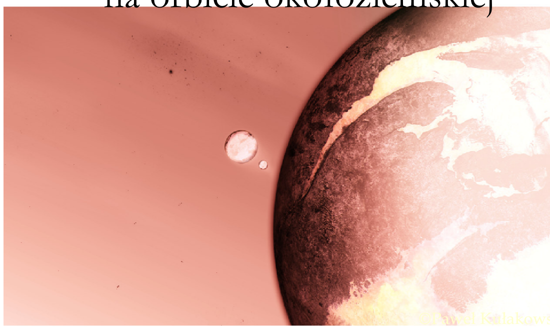
Satelita telekomunikacyjny na orbicie okołoziemskiej



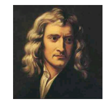
Ojcowie łączności satelitarnej

Prawa Keplera:

1. Planety poruszają się po orbitach eliptycznych, a Słońce znajduje się w jednym z ognisk tych elips. (1602)

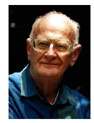
2. Podczas ruchu planety, promień wodzący łączący planetę i Słońce, zakreśla jednakowe pola w jednakowych odstępach czasu. (1605)

3. Kwadraty okresów obiegu planet wokół Słońca są wprost proporcjonalne do trzecich potęg wielkich półosi orbit. (1618)



Prawo powszechnego ciążenia Newtona (1667):

Siła grawitacji : $F = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2}$



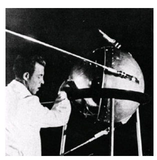
Arthur C. Clarke:

Koncepcja komunikacji satelitarnej bazującej na satelitach geostacjonarnych (1945)

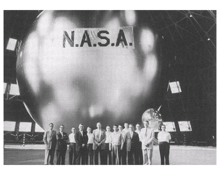
Pierwsze satelity

Sputnik I
wystrzelony w 1957 r.

masa : 84 kg, ∅ = 58 cm



Sputnik



Echo 1
wystrzelony w 1960 r.

Satelita telekomunikacyjny pasywny – odbijający fale radiowe

masa : 56 kg, ∅ = 30.5 m

Orbity satelitów

Siła grawitacji : $F = \frac{G \cdot M \cdot m}{r^2}$

Siła odśrodkowa : $F = \frac{m \cdot v^2}{r}$

$$\frac{G \cdot M \cdot m}{r^2} = \frac{m \cdot v^2}{r}$$

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{r}} = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R + h}}$$

G – stała grawitacji

M – masa Ziemi

m – masa satelity

r – odległość satelity od środka Ziemi

v – prędkość satelity

R – promień Ziemi – 6371 km

h – wysokość orbity

Orbity satelitów

LEO - wysokość od 500 do 2000 km,
duże prędkości satelitów, krótki czas widoczności z Ziemi,
małe opóźnienia w transmisji

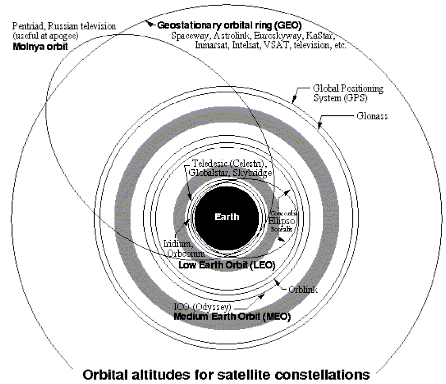
MEO - wysokość od 8 do 12 tys. km

HEO - orbity silnie eliptyczne,
perygeum - od ok. 500 km, apogeum - do ok. 50 tys. km

GEO - orbity geostacjonarne, wysokość: 35 786 km,
satelita "zawieszony" nieruchomo nad jednym punktem

Obecnie w przestrzeni kosmicznej :

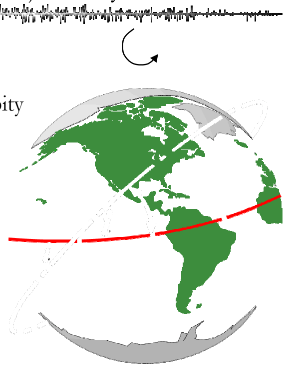
-> około 850 satelitów, w tym 250 na orbicie GEO



Orbital altitudes for satellite constellations

Inklinacja orbity

Inklinacja
- kąt między płaszczyzną orbity i płaszczyzną równika



Orbity satelitów

Prędkość satelity w ruchu po orbicie : $v = \sqrt{\dfrac{G \cdot M}{R+h}}$

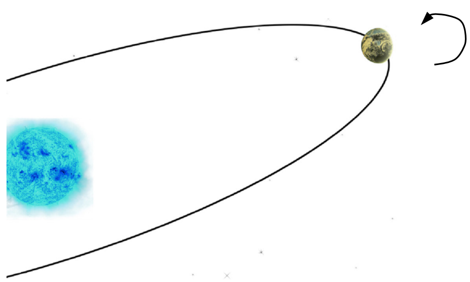
Okres obiegu satelity po orbicie : $T = \dfrac{2 \cdot \Pi \cdot (R+h)}{v}$

$$T = \frac{2 \cdot \Pi}{\sqrt{G \cdot M}} \cdot (R+h)^{\frac{3}{2}}$$

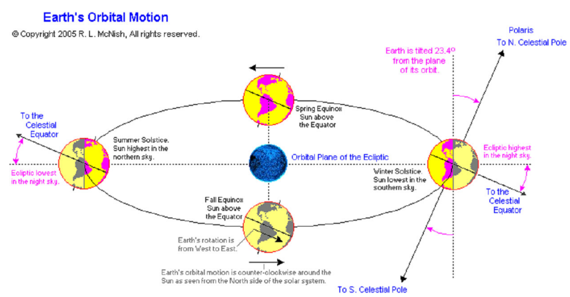
	h [km]	*v [km/h]*	*T [h]*
Iridium	780	26 798	1.68
GPS Navstar	20 200	13 902	12
GEO	35 786	11 037	24

Orbita Ziemi

Doba syderyczna : 23 h 56 min 4 s



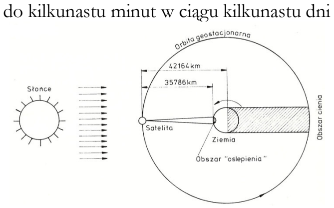
Orbita Ziemi



Orbita Ziemi

Satelita GEO w cieniu Ziemi :
- 6 tygodni : 1 III do 11 IV
- 6 tygodni : 1 IX do 11 X
- maksymalnie (podczas równonocy) : 69.4 minuty

Oślepienie naziemnej anteny satelitarnej przez Słońce :
- kilka do kilkunastu minut w ciągu kilkunastu dni w roku



Wprowadzanie satelity na orbitę

<u>Energia, którą trzeba dostarczyć satelicie,</u>
<u>aby go umieścić na orbicie o wysokości ***h***</u> :

Energia potencjalna na powierzchni Ziemi : $E_{\text{p na Ziemi}} = -\dfrac{GMm}{R}$

Energia potencjalna na orbicie : $E_{\text{p na orbicie}} = -\dfrac{GMm}{R+h}$

Energia kinetyczna na orbicie : $E_{\text{k na orbicie}} = \dfrac{mv^2}{2} = \dfrac{GMm}{2(R+h)}$

$$v = \sqrt{\frac{G \cdot M}{R+h}}$$

$$E = \Delta E_{\text{p}} + E_{\text{k na orbicie}} = \frac{GMm}{R} - \frac{GMm}{R+h} + \frac{GMm}{2(R+h)} = \frac{GMm}{R} - \frac{GMm}{2(R+h)}$$

Wprowadzanie satelity na orbitę

Pierwsza prędkość kosmiczna :
-> wymagana, aby wprowadzić satelitę na orbitę o wysokości h=0 $v = \sqrt{\dfrac{G \cdot M}{R}} \approx 7.91 \dfrac{km}{s}$

Druga prędkość kosmiczna :
-> wymagana, aby satelita wyszedł z ziemskiego pola grawitacyjnego $v = \sqrt{\dfrac{2 \cdot G \cdot M}{R}} \approx 11.19 \dfrac{km}{s}$

Prędkość powierzchni Ziemi na równiku : $v \approx 0.46 \dfrac{km}{s}$

⇩

Rakiety i promy startują z miejsc bliskich równika:
- Baikonur (Kazachstan),
- Kourou (Gujana Francuska), wyspa Tanegashima (Japonia)
- przylądek Canaveral (Floryda),
- baza wojskowa Vandenberg (Kalifornia),
- morska platforma Sea Launch na równiku (154°W)

Wprowadzanie satelity na orbitę

Schemat Hohmanna (dla satelitów GEO) :

1. Wprowadzenie satelity na niską orbitę kołową (*parking orbit*) – około 300 km – za pomocą rakiety jednorazowego użytku lub promu kosmicznego.
2. Przemieszczenie satelity na eliptyczną orbitę przejściową za pomocą tzw. silnika perygeum – również jednorazowego.
3. Zmiana orbity eliptycznej na orbitę kołową w momencie znalezienia się w apogeum (silnik apogeum będący częścią satelity.
4. Ostateczne korekty wykonywane są za pomocą silników odrzutowych znajdujących się na pokładzie satelity.

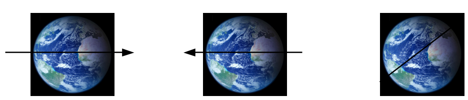
Czas trwania całej operacji: około 1-2 godziny ???

Orbity satelitów

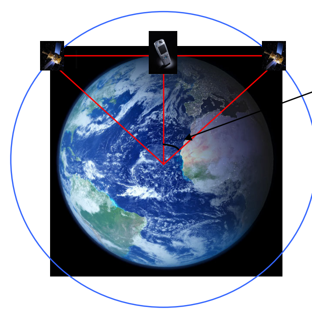
Prędkość satelity w ruchu po orbicie : $v = \sqrt{\dfrac{G \cdot M}{R+h}}$

Prędkość powierzchni Ziemi : max. 40 000 km / 24 h = **1667 km/h**

1. 2. 3.



Czas widoczności satelity



$\alpha = \arccos\left(\dfrac{R}{R+h}\right)$

czas widoczności satelity :

$t = \dfrac{2 \cdot \alpha}{\omega}$

ω – prędkość kątowa satelity względem powierzchni Ziemi

Czas widoczności satelity

Przykładowy satelita :

inklinacja	*h [km]*	*v [km/h]*	*T [h]*
0°	1672	25 268	2

$\omega = \omega_{satelity} - \omega_{Ziemi} = \dfrac{360^\circ}{2\,h} - \dfrac{360^\circ}{24\,h} = 360^\circ \cdot \dfrac{11}{24\,h}$

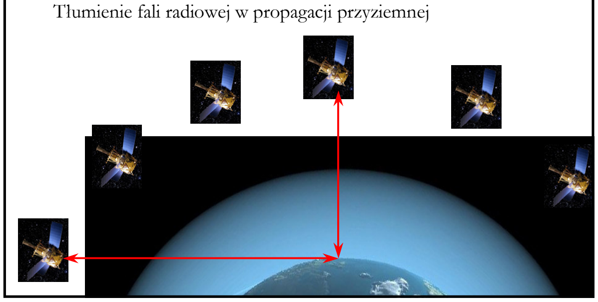
$\alpha = \arccos\left(\dfrac{R}{R+h}\right) = 37.6^\circ$

Czas widoczności satelity :

$t = \dfrac{2 \cdot \alpha}{\omega} = \dfrac{75.2^\circ}{360^\circ} \cdot \dfrac{24\,h}{11} \approx 27\ \boldsymbol{minut}$

Satelita w zenicie i na horyzoncie

Odległość od satelity
Długość trasy radiowej przechodzącej przez atmosferę
Tłumienie fali radiowej w propagacji przyziemnej



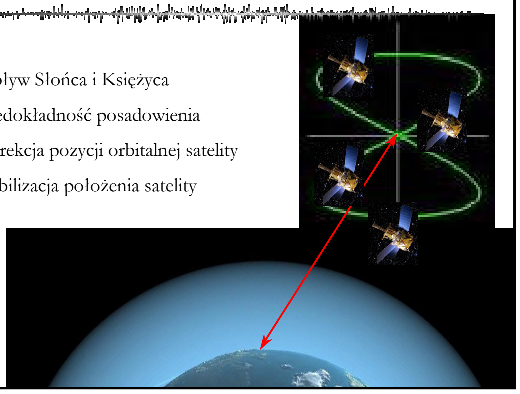
Czynniki wpływające na pozycję satelity na orbicie

Wpływ Słońca i Księżyca

Niedokładność posadowienia

Korekcja pozycji orbitalnej satelity

Stabilizacja położenia satelity

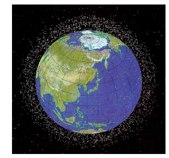


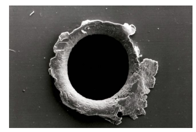
Śmieci na orbicie

-> ponad 10 tys. obiektów o rozmiarze 10 cm lub większym

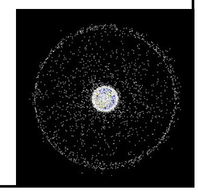
-> groźba reakcji łańcuchowej – lawiny zderzeń

-> możliwe utrudnienia we wprowadzaniu nowych satelitów na orbity





Dziura w sondzie Solar Max zrobiona przez kosmiczny odpadek © NASA



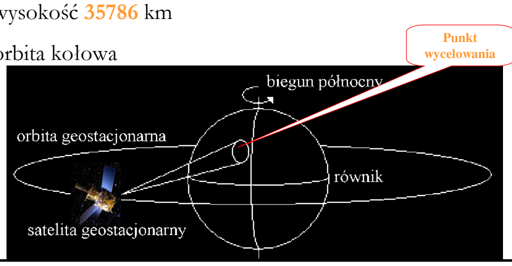
Orbita Geostacjonarna

czas obiegu - **doba syderyczna**

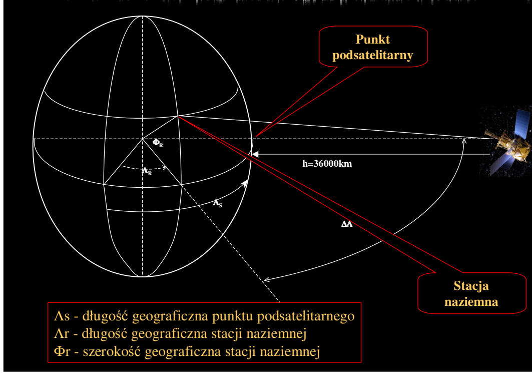
kąt inklinacji **0°**

wysokość **35786** km

orbita kołowa



Geometria układu Ziemia -- Satelita



Punkt podsatelitarny

Punkt przecięcia powierzchni Ziemi przez prostą łączącą satelitę z jej środkiem

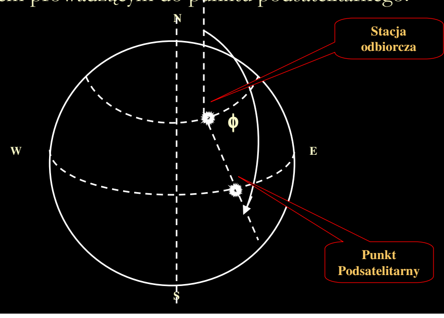
W przypadku satelity **geostacjonarnego**, punkt podsatelitarny znajduje się **zawsze na równiku**, a jego długość geograficzna (λ_p) określa jednoznacznie położenie satelity na orbicie. P ma współrzędne geograficzne **(λ_p,0)**

Kąt elewacji

Kąt elewacji (Θ)– kąt pod którym satelita widoczny jest z punktu obserwacji

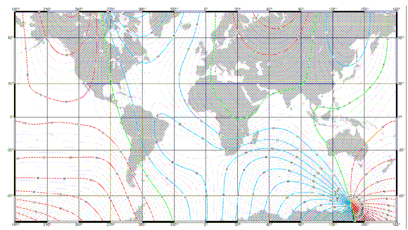
Azymut

Azymut - kąt pomiędzy kierunkiem północnym a kierunkiem prowadzącym do punktu podsatelitarnego.



Deklinacja magnetyczna

Rozbieżność między biegunem magnetycznym a kinematycznym



Polaryzacja fali emitowanej z satelity

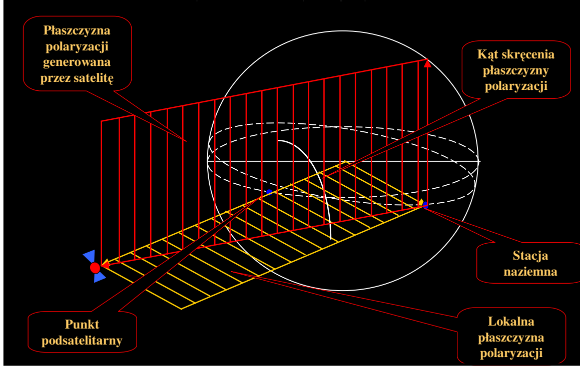
W telekomunikacji satelitarnej wykorzystuje się polaryzacje liniowe pionową i poziomą

Polaryzację emitowanej fali określa się w punkcie podsatelitarnym

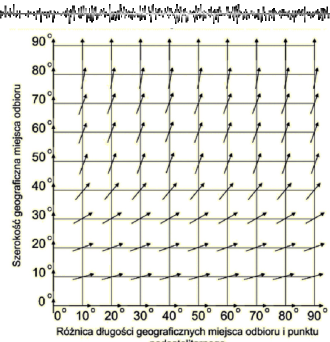
polaryzacja pozioma – wektor pola elektrycznego leży w płaszczyźnie równikowej,

polaryzacja pionowa **– wektor pola elektrycznego leży w płaszczyźnie południka przechodzącego przez punkt podsatelitarny**

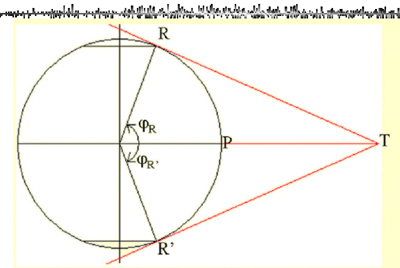
Skręcenie płaszczyzny polaryzacji #1



Skręcenie płaszczyzny polaryzacji #2



Zasięg satelity geostacjonarnego #1



- w punktach R i R' kąt elewacji θ wynosi 0^o
- satelita geostacjonarny nie może obsługiwać obszarów podbiegunowych

Zasięg satelity geostacjonarnego #2

- w systemach radiodyfuzji satelitarnej przyjmuje się na ogół, że kąt elewacji nie powinien być mniejszy niż 20^o
- w systemach satelitarnej służby stałej (FSS) dopuszcza się kąty elewacji rzędu $3^o – 5^o$
- do obslugi obszarów podbiegunowych stosuje się satelity poruszające się po orbitach eliptycznych (np. rosyjski satelita Mołnia)

Zawieszenie azymut-elewacja

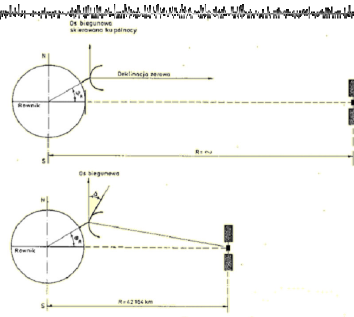
•Zawieszenie stałe

•Kąt azymutu (na punkt podsatelitarny)

•Kąt elewacji

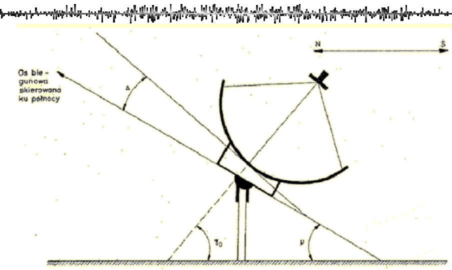
•Skręcenie płaszczyzny polaryzacji

Zawieszenie biegunowe #1



Δ – deklinacja apertury
λr - długość geograficzna stacji naziemnej
ϕr - szerokość geograficzna stacji naziemnej

Zawieszenie biegunowe #2



$$\gamma_0 = arctg\left[\frac{\cos\varphi_R - 0{,}15126}{\sin\varphi_R}\right]$$

Obliczanie parametrów zawieszeń

Trygonometria sferyczna

-trójkąty rozciągnięte są na powierzchni kuli,
-kąty i boki są równoważne,
-boki są odcinkami koła wielkiego,
-trójkąt może mieć 3 kąty proste ☺

Geometria euklidesowa

Trygonometria sferyczna #1

- Suma boków trójkąta sferycznego jest mniejsza od 360°;

  0° < a + b + c < 360°
- Suma kątów A+B+C trójkąta sferycznego jest zawsze większa od 180° i mniejsza od 540°;
- W trójkącie sferycznym suma dwóch kątów jest mniejsza od trzeciego kąta powiększonego o 180°;

  A + B < C + 180°

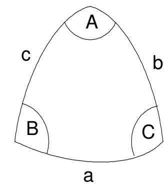
Trygonometria sferyczna #2

Twierdzenie cosinusów dla boków

W trójkącie sferycznym cosinus dowolnego boku jest równy sumie iloczynu cosinusów dwóch pozostałych boków i iloczynu sinusów tych boków oraz cosinusa kąta między nimi zawartego.

Trygonometria sferyczna #3

Twierdzenie cosinusów dla boków



$$\cos(c) = \cos(a)\cos(b) + \sin(a)\sin(b)\cos(C)$$

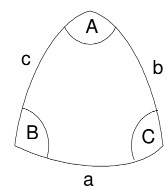
Trygonometria sferyczna #4

Twierdzenie cosinusów dla kątów

W trójkącie sferycznym cosinus dowolnego kąta jest równy różnicy iloczynu sinusów dwóch pozostałych kątów oraz cosinusa boku między nimi zawartego i iloczynu cosinusów dwóch pozostałych kątów.

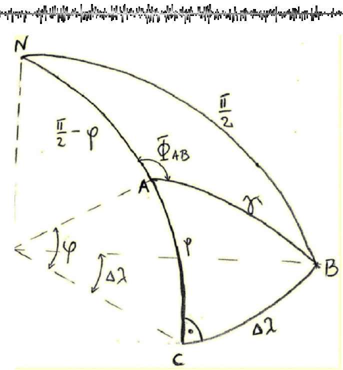
Trygonometria sferyczna #5

Twierdzenie cosinusów dla kątów



$$\cos(C) = \sin(A)\sin(B)\cos(c) - \cos(A)\cos(B)$$

Obliczanie azymutu #1



Obliczanie azymutu #2

Z twierdzenia cosinusów dla trójkąta sferycznego ABC:

$$\cos\gamma = \cos\varphi\cos\Delta\lambda + \sin\varphi\sin\Delta\lambda\cos C$$

$$\cos C = 0$$

$$\cos\gamma = \cos\varphi\cos\Delta\lambda$$

Z twierdzenia cosinusów dla trójkąta sferycznego NBC:

$$\cos z = \cos\gamma\cos y + \sin\gamma\sin y\cos\Phi_{AB}$$

Po przekształceniu:

$$\cos\gamma\sin\varphi + \sin\gamma\cos\varphi\cos\Phi_{AB} = 0$$

Obliczanie azymutu #3

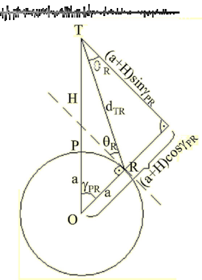
$$\Phi_{AB} = \arccos\left[\frac{-\sin\varphi_R * \cos\Delta\lambda}{\sqrt{1-\cos^2\varphi_R * \cos^2\Delta\lambda}}\right]$$

$$\lambda_S > \lambda_R \Rightarrow \Phi = \Phi_0$$
$$\lambda_S < \lambda_R \Rightarrow \Phi = 2\pi - \Phi_0$$

λ_s - długość geograficzna punktu podsatelitarnego
λ_r - długość geograficzna stacji naziemnej
ϕ_r - szerokość geograficzna stacji naziemnej

Obliczanie kąta elewacji

λs - długość geograficzna punktu podsatelitarnego
λr - długość geograficzna stacji naziemnej
ϕr - szerokość geograficzna stacji naziemnej



$$\theta = arctg\left[\frac{\cos\Delta\lambda * \cos\varphi_R - 0{,}15126}{\sqrt{\sin^2\Delta\lambda + \cos^2\Delta\lambda * \sin^2\varphi_R}}\right]$$

Obliczanie kąta skręcenia płaszczyzny polaryzacji

$$\varepsilon = arctg\left[\frac{\sin\Delta\lambda}{tg\,\varphi_R} * \sqrt{1+\left(\frac{b+\sin\rho}{1-b*\cos\rho}\right)}\right]$$

$$b = 0{,}15126$$

$$\rho = \arccos(\cos\Delta\lambda * \cos\varphi_R)$$

λ_s - długość geograficzna punktu podsatelitarnego
λ_r - długość geograficzna stacji naziemnej
ϕ_r - szerokość geograficzna stacji naziemnej

Dziękuję za uwagę