

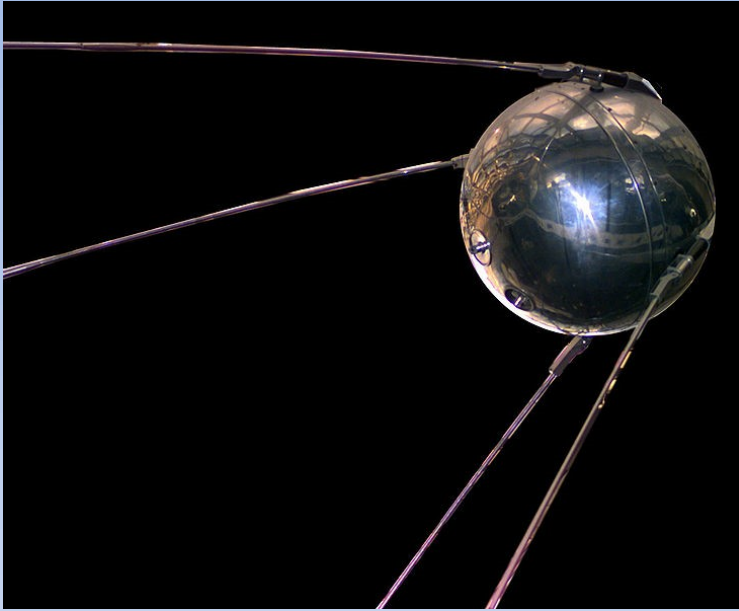
# Systemy nawigacji satelitarnej

Krzysztof Kamiński

# Sputnik 1

początkowa orbita:

perygeum:	214 km
apogeum:	938 km
okres:	96.19 min
nachylenie:	65.1°
mimośród:	0.05201
$V_{orb}$ :	7.57 km/s



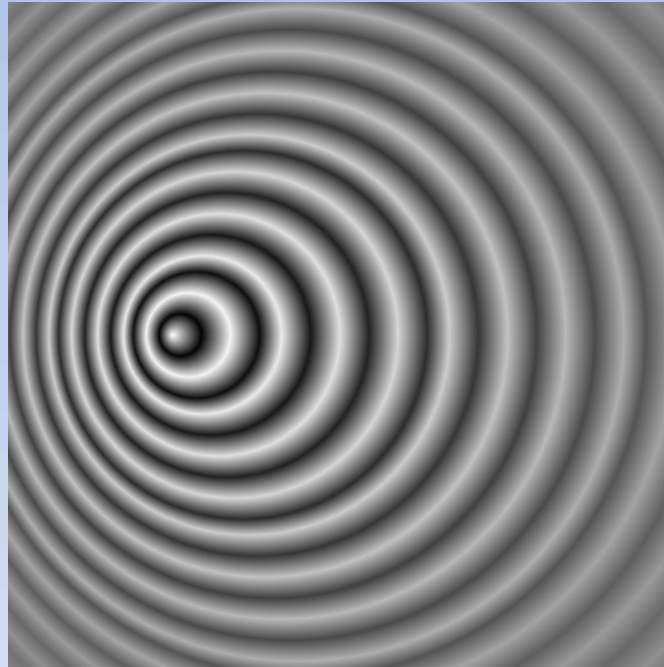
4.10.1957

Universal Automatic Computer I  
użyty do pierwszych w USA  
obliczeń orbitalnych



## Efekt Dopplera

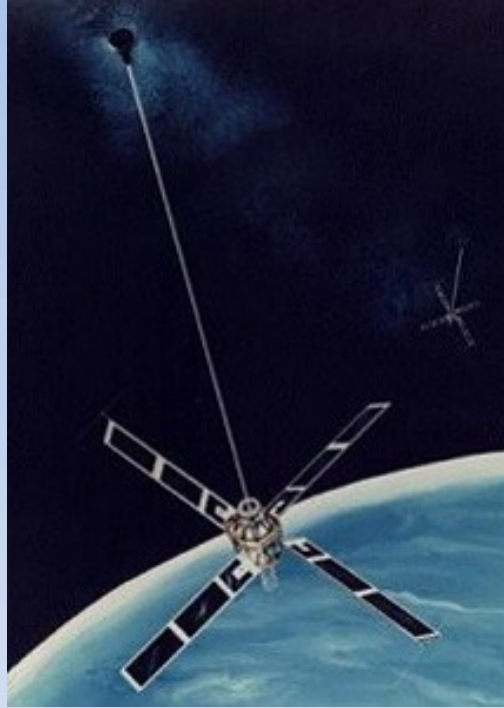
Odbiór na Ziemi sygnałów z pierwszego sztucznego satelity Ziemi, którym był Sputnik 1 pokazał istnienie mierzalnego efektu Dopplera dla fali elektromagnetycznej, czyli wzrost jej częstotliwości przy zbliżaniu się satelity i zmniejszanie przy jego oddalaniu się.



Szybko zorientowano się, że pomiar częstotliwości pozwala określić pozycję satelity na orbicie bardzo dokładnie. Dodatkowo po kilku dniach obserwacji można było już przewidywać czas przelotu tego pierwszego satelity nad wybranymi miejscami na kuli ziemskiej.

## Transit

Jednocześnie rozpoczęto badania nad zjawiskiem odwrotnym, czyli wykorzystaniem pomiarów dopplerowskich do określenia nieznanej pozycji naziemnego obserwatora, gdy znana jest orbita satelity.



W celu sprawdzenia użyteczności tej metody wystrzelono pierwsze satelity systemu Transit (od 1959).

## Pierwsze satelity Transit

Transit 1A – 1959 – nie osiągnął orbity,  
ale przeprowadzono testy podczas lotu suborbitalnego

Transit 1B – 1960 – udane wyniesienie,  
pierwsze testy orbitalne i pierwszy restart silnika w kosmosie  
działał na orbicie tylko 4 miesiące



Transit 1B  
Yo-Yo spin/despin

## Pierwsze satelity Transit

Do 1968 roku zbudowano 36 satelitów związanych z systemem Transit!

Były one używane do pomiarów geodezyjnych (geoida), pomiarów promieniowania na orbicie, prób zasilania radioizotopowego, prób systemu kontroli orientacji etc. 8 z nich nie osiągnęło orbity, 2 zostały uszkodzone przez projekt Starfish.



Test broni jądrowej na wysokości 400 km widziany z odległości 1400 km (z Honolulu)

## US Navy Navigation Satellite System (NNSS)

Po pomyślnych próbach system ten został przejęty przez Departament Obrony USA i skutecznie wykorzystywany do wyznaczania pozycji łodzi podwodnych z dokładnością do 25m z czasem pomiaru nie przekraczającym 10 min.



W roku 1967 udostępniono go użytkownikom cywilnym. Po 33 latach pracy w roku 1997 system został wyłączony z eksploatacji.



## Transit - Oscar

Operacyjne satelity nazwano Oscar i oznaczano jako Transit-O-numerek.

Transit-O-1 - 1964

...

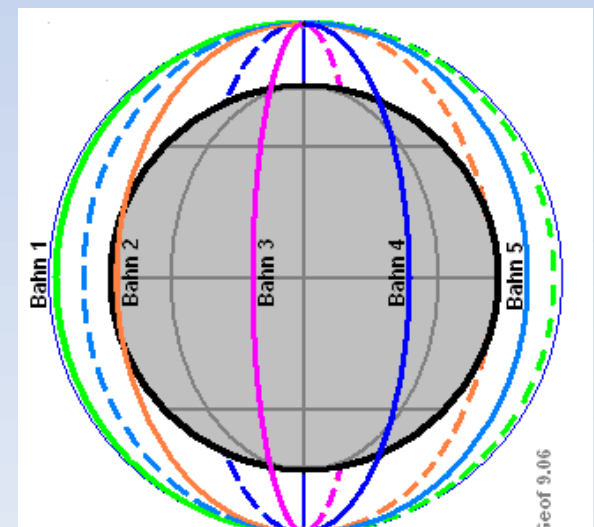
Transit-O-31 - 1988

Satelity były wyposażane w coraz dokładniejsze oscylatory. Pierwsze o stabilności  $10^{10}$ , ostatnie (NOVA) sięgające  $10^{15}$ .

Zdecydowano się na orbity biegunowe na wysokości 1100 km.

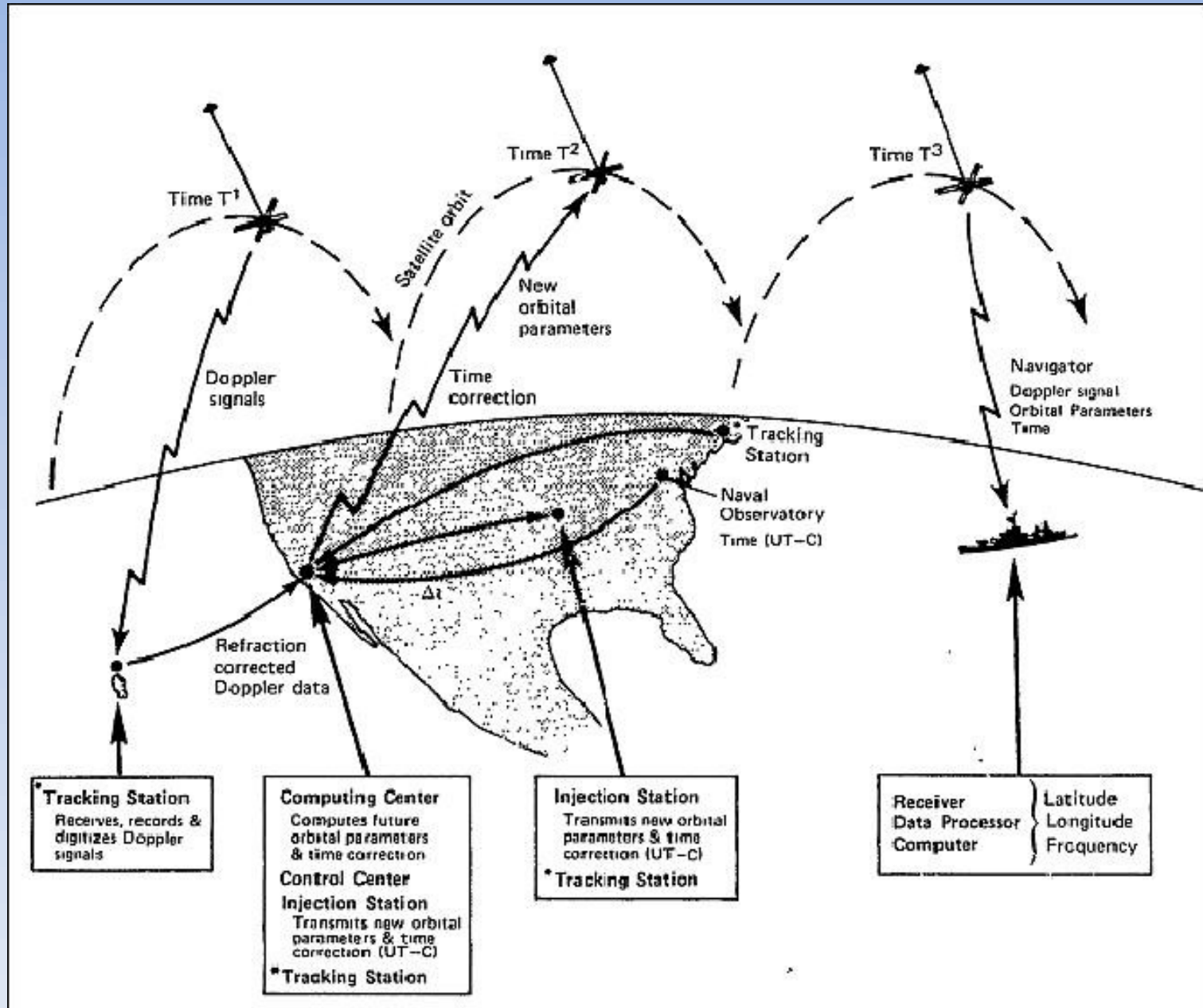
Horyzont praktyczny ( $5^\circ$ ) znajdował się w promieniu 3500 km od punktu podsatelitarnego (1 satelita pokrywał ok. 5.4 % pow Ziemi).

Satelity nadawały na częstotliwościach: 150 MHz i 400 MHz.





# System Transit



## Transit Improvement Program (TIP)

W 1969r rozpoczęto program ulepszania systemu Transit.

Triad-1 - 1972

Triad-2 - 1975

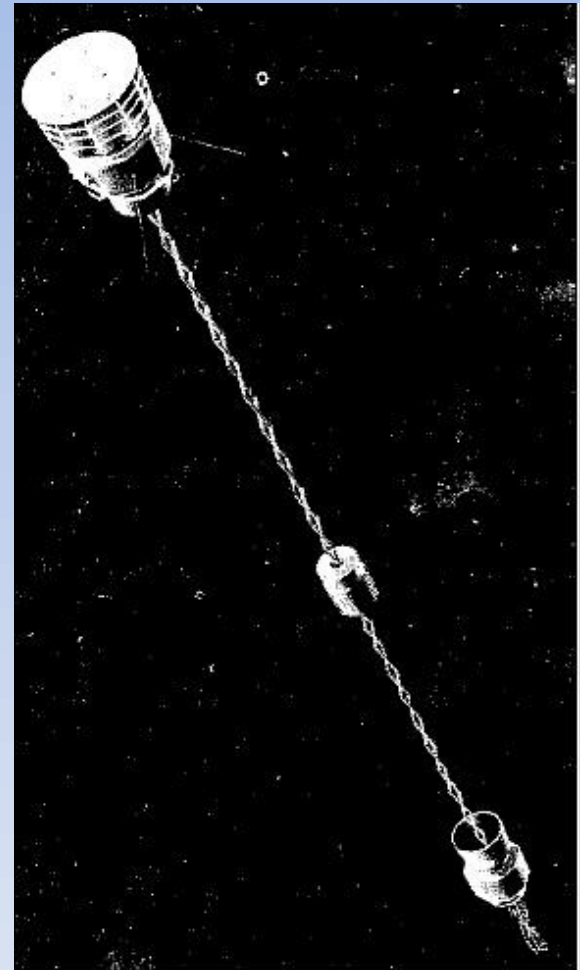
Triad-3 - 1976

Budowa trzyczęściowa:

1. satelita właściwy
2. DISCOS (Disturbance Compensating System)  
- silniki jonowe do kompensacji oporu atm.
3. zasilanie

Trzyczęściowy satelita miał kompensować opór atmosfery ziemskiej na tyle dokładnie by satelita mógł być użyteczny przez 5 dni bez aktualizacji orbity.

Zdublowano wiele systemów, wprowadzono lepsze anteny i wiele innych usprawnień.



## Transit Improvement Program (TIP)

Satelity serii NOVA.

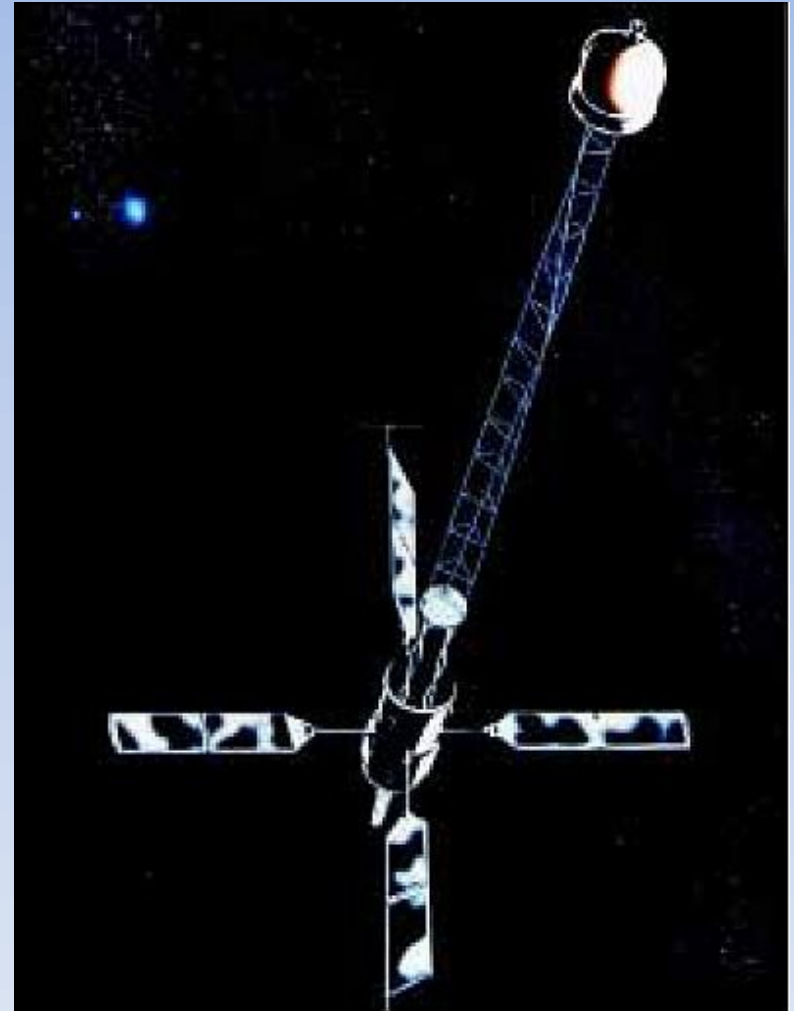
NOVA-1 - 1981

NOVA-2 - 1984

NOVA-3 - 1988

Orbita była stabilizowana  
na okres nawet 60 dni.

Czas życia (zapas paliwa  
do silników jonowych)  
to 8-9 lat.



## Użytkownik systemu Transit

Segment kosmiczny składał się z 5 satelitów.

Potrzebny był pomiar zmian częstotliwości odbieranych od 1 satelity przez minimum 2 min.

Pomiary były możliwe dla obiektów stacjonarnych lub powolnych, dobre dla statków, nie dla samolotów.

Pomiar był możliwy typowo raz na 35-100 min.

Pomiar był zwykle 2D, trzeba było znać swoją wysokość.

Potrzebna była też orbita satelity, którą kodowano w sygnałach radiowych.

Początkowo system czysto wojskowy, później udostępniony komercyjnie.

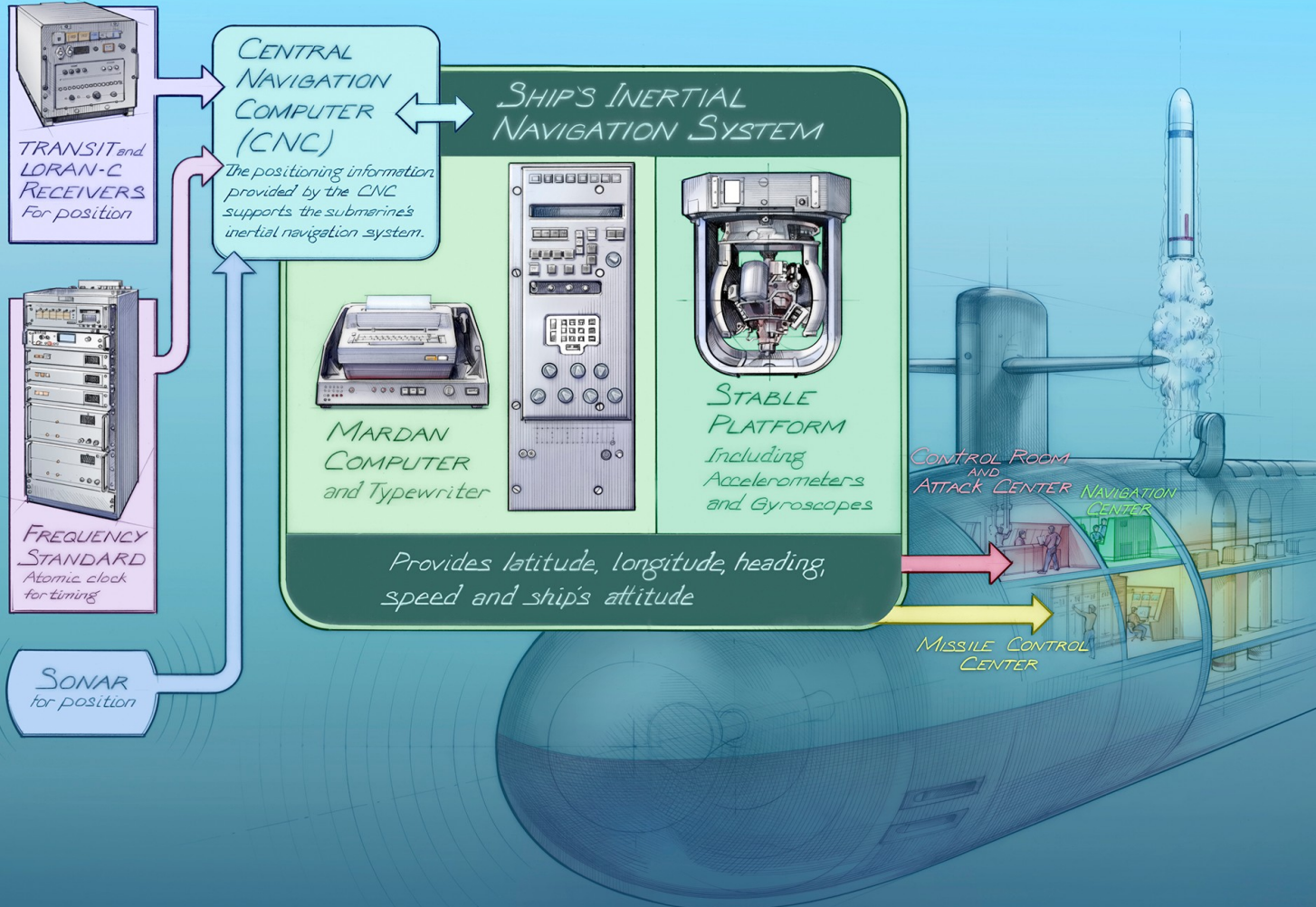
Pod koniec funkcjonowania cena odbiorników spadła do 1000 \$.

Dokładność: początkowo kilkaset m, potem 15-25 m.

Dla obiektów stacjonarnych, po uśrednieniu wielu pomiarów  $<1$  m (użyto go do pomiarów wysokości Mt Everest).

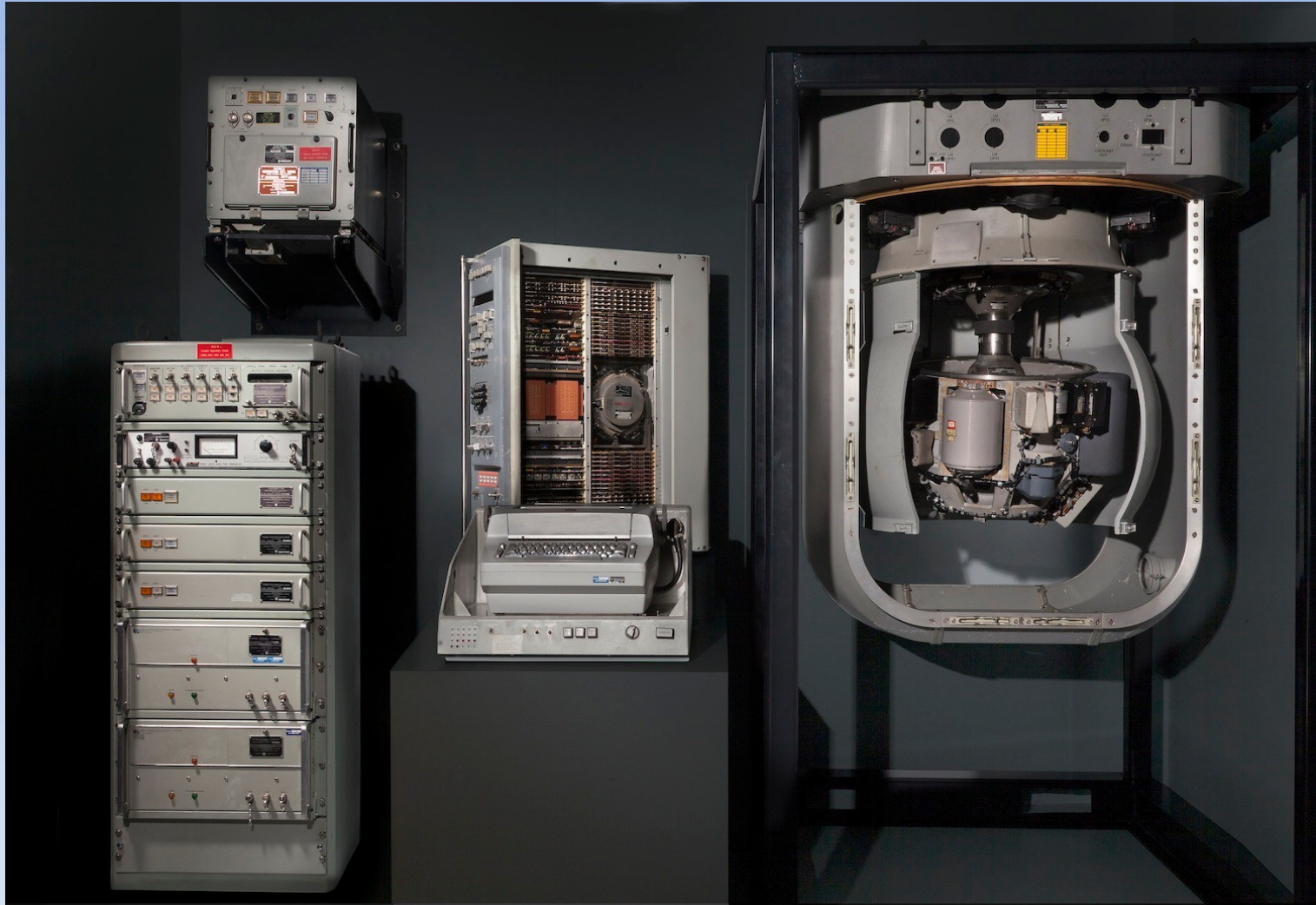
# Użytkownik systemu Transit

## How Did The U.S.S. ALABAMA Navigate?



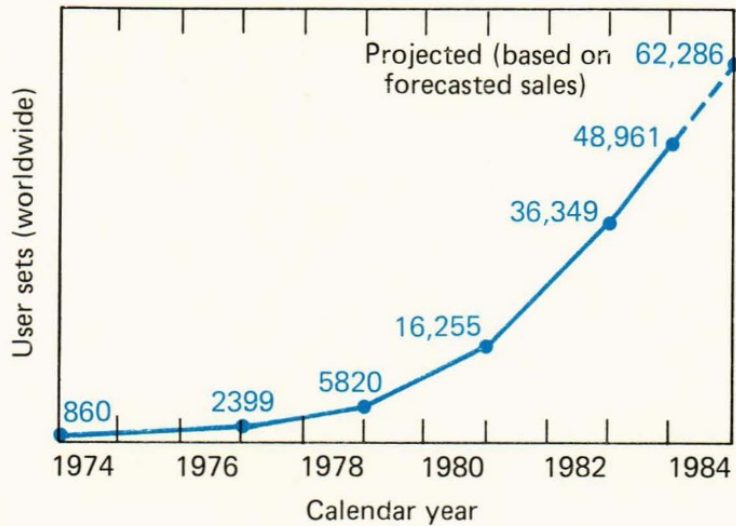


## Użytkownik systemu Transit



Części systemu nawigacji inercyjnej Ship's Inertial Navigation System (SINS) używanego na atomowych łodziach podwodnych takich jak USS Alabama.

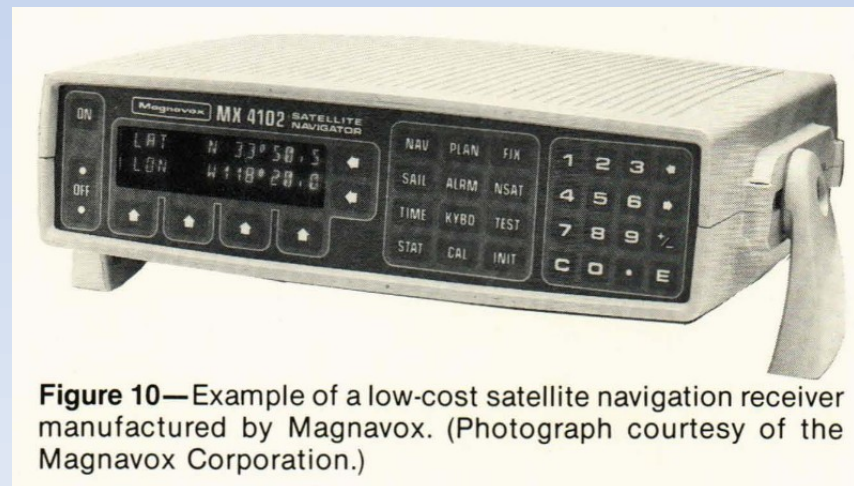
# Użytkownik systemu Transit



**Figure 9**—Results of a survey of user equipment manufacturers conducted in 1982. The manufacturers responding to the user equipment survey are listed in the text.



Georeceiver AN/PRR-14

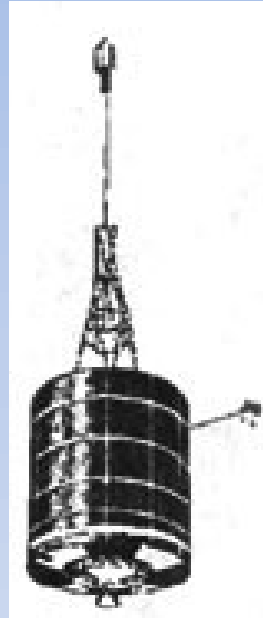


**Figure 10**—Example of a low-cost satellite navigation receiver manufactured by Magnavox. (Photograph courtesy of the Magnavox Corporation.)



# Cykada

W tym samym czasie co system Transit istniał w ZSRR system Cykada.



Posiadał dwa segmenty kosmiczne: wojskowy Cykada-M i cywilny.

## Efekt Dopplera



Christian Doppler  
(1803-1853)

Różnica między odbieraną przez obserwatora częstotliwością  $f_{obs}$  a emitowaną przez źródło częstotliwością  $f$  jest częstotliwością dopplerowską:

$$f_D = f_{obs} - f$$

Skrócenie długości fali gdy źródło się zbliża do nieruchomego obserwatora ze stałą prędkością  $v_z$ :

$$\Delta \lambda = \lambda_{obs} - \lambda = v_z T = \frac{v_z}{f}$$

T – okres drgań fali

$$f_{obs} = f \frac{v}{v - v_z}$$

$v$  – prędkość fali

## Efekt Dopplera

Skrócenie długości fali gdy źródło jest nieruchome a obserwator zbliża się ze stałą prędkością  $v_o$ :

$$f_{obs} = f \frac{v + v_o}{v}$$

Dla fal elektromagnetycznych nie ma różnicy między tymi dwoma przypadkami i częstotliwość odbierana określona jest zależnością:

$$f_{obs} = f \left( 1 + \frac{v_r}{c} \right)$$

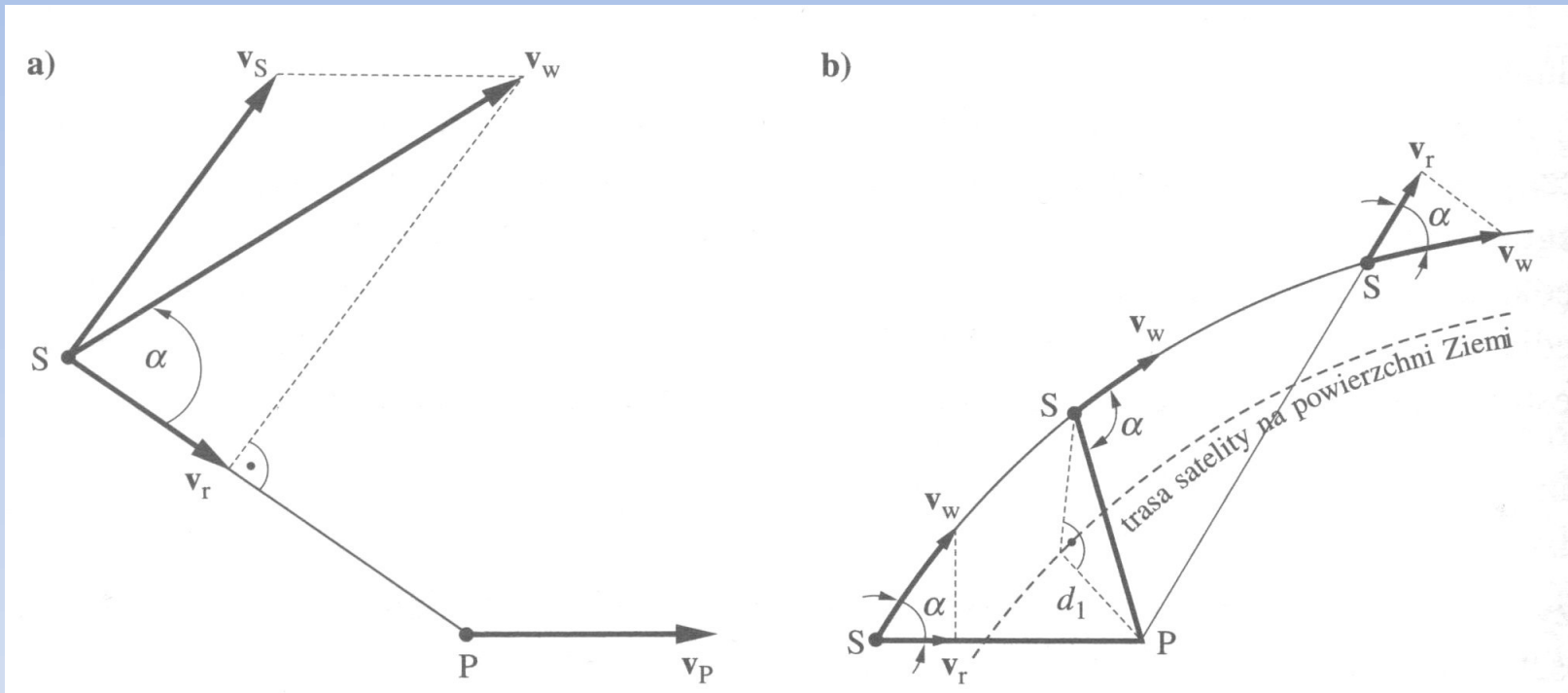
Częstotliwość dopplerowska wynosi więc:

$$f_D = f \frac{v_r}{c}$$

gdzie  $v_r$  to radialna prędkość względna

## Jak to działa?

Sytuacja się komplikuje, gdy źródło fali elektromagnetycznej zostanie zainstalowane na satelicie okrążającym Ziemię, a obserwator będzie znajdował się na płynącym statku.

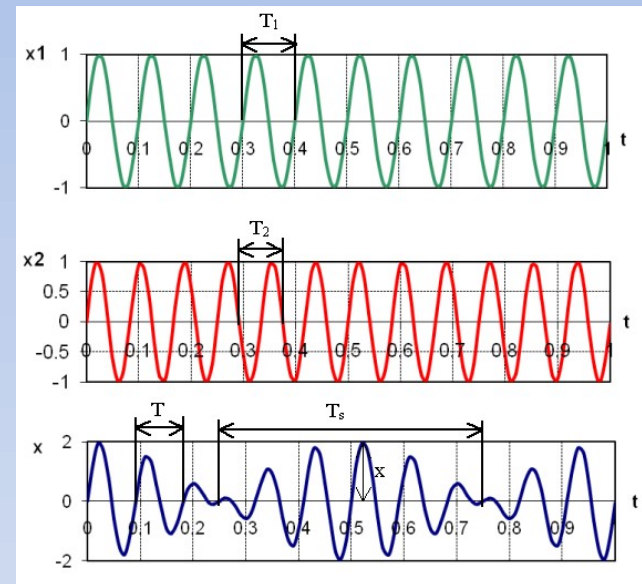
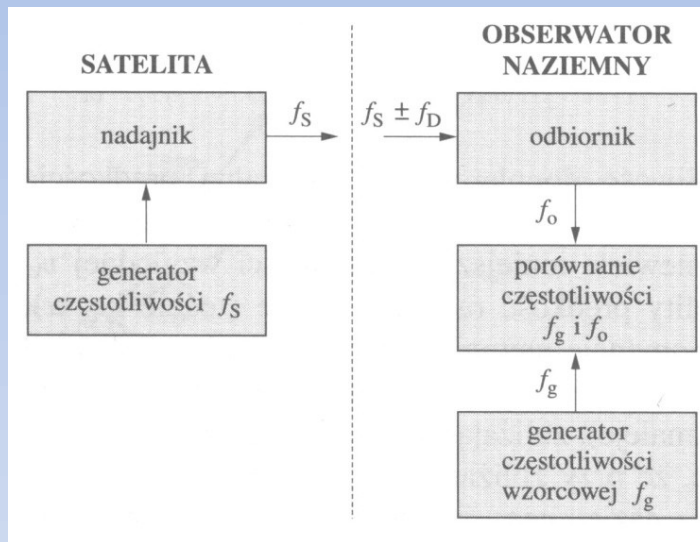


$$f_D = f_{obs} - f = f \frac{v_r}{c}$$

$v_r$  – prędkość radialna względem obserwatora

## Całkowanie pomiarów dopplerowskich

Częstotliwość odbieraną  $f_{obs}$  porównuje się z częstotliwością wzorcową  $f_g$  lokalnego generatora odbiornika obserwatora naziemnego. Ponieważ częstotliwości są bardzo bliskie sobie, występują dudnienia, przy czym częstotliwość tak powstałych dudnień jest równa różnicy  $f_{dud} = f_g - f_{obs}$ .



$$N_{12} = \int_{t_1 + \Delta t_1}^{t_2 + \Delta t_2} (f_g - f_{obs}) dt$$

$N_{12}$  – liczba obserwowanych cykli dudnienia w czasie od  $t_1 + \Delta t_1$  do  $t_2 + \Delta t_2$   
 $t_1$  – czas wysłania sygnału,  $t_1 + \Delta t_1$  – czas odebrania sygnału ( $=t_{obs1}$ )

## Całkowanie pomiarów dopplerowskich

Sygnały emitowane przez przelatującego satelitę zawierają znaczniki czasu. Znaczniki czasu emitowane przez satelitę w momentach czasu  $t_1$  i  $t_2$  docierają do odbiornika obserwatora naziemnego w momentach odpowiednio:

$$t_{obs1} = t_1 + \Delta t_1$$

$$t_{obs2} = t_2 + \Delta t_2$$

$$N_{12} = \int_{t_{obs1}}^{t_{obs2}} (f_g - f_{obs}) dt = \int_{t_{obs1}}^{t_{obs2}} (f_g - f(1 + v_r/c)) dt$$

$$N_{12} = (f_g - f)(t_{obs2} - t_{obs1}) - \frac{f}{c} \int_{t_{obs1}}^{t_{obs2}} v_r dt$$

$$\int_{t_{obs1}}^{t_{obs2}} v_r dt = \Delta R_{12} = c(\Delta t_2 - \Delta t_1)$$

$$N_{12} = (f_g - f)(t_{obs2} - t_{obs1}) - \frac{f}{c} \Delta R_{12}$$

## Całkowanie pomiarów dopplerowskich

$$N_{12} = (f_g - f)(t_{obs2} - t_{obs1}) - \frac{f}{c} \Delta R_{12}$$

$$\Delta R_{12} = \frac{c}{f} \left( (f_g - f)(t_{obs2} - t_{obs1}) - N_{12} \right)$$

Liczba cykli fali (w przedziale czasu  $t_{obs2} - t_{obs1}$ ) o częstotliwości  $f_{obs}$  jest równa liczbie cykli fali o częstotliwości  $f$  wysyłanej przez satelitę w czasie  $t_2 - t_1$ .

Można obliczyć różnicę odległości  $\Delta R_{12}$  dzielących pozycje obserwatora  $P$  od pozycji satelity w momentach  $t_1$  i  $t_2$ .



## Całkowanie pomiarów dopplerowskich

Opóźnienia sygnałów  $\Delta t_1$  i  $\Delta t_2$  odpowiadają czasom propagacji fali odpowiednio na trasach o odległości  $R_1$  i  $R_2$ .

$$\Delta R_{12} = R_2 - R_1 = c(\Delta t_2 - \Delta t_1) = \frac{c}{f} \left( (f_g - f)(t_2 + \Delta t_2 - t_1 - \Delta t_1) - N_{12} \right)$$

$$\Delta R_{12} = \sqrt{(x_2 - x_{P2})^2 + (y_2 - y_{P2})^2 + (z_2 - z_{P2})^2} - \sqrt{(x_1 - x_{P1})^2 + (y_1 - y_{P1})^2 + (z_1 - z_{P1})^2}$$

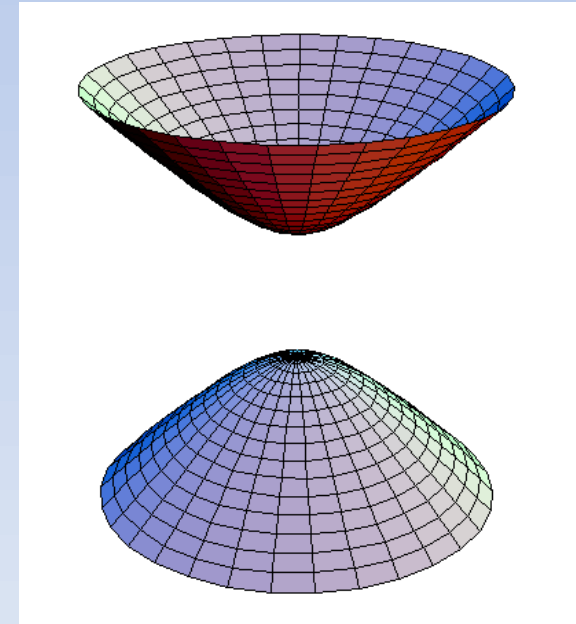
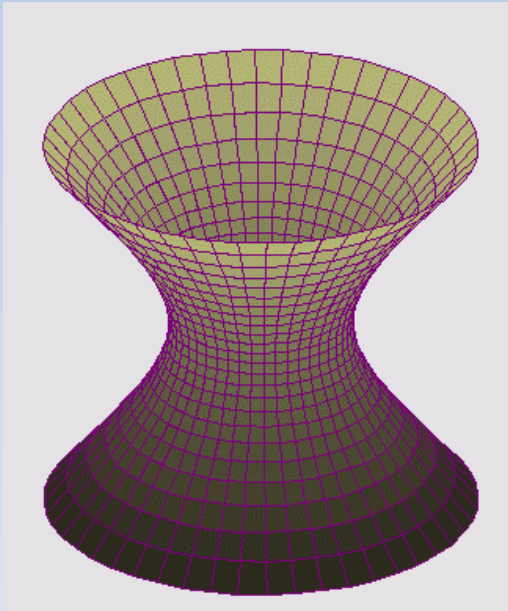
$(x_1, y_1, z_1)$   $(x_2, y_2, z_2)$  – współrzędne satelity na orbicie w momentach czasu  $t_1$  i  $t_2$

## Całkowanie pomiarów dopplerowskich

Przecałkowana zmiana częstotliwości na jednym odcinku czasu mówi o tym jak zmieniła się odległość w tym czasie.

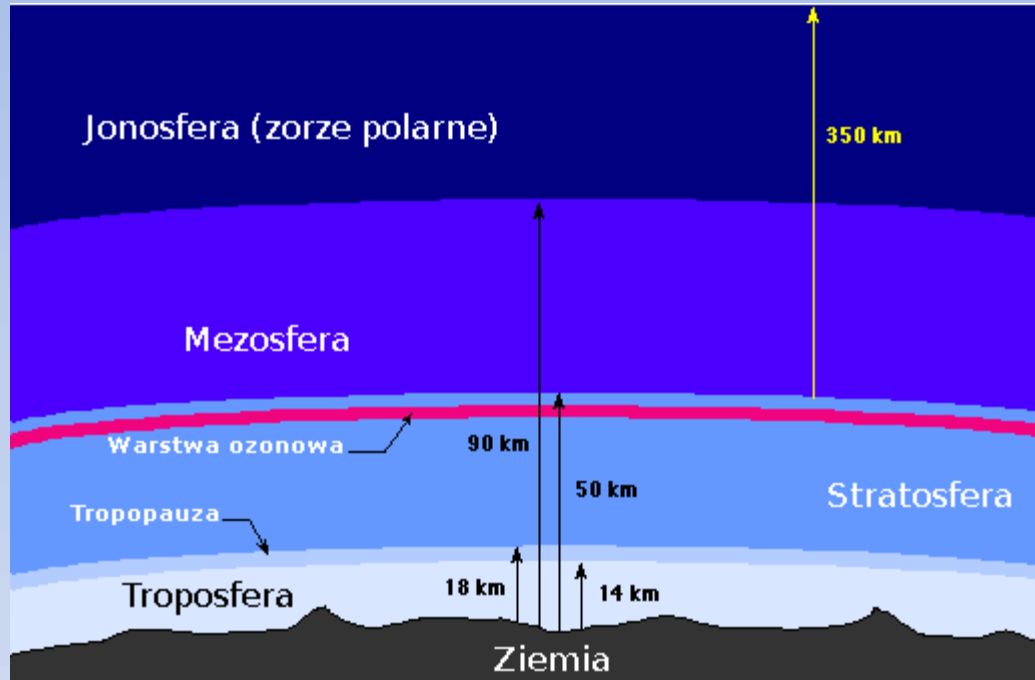
Z danych orbitalnych wiemy gdzie był satelita w tych momentach czasu.

Możemy więc znaleźć powierzchnię stałej różnicy odległości  $\Delta R$  i jej linie przecięcia z powierzchnią Ziemi.



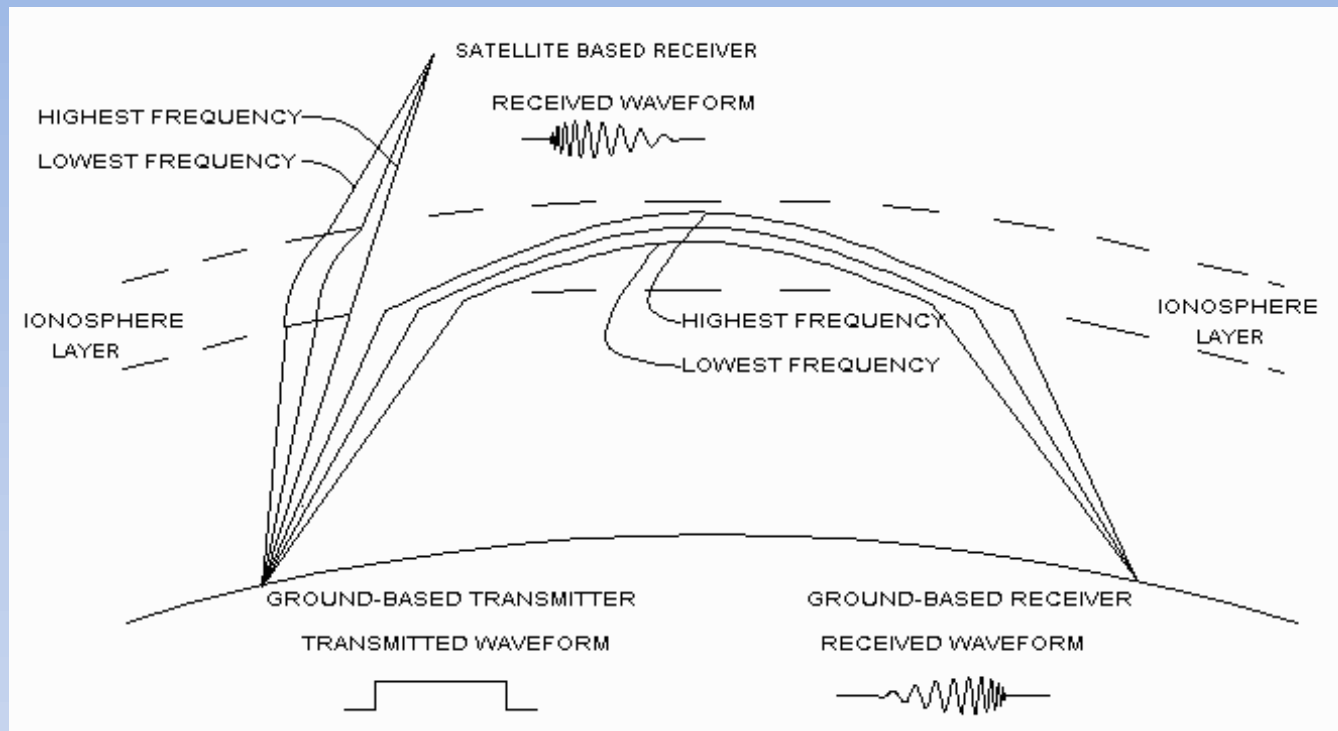
# Jonosfera

Jest to zjonizowana warstwa atmosfery występująca powyżej 70–90 km nad powierzchnią Ziemi (do wysokości ok. 1000 km).



Zawiera duże ilości plazmy powstającej na skutek jonizacji cząsteczek gazów obecnych w atmosferze pod wpływem promieniowania kosmicznego oraz ultrafioletowego promieniowania słonecznego. W jonosferze następuje załamywanie, odbijanie, pochłanianie i polaryzacja fal radiowych. Zaburzenia w jonosferze wywołują zakłócenia w łączności radiowej.

# Refrakcja jonosferyczna



Trasy propagacji fali dla dookólnego nadajnika na ziemi.

3-30 MHz – w tym zakresie jonosfera odbija fale radiowe nadane z Ziemi; im wyższa częstotliwość tym później dociera fala (pokonuje dłuższą drogę)

30-300 MHz – w tym zakresie jonosfera przepuszcza fale radiowe nadane z Ziemi w kosmos; im wyższa częstotliwość tym wcześniej dociera fala (pokonuje krótszą drogę, mniej się ugina)

## Refrakcja jonosferyczna

częstość kołowa:

$$\omega = 2\pi f = \frac{2\pi}{T}$$

liczba falowa:

$$k = \frac{2\pi}{\lambda}$$

prędkość fali e-m  
w próżni:

$$c = \frac{\lambda}{T} = \lambda f = \frac{\omega}{k}$$

współczynnik  
refrakcji:

$$n = \frac{c}{v_f}$$

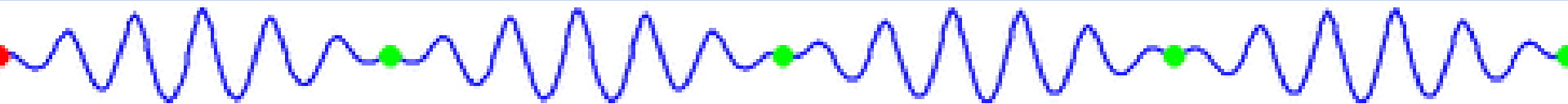
## Refrakcja jonosferyczna

Fala elektromagnetyczna przechodzi na swej drodze przez warstwy atmosfery o różnym od jedności współczynniku załamania światła  $n$  – przez jonosferę ( $n < 1$ ) i troposferę ( $n > 1$ ).

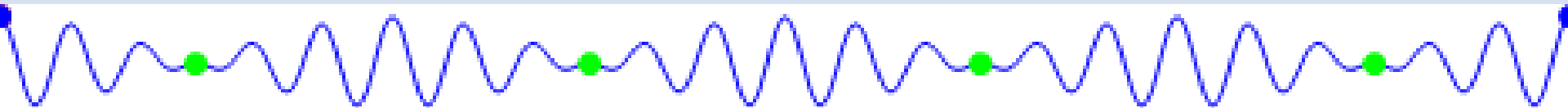
Określając radialną prędkość względem satelity w systemach opartych na zliczaniu dopplerowskim należy brać pod uwagę pochodną względem czasu długości drogi radiowej, jaką fala przebywa na swej drodze a nie pochodną czasu prostoliniowej odległości dzielącej satelitę od użytkownika.

**Jonosfera jest ośrodkiem dyspersyjnym:  $n=f(\lambda)$**

Ośrodek dyspersyjny (paczka falowa rozchodzi się inaczej niż sama fala):



Ośrodek niedyspersyjny (paczka falowa rozchodzi się tak samo jak fala):



## Refrakcja jonosferyczna

prędkość fazowa:

$$v_f = \frac{\omega}{k} = \frac{\lambda}{T}$$

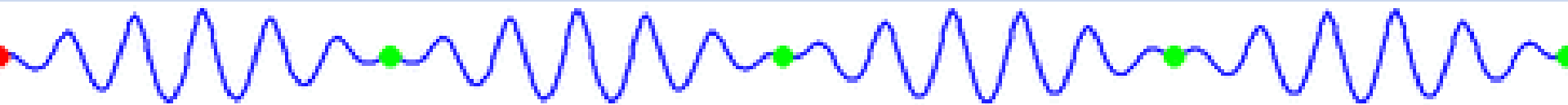
prędkość grupowa:

$$v_{gr} = \frac{d\omega}{dk}$$

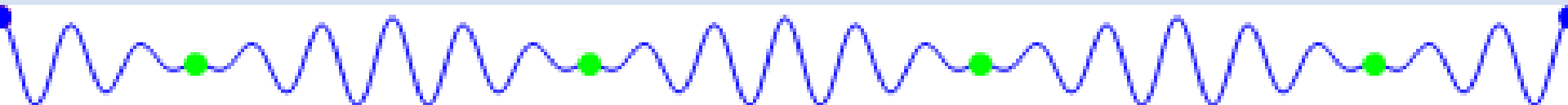
Prędkość grupowa to prędkość rozchodzenia się informacji i energii, prędkość fazowa to prędkość rozchodzenia się czoła fali.

W ośrodku niedispersyjnym obydwie prędkości są sobie równe, w ośrodku dyspersyjnym różnią się od siebie:

Ośrodek dyspersyjny ( $v_g \neq v_f$ ,  $v_g < v_f$ ):



Ośrodek niedispersyjny ( $v_g = v_f < c$ ):





## Refrakcja jonosferyczna

W próżni:

$$\omega = c k$$

W ośrodku niedispersyjnym długość fali jest proporcjonalna do częstotliwości:

$$\omega = v_g k = v_f k$$

W ośrodku dyspersyjnym jonosfery można przybliżyć (Davies, 1989):

$$\omega^2 = c^2 k^2 + \omega_p^2$$

gdzie: 
$$\omega_p = 2 \pi f_p = 2 \pi 8.98 \sqrt{N_e}$$

$N_e$  to gęstość elektronowa w  $e^-/m^3$ .

$\omega_p$  to częstość graniczna jonosfery. Gdy fala ma częstość mniejszą to się odbija, gdy ma większą to przechodzi.

Ponieważ  $N_e$  wynosi maksymalnie  $10^{12} e^-/m^3$  na wysokości 300-500 km to częstość graniczna wynosi ok  $f_p \sim 1$  MHz.

## Refrakcja jonosferyczna

Współczynnik refrakcji odnosi się do prędkości fazowej:  $n_f = \frac{c}{v_f}$

Dla jonosfery łatwo wyprowadzić:

$$n_f = 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{\omega}{\omega_p} \right)^2 = 1 - \frac{40.3}{f^2} N_e$$

Co oznacza, że  $n_f < 1$ , refrakcja ta działa odwrotnie niż np. światło w szkle oraz prędkość fazowa jest większa niż  $c$ !

Jest to tzw. fazowa refrakcja jonosferyczna, która określa kierunek rozchodzenia się fali, ale nas interesuje długość przebytej drogi i czas lotu informacji, które rozchodzą się z prędkością grupową fali.

## Refrakcja jonosferyczna

Współczynnik refrakcji grupowej odnosi się do prędkości grupowej:  $n_g = \frac{c}{v_g}$

Dla jonosfery wynosi on:

$$n_g = 1 + \frac{40.3}{f^2} N_e$$

Co oznacza, że prędkość grupowa jest mniejsza niż  $c$  a więc informacja rozchodzi się wolniej niż czoło fali.

Znając gęstość elektronów  $N_e$  w jonosferze można obliczyć całkowitą różnicę między drogą przebytą przez falę a linią prostą:

$$\Delta = \int_{\text{linia prosta}} (n - 1) dl = \frac{40.3}{f^2} \int N_e dl$$

## Refrakcja jonosferyczna

$$\Delta = \int_{\text{linia prosta}} (n-1) dl = \frac{40.3}{f^2} \int N_e dl$$

Całkę po  $N_e$  określa się jako STEC (Slant Total Electron Content)

$$STEC = \int N_e dl$$

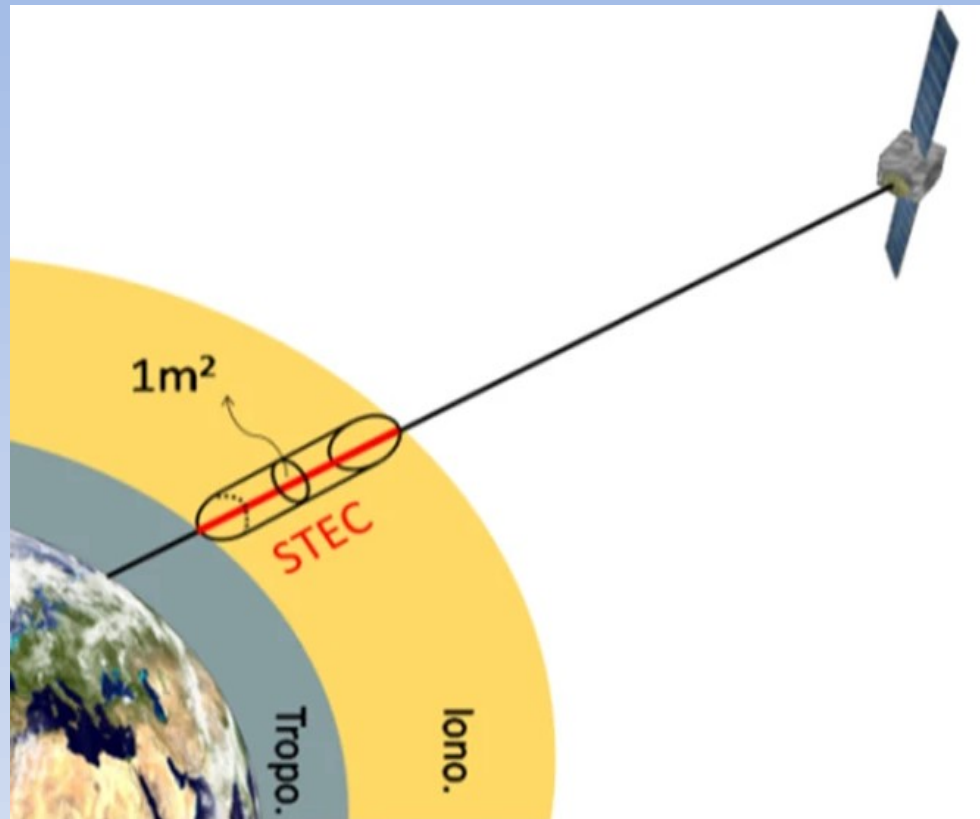
Dla ułatwienia wprowadzono jednostkę TECU (TEC unit)

$$1 \text{ TECU} = 10^{16} e^- / m^2$$

Przyjmując  $f=1.5$  GHz (GPS L1) dostajemy opóźnienie w metrach dla STEC podanego w jednostce TECU:

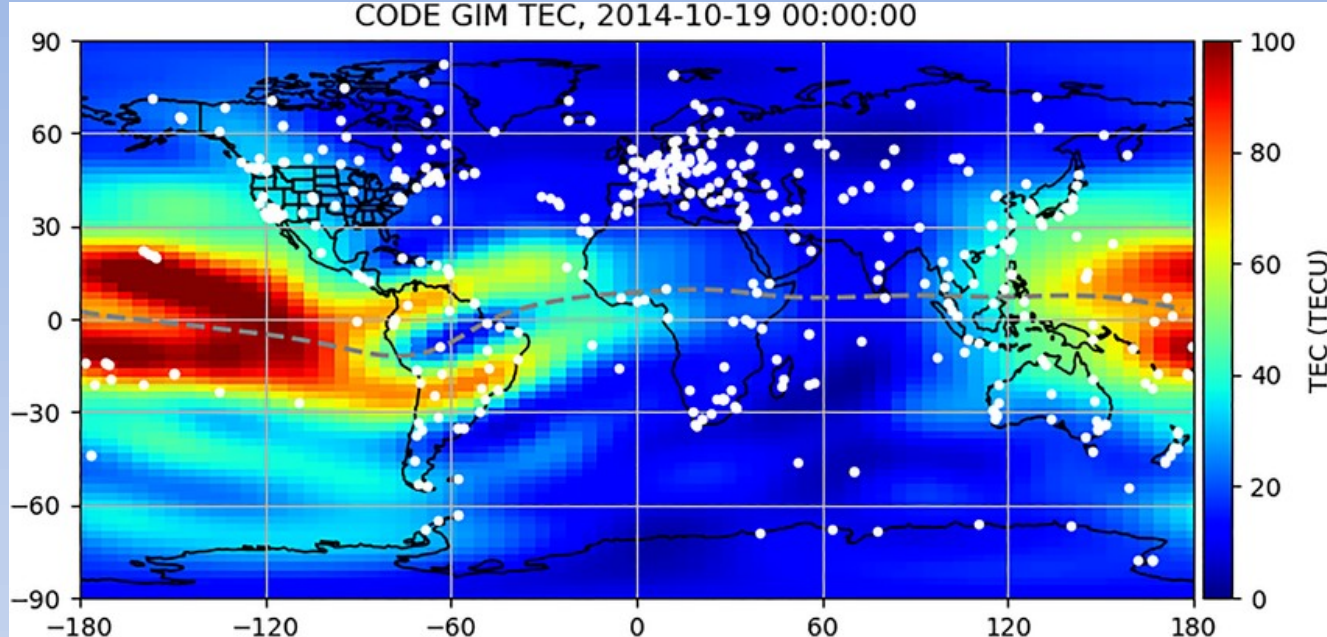
$$\Delta = 0.4 \text{ STEC} [m]$$

# STEC



Slant Total Electron Content

# TEC



Vertical TEC

Za dnia dominują procesy jonizacji i  $N_e$  zwykle rośnie,  
w nocy rekombinacja więc  $N_e$  zwykle maleje.

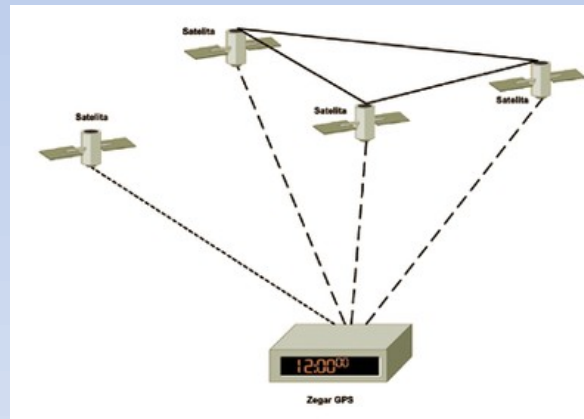
A więc opóźnienia jonosferyczne sięgają kilkudziesięciu m  
przy pomiarach odległości do satelity znajdującego się w zenicie.

## Nowe systemy – pomiar odległości

Nowe systemy satelitarne (GPS, GLONASS, GALLILEO) opierają się na pomiarze odległości dzielącej satelitę od użytkownika.

Jeżeli zakładamy że prędkość fali elektromagnetycznej jest stała i znana, to wyznaczenie odległości między satelitą a obserwatorem sprowadza się do pomiaru czasu przebiegu fali.

Pomiaru można dokonać przez porównanie czasu wysłania sygnału, który jest zapisany w sygnale docierającym z satelity z czasem uzyskiwanym przez wzorzec czasu odbiornika.



Ponieważ nie można zsynchronizować idealnie zegarów wszystkich nadajników i odbiorników, nie mierzona jest odległość geometryczna  $\rho$ , tylko pseudoodległość  $\rho'$ .

## Nowe systemy – pomiar odległości

Odległość  $\rho$  dzielącej satelitę od odbiornika użytkownika odpowiada przedział czasu  $\Delta t_\rho$  między momentem  $t_s$ , w którym sygnał został wyemitowany przez nadajnik satelity, a momentem  $t_u$ , w którym sygnał, przy braku jakiegokolwiek opóźnienia powinien zostać odebrany przez odbiornik.

Mierzona w odbiorniku pseudoodległość  $\rho'$  różni się od odległości  $\rho$  ponieważ :

sygnał dociera z opóźnieniem  $\Delta t_{su}$

istnieją odchyłki wzorca czasu na satelicie  $\Delta t_{ws}$

istnieją odchyłki wzorca czasu w odbiorniku  $\Delta t_{wu}$

odległość: 
$$\rho = c \Delta t_\rho = c (t_u - t_s)$$

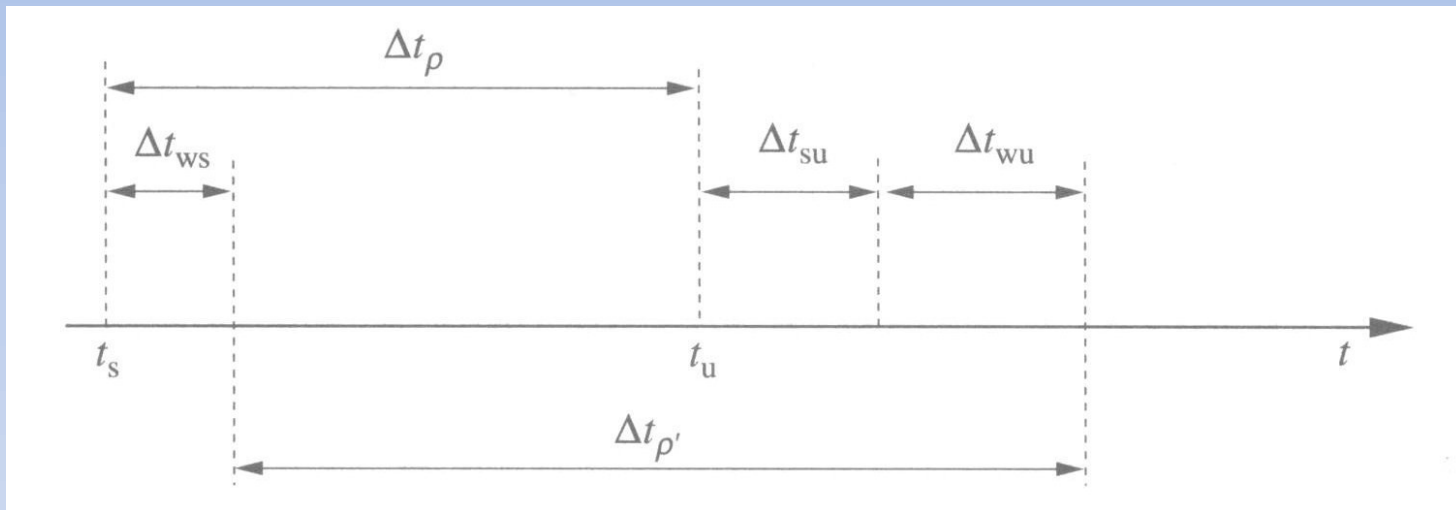
pseudoodległość: 
$$\rho' = c \Delta t_{\rho'} = \rho + c (\Delta t_{wu} - \Delta t_{ws} + \Delta t_{su})$$



## Nowe systemy – pomiar odległości

$$\rho = c \Delta t_p = c(t_u - t_s)$$

$$\rho' = c \Delta t_{p'} = \rho + c(\Delta t_{wu} - \Delta t_{ws} + \Delta t_{su})$$



W przypadku pomiaru pseudoodległości od kilku satelitów odchyłka wzorca czasu odbiornika  $\Delta t_{wu}$  jest wielkością nieznaną ale stałą (w danym momencie czasu) co do wartości i znaku. Jednoczesny pomiar czterech pseudoodległości zapewnia cztery równania z czterema niewiadomymi.

## Wpływ refrakcji jonosferycznej

Wydłużenie drogi radiowej w metrach na trasie satelita-naziemny użytkownik na skutek przejścia sygnału przez jonosferę dla różnych wysokości topocentrycznych satelity.

Częstotliwość sygnału	Składowa TEC, el/m <sup>2</sup>	
	10 <sup>16</sup>	10 <sup>18</sup>
1,2 GHz	0,28	28
1,6 GHz	0,16	15,8
10 GHz	0,004	0,4
150 MHz	17,9	1790
400 MHz	2,52	252

Częstotliwość sygnału GHz	Wysokość topocentryczna satelity $h_t$							
	5°	10°	15°	30°	45°	60°	75°	90°
1,6	62,9	58,1	52,1	36,6	27,2	21,6	18,1	15,8
1,2	111,9	103,4	92,7	65,1	48,4	38,5	32,2	28

## Wpływ refrakcji jonosferycznej

Jednoczesny pomiar na dwóch częstotliwościach  $f_1$  i  $f_2$  oznacza, że mamy następujące poprawki odległości ze względu na refrakcję jonosferyczną:

$$\Delta_1 = \frac{40.3}{f_1^2} STEC \qquad \Delta_2 = \frac{40.3}{f_2^2} STEC$$

Dla każdej częstotliwości fali poprawka jonosferyczna jest inna i nieznana. Generalnie nie znamy też gęstości elektronów STEC, ale drogi sygnałów są na tyle zbliżone do siebie, że możemy przyjąć dla obydwu identyczne wartości.

Dzięki temu, że sygnały na obydwu częstotliwościach są nadawane równocześnie możemy zmierzyć różnicę mierzonych pseudoodległości, czyli różnicę poprawek. A to nam daje możliwość wyliczenia STEC:

$$\Delta_1 - \Delta_2 = \left( \frac{40.3}{f_1^2} - \frac{40.3}{f_2^2} \right) STEC$$

## Wpływ refrakcji jonosferycznej

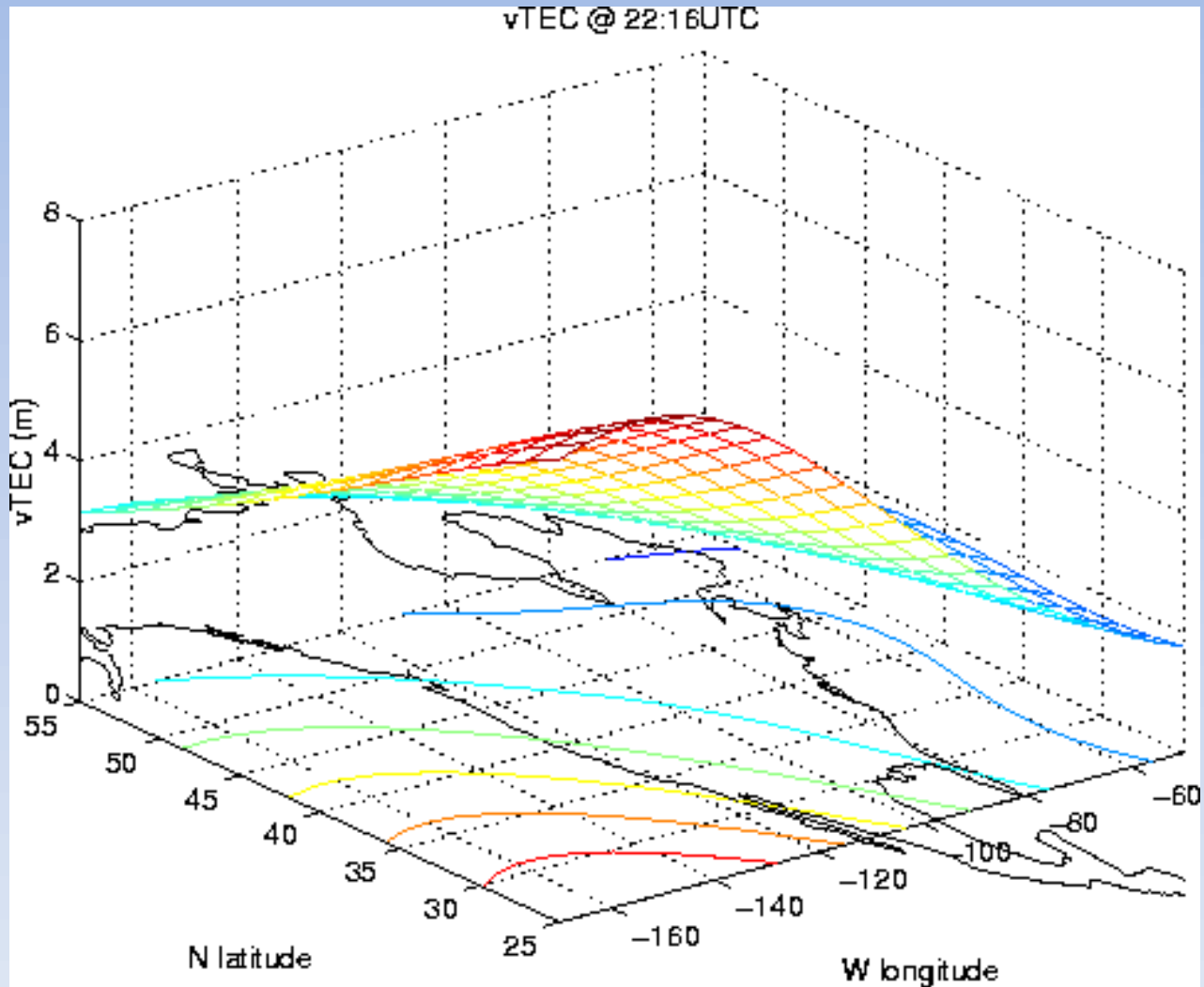
Metodę wyznaczania poprawek wykorzystuje się w systemie GPS oraz będzie się wykorzystywało w systemie GALILEO w odbiornikach wieloczęstotliwościowych.

$\varphi$	$h_t$	Lato		Zima	
		dzień	noc	dzień	noc
0°	0°	1 417	1 160	1 264	1 008
	90°	340	300	290	250
55°	0°	1 415	1 159	1 263	1 007
	90°	340	300	290	250
90°	0°	1 414	1 158	1 262	1 006
	45°	465	409	398	342

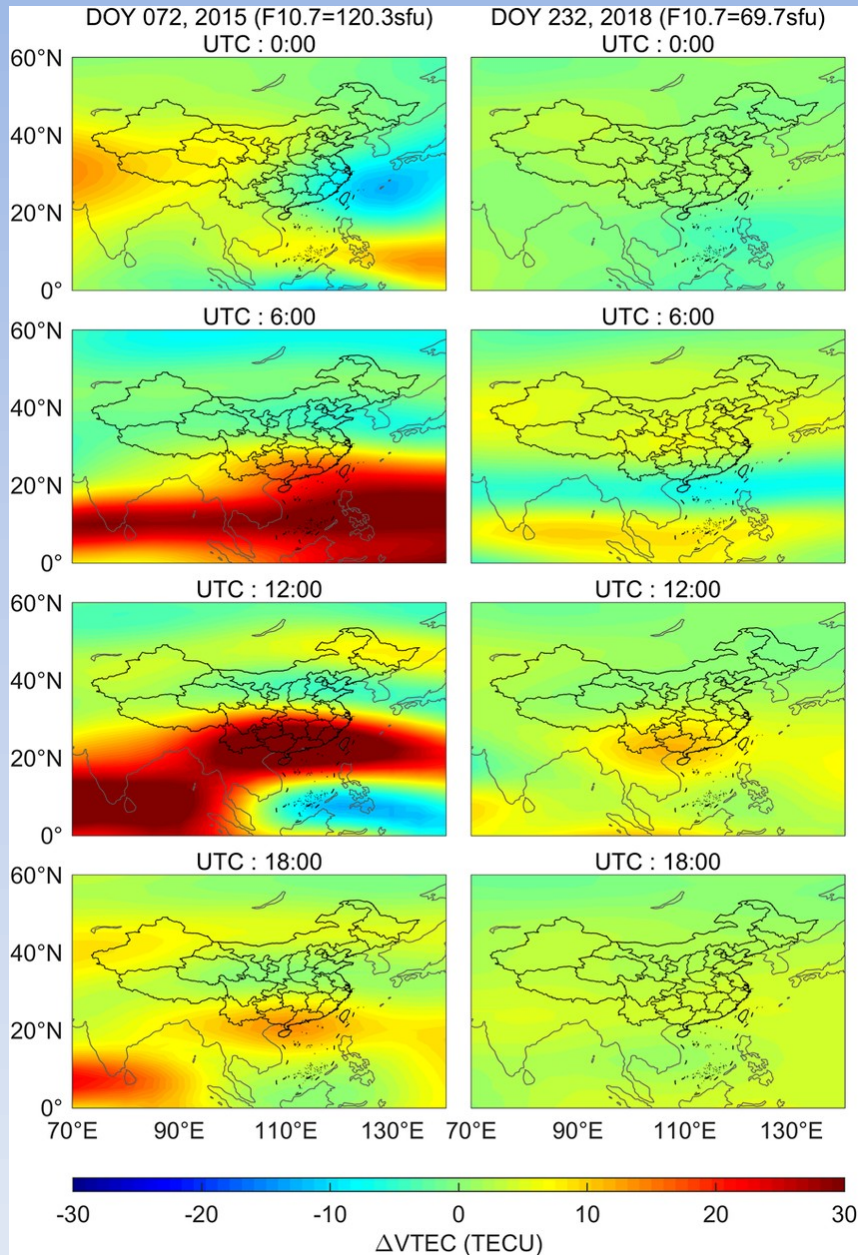
Długość drogi sygnału satelitarnego w jonosferze w kilometrach dla różnych szerokości geograficznych i różnych topocentrycznych wysokości nad horyzontem oraz pór doby i roku.

# Wpływ refrakcji jonosferycznej

Dynamika jonosfery.



# Wpływ refrakcji jonosferycznej



Dobowe zmiany VTEC (pionowy TEC) nad obszarem Chin w okolicy minimum i maksimum aktywności słonecznej.

F10.7 to emisja radiowa Słońca na falo 10.7cm.

DOY to Day Of Year

Zmiany na poziomie 40 TECU dają błędy odległości na poziomie 20m.



## Wpływ refrakcji jonosferycznej

Większość współczesnych odbiorników korzysta z jednej częstotliwości. To oznacza, że nie mogą one wyznaczyć poprawek jonosferycznych. Dlatego opracowano modele refrakcji, które w przybliżony sposób określają tę poprawkę.

Model **NeQuick** (Nava et al., 2008) jest używany w systemie Galileo

Algorytm:

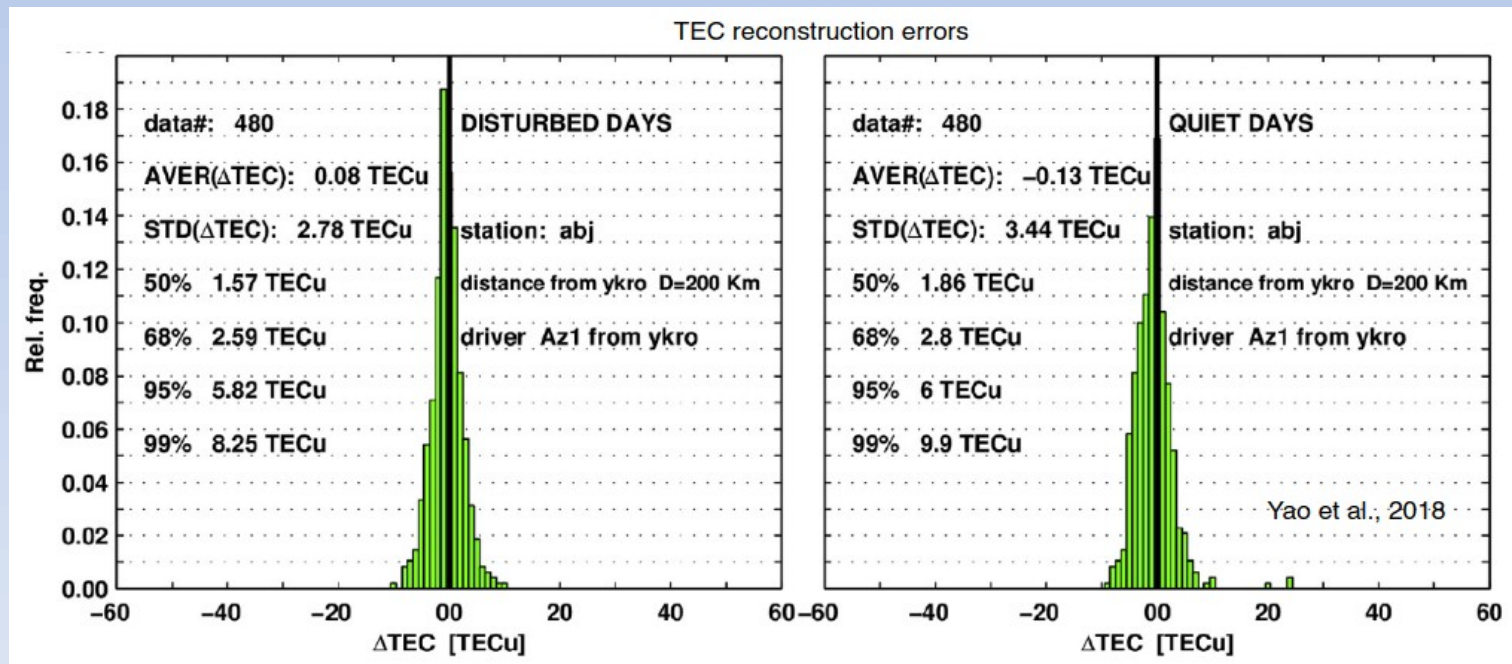
1. Zdobądź przybliżoną pozycję odbiornika na Ziemi.
2. Wyznacz MODIP (modified DIP latitude) czyli zmodyfikowane nachylenie magnetyczne

Nachylenie magnetyczne w danym punkcie powierzchni Ziemi jest kątem zawartym pomiędzy wektorem natężenia ziemskiego pola magnetycznego (swobodną igłą magnetyczną) w tym punkcie a horyzontem.



## Wpływ refrakcji jonosferycznej

3. Korzystając z trzech współczynników jonizacji podawanych przez satelity wylicz efektywny poziom jonizacji w wybranym punkcie (x,y,z).
4. Wyznacz STEC z modelu NeQuick i przecałkuj na całej trasie sygnału.
5. Użyj standardowego wzoru na poprawkę jonosferyczną.

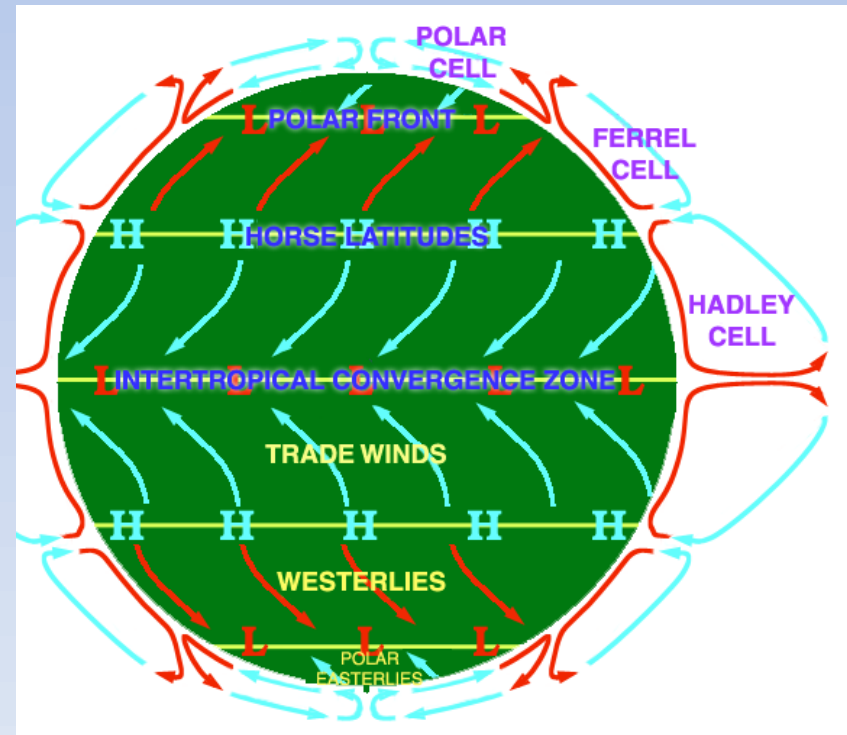
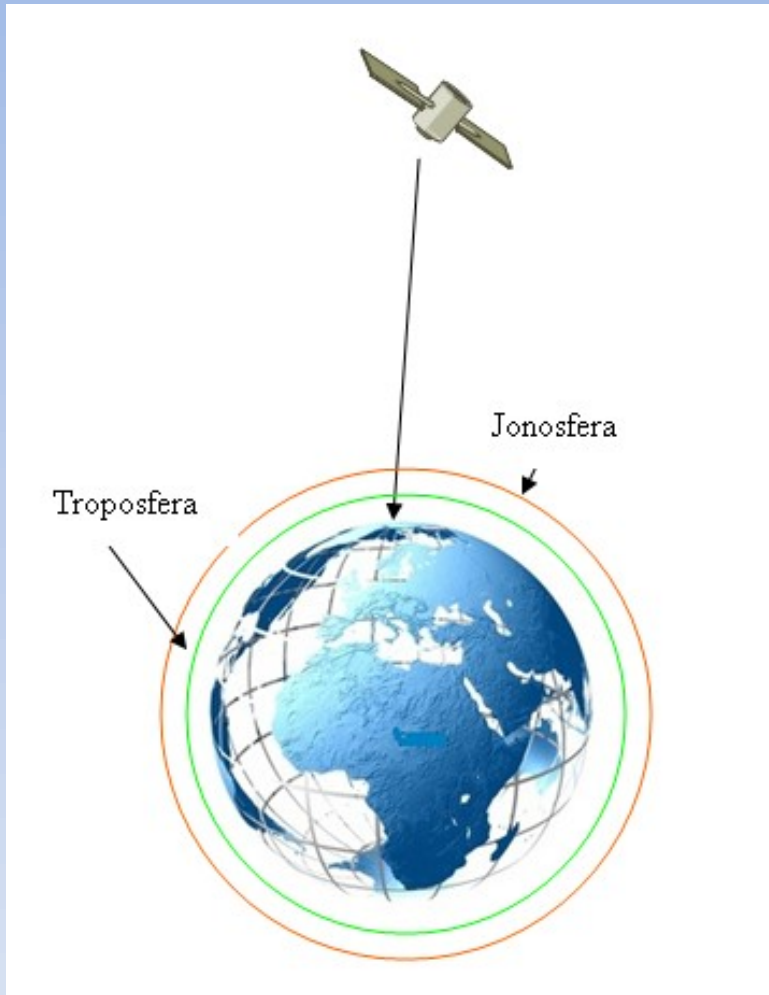


Błędy modelu NeQuick (Yao et al. 2018)

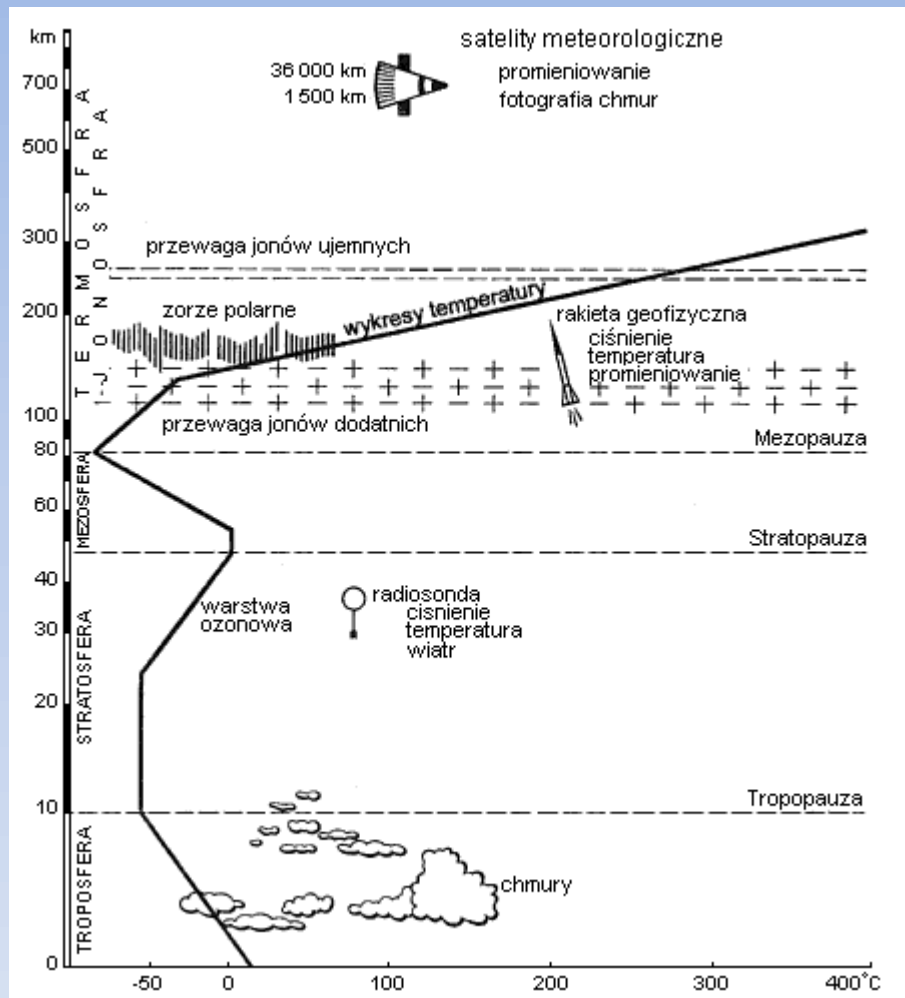
# Wpływ refrakcji troposferycznej

Troposfera jest najniższą warstwą atmosfery rozciągającą się od powierzchni Ziemi do wysokości

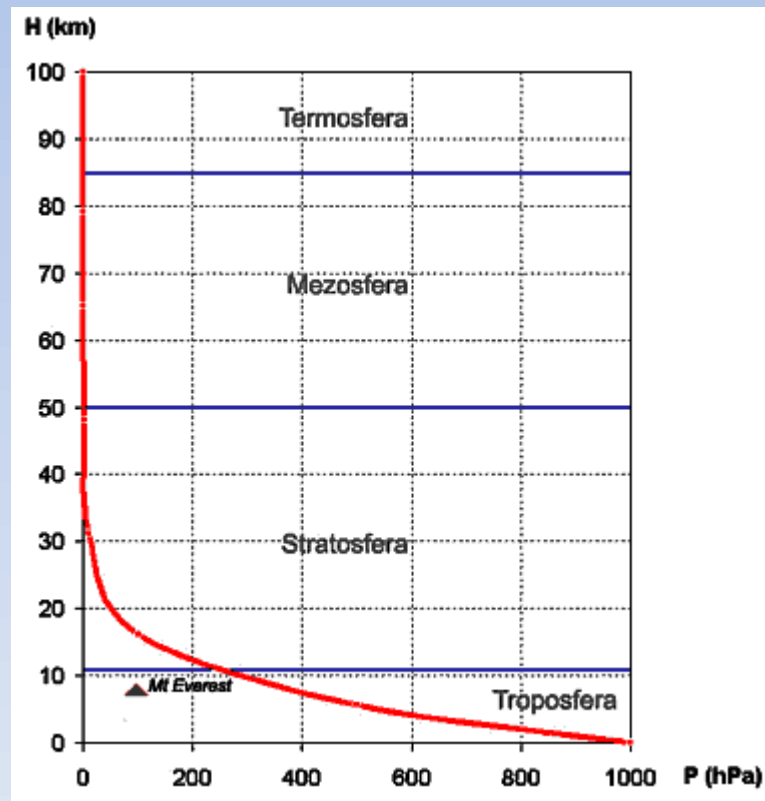
8 - 10 km nad obszarami podbiegunowymi ,  
10-12 km nad umiarkowanymi szerokościami ,  
16-17 km nad równikiem.



# Wpływ refrakcji troposferycznej



Dla częstotliwości mniejszych od 15 GHz, troposfera jest ośrodkiem niedispersyjnym. Fala radiowa ulega tylko załamaniu, nie działa metoda dwóch fal.



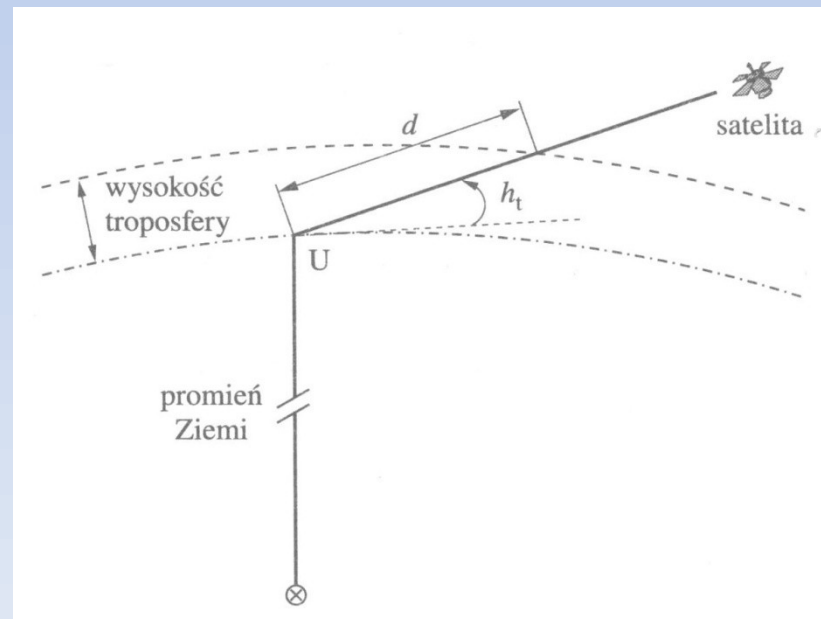
## Wpływ refrakcji troposferycznej

Współczynnik załamania w troposferze  $n_t > 1$  czyli fala załamuje się w kierunku normalnej wchodząc w atmosferę.

Ponieważ w troposferze współczynnik ten jest o kilka dziesięciotysięcznych większy od jedności, wprowadzono pojęcie **wskaźnika refrakcji**:

$$N_t = (n_t - 1) 10^6$$

Wskaźnik  $N_t$  (i  $n_t$  też) zależy od temperatury troposfery, ciśnienia w niej panującego oraz zawartości pary wodnej.



## Wpływ refrakcji troposferycznej

Wskaźnik refrakcji troposferycznej dzieli się na mokry i suchy:

$$N_t = N_d + N_w$$

Suchy zmienia się powoli (poniżej 1% na godzinę) i jest niemal stały wszędzie na Ziemi. Daje poprawkę ok 2.3m w zenicie i 10m dla  $h_t=10^\circ$ .

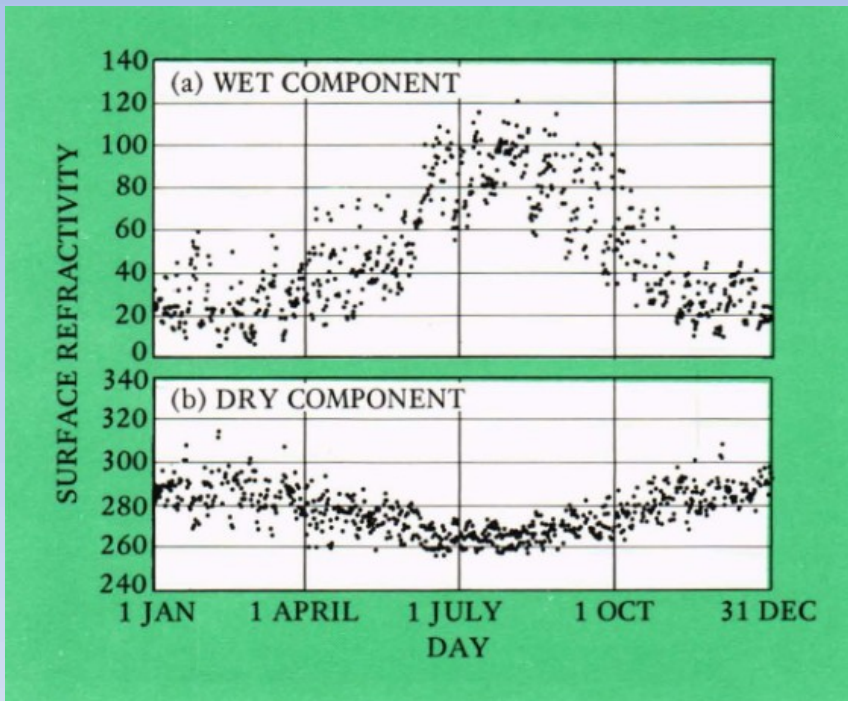
$$N_d = 77.6 \frac{P}{T} \left[ \frac{\text{milibary}}{K} \right]$$

Mokry zmienia się szybko i jest trudny do modelowania. Daje poprawkę rzędu 10-30 cm.

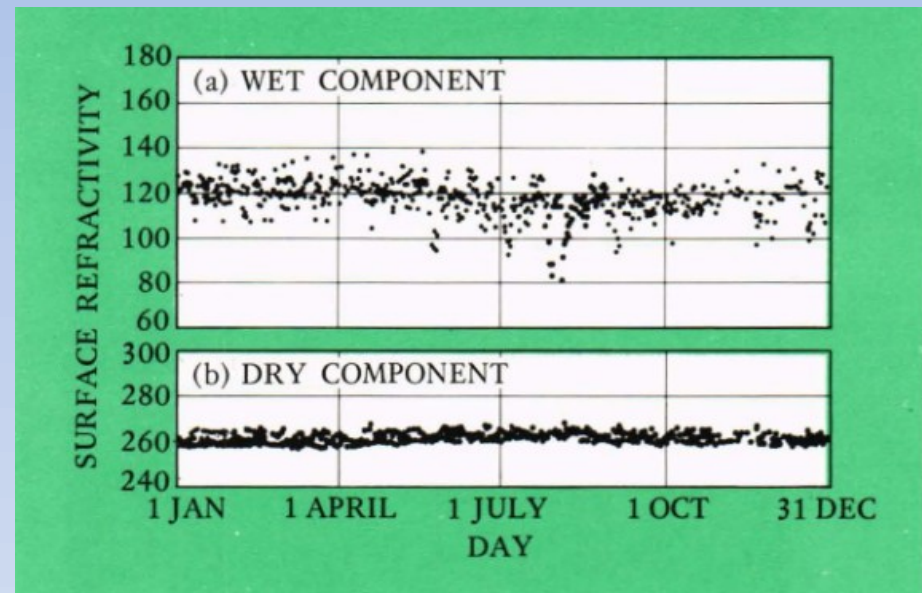
$$N_w = 3.73 \cdot 10^5 \frac{e}{T^2} \left[ \frac{\text{milibary}}{K} \right]$$

## Wpływ refrakcji troposferycznej

Suchy wskaźnik refrakcji zmienia się mniej niż mokry przy powierzchni Ziemi. Mokry zanika na wysokości 6 km.



Waszyngton w roku 1967

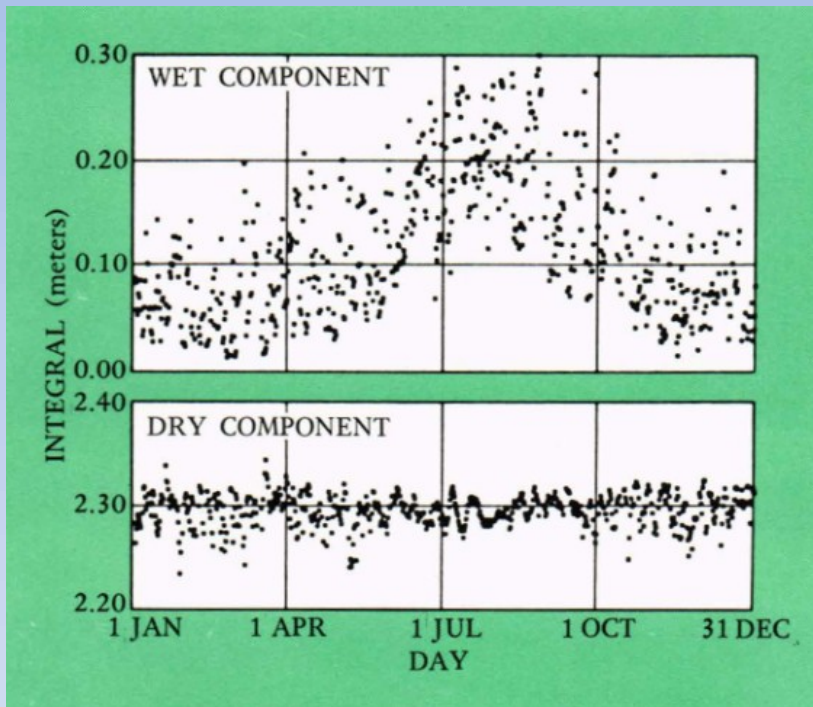


Pago Pago w Samoa w roku 1967

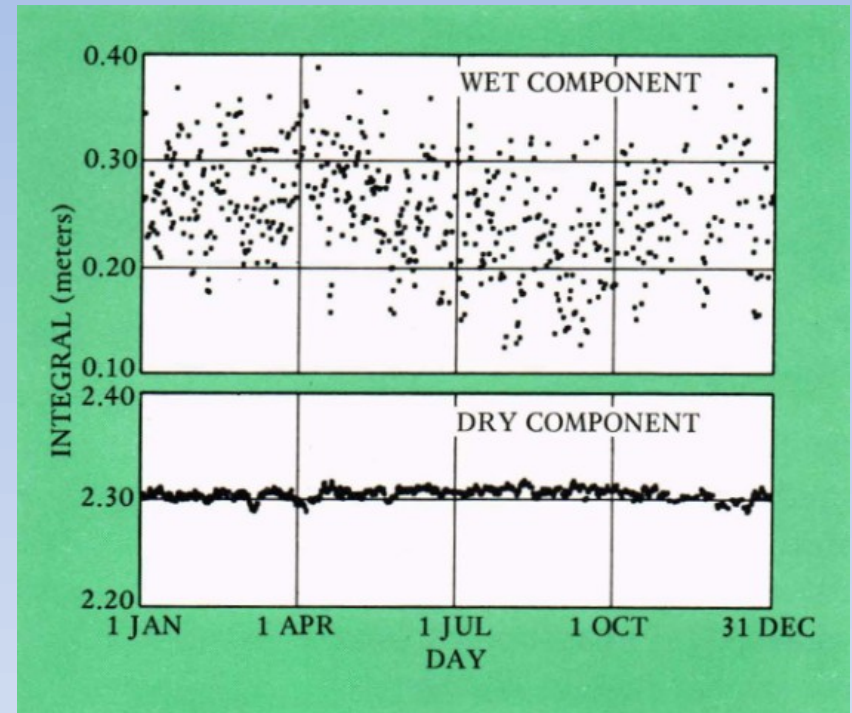


## Wpływ refrakcji troposferycznej

Całka współczynnika refrakcji daje błąd w odległości.



Pionowy błąd w odległości,  
Waszyngton w roku 1967.

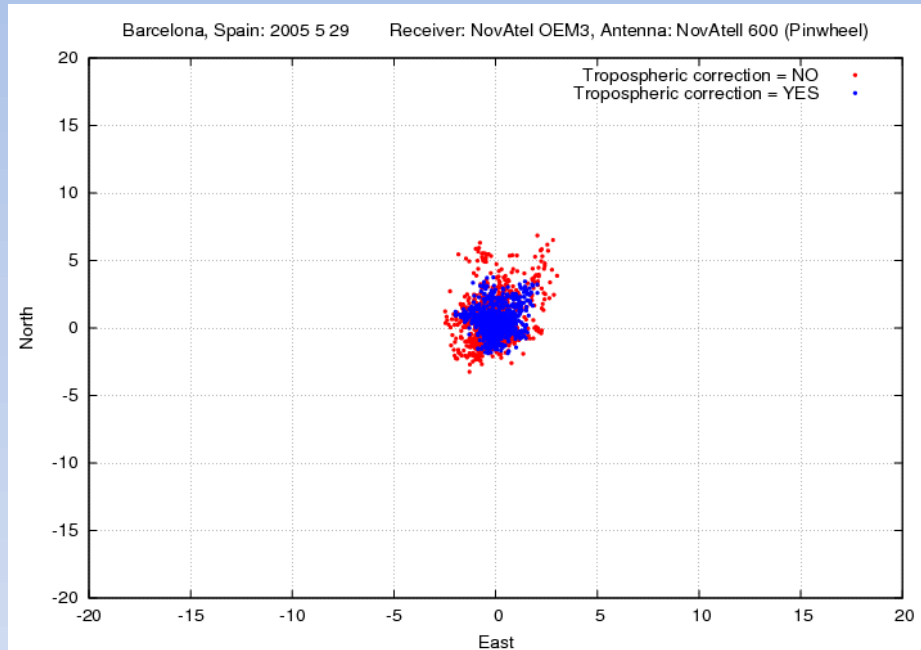


Pionowy błąd w odległości,  
Pago Pago w Samoa w roku 1967

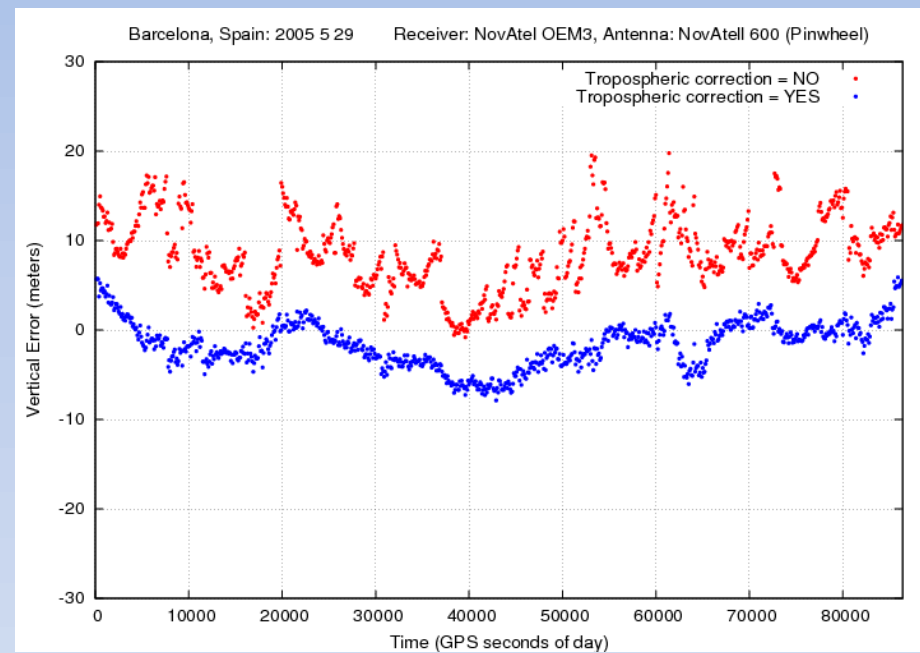


# Wpływ refrakcji troposferycznej

Przykładowe rozrzut pomiarów z i bez uwzględnienia refrakcji troposferycznej.



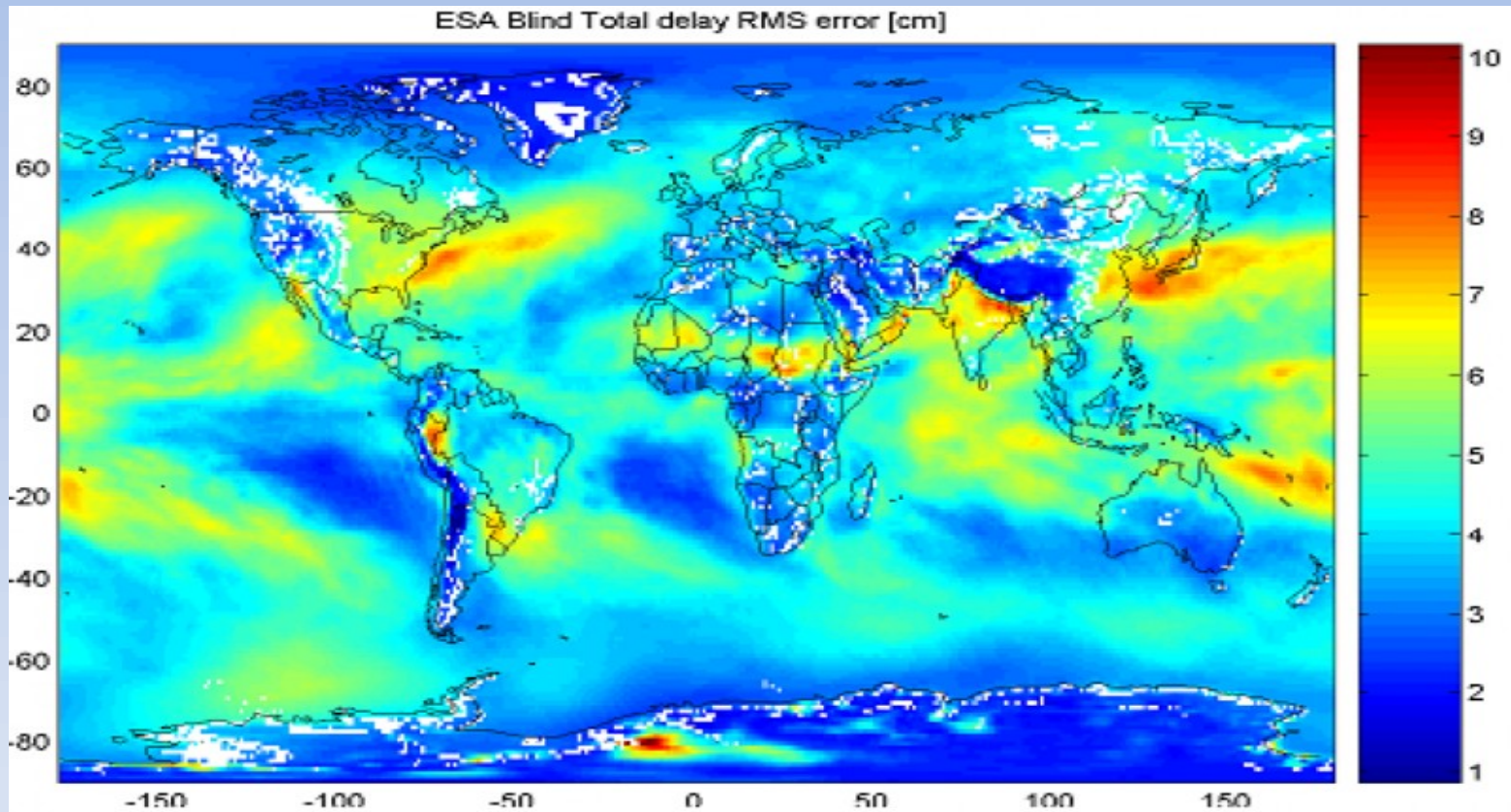
Rozrzut horyzontalny w metrach.



Rozrzut wertykalny w metrach.

## Wpływ refrakcji troposferycznej

Model refrakcji troposferycznej używany w systemie Galileo zakłada z góry przyjęte, uśrednione roczne i dobowe zmiany temperatury, ciśnienia, zawartości pary wodnej. Dodatkowo uwzględnia wysokość odbiornika n.p.m.



RMS błędu wyznaczenia poprawki topocentrycznej dla odległości w modelu stosowanym w systemie Galileo.