



CIRM
AM SZCZECIN



Globalny Nawigacyjny System Satelitarny GPS

dr inż. Paweł Zalewski



Wprowadzenie

GPS jest nawigacyjnym systemem satelitarnym zaprojektowanym w celu dostarczenia bieżącej informacji o pozycji, prędkości i czasie praktycznie na całej kuli ziemskiej, o każdej porze i w dowolnych warunkach pogodowych.

Pełna nazwa systemu to **NAVSTAR GPS** od słów: **NAV**igation **S**atellite **T**iming **A**nd **R**anging **G**lobal **P**ositioning **S**ystem (nawigacyjny satelitarny czasowo-odległościowy globalny system pozycyjny).



Logo programu Navstar-GPS



Wprowadzenie

Projekt systemu GPS powstał w 1973 r. na podstawie doświadczeń zdobytych podczas użytkowania pierwszego amerykańskiego satelitarne systemu pozycyjnego **TRANSIT**. Do początku lat osiemdziesiątych system pozostawał całkowicie pod kontrolą wojskową. Potem został udostępniony użytkownikom cywilnym.

Nadzór nad programem GPS i sprawną pracą systemu prowadzi **US Department of Defense (DoD – Departament Obrony Stanów Zjednoczonych)**. Zarządzają systemem amerykańskie siły powietrzne według zaleceń Komitetu Pozycyjno-Nawigacyjnego DoD.



Wprowadzenie

Komitet Pozycyjno-Nawigacyjny DoD współdziała z analogicznym komitetem w Departamencie Transportu (DoT), który pełni rolę reprezentanta interesów cywilnych użytkowników w sprawach GPS.

Wstępna zdolność operacyjna systemu została zadeklarowana 8 grudnia 1993 r. kiedy 24 pracujące satelity bloków I, II, i IIA znalazły się na orbicie.

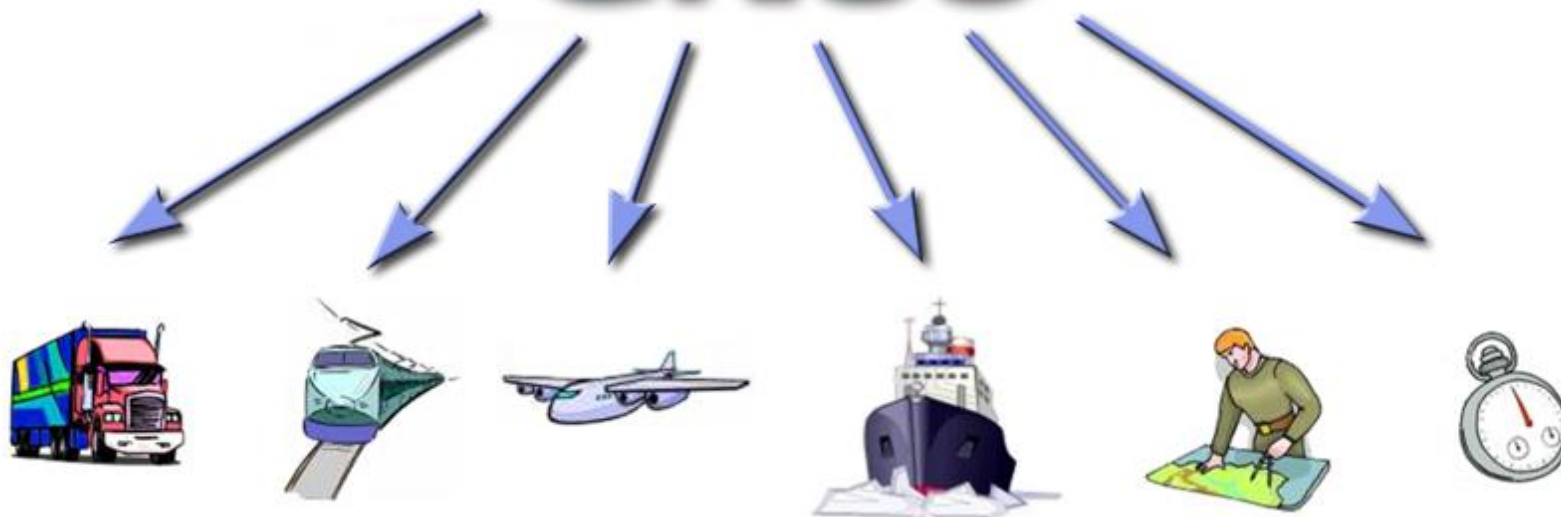
Pełna zdolność operacyjna została zadeklarowana po zakończeniu testów w dniu 17 lipca 1995.



Wprowadzenie

Obecnie system GPS znajduje zastosowanie w: nawigacji morskiej, nawigacji lotniczej, nawigacji osobistej (jachty, samochody itp.), badaniach geodezyjnych, hydrograficznych, sejsmicznych, monitorowaniu floty (statków, samochodów lub samolotów), mechanicznych systemach kontroli (np. sterowaniu), budownictwie lądowym i morskim, rolnictwie, geofizyce... Lista zastosowań jest prawie nieskończona.

GNSS





Wprowadzenie

GPS może zapewnić dokładność pozycji w granicach od kilkudziesięciu do kilku metrów (w 95% czasu).

W wersjach różnicowych możliwe jest uzyskanie dokładności subcentymetrowych.

Wyższa dokładność wymaga większej infrastruktury po stronie użytkownika, a tym samym ekonomiczny koszt pozycji rośnie wraz z dokładnością.



Bądź mobilny!

Nie pozwól sobie na błędzenie!

Start

Produkty

Do pobrania

Pomoc techniczna

Sprzedaż

Kontakt

Rejestracja

Praca

Co to jest AutoMapa

Najważniejsze zalety

Przykładowe ekrany

Zestawienie cech

• AutoMapa Polska XL

- Zawartość

- Miejscowości

• AutoMapa Europe

- Zawartość

Wymagania sprzętowe

Rozwiązania dla biznesu

Wymagania dla wersji PocketPC

Platforma:

Urządzenie zgodne z jedną z poniższych specyfikacji:

PocketPC 2003, PocketPC 2003 SE, Windows CE 4.2, Windows Mobile 5/6, Windows CE .NET 5.0, Windows XP, Windows Vista

Opcjonalnie :

Dowolny odbiorniki GPS pracujący w standardzie NMEA0183, komunikujący się z urządzeniem z wykorzystaniem portu COM.

Przykłady sprzętu zgodnego (przetestowane):

Poniżej podajemy listę modeli, które zostały sprawdzone i poprawnie działają z AutoMapa. Ilustracja pokazuje tylko przykładowe modele.



Acer N35, N50, N300, N310, N311

Altina A660, A800

Asus MyPal: A730, A730W, A632, A636, A636N, A639, A686, A696, P320, P535, P526, P527, P750

Aristo Voyager X500, X800

Clarion Map 770, 780

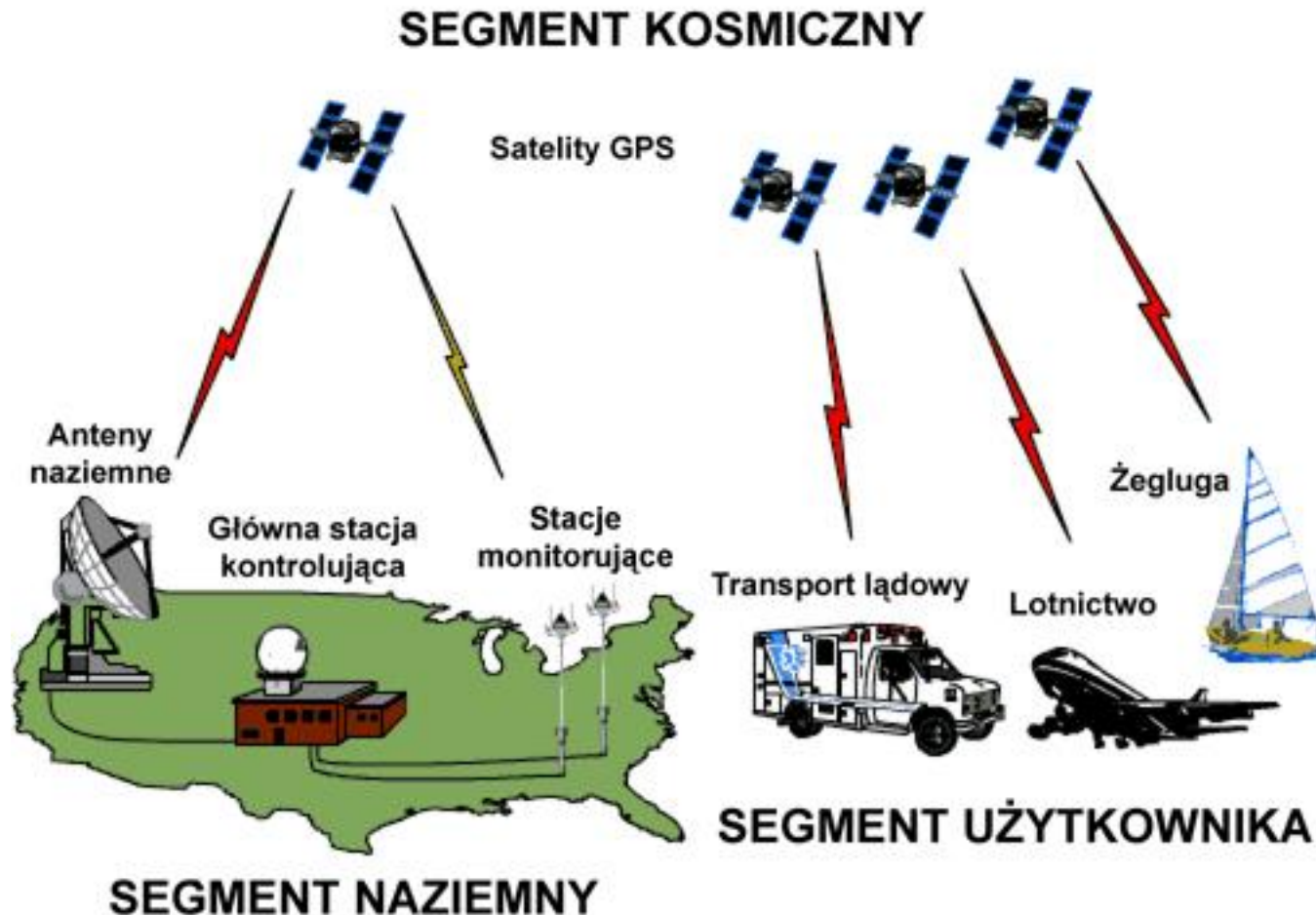
HP iPAQ: 21*, 22*, 24*, 27*, 41*, 47*, 57*, 63*, 65*, 69*

Dell Axim x50, x50v, x51, x51v



Budowa systemu GPS

Zgodnie z oryginalnym projektem amerykańskiego Departamentu Obrony, GPS składa się z trzech głównych komponentów: **segmentu kontrolnego**, **segmentu kosmicznego**, **segmentu użytkownika**.





Segment kontrolny (naziemny)



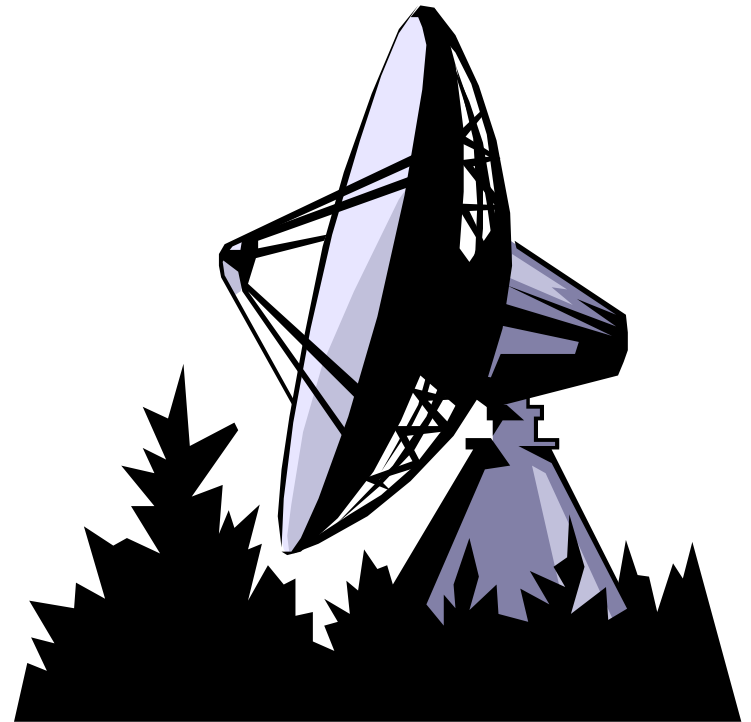


Segment kontrolny (naziemny)

5 stacji kontrolnych monitoruje przelatujące satelity wykonując do nich co 1,5 sekundy pomiary odległości.

Te dane są następnie korygowane na podstawie aktualnych parametrów jonosferycznych i meteorologicznych.

Znormalizowane wartości odległości do satelitów są co 15 minut przesyłane do Głównej Stacji Kontrolnej (**Master Control Station**) Dowództwa Sił Powietrznych USA w Colorado Springs.





Segment kontrolny (naziemny)

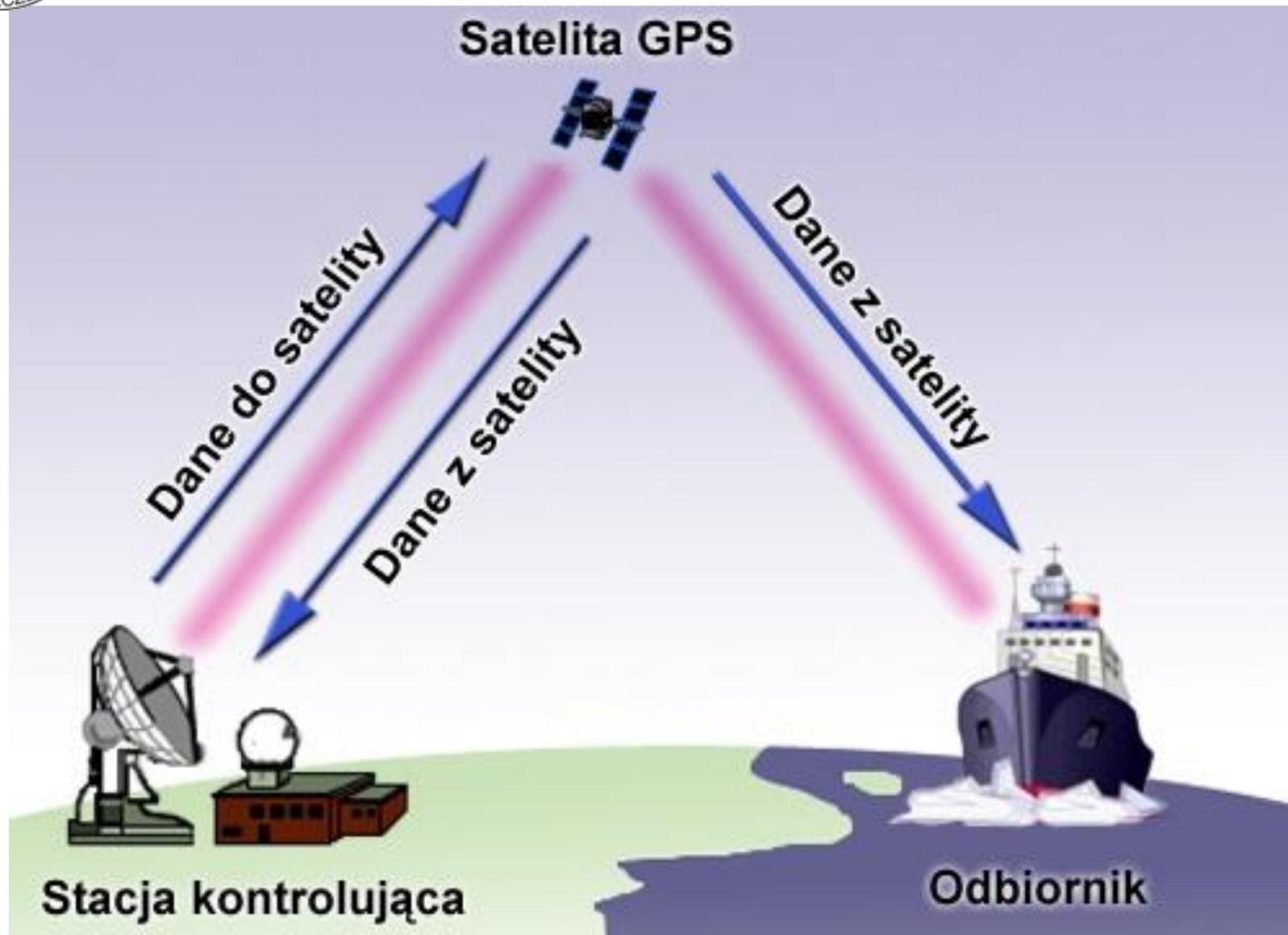
W Głównej Stacji Kontrolnej estymowane są parametry opisujące orbity satelitarne (efemerydy) i jakość pracy zegarów oraz oceniany jest stan sprawności satelitów (ang. **health status**) i ustalana ewentualna konieczność zmiany pozycji orbitalnej satelitów.

Te informacje są następnie poprzez trzy stacje łącza satelitarnego (ang. **uplink stations**), rozmieszczone przy stacjach monitorujących na Ascension Island, Diego Garcia i Kwajalein) transmitowane do satelitów i stamtąd w wiadomości nawigacyjnej do użytkowników.

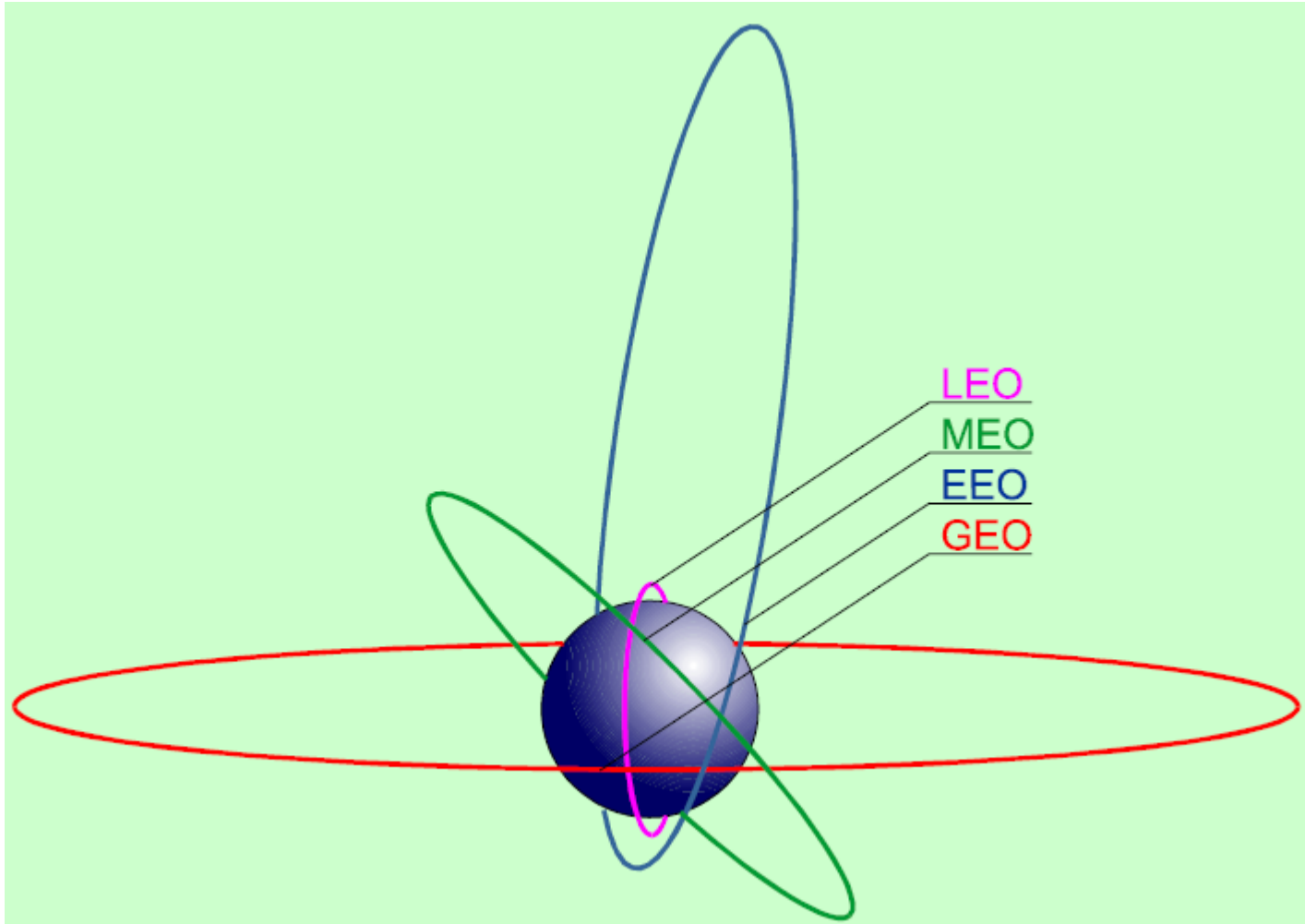
Ze względu na ogólnoswiatowe rozmieszczenie stacji kontrolnych satelity GPS są przez nie śledzone w 92% czasu.



Segment kontrolny (naziemny)



Segment kosmiczny





Segment kosmiczny – prawa Keplera

Ruch pod wpływem siły centralnej:

$$\vec{F} = \pm f(r) \cdot \frac{\vec{r}}{r}$$

Siła zależna tylko od odległości

Moment siły centralnej równy zeru: $\vec{M} = \vec{r} \times \vec{F} = \mathbf{0}$

Z II zasady dynamiki dla ruchu *obrotowego*: $\frac{d\vec{L}}{dt} = \vec{M} = \mathbf{0}$

wynika, że moment pędu jest stały: $\vec{L} = \text{const}$



Segment kosmiczny – prawa Keplera

I prawo Keplera:

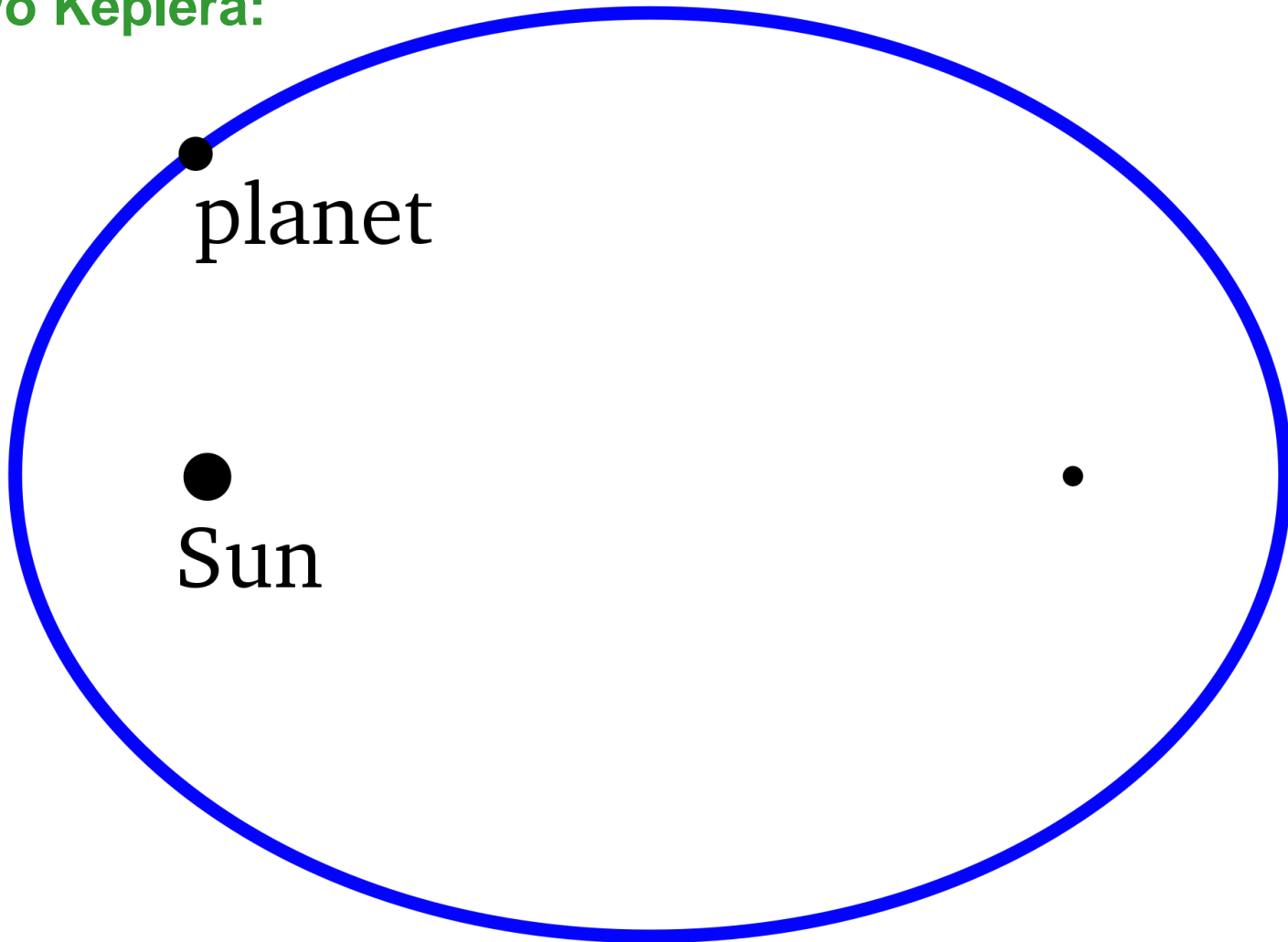
Pod wpływem **siły centralnej** ciała poruszają się po tzw. **krzywych stożkowych**: elipsie, paraboli lub hiperboli.





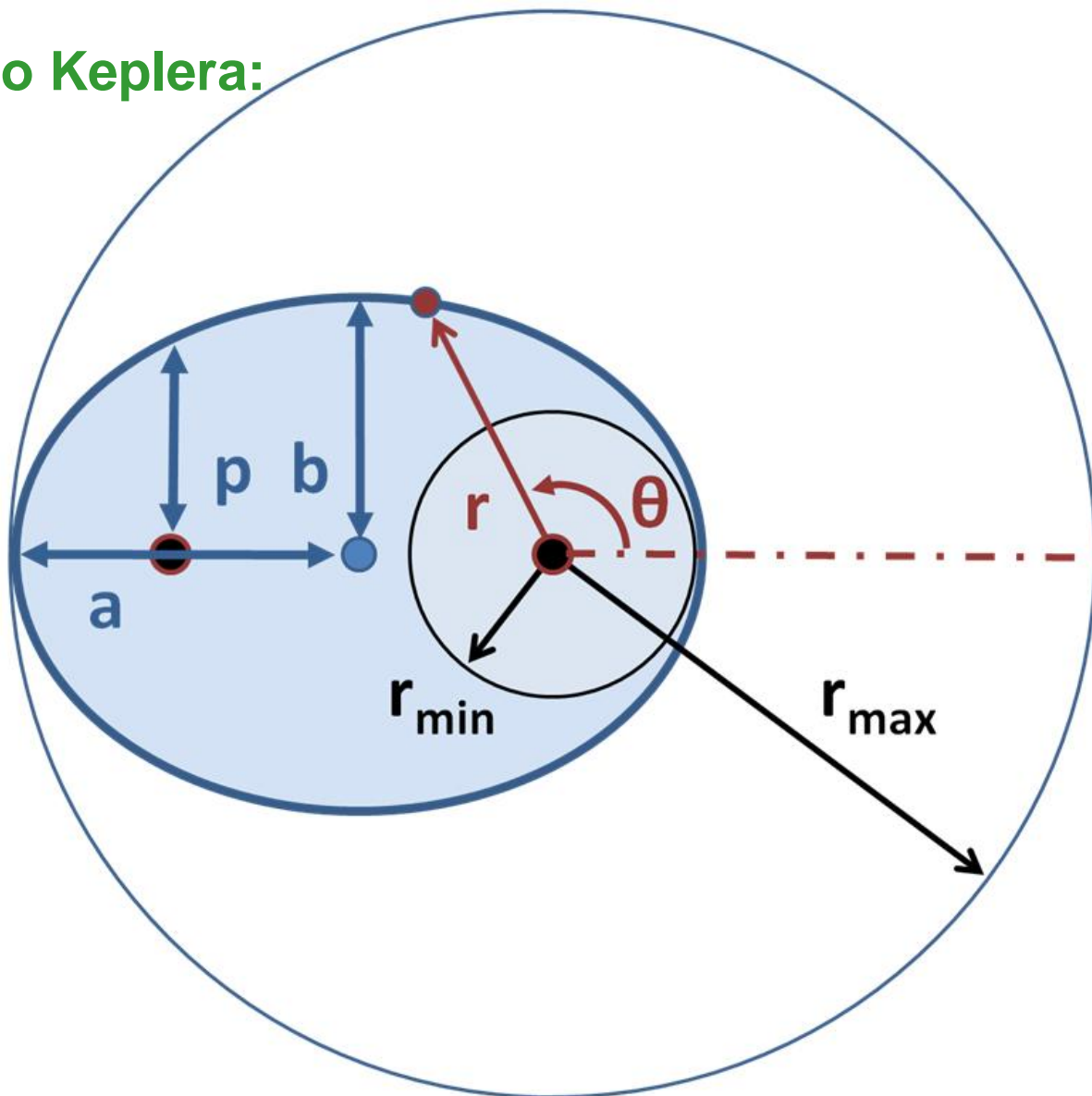
Segment kosmiczny – prawa Keplera

I prawo Keplera:

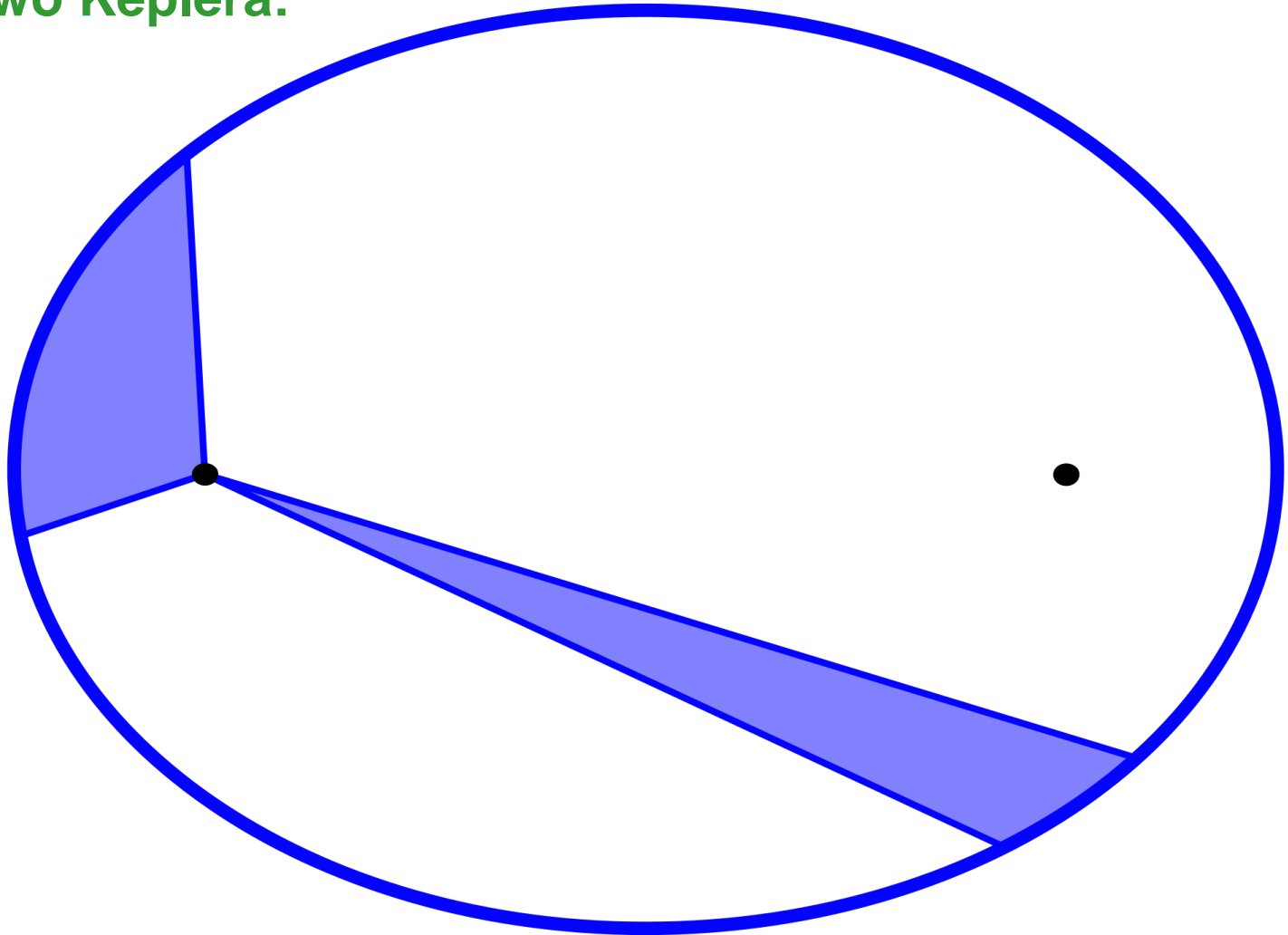


Segment kosmiczny – prawa Keplera

I prawo Keplera:

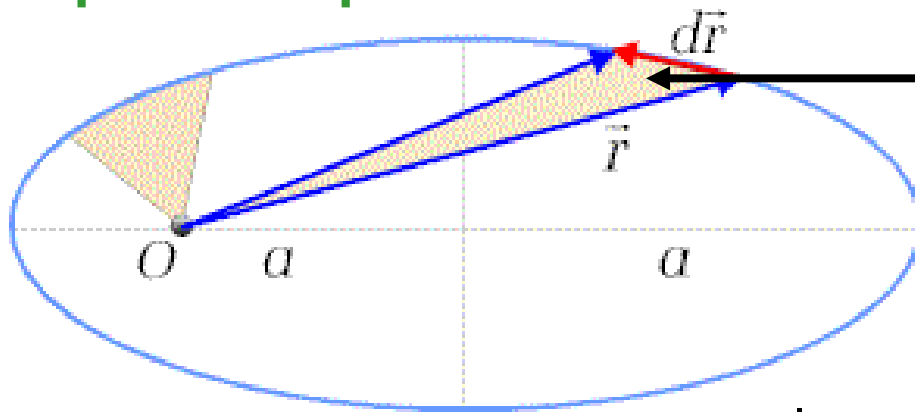


II prawo Keplera:



Segment kosmiczny – prawa Keplera

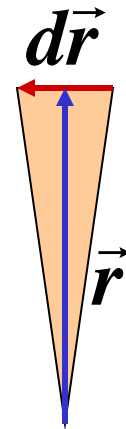
II prawo Keplera:



$d\vec{S}$ - pole trójkąta

$$d\vec{r} = \vec{v} \cdot dt$$

$$\vec{r} \times d\vec{r} = \vec{r} \times \vec{v} \cdot dt = 2 \cdot d\vec{S}$$



$$\vec{\sigma} = \frac{d\vec{S}}{dt}$$

- prędkość polowa

$$\vec{\sigma} = \frac{d\vec{S}}{dt} = \frac{1}{2} \cdot (\vec{r} \times \vec{v}) = \frac{1}{2 \cdot m} \cdot (\vec{r} \times \vec{p}) = \frac{1}{2 \cdot m} \cdot \vec{L}$$

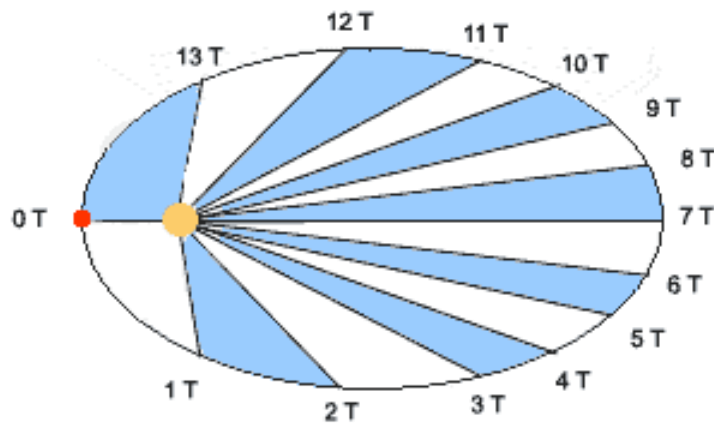
Segment kosmiczny – prawa Keplera

II prawo Keplera:

$$\vec{\sigma} = \frac{1}{2m} \vec{L}$$

Stały moment pędu \equiv Stała prędkość polowa

Stałe pola zakreślane w jednakowych odcinkach czasu przez promień wodzący poruszającego się punktu.



T = any unit of time (hour, day, week, etc.)



Segment kosmiczny – prawa Keplera

II prawo Keplera:

Zasada zachowania momentu pędu

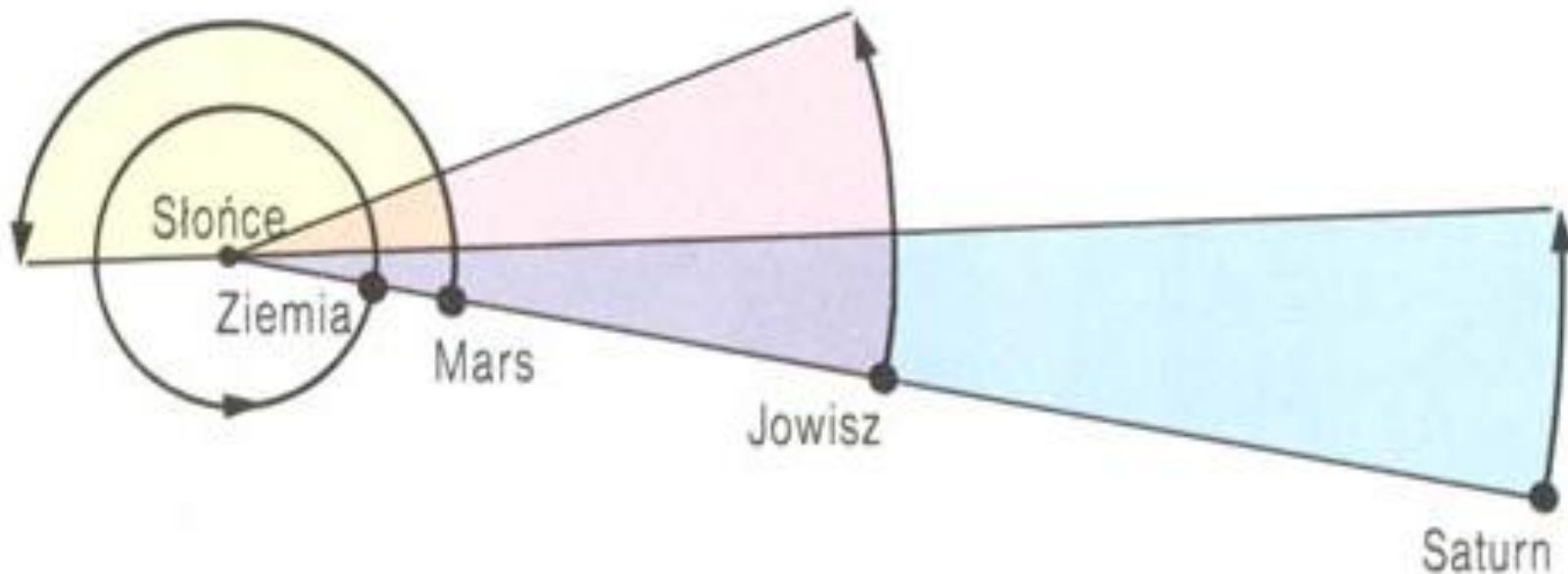


Ruchy ciał w polu grawitacyjnym zachodzą zawsze **w jednej płaszczyźnie** wyznaczonej przez wektor wodzący ciała (wyprowadzony z centrum pola) i wektor pędu z jakim ciało wkracza do pola

Segment kosmiczny – prawa Keplera

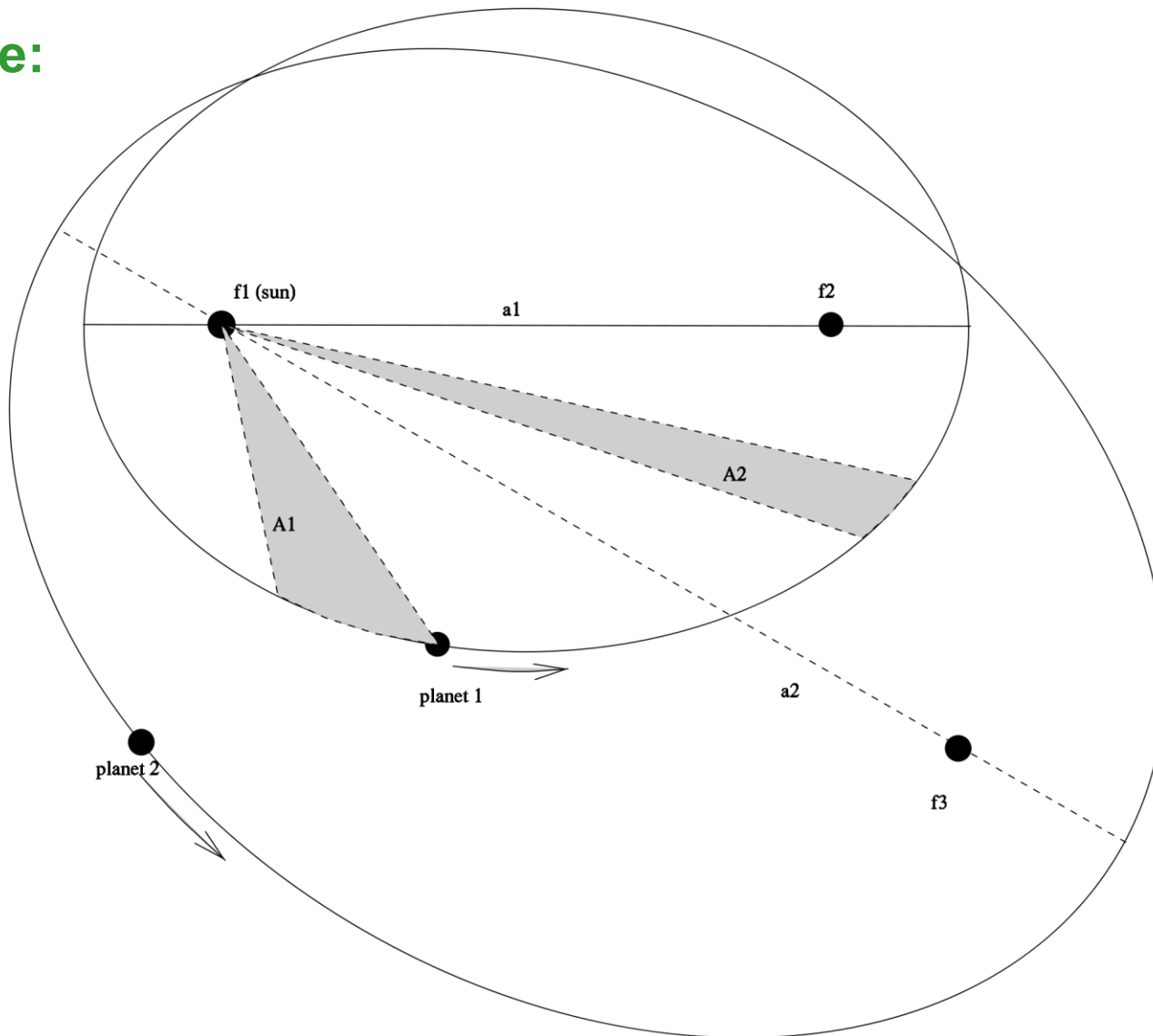
III prawo Keplera:

Kwadrat okresu obiegu T satelity w polu grawitacyjnym jest proporcjonalny do sześciangu średniej odległości R od przyciągającego ciała.



Segment kosmiczny – prawa Keplera

Ogólnie:





Segment kosmiczny

Segment kosmiczny GPS stanowi konstelacja satelitów rozmieszczona na prawie kołowych orbitach o nominalnej wysokości 20 183 km nad powierzchnią Ziemi i okresie obiegu dokoła Ziemi równym 11h 58min.

Oryginalna konstelacja (blok I) zaprojektowana została jako 24 satelity na 3 płaszczyznach orbitalnych nachylonych pod kątem 63° do płaszczyzny równika (tzw. **inklinacja**), ale plany te zmieniono i docelowo satelity rozmieszczono na 6 różnych płaszczyznach orbitalnych o inklinacji 55° .

Satelity GPS można zaklasyfikować do pięciu kategorii lub typów w zależności od czasu ich konstrukcji i budowy: satelity **bloku I, II, IIA, IIR, IIF**.



Segment kosmiczny





Segment kosmiczny

W praktyce oddziaływania zewnętrzne powodują istotne zmiany elementów orbity, które w konsekwencji powinny być traktowane jako pewne funkcje czasu. Najważniejszymi czynnikami powodującymi zmiany ruchu pojazdów orbitalnych są kolejno:

- **hamowanie atmosferyczne;**
- **nieregularny rozkład masy wewnątrz ciała centralnego (Ziemi);**
- **oddziaływanie grawitacyjne innych ciał niebieskich (Księżyc i Słońce);**
- **ciśnienie światła słonecznego.**

Bezpośrednią konsekwencją występowania zaburzającego oddziaływania czynników zewnętrznych jest potrzeba wyposażania sztucznych satelitów w mechanizmy umożliwiające stabilizację elementów orbity w okresie ich wykorzystywania do realizacji zadań użytkowych.



Segment kosmiczny

Pierwszy **satelita bloku I** został wystrzelony w lutym 1978 z bazy sił powietrznych Vandenberg w Kalifornii. Następnie do 1985 umieszczono na orbicie następnych 10 satelitów tego bloku. Wszystkie one są już aktualnie nieaktywne (**non-operational**). Planowany okres ich życia wynosił 4,5 roku. Zostały one rozmieszczone według pierwotnego projektu konstelacji (inklinacja 63°).

Podstawowa różnica pomiędzy tymi satelitami a satelitami późniejszych generacji polegała na braku zdolności degradacji transmitowanego sygnału, a tym samym niemożności znacznego zmniejszenia dokładności pozycji GPS dla cywilnych użytkowników.



Segment kosmiczny

Drugą kategorię satelitów GPS stanowi aktualnie działający **blok II**, którego pierwszy satelita został wystrzelony w lutym 1989 r.

Satelity tego bloku mają możliwość degradacji sygnału, projektowany okres ich życia to 7,5 roku i położone są w inklinacji 55° .

Pierwotnie były one umieszczane na orbicie przez prom kosmiczny, ale po katastrofie Challengera w 1986 r. ich konstrukcja została wzmocniona i obecnie są wystrzeliwane przy pomocy rakiet Delta II. Proces ten opóźnił wdrażanie programu GPS.





Segment kosmiczny

Block II GPS Satellite



- Weight: 930 kg (in orbit)
- Size: 5.1 m
- Travel at 4 km/sec
- Transmit L1 + L2 signals (1575.42 + 1227.60 MHz)
- Receive at **S 2227.5 MHz**
- 2 cesium + 2 rubidium clocks
- Design life of 7.5 years
- Launched by Delta rocket

Satelitey bloku IIA są nieznaczną modyfikacją projektu II. Producentem satelitów bloku I i II była firma **Rockwell International**.





Segment kosmiczny

Satelity bloku IIR (R od ang. replenishment) są zaprojektowane na dłuższy okres działania (10 lat) i mają możliwość wzajemnej łączności satelita-satelita.

Na orbicie zaczęły być rozmieszczane od 1997 r. Producentem jest firma **Lockheed-Martin Marietta**.



Segment kosmiczny



Up to twelve IIR satellites

- L1 enhancements**
- Possible increases in P(Y) and C/A-code power over current specifications (-163 and -160 dBW)
 - New Earth coverage military code (M_E code)



- L2 enhancements**
- Possible increase in P(Y)-code power over current specifications (-166 dBW)
 - Addition of C/A-code
 - New Earth coverage military code (M_E code)



Segment kosmiczny

Satelity bloku IIF rozmieszczane na orbicie od 2009 r. mają możliwość transmisji na trzech częstotliwościach nawigacyjnych L1, L2 i L5. Producentem jest firma **Boeing – North American**, która przejęła dział satelitarny **Rockwell International**.



Segment kosmiczny



Twelve IIF satellites



L1 enhancements

- New M_E code added
- Complete Picture Undefined (open to Boeing design decisions)

L5 signal

- New robust Civilian Navigation Signal in ARNS band
- Centered at 1176.45 MHz

L2 enhancements

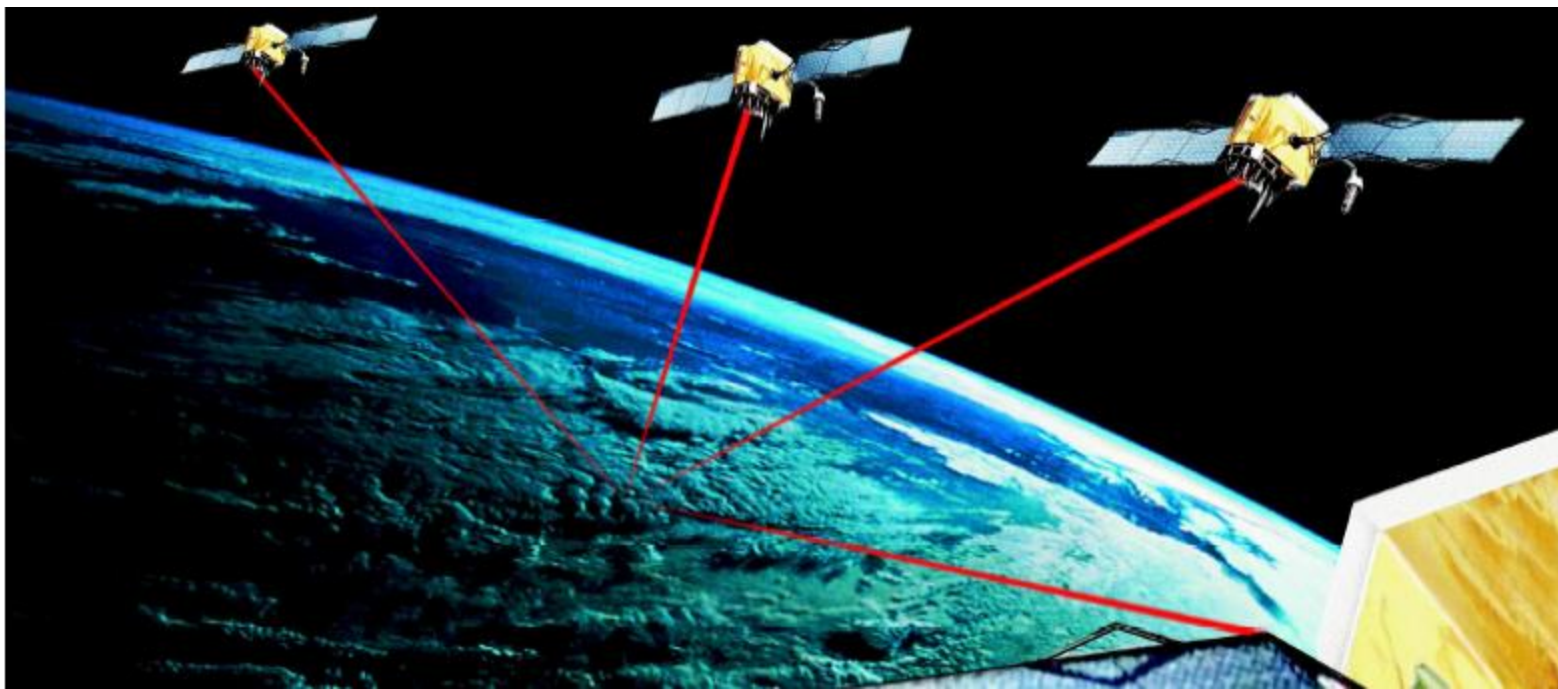
- C/A code
- New M_E code added
- Complete Picture Undefined (open to Boeing design decisions)





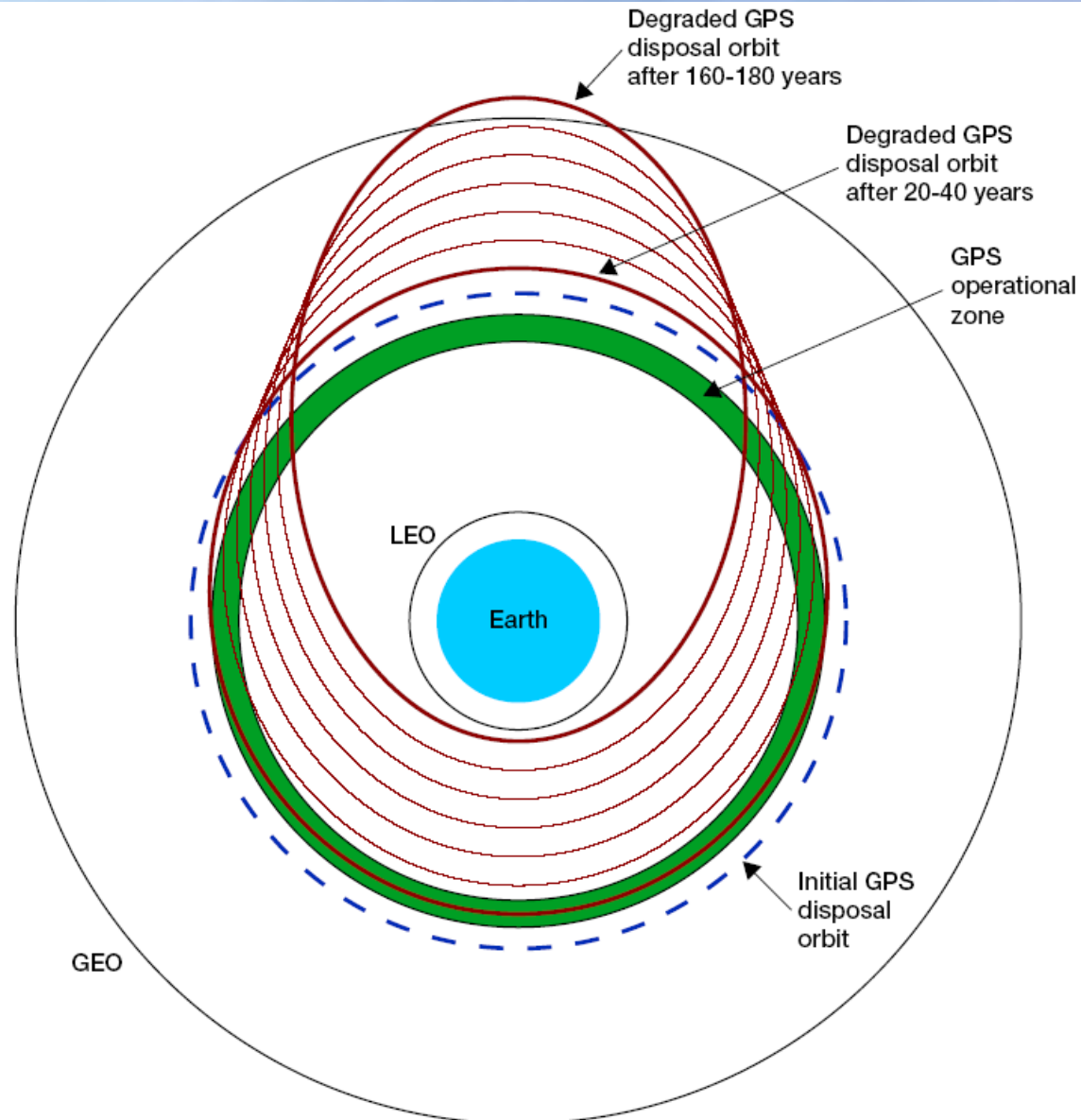
Segment kosmiczny

Rozmieszczenie satelitów GPS na orbicie gwarantuje, że minimum 4 satelity są widoczne powyżej 15° nad widnokrzem z dowolnego punktu powierzchni Ziemi w dowolnej chwili. Cztery widoczne satelity stanowią minimum dla większości zastosowań GPS. Przy aktualnej konstelacji zwykle mamy 5-7 satelitów widocznych nad widnokrzem przez większość czasu.





Segment kosmiczny





Segment użytkownika

Segment użytkownika zawiera w sobie odbiorniki, które zostały zaprojektowane dla dekodowania sygnałów satelitarnych w celu ustalenia pozycji, prędkości i czasu. Aby odczytać informacje zawarte w sygnale GPS odbiornik musi wykonać następujące zadania:

- wybrać jednego lub więcej widocznych satelitów,
- odebrać sygnał GPS,
- generować replikę kodu satelitarnego w celu pomiaru czasu,
- uzyskać dane depešy nawigacyjnej.





Segment użytkownika

Są dwa rodzaje serwisów dostępnych dla użytkowników GPS - **SPS** i **PPS**.

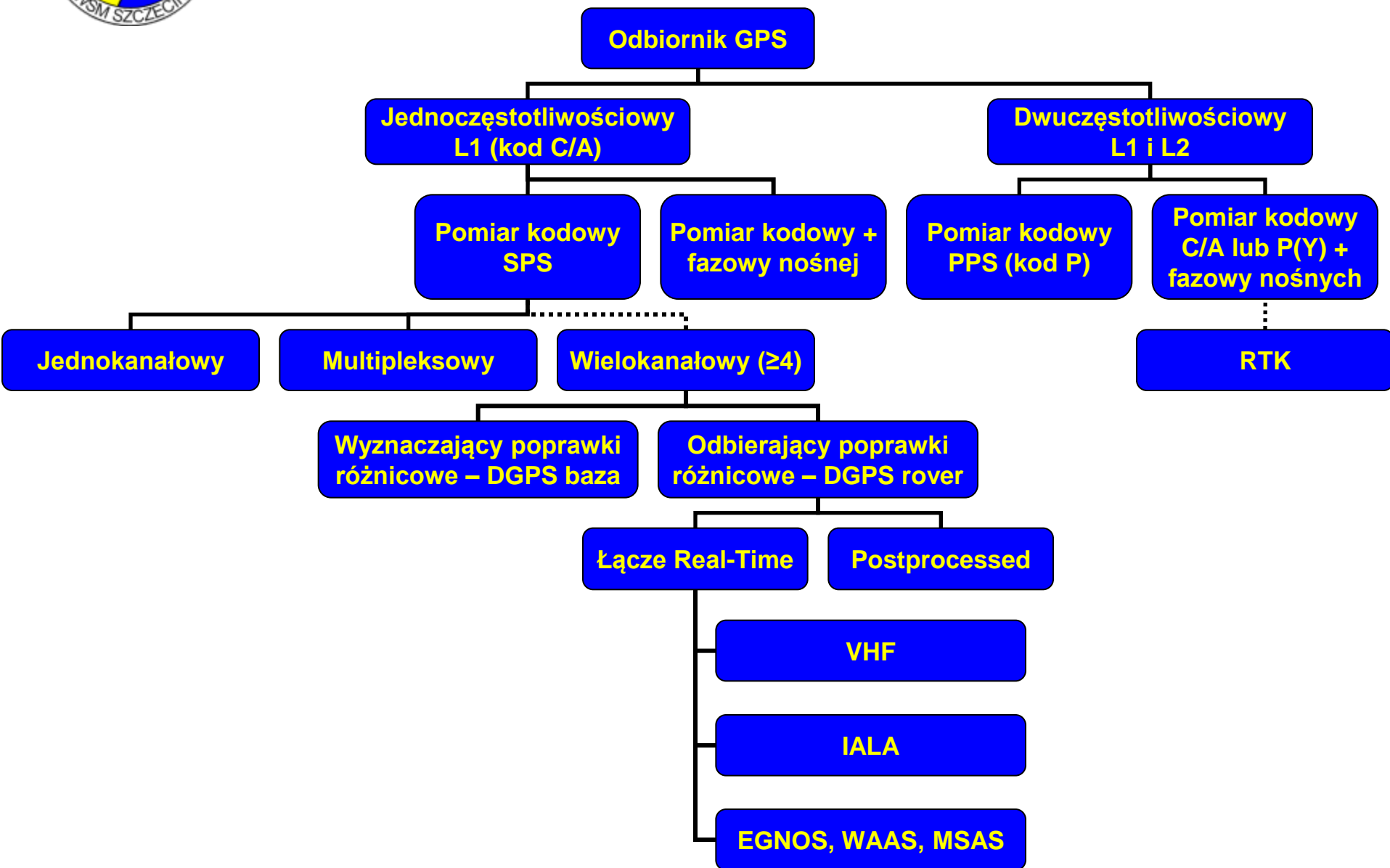
Rząd Stanów Zjednoczonych definiuje te usługi (poziomy dostępu) następująco:

SPS (Standard Positioning Service) jest usługą umożliwiającą uzyskanie informacji o bieżącej pozycji i czasie dostarczaną na częstotliwości GPS **L1**. Częstotliwość GPS **L1**, transmitowana przez wszystkie satelity GPS, zawiera kod **C/A (coarse acquisition)** i **wiadomość nawigacyjną (navigation data message)**.

PPS (Precise Positioning Service) jest usługą dostępną dla autoryzowanych użytkowników militarnych. Oferuje ona sygnał SPS plus kod **P(Y) (precise)** na obu częstotliwościach GPS: **L1** i **L2**.



Segment użytkownika – klasyfikacja odbiorników





Struktura sygnału w GPS

Satelity GPS nadają sygnały na dwóch częstotliwościach pasma L. Powodem zastosowania dwóch różnych częstotliwości jest możliwość redukcji błędów spowodowanych refrakcją jonosferyczną.

Częstotliwości pracy systemu GPS, zwane **nośnymi (carriers)** wywodzą się z podstawowej częstotliwości $f_0=10.23$ MHz i wynoszą odpowiednio L1: 1575.42 MHz oraz L2: 1227.60 MHz.

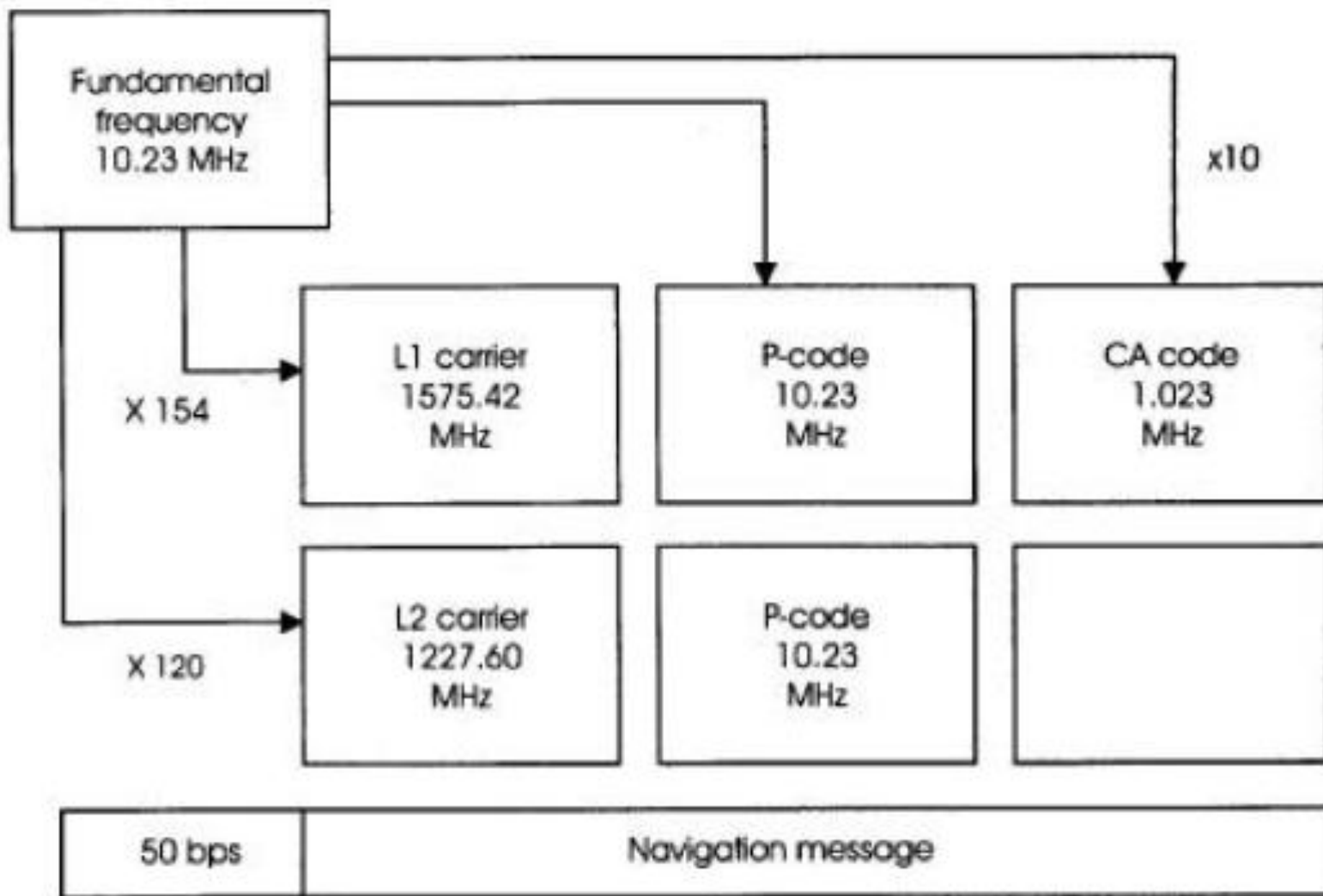
$$L1 = 154 \times f_0, \quad \lambda_{L1} = 19cm$$

$$L2 = 120 \times f_0, \quad \lambda_{L2} = 24cm$$

Ponieważ fale nośne są czystymi sinusoidami to nie mogą być bezpośrednio użyte do uzyskania pozycji i dlatego zmodulowano je dwoma kodami binarnymi (dwójkowymi: 0,1): **C/A** (coarse acquisition) i **P** (precise).



Struktura sygnału w GPS



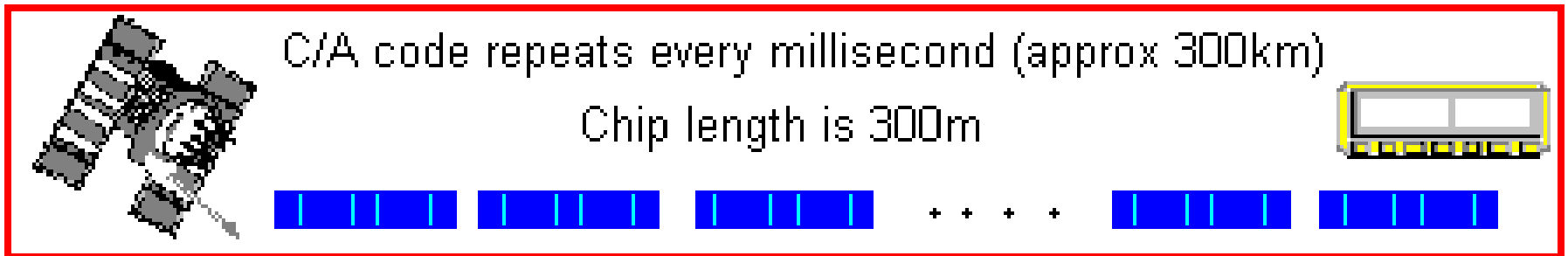


Struktura sygnału w GPS

Kod C/A jest pseudolosowym (**pseudo random – PRN**) kodem składającym się z 1023 bitów, **powtarzającym się co milisekundę**.

Termin pseudo-losowy jest stosowany, gdyż kod jest właściwie losowym ciągiem bitów, ale generowanym według znanego rozkładu (tzw. generator pseudolosowy).

Ponieważ szybkość modulacji bitów w nośną wynosi 1,023Mb/s, to rozmiar jednego bita w przestrzeni odpowiada około 293m. Dla ustalonej ilości bitów kodu C/A daje to w przybliżeniu 300km długości – co taką odległość kod pomiędzy odbiornikiem, a satelitą ulega powtórzeniu.





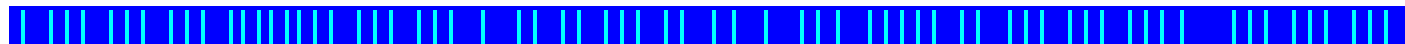
Struktura sygnału w GPS

Kod P jest długim kodem binarnym powtarzającym się co 38 tygodni. W praktyce powtarzalność kodu skrócono do jednego tygodnia rozdzielając jego tygodniowe sekwencje dla każdego z satelitów. Długość, którą taka sekwencja zajmuje w drodze od satelity do odbiornika jest równa tygodniowi przemnożonemu przez prędkość światła, przy czym długość jednego bita dla kodu P wynosi 29,3m (szybkość modulacji 10,23Mb/s).

Szybki dostęp do odpowiedniej części (sekwencji) kodu dla danego satelity możliwy jest przy pomocy 30 bitów tzw. **hand-over-word** otrzymywanych w satelitarnej wiadomości nawigacyjnej (**broadcast / navigation data message**).



P code is unambiguous
Chip length is 30m

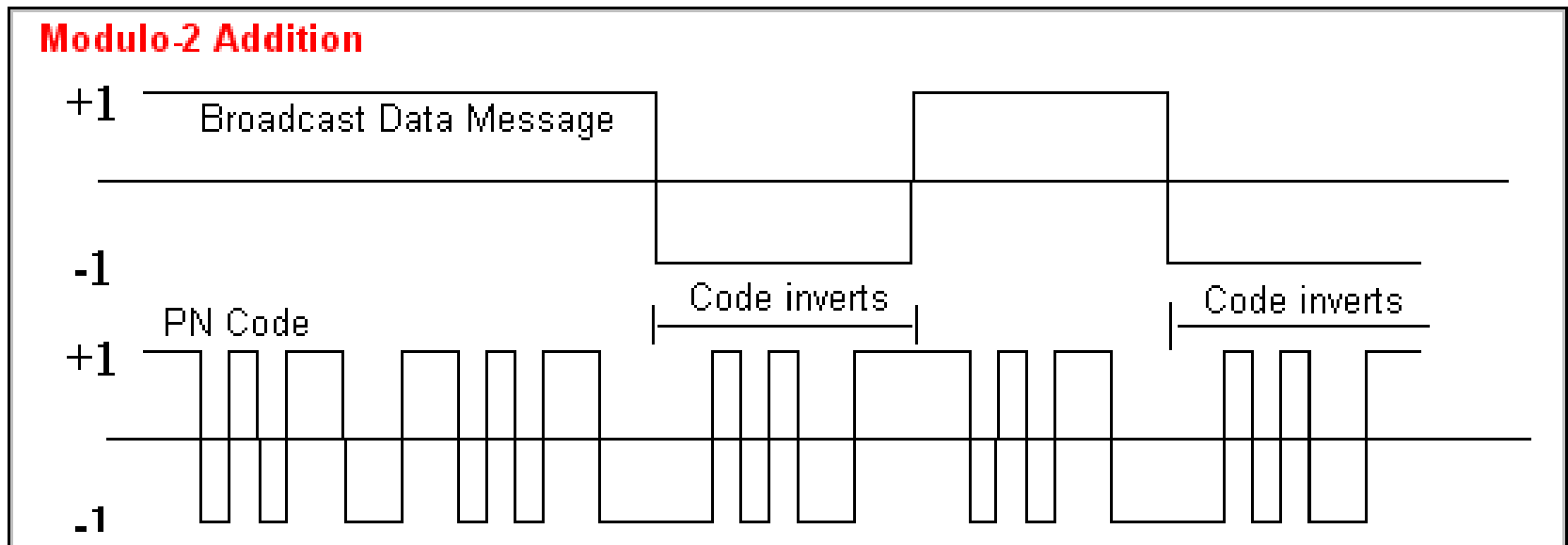




Struktura sygnału w GPS

Zastosowane w kodach ciągi bitów to tzw. kody Golda. Mają one szczególnie dobre właściwości autokorelacji i niskiej korelacji z innymi kodami (<70%). W ten sposób odbiorniki GPS mogą rozróżnić sygnały pochodzące z różnych satelitów – **każdy satelita nadaje indywidualną sekwencję kodu o określonym numerze PRN.**

W celu nałożenia danych binarnych na fale nośne GPS kody transferowane są z systemu 0,1 na -1,1 i modulo-2 dodawana jest do nich wiadomość nawigacyjna.





Struktura sygnału w GPS

Wiadomość nawigacyjna GPS zawiera między innymi **informacje o pozycjach orbitalnych satelitów (almanach), ich sprawności (health status) oraz hand-over-word.**

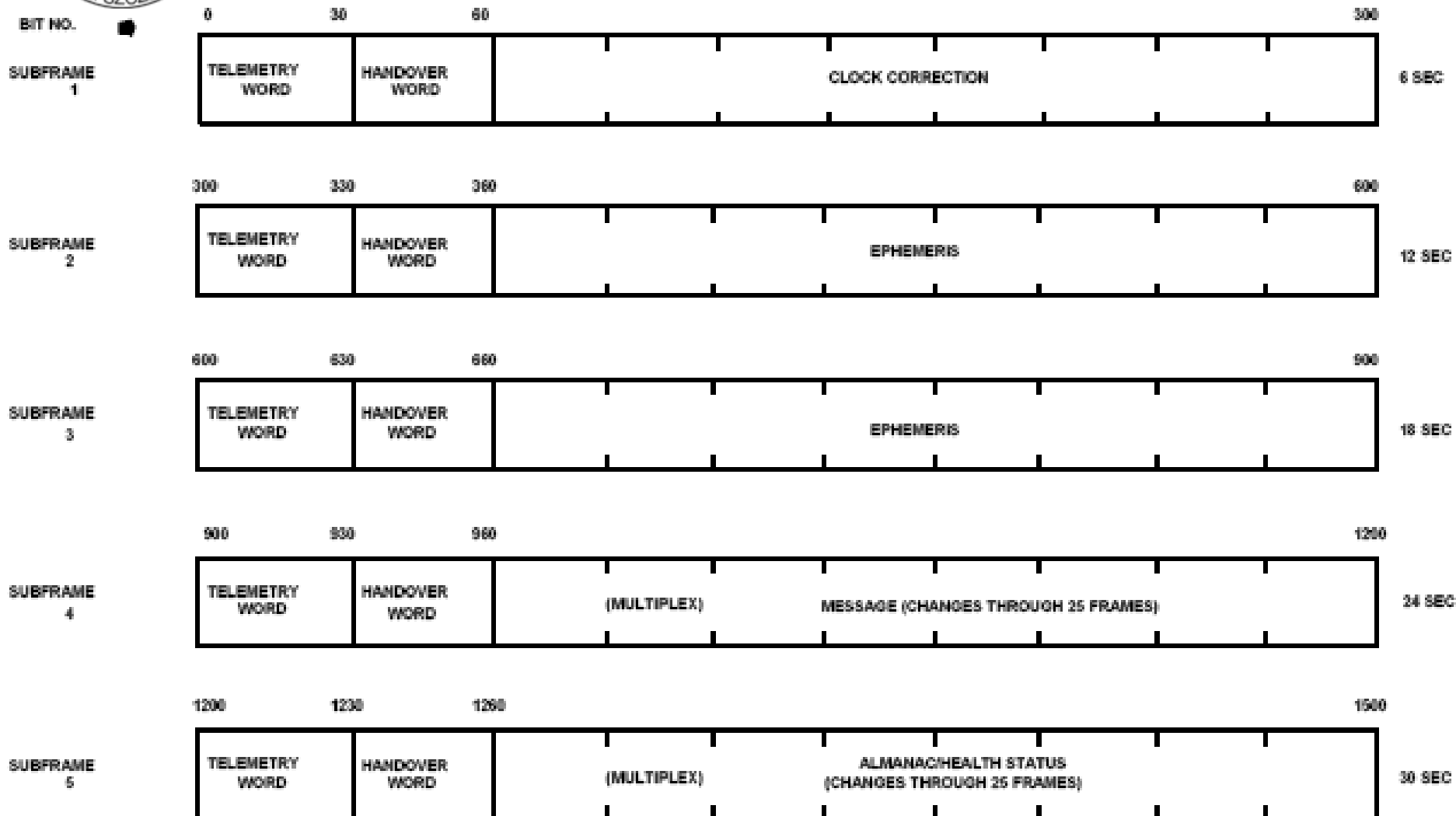
Każdy satelita przesyła pełny zestaw danych opisujących własną orbitę i czas (w **ephemeris information**) oraz przybliżone informacje o orbitach pozostałych satelitów (w **almanac information**).

Dane modulowane są z prędkością 50 b/s, transmisja całej wiadomości trwa 12,5 minuty. Aby skrócić czas uzyskania pozycji dane efemerydalne i zegara powtarzane są co 30 sekund.

W wiadomości nawigacyjnej zamieszczane są także parametry opisujące opóźnienie jonosferyczne sygnału GPS.



Struktura sygnału w GPS



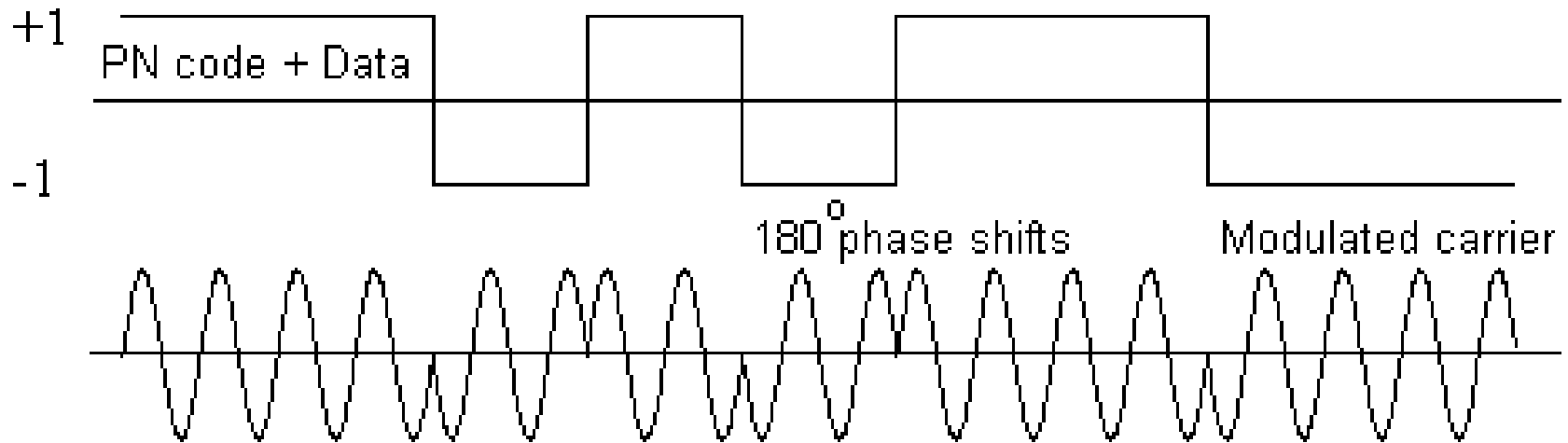
*12.5 MINUTES BEFORE THE ENTIRE MESSAGE REPEATS



Struktura sygnału w GPS

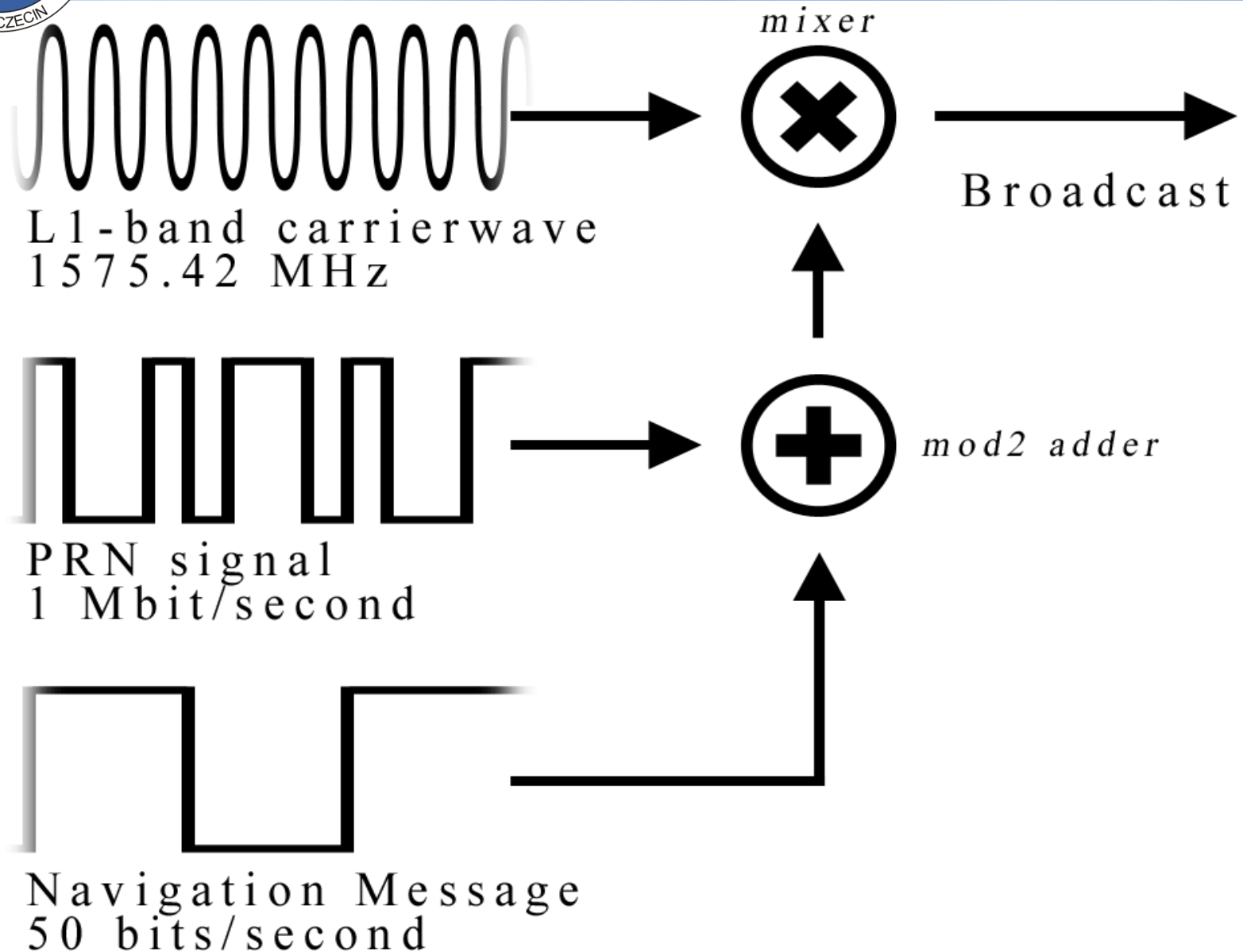
Modulacja **binary biphas** (zwana również **binary phase shift keying [BPSK]**) jest techniką stosowaną do modulacji kodów na fale nośne GPS.

Binary Biphas Modulation



W wyniku BPSK wartości kodów zostają bezpośrednio przemnożone przez fazę generowanej fali nośnej, co powoduje odwrócenie fazy nośnej o 180° wraz ze zmianą stanu kodu.

Struktura sygnału w GPS

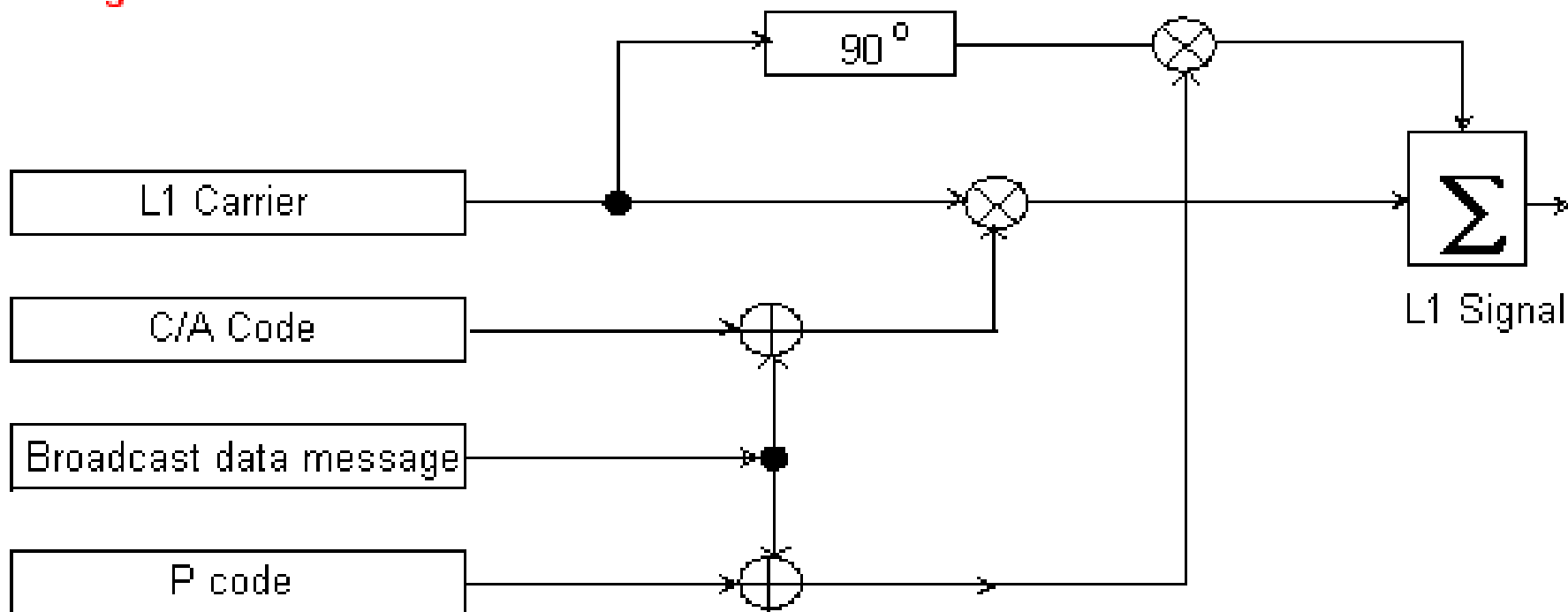




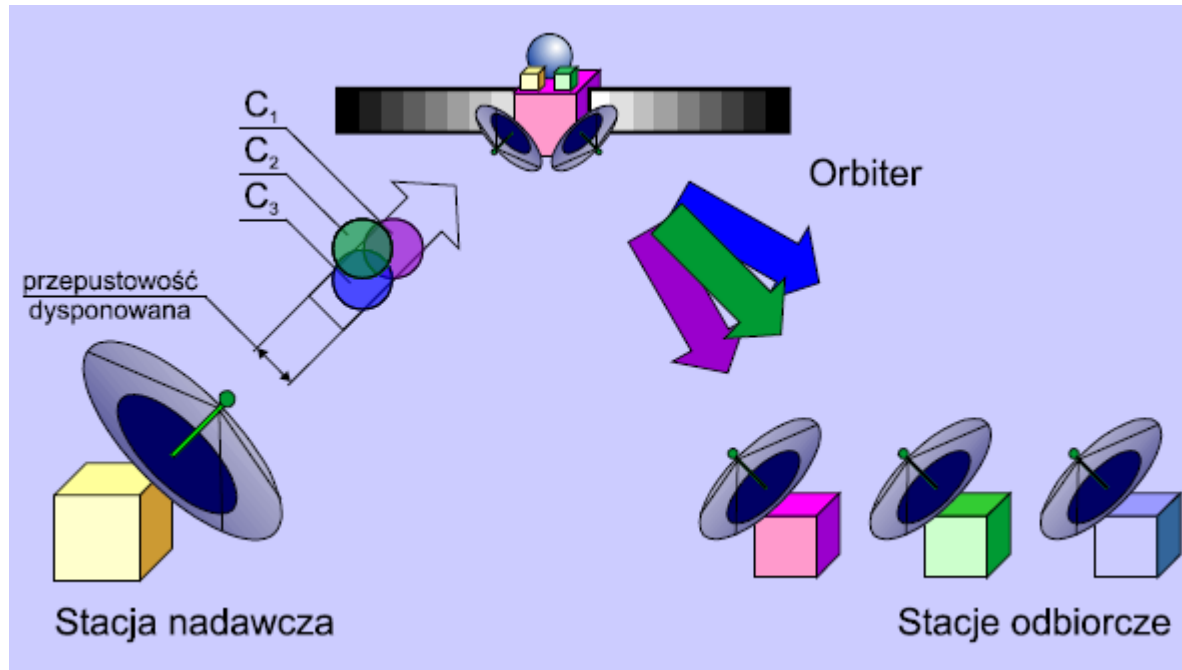
Struktura sygnału w GPS

Sygnal L1 jest modulowany zarówno kodem C/A jak i P, w taki sposób, że oba kody wzajemnie ze sobą nie interferują. Jest to możliwe poprzez modulację jednego kodu zgodnie z fazą nośnej i drugiego po przesunięciu w fazie o 90° .

L1 Signal Structure



Struktura sygnału w GPS



Podział kodowy (Code-Division Multiple Access - CDMA) - wykorzystuje rozproszenie energii związanej z każdą aktywną relacją transmisyjną zgodnie z przyjętym schematem kodowania. Wykorzystanie CDMA umożliwia uzyskanie dużej odporności przekazu na pasmowe zakłócenia generowane przez zjawiska naturalne, urządzenia techniczne oraz inne systemy radiowe, co powoduje, że jest to najbardziej perspektywiczny sposób uzyskiwania wielodostępu.



Struktura sygnału w GPS

Sygnał kodu C/A w stosunku do kodu P jest mocniejszy o około 3 do 6 dB. Decyzją DoD (lub prezydenta USA) dla kodu C/A może być wprowadzony tzw. **selektywny dostęp** (**selective availability - SA**).

Selektywny dostęp polega na **celowym zmniejszeniu dokładności systemu GPS** w wyniku wprowadzenia dwóch zakłóceń do pracy systemu zwanych **dither** i **epsilon**.

Składowa **dither SA** polega na manipulacji częstotliwości zegarów satelitarnych i w rezultacie wytworzeniu bitów kodu o różnych długościach. Innymi słowami, przy włączonym SA, odległość pomiędzy bitami kodu C/A będzie zmienna i zazwyczaj różna od teoretycznych 293m. Tymczasem tworzona w odbiorniku replika kodu zakłada długość bitu równą 293m i na niej oparte są pomiary pseudoodległości.

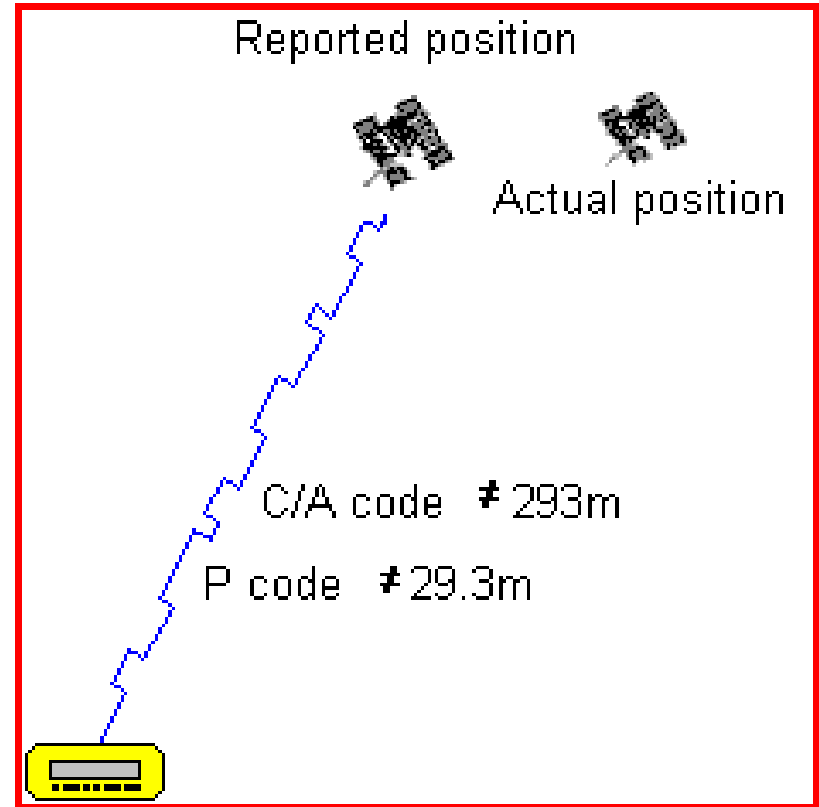


Struktura sygnału w GPS

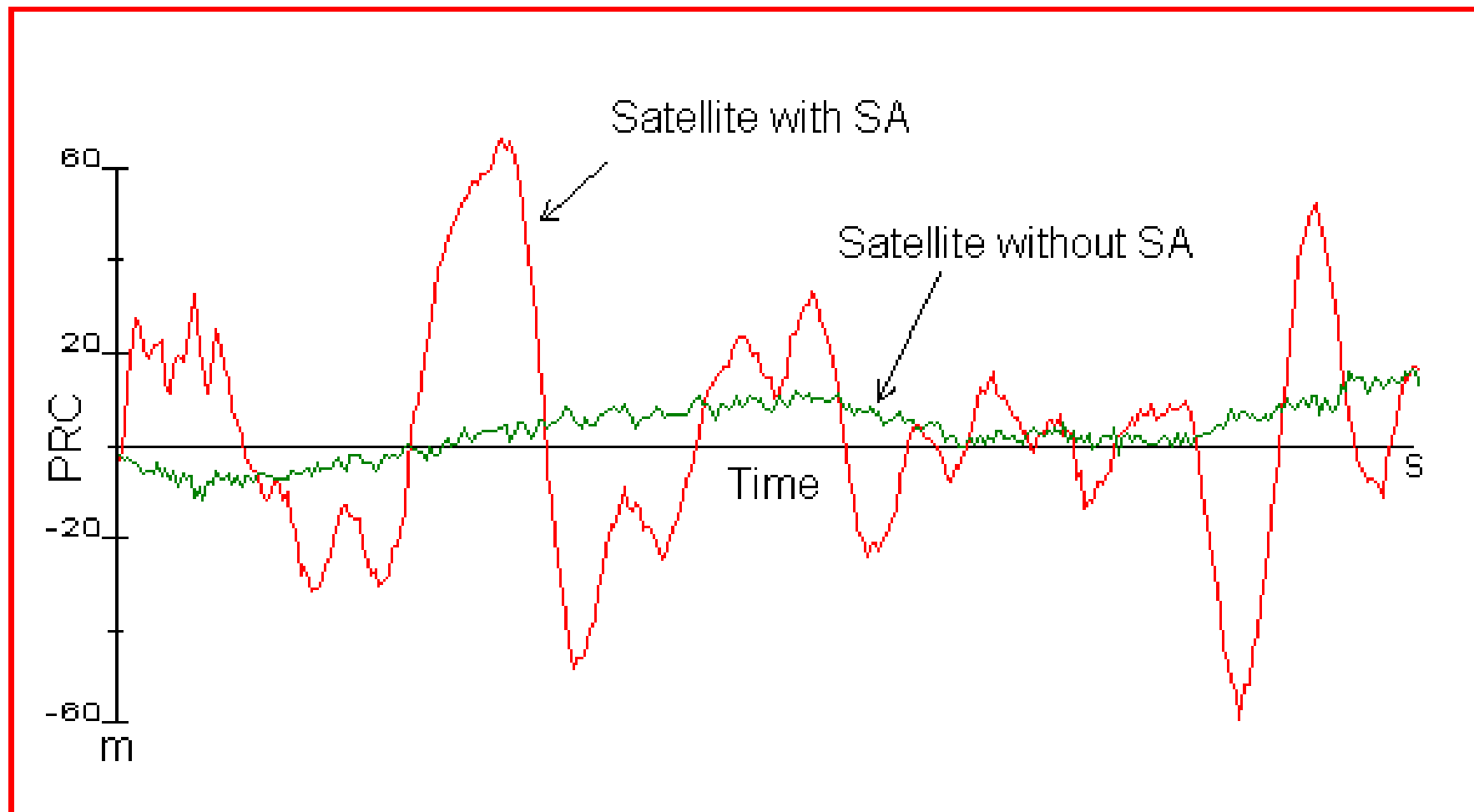
Składowa **epsilon** SA jest wynikiem błędów wprowadzonych do modelu orbit satelitarnych i ich danych efemerydalnych transmitowanych w wiadomości nawigacyjnej.

Współrzędne położenia satelitów na orbicie są wyznaczane w odbiorniku na podstawie tych niedokładnych informacji i stąd błędy przenoszą się na wyliczaną pozycję.

Typowe błędy pomiaru pseudoodległości przy włączonym SA wynoszą +/-100m.



Struktura sygnału w GPS



Od maja 2000 roku decyzją prezydenta Clintona **wyłączono** selektywny dostęp w systemie GPS.



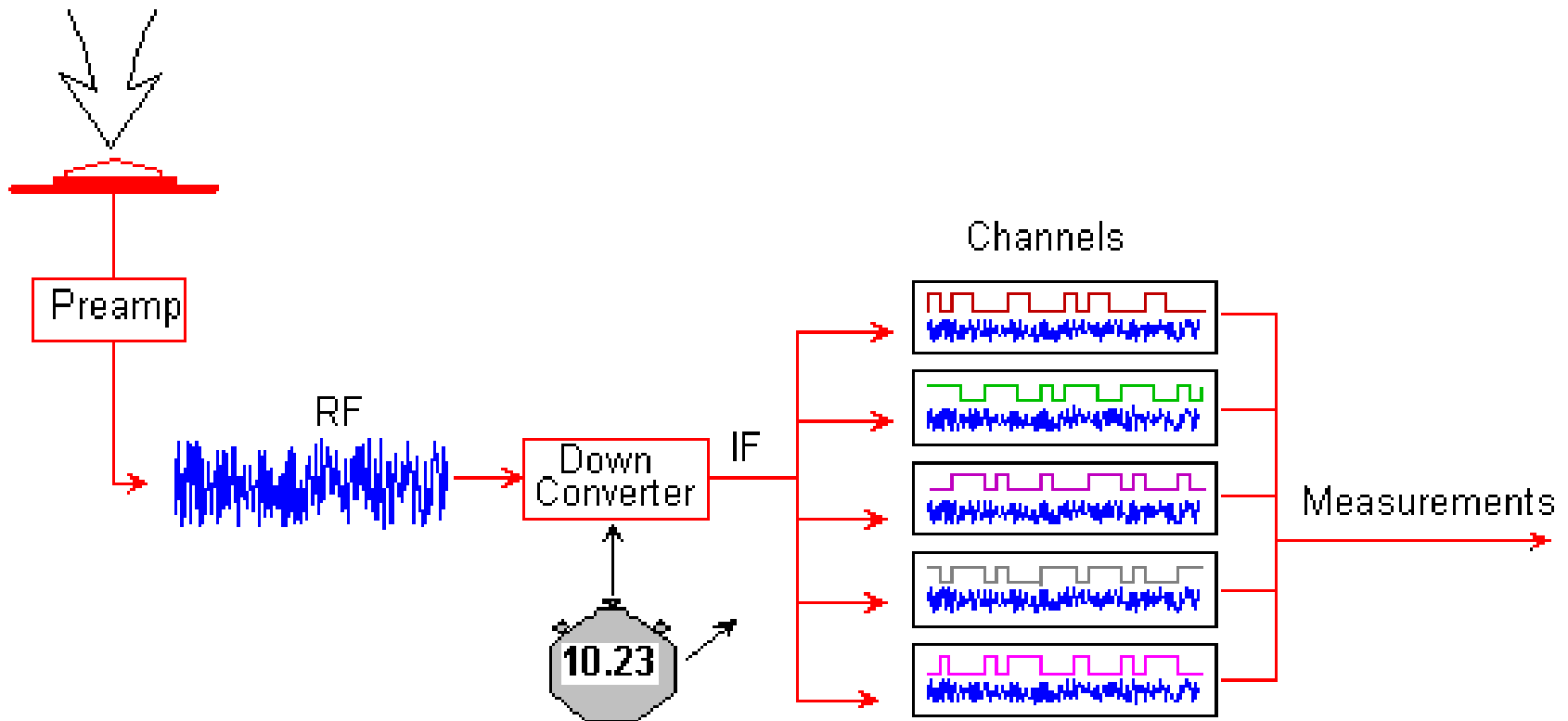
Struktura sygnału w GPS

Na częstotliwości L2 modulowany jest tylko kod P(Y). Kod P decyzją DoD może być dodatkowo zaszyfrowany kodem W – tzw. **anti-spoofing** (AS) – dając w rezultacie kod Y. Jest to dodatkowym utrudnieniem dla nieautoryzowanych użytkowników chcących skorzystać z kodu P i częstotliwości L2.

Od 2007 roku na częstotliwości L2 zostały wprowadzone kody C/A (L2C) i M_E , a od 2009 do transmisji sygnału GPS wykorzystana zostanie dodatkowa częstotliwość transmisji L5.

Zasada pracy odbiornika GPS

Odbiornik GPS wykrywa i następnie konwertuje sygnały otrzymane z satelitów na pomiary parametrów linii pozycyjnych.





Zasada pracy odbiornika GPS

Antena:

Antena jednoczęstotliwościowego odbiornika GPS jest anteną bezkierunkową o wzmacnieniu 3 dB z dodaną przeciwwagą (stalową tarczą w podstawie anteny) tak, aby 50% docierających sygnałów było ignorowanych (tych pochodzących z poniżej horyzontu lub podstawy anteny).

Antena jest połączona z odbiornikiem przy pomocy koncentrycznego kabla, którym płynie także zasilanie do antenowego **przedwzmacniacza**. Przedwzmacniacz zwiększa moc wykrytego sygnału i następnie przesyła go po kablu do odbiornika.





Zasada pracy odbiornika GPS

Konwersja szumu na sygnał użyteczny:

W odbiorniku GPS sygnał najpierw trafia do **układu filtrującego**, który odrzuca wszystkie składowe spoza pasma L1 (przeważnie będzie to filtr o częstotliwości środkowej 1575.42 MHz i szerokości pasma 20 MHz) wyodrębniając sygnał radiowy (**RF**).

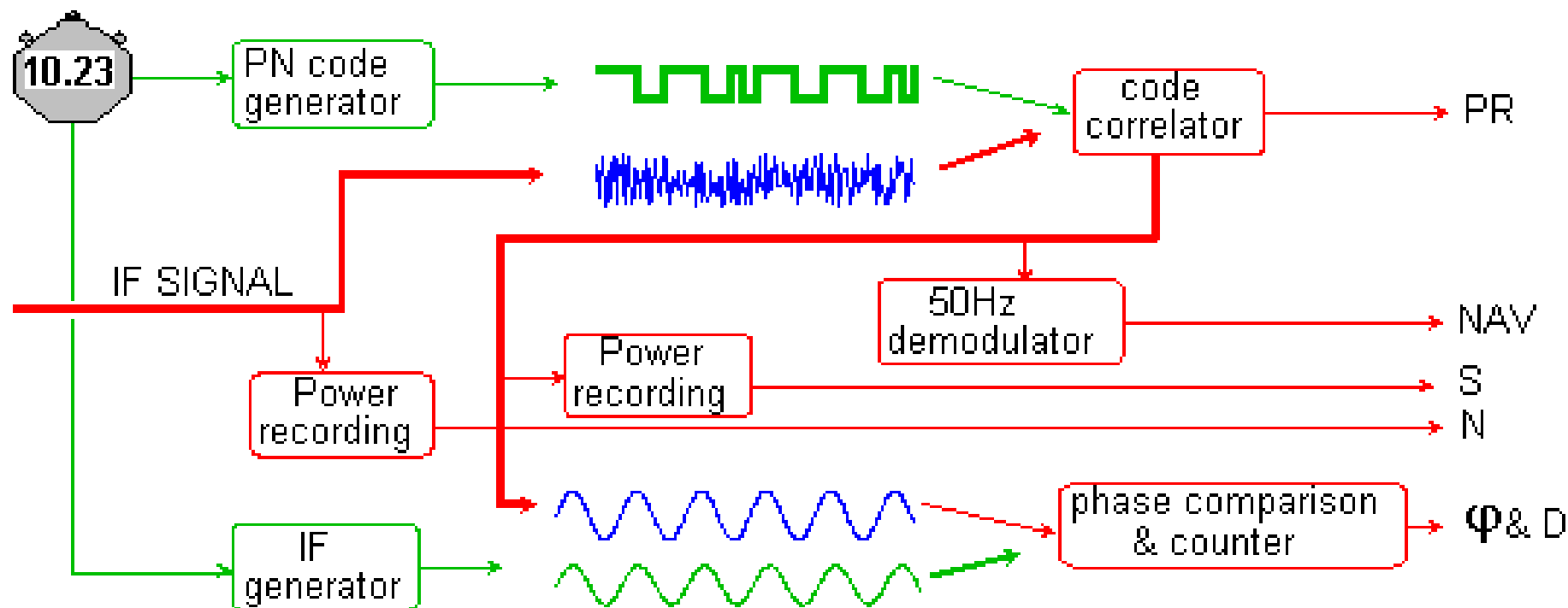
Sygnał ulega następnie zmieszaniu z sinusoidą generowaną przez oscylator lokalny dając w rezultacie częstotliwość pośrednią równą około 40 kHz (**układ oscylatora lokalnego i mieszacza**).

Sygnał na częstotliwości pośredniej (**IF**) po ponownym przefiltrowaniu jest następnie demodulowany na prostokątny sygnał cyfrowy (**układ korelatora kodu i demodulatora wiadomości nawigacyjnej**).

Zasada pracy odbiornika GPS

Konwersja szumu na sygnał użyteczny:

Generic GPS Channel





Zasada pracy odbiornika GPS

Konwersja szumu na sygnał użyteczny:

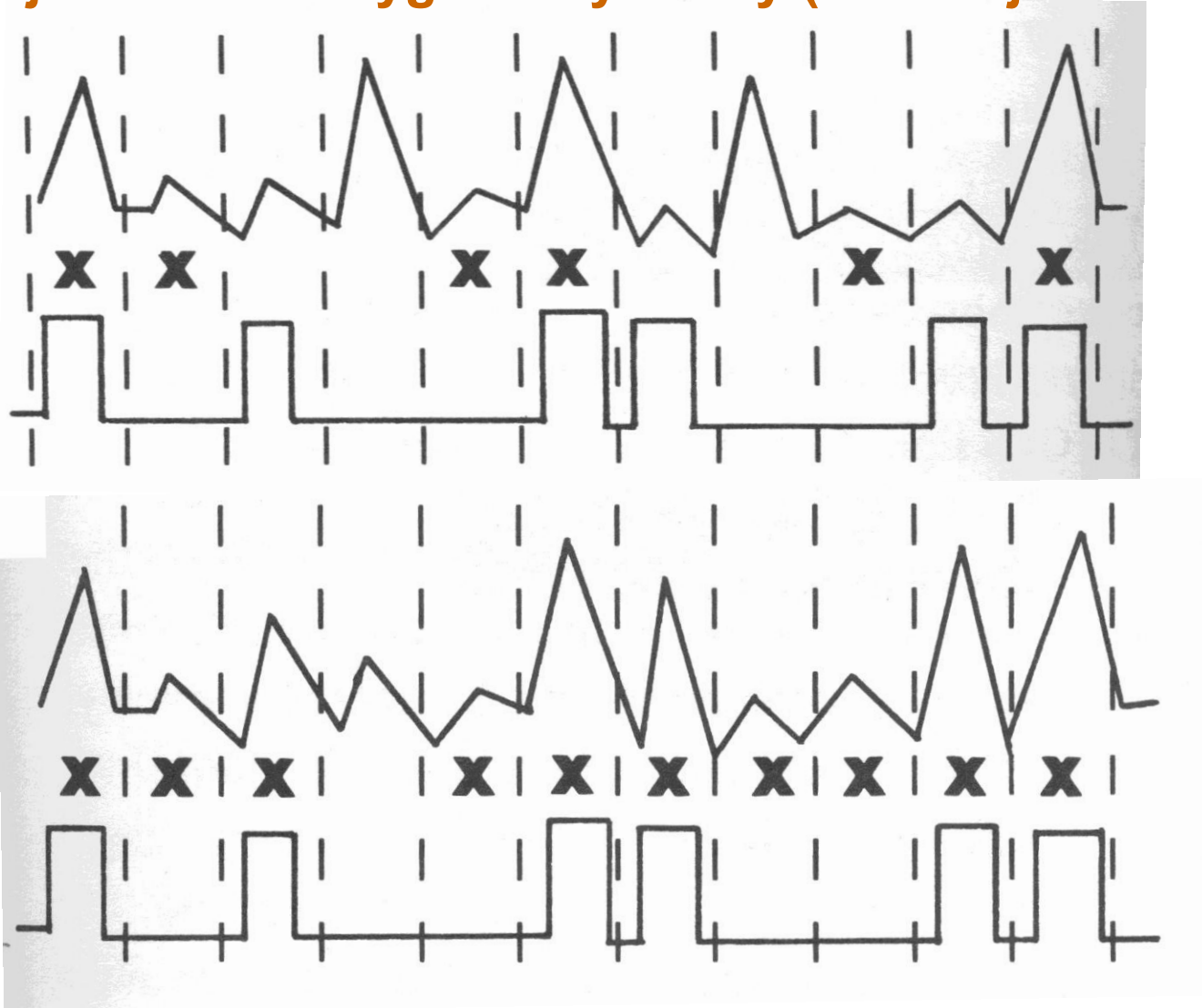
Układ korelatora kodu (**code correlator**) składa się z kolejnego **mieszacza** i **oscylatora cyfrowego**.

Aby zdemodulować sygnał IF w układzie mieszacza sprowadza się go do częstotliwości zerowej i jego kopie przesyła się na poszczególne kanały, w których wyodrębniany jest kod i informacja o nośnej dla kolejnych satelitów (**realizacja CDMA**). W tym celu w oscylatorze cyfrowym NCO (**numerically controlled oscillator**) jest tworzona replika kodu C/A lub P danego satelity i porównywana z sygnałem IF. Proces korelacji (porównania) prowadzi do wzmocnienia sygnału powyżej progu szumów, czyli do jego demodulacji na sygnał dwupoziomowy (0,1).



Zasada pracy odbiornika GPS

Konwersja szumu na sygnał użyteczny (korelacja kodów):

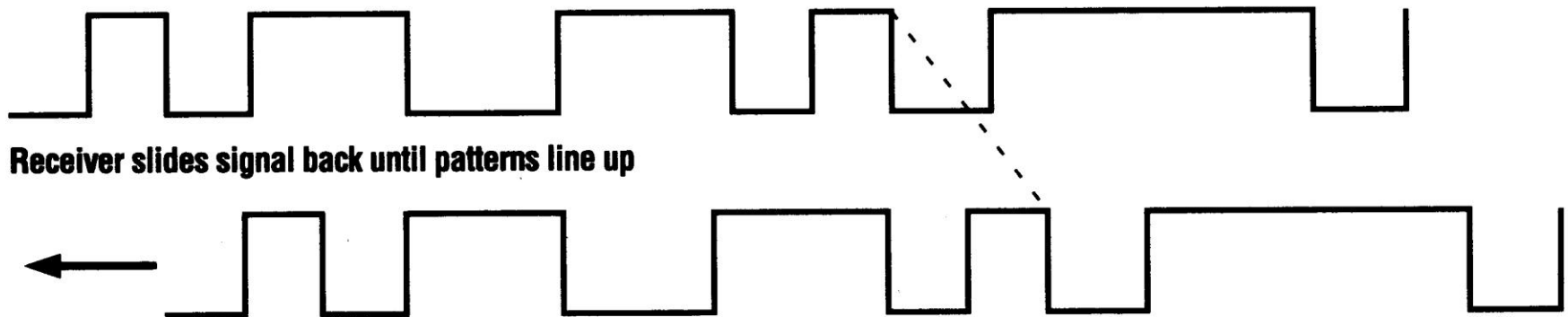




Zasada pracy odbiornika GPS

Konwersja szumu na sygnał użyteczny:

Pseudoodległość (PR, pseudorange) zostaje wyznaczona w wyniku zmierzenia przesunięcia czasowego potrzebnego na wyrównanie sygnału wygenerowanego przez NCO z sygnałem IF i przemnożeniu uzyskanej wartości przez prędkość fali elektromagnetycznej:

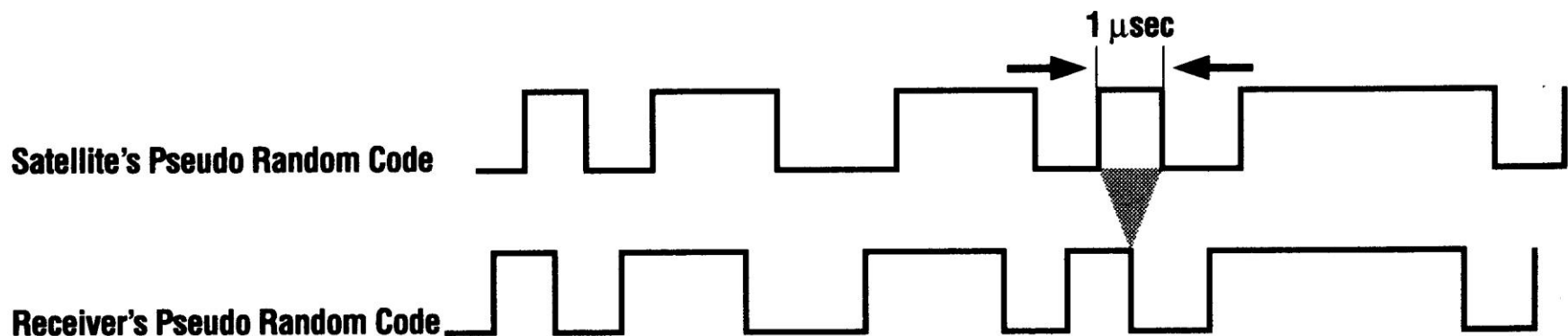




Zasada pracy odbiornika GPS

Konwersja szumu na sygnał użyteczny:

W praktyce stosowane są trzy repliki kodu dla celów korelacji – jedna wyrównywana dokładnie z sygnałem IF (**punctual**), jedna opóźniona (**late**) i jedna przyśpieszona (**early**). Kody **late** i **early** położone są po i przed ekstremum funkcji korelacyjnej po to, aby umożliwić ciągłość synchronizacji kodu (**continuous tracking**) i żeby zmniejszyć jej błędy.



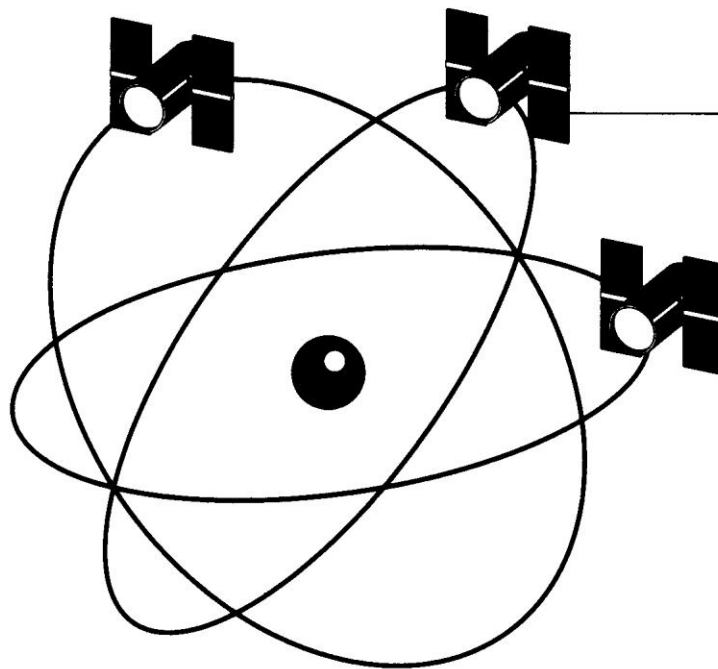
Match occurs as long as 1s and 0s line up, which means edges can be anywhere within one cycle.



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji:

Step 1 Satellites are reference points.



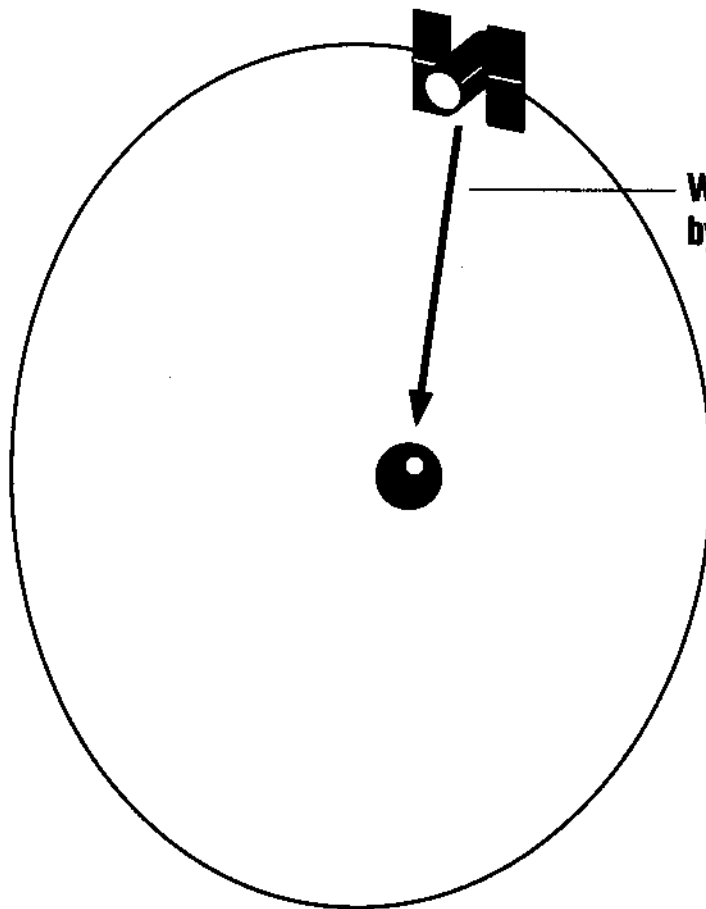
Satellite positions in space are precisely known.



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji:

Step 2 Signal travel time gives distance.

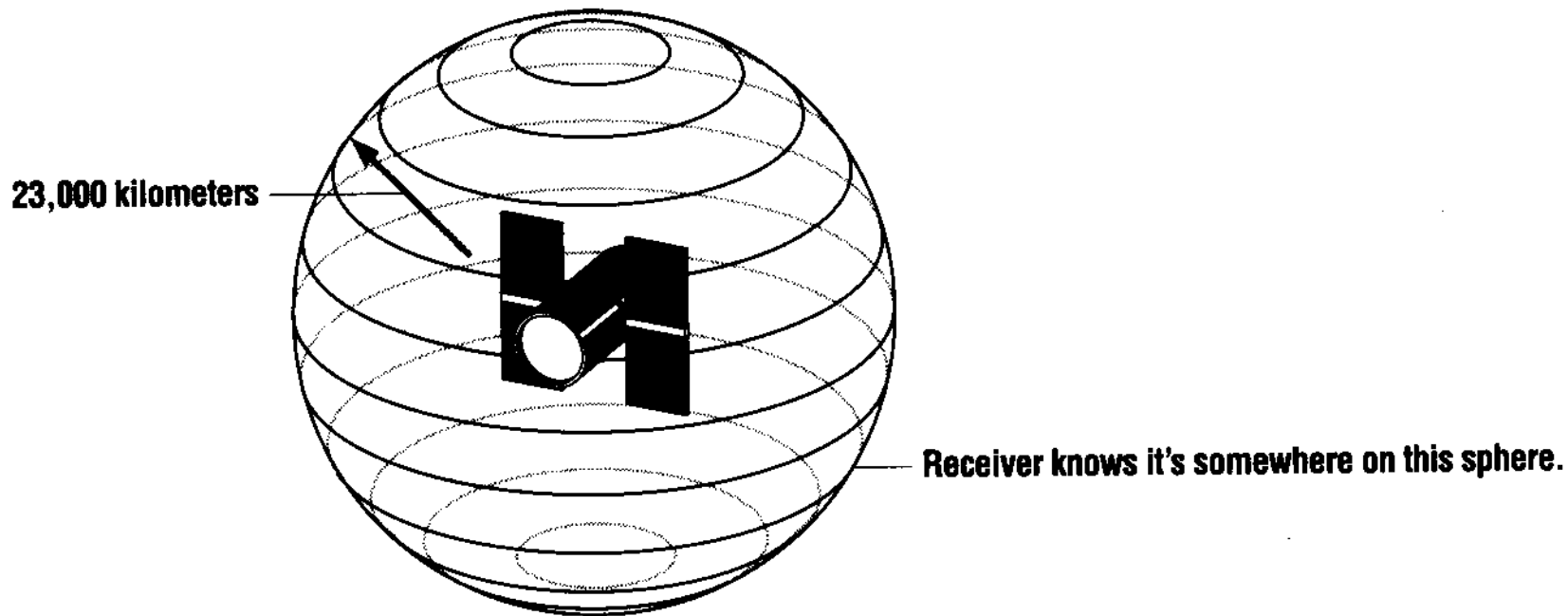


We measure our distance from each satellite by looking at how long it takes for a signal to reach us.



Zasada pracy odbiornika GPS

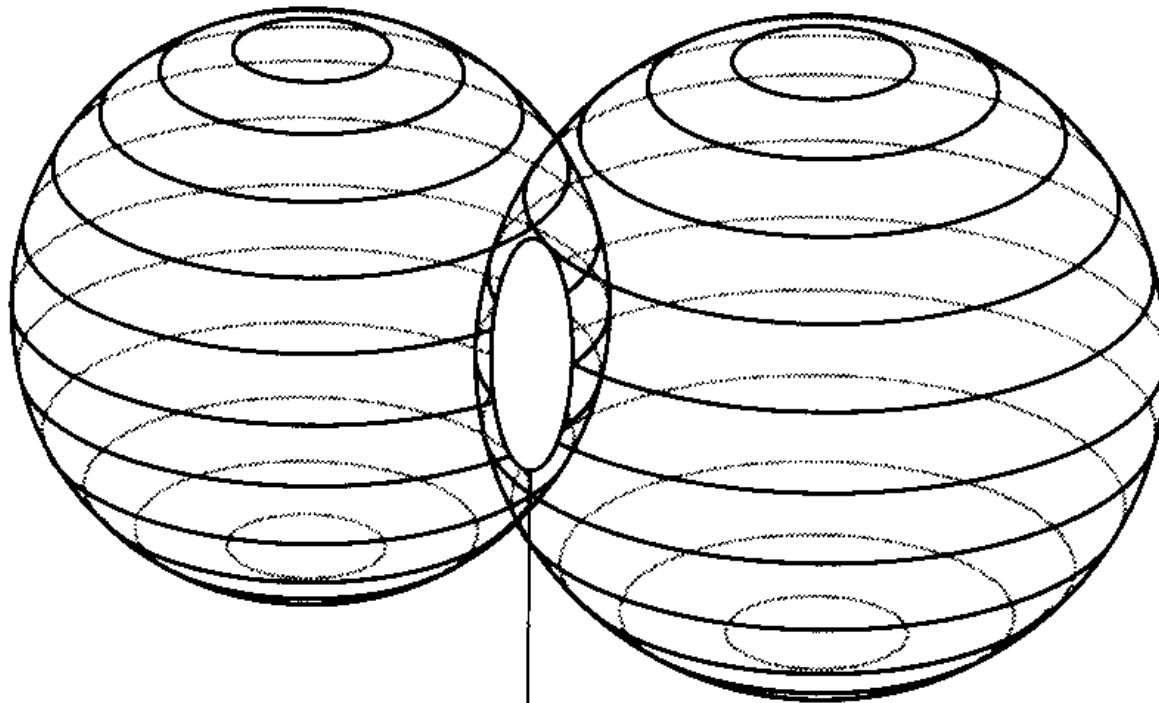
Wyznaczenie pozycji:





Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji:



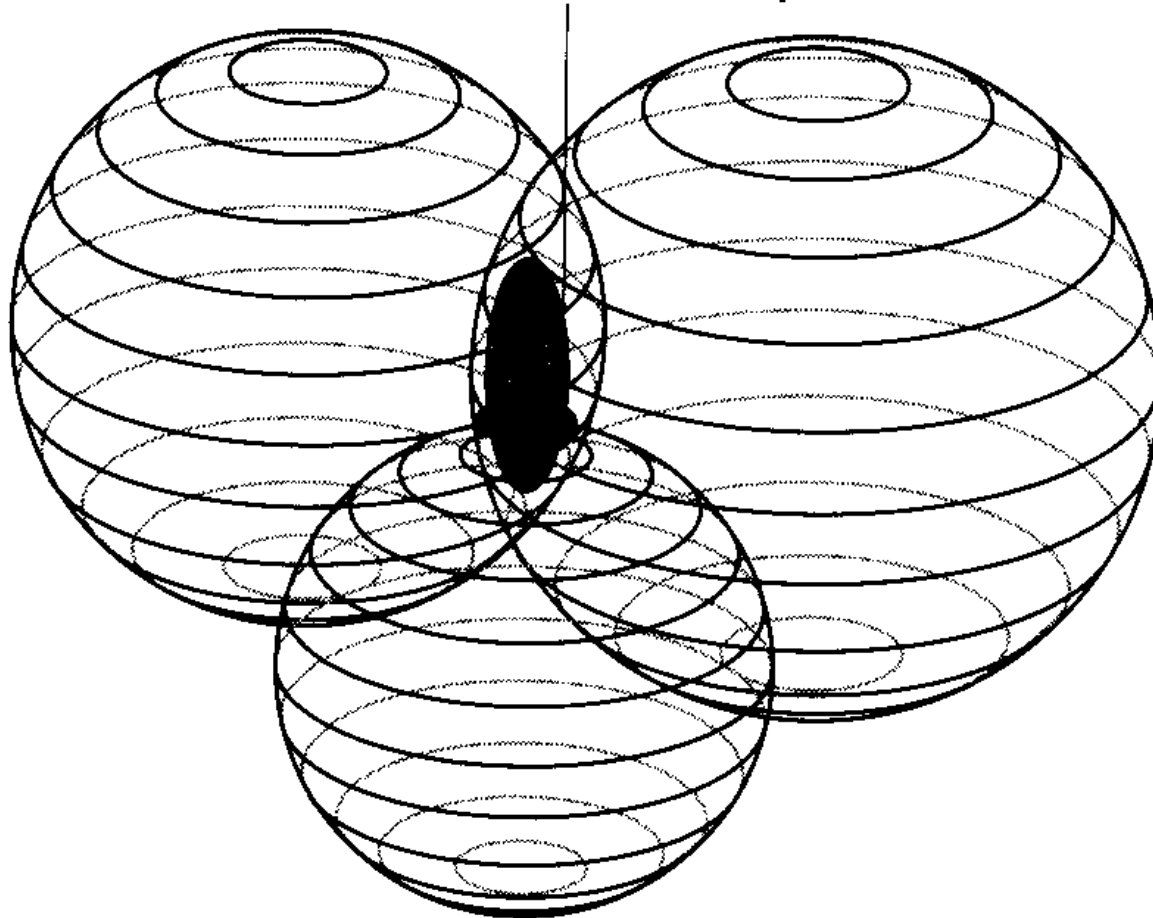
Two measurements put us somewhere on this circle.



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji:

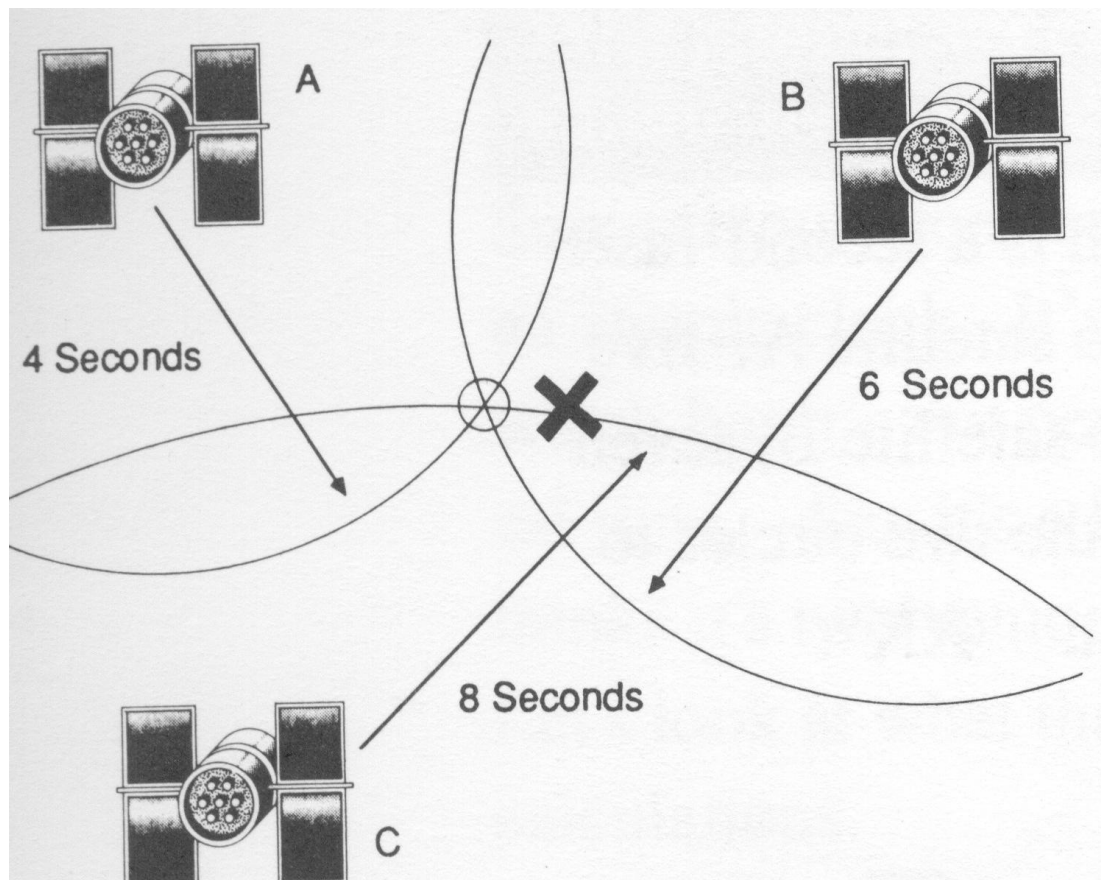
Three measurements puts us at one of two points.





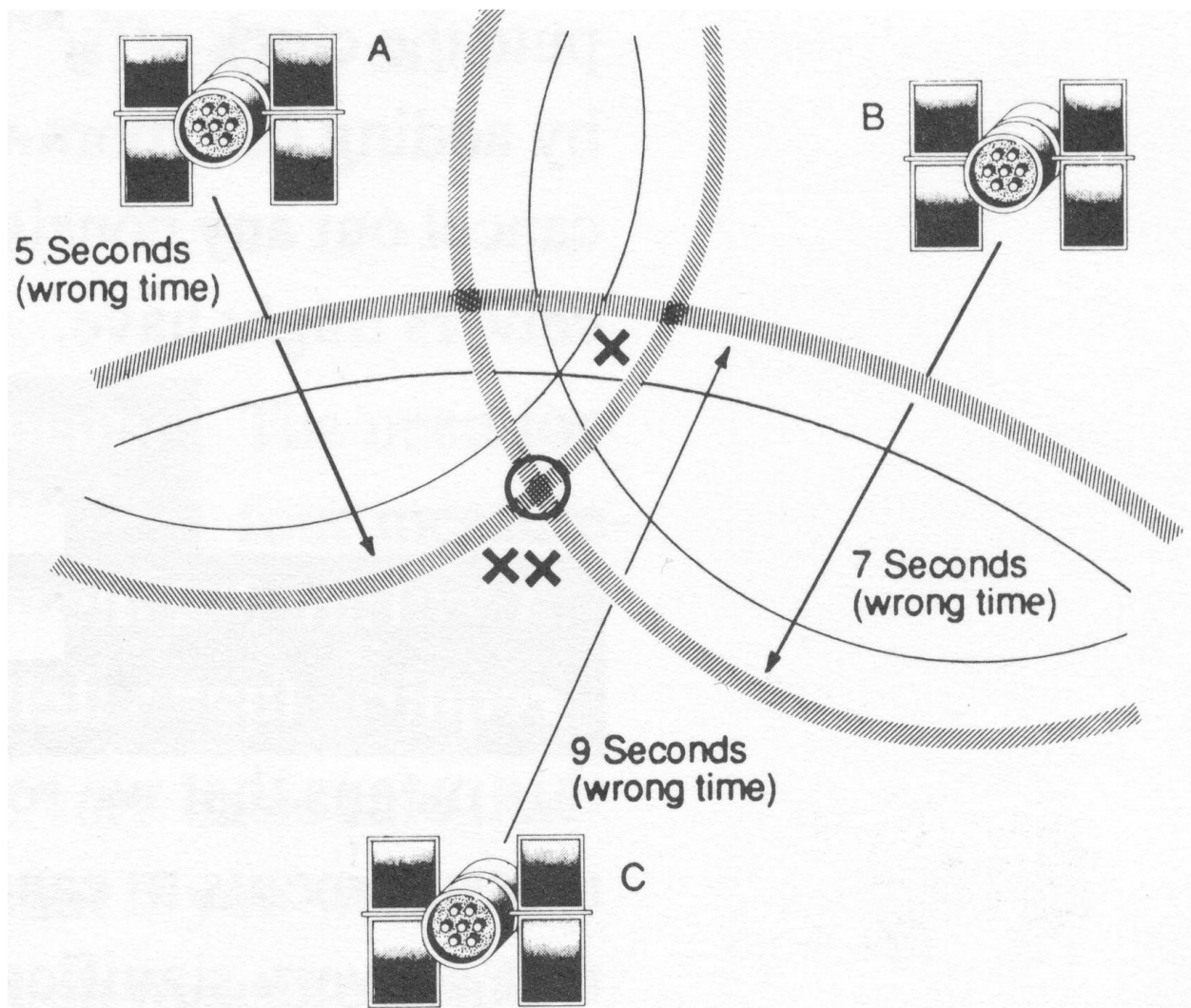
Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji – poprawka zegara:



Zasada pracy odbiornika GPS

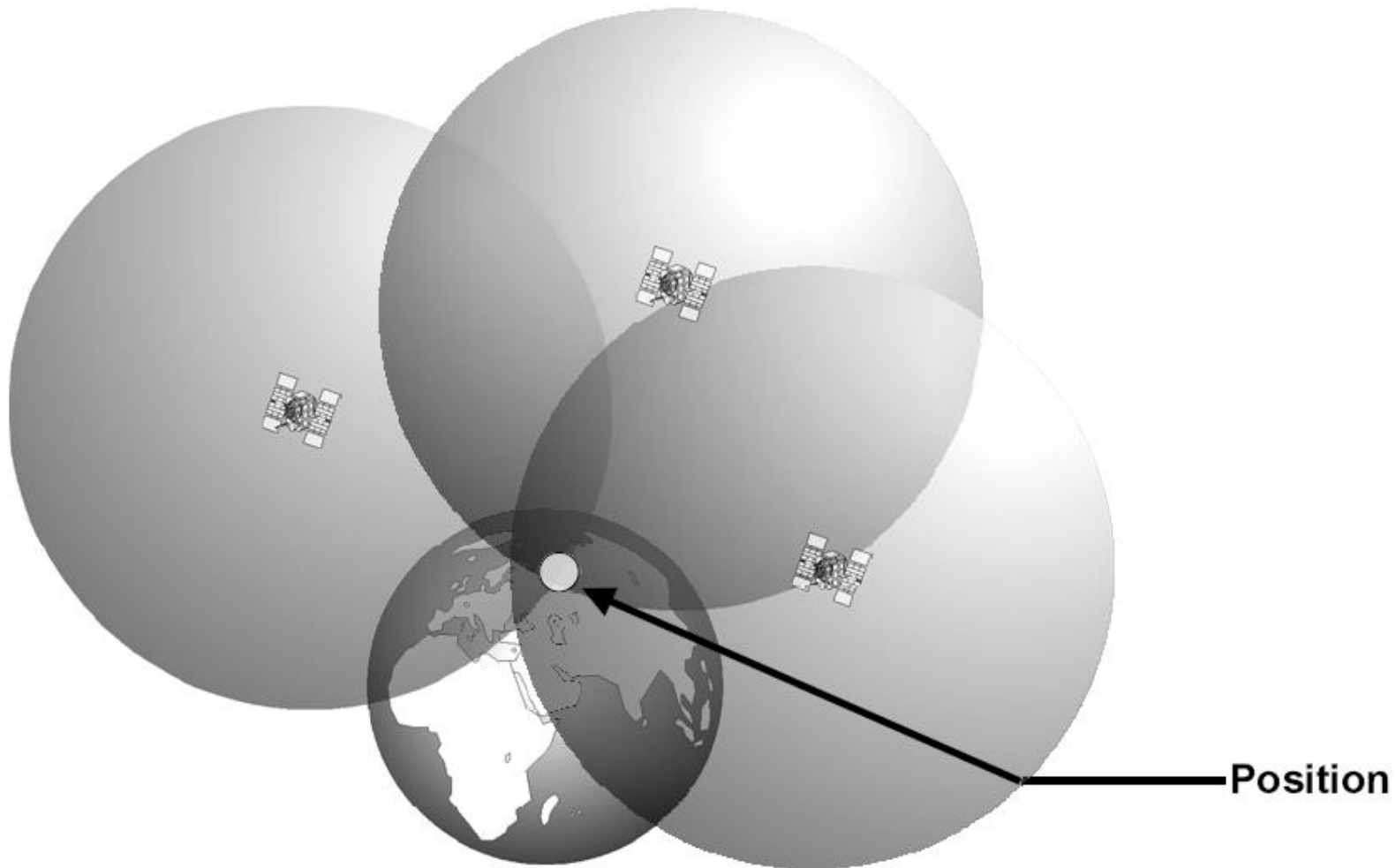
Wyznaczenie pozycji – poprawka zegara:





Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji na systemie odniesienia:





Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji – równanie pseudoodległości:

$$p + \Delta T = d + c \times dt + d_{jon} + d_{trop} + e_p = d + c \times dt_w$$

p – zmierzona pseudoodległość

d – odległość rzeczywista

c – prędkość fali elektromagnetycznej

ΔT – odchyłka zegara satelity

dt – odchyłka zegara odbiornika

d_{jon} – błąd odległości spowodowany opóźnieniem jonosferycznym

d_{trop} – błąd odległości spowodowany opóźnieniem troposferycznym

e_p – błąd pomiaru w wyniku niedoskonałej korelacji kodu

Wyznaczenie pozycji trójwymiarowej wiąże się z wyznaczeniem czterech końcowych parametrów: ϕ , λ , h , dt , a tym samym rozwiązaniem układu równań z czterema niewiadomymi mając znane cztery pseudoodległości.



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji przy większej ilości pomiarów metodą najmniejszych kwadratów (filtracja cyfrowa):

Nr Sat	Pseudorange(m)	Informacje dotyczące satelity			
		X coord (m)	Y coord (m)	Z coord (m)	Clock corrn (m)
12	23557228,789	14115557,51	9512669,01	20713559,79	-190652,118
13	24109913,370	2786931,08	12673788,78	23274029,06	185378,351
14	27706964,477	-17297742,17	2613743,46	20008566,43	-40,674
20	23674335,814	17772982,94	-12749483,23	14936050,42	1857,709
24	27348050,743	11264602,24	23578213,06	5296555,95	-9719,603
25	27021641,651	-3284739,66	-22519326,10	13778493,57	23302,540

SV	Elevation Angle	A Priori Weight
12	60.805	0.701101
13	41.576	0.405151
14	3.709	0.003849
20	48.377	0.514099
24	7.722	0.01661
25	10.034	0.027928

$$\begin{bmatrix} \tilde{X}_R \\ \tilde{Y}_R \\ \tilde{Z}_R \\ \tilde{dT}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3326445,7401 \\ -177062,6092 \\ 5421002,7619 \\ 0,007643680 \end{bmatrix}$$



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji przy większej ilości pomiarów metodą najmniejszych kwadratów (filtracja cyfrowa):

$$F = \sqrt{(\bar{X}_R - X^j)^2 + (\bar{Y}_R - Y^j)^2 + (\bar{Z}_R - Z^j)^2} - c \bar{T}_R$$

$$\tilde{\rho}_R^j = \sqrt{(\tilde{X}_R - X^j)^2 + (\tilde{Y}_R - Y^j)^2 + (\tilde{Z}_R - Z^j)^2}$$

$$\frac{\partial F}{\partial \tilde{X}_R} = \frac{\tilde{X}_R - X^j}{\tilde{\rho}_R^j} \quad \frac{\partial F}{\partial \tilde{Y}_R} = \frac{\tilde{Y}_R - Y^j}{\tilde{\rho}_R^j} \quad \frac{\partial F}{\partial \tilde{Z}_R} = \frac{\tilde{Z}_R - Z^j}{\tilde{\rho}_R^j} \quad \frac{\partial F}{\partial \tilde{T}_R} = -c$$

$$A \times x = b$$

A – macierz powyższych czterech współczynników (relacja pomiar – parametr pozycji)

x – wektor poprawek do parametrów pozycji

b – wektor różnic pomiarów i wartości obliczonych



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji przy większej ilości pomiarów metodą najmniejszych kwadratów (filtracja cyfrowa):

$$A = \begin{bmatrix} -0,511937 & -0,459772 & -0,725623 & -299792458 \\ 0,024519 & -0,584029 & -0,811362 & -299792458 \\ 0,811484 & -0,109808 & -0,573965 & -299792458 \\ -0,675556 & 0,587917 & -0,444947 & -299792458 \\ -0,316933 & -0,948435 & 0,004969 & -299792458 \\ 0,267082 & 0,902593 & -0,3376 & -299792458 \end{bmatrix}$$



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji przy większej ilości pomiarów metodą najmniejszych kwadratów (filtracja cyfrowa):

$$b_j = (P^j + {}_d T^j) - \sqrt{(\tilde{X}_R - X^j)^2 + (\tilde{Y}_R - Y^j)^2 + (\tilde{Z}_R - Z^j)^2} + {}_d T_R \cdot c$$

pomierzone – *obliczone*

$$b = \begin{bmatrix} -0,424547451 \\ 1,57689721 \\ 2,605596567 \\ 0,804413421 \\ -1,397538325 \\ -0,720283596 \end{bmatrix} \quad W = \begin{bmatrix} 0,7011 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,4052 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0038 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,5141 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0,0166 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0,0279 \end{bmatrix}$$

$$\hat{x} = (A^T \cdot W \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot W \cdot b$$



Zasada pracy odbiornika GPS

Wyznaczenie pozycji przy większej ilości pomiarów metodą najmniejszych kwadratów (filtracja cyfrowa):

$$\hat{x} = (A^T \cdot W \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot W \cdot b = \begin{bmatrix} 2,149767369 \\ 1,548361068 \\ -2,523584552 \\ 2,58417E-10 \end{bmatrix}$$

Współrzędne odbiornika i wyrównanie zegara są obliczane w wyniku dodania wektora poprawek \hat{x} do wstępnych oszacowań:

$$\begin{bmatrix} \tilde{X}_R \\ \tilde{Y}_R \\ \tilde{Z}_R \\ \tilde{dT}_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3326445,7401 \\ -177062,6092 \\ 5421002,7619 \\ 0,007643680 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2,149767369 \\ 1,548361068 \\ -2,523584552 \\ 2,58417E-10 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3326447,89 \\ -177061,06 \\ 5421000,23 \\ 0,00764368 \end{bmatrix}$$

Następnie obliczenia są powtarzane dla uaktualnionych wartości parametrów pozycji do momentu osiągnięcia $\hat{x} \approx 0$



Jakość geometryczna pozycji GPS

Dilution of precision (DOP) jest **wskaźnikiem jakości spodziewanych wyników pozycji** w odbiorniku GPS. Wartość tego współczynnika jest uzależniona od geometrii satelitów (ich wzajemnych położenia na orbicie).

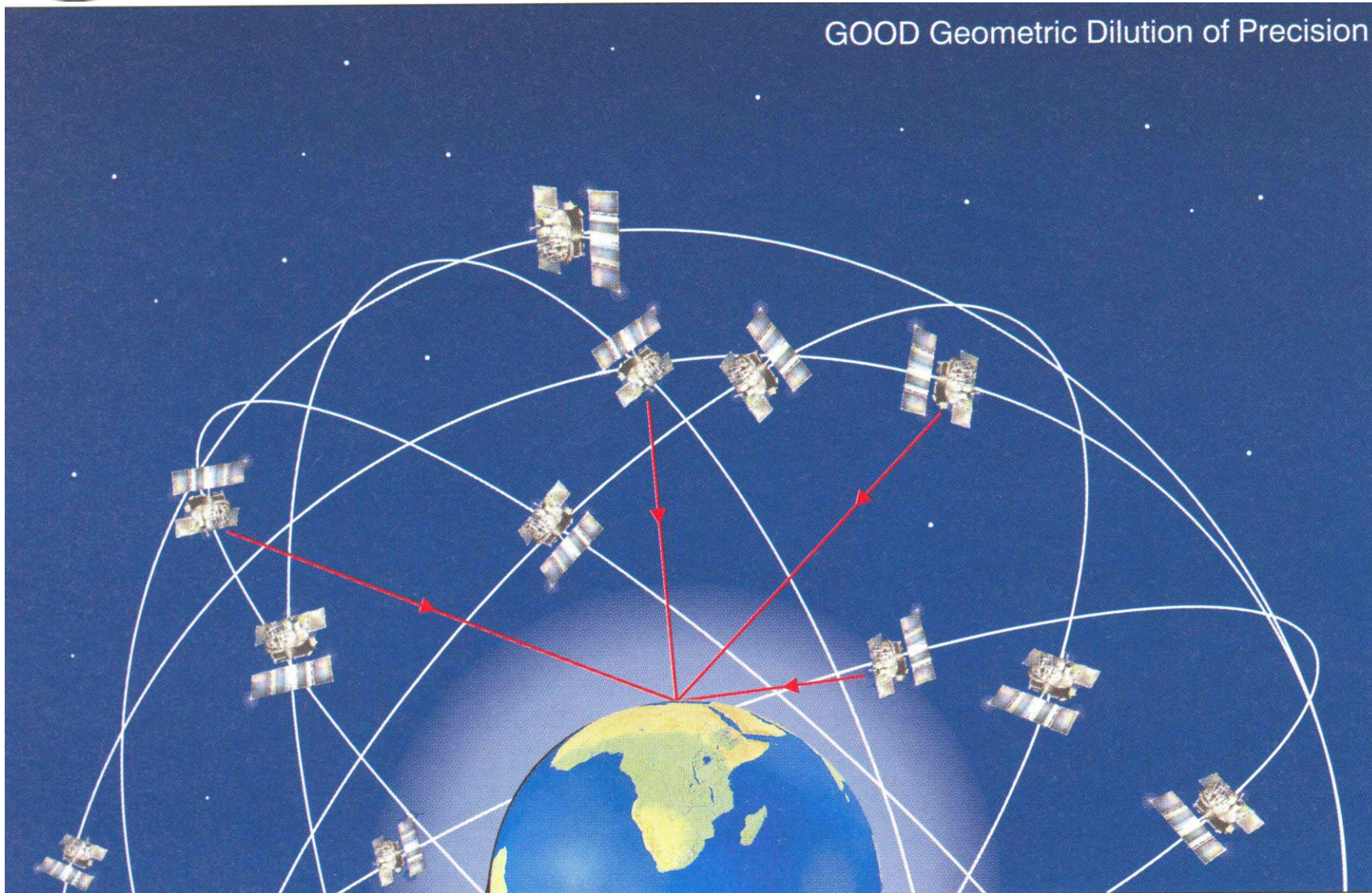
Wartości DOP mogą być wyrażane w różny sposób w zależności od wpływu konfiguracji satelitów na poszczególne komponenty pozycji:

GDOP	geometrical dilution of precision (geometryczny)
PDOP	positional dilution of precision (pozycyjny)
TDOP	time dilution of precision (czasowy)
HDOP	horizontal dilution of precision (w poziomie)
VDOP	vertical dilution of precision (w pionie)



Jakość geometryczna pozycji GPS

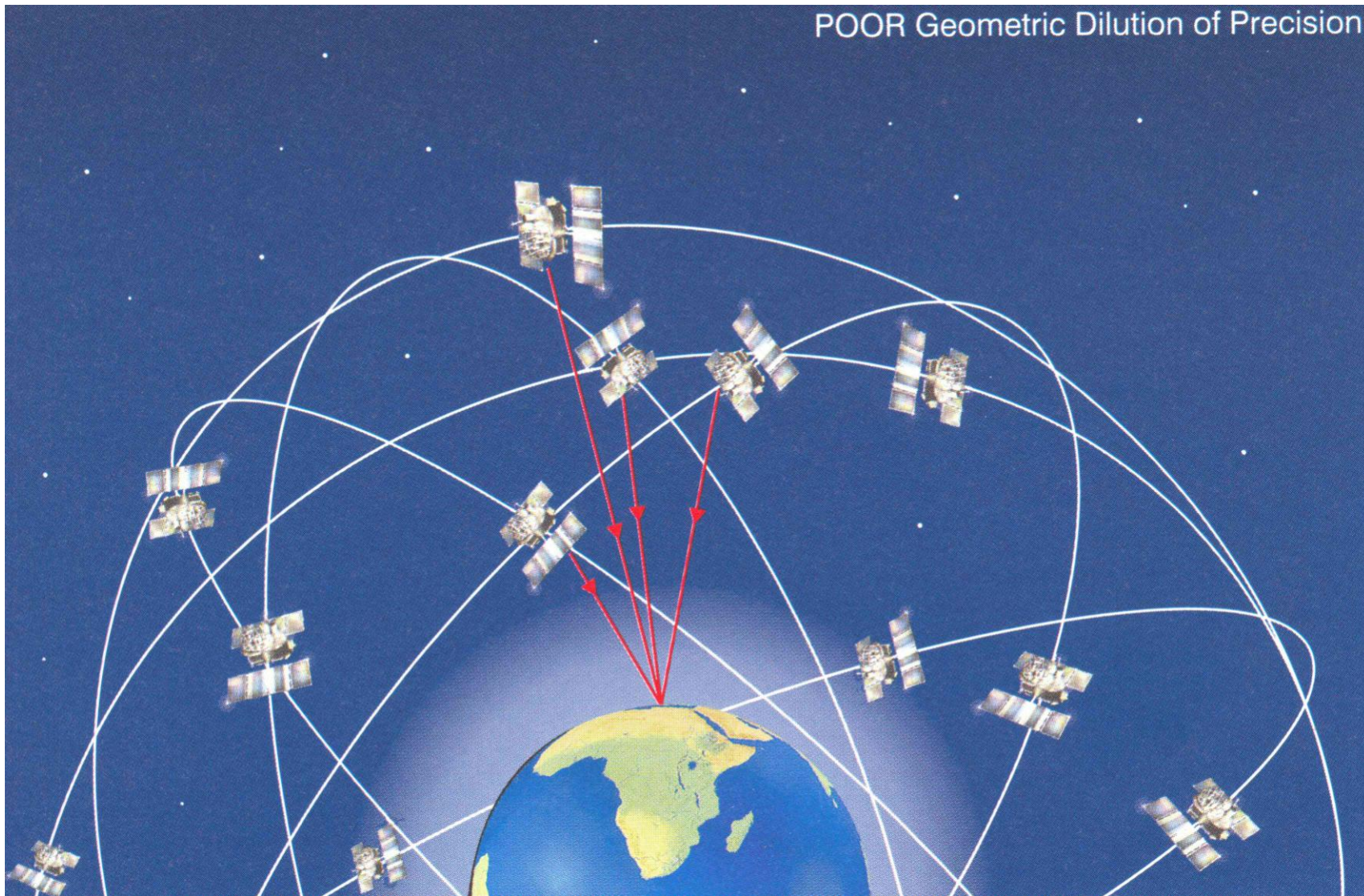
GOOD Geometric Dilution of Precision





Jakość geometryczna pozycji GPS

POOR Geometric Dilution of Precision





Jakość geometryczna pozycji GPS

Bardzo ważnym jest, aby wartości DOP były używane jedynie jako wskazanie kiedy odbiornik GPS prawdopodobnie nie wyznaczy pozycji o dobrej dokładności i **nie powinny być stosowane jako jedyne miary opisujące jakość / dokładność aktualnej pozycji.**

Jest kilka powodów, ze względu na które wartość DOP uzależniona od geometrii satelitów, może być myląca jeśli potraktuje się ją jako miarę dokładności pozycji:

→ w pomiarach niektórych pseudoodległości mogą występować błędy przypadkowe wpływające na zmniejszenie dokładności pozycji – nie będzie to uwzględnione w wartości DOP;

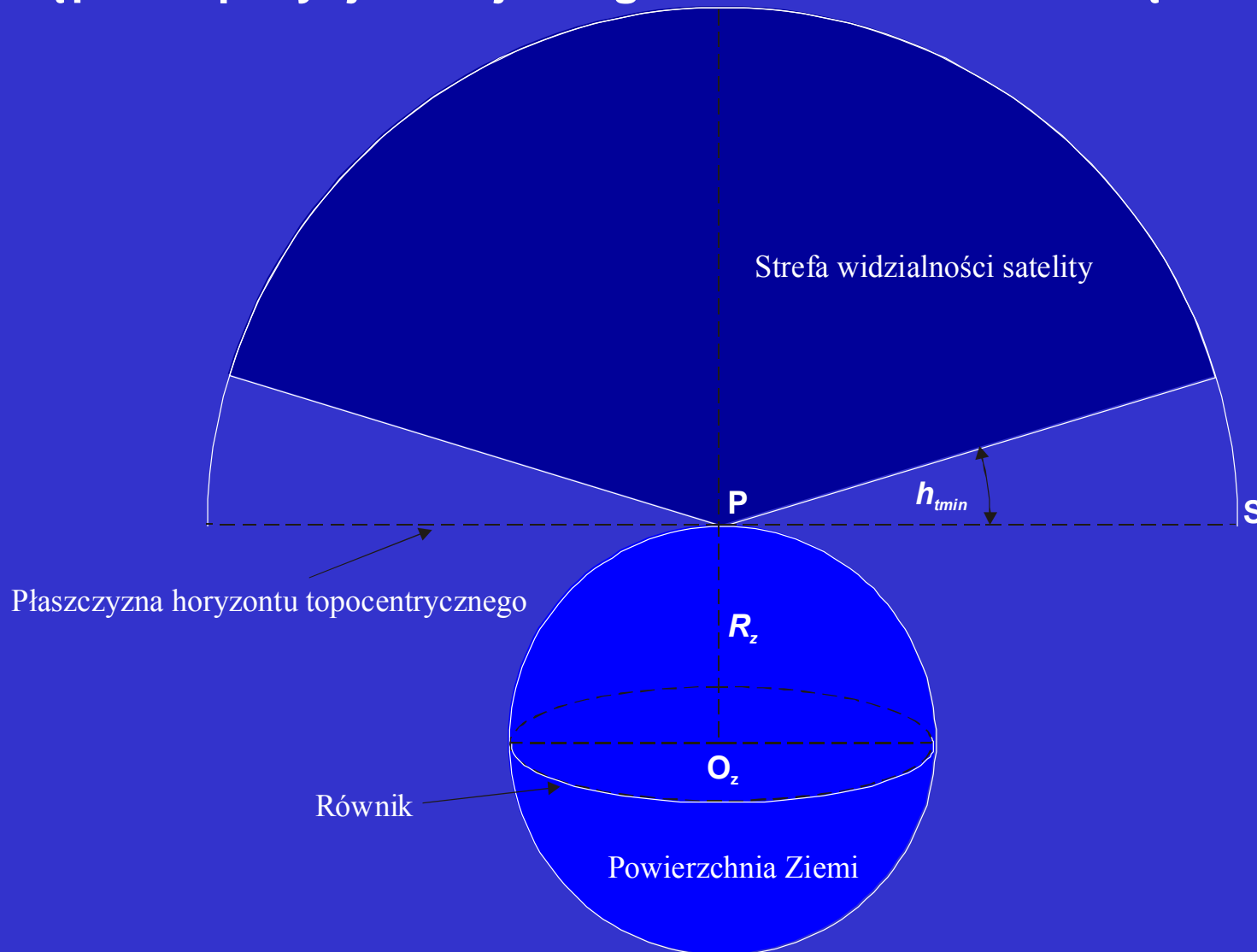


Jakość geometryczna pozycji GPS

- niska elewacja satelitów przeważnie wpłynie na poprawę geometrycznej konfiguracji, jednakże odległości zmierzone do tych satelitów obarczone będą większymi błędami atmosferycznymi w porównaniu z satelitami położonymi wyżej nad widnokręgiem co ponownie zmniejszy dokładność pozycji;
- DOP nie wskazuje wartości błędów wprowadzanych do wszystkich pomiarów w wyniku załączenia SA;
- bardziej właściwą miarą dokładności jest odchylenie standardowe różnych komponentów pozycji obliczone na podstawie ich macierzy kowariancji.

Dostępność pozycji GPS

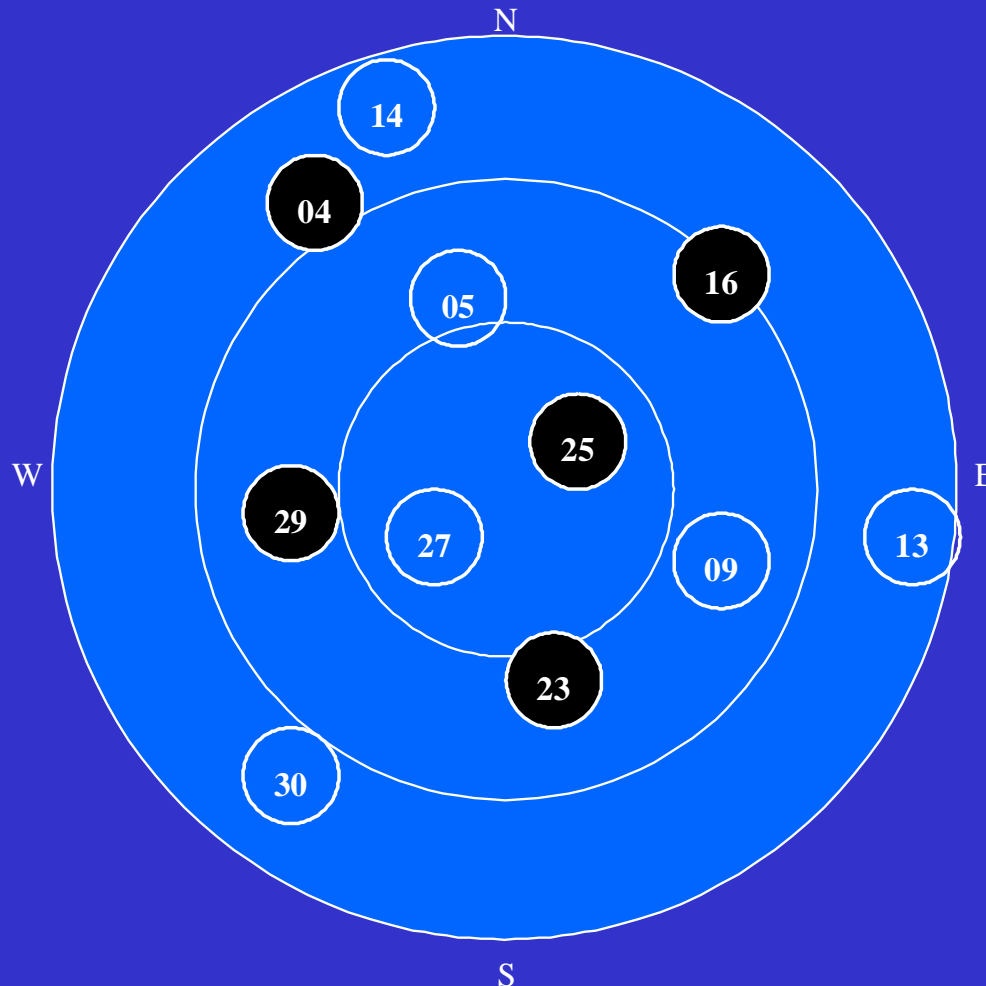
Dostępność pozycji GPS jest ograniczona widzialnością satelitów:



Strefa widzialności satelity uwzględnieniem dolnej granicznej wysokości topocentrycznej.

Dostępność pozycji GPS

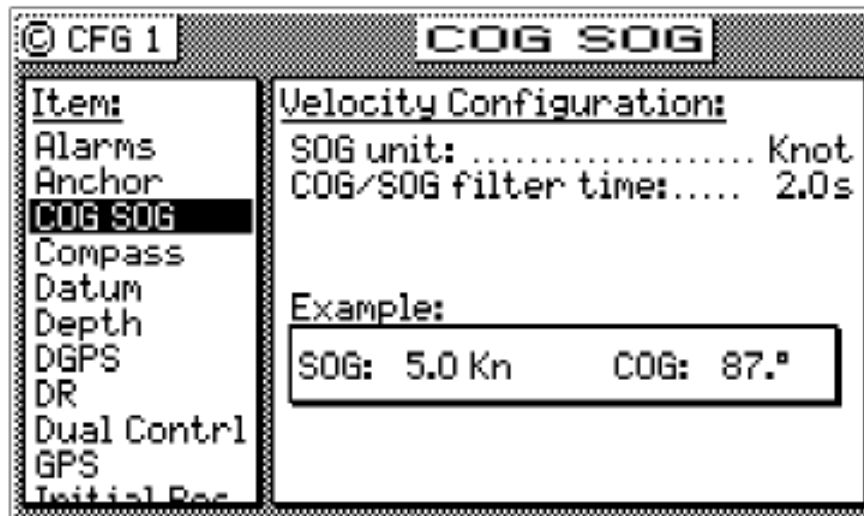
W odbiorniku GNSS mamy możliwość podglądu konstelacji satelitarnej:



Prezentacja rozmieszczenia satelitów nad horyzontem topocentrycznym w odbiorniku GNSS.

Wyznaczenie wektora prędkości w GPS

Wektor prędkości w odbiorniku GPS wyznaczany jest na podstawie rejestrowanych zmian pozycji w czasie. Na okres czasu, za jaki wyznaczany jest ten wektor, operator ma przeważnie wpływ poprzez ustawienie stałej czasowej filtru cyfrowego (Kalmana) wygładzającego odchyłki wyników od wartości dominujących w przeszłości (uśredniającego prędkość).



Konfiguracja wektora prędkości w odbiorniku firmy Leica typu MK10, MK420

Wyznaczenie wektora prędkości w GPS

W praktyce należy mieć na uwadze, że:

- **większa wartość stałej czasowej filtru (ang. **filter time / constant**) powoduje opóźnienie zmiany kierunku i wartości prędkości w stosunku do rzeczywistości, ale ostateczne parametry są obarczone mniejszym błędem (wyeliminowane są chwilowe odchyłki prędkości);**
- **dynamika ruchu anteny może być na tyle duża (przemieszczenie w bardzo krótkim odstępie czasu przy znacznym rozkołysie), że konieczne może być zwiększenie stałej czasowej filtru – najlepiej przetestować zmiany wektora prędkości w praktyce;**
- **wyznaczone zostają parametry ruchu względem dna – nie można więc z odbiornika GNSS odczytać kursu, ale kąt drogi nad dnem i prędkość względem dna (angielskie skróty to **COG** i **SOG**).**