

Systemy nawigacji satelitarnej

NOTATKI

Orbity satelitów

1. Cechy ruchu keplerowskiego, prawa Keplera.

Cechy ruchu Keplerowskiego:

- Odbywa się ściśle według praw Keplera
- Odbywa się w centralnym polu grawitacyjnym wyłącznie pod wpływem sił grawitacji dwóch ciał
- Elementy orbity keplerowskiej są stałe w czasie

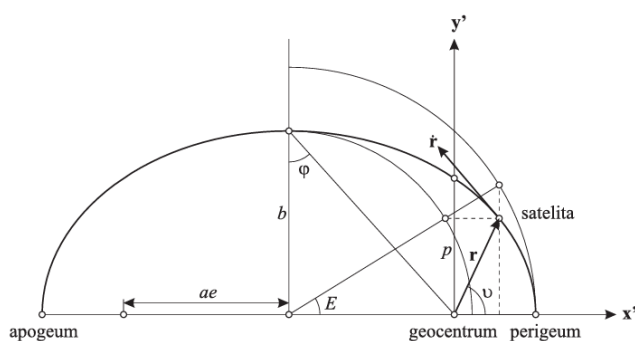
Pierwsze prawo Keplera – satelita porusza się po orbicie będącą krzywą stożkową, w jednym z jej ognisk znajduje się ciało centralne (Ziemia) – **Prawo to definiuje geometrię orbity.**

Drugie prawo Keplera – promień wodzący satelity zakreśla w równych odstępach czasu równe pola – **Pozwala na określenie prędkości satelity.**

Trzecie prawo Keplera – kwadraty okresów obiegów dwóch satelitów wokół ciała centralnego (Ziemi) są proporcjonalne do trzecich potęg ich średnich odległości od ciała centralnego. – **Pozwala określić masy ciał niebieskich.**

2. Geometria orbity (podstawowe elementy i zależności).

Geometria orbity



Rysunek 2: Geometria orbity eliptycznej

$r = \|\mathbf{r}\|$: odległość centrum mas Ziemia-satelita;
 ν : anomalia prawdziwa;
 E : anomalia mimośrodowa;
 a : dłuższa półoś elipsoidy;
 e : mimośród;
 p : parametr ogniskowy;
 φ : mimośród kątowy;
 $x'y'$: współrzędne orbitalne.

Inne zależności dla elipsy:

$$p = \frac{b^2}{a}; \quad e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2}; \quad a = \frac{p}{1 - e^2}; \quad b = \frac{p}{\sqrt{1 - e^2}};$$

$$e = \sin \varphi \quad p = a \cos^2 \varphi$$
$$\sqrt{1 - e^2} = \cos \varphi \quad b = a \cos \varphi.$$

3. Zasady dynamiki Newtona oraz prawo grawitacji.

I zasada dynamiki – w inercyjnym układzie odniesienia, jeśli na ciało nie działa żadna siła, lub działające na nie siły równoważą się, to ciało pozostaje w spoczynku, lub porusza się ruchem jednostajnym prostoliniowym.

II zasada dynamiki – Jeśli siły działające na ciało nie równoważą się, to ciało porusza się z przyspieszeniem wprost proporcjonalnym do siły wypadkowej, a odwrotnie proporcjonalnym do masy ciała.

$$\mathbf{F} = m\ddot{\mathbf{r}}$$

lub dla każdego normalnego człowieka $F = m \cdot a$

III zasada dynamiki – oddziaływania ciał są zawsze wzajemne. Siły wzajemnego oddziaływania dwóch ciał mają takie same wartości, taki sam kierunek, ale przeciwne zwroty i różne punkty przyłożenia (każda działa na inne ciało).

Prawo grawitacji – między dowolną parą ciał posiadających masy pojawia się siła przyciągania, która działa na linii łączącej środki tych ciał, a jej wartość rośnie wraz z iloczynem mas i maleje z kwadratem odległości między nimi.

$$\mathbf{F} = -G \frac{Mm}{r^2}$$

4. Równanie ruchu satelity (wyprowadzenie, interpretacja).

$$m\ddot{\mathbf{p}} = -G \frac{Mm}{r^3} \mathbf{r} \quad \ddot{\mathbf{p}} = -G \frac{M}{r^3} \mathbf{r} \quad (13)$$

$$M\ddot{\mathbf{a}} = G \frac{Mm}{r^3} \mathbf{r} \quad \ddot{\mathbf{a}} = G \frac{m}{r^3} \mathbf{r} \quad (14)$$

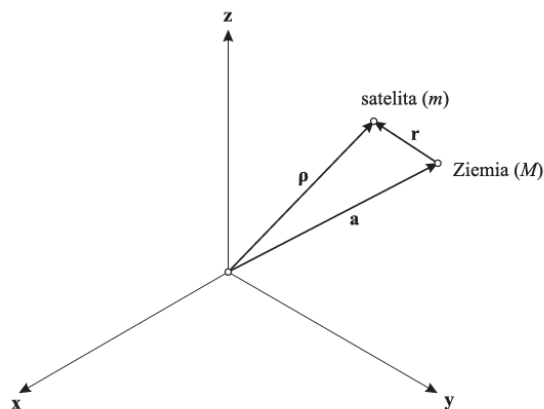
Na podstawie zależności:

$$\mathbf{r} = \mathbf{p} - \mathbf{a} \quad \ddot{\mathbf{r}} = \ddot{\mathbf{p}} - \ddot{\mathbf{a}} \quad (15)$$

otrzymujemy:

Równanie ruchu

$$\ddot{\mathbf{r}} + G \frac{M+m}{r^3} \mathbf{r} = \mathbf{0} \quad (16)$$



Rysunek 6: Składowe równania ruchu

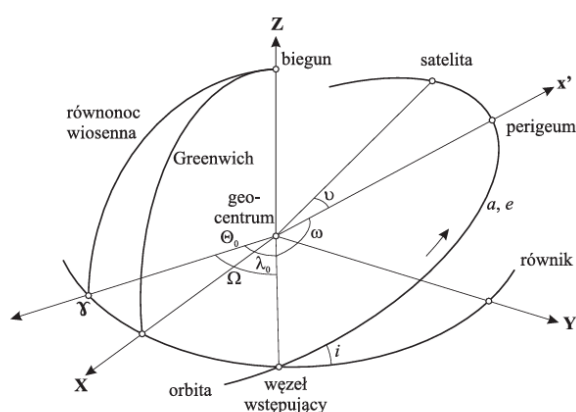
5. Elementy orbity keplerowskiej (definicje, rysunek, podstawowe zależności, schemat przeliczeń elementy-współrzędne, położenie satelity na orbicie).

Elementy orbity keplerowskiej powstają na podstawie rozwiązywania równania ruchu satelity. Jest ich 6 i są powiązane z sześcioma stałymi całkowania. Pozwalają na określenie w dowolnym momencie położenia i prędkości satelity.

Elementy orbity to wielkości skalarne, które opisują:

- Położenie płaszczyzny orbity w przestrzeni: Ω , i
- Położenie orbity w płaszczyźnie: ω
- Wielkość i kształt orbity: a , e
- Czas przejścia satelity przez określony punkt orbity: t_0/v

W ruchu keplerowskim elementy orbity są stałe w czasie.



Ω : rektascenzja węzła wstępującego;

λ_0 : długość węzła wstępującego;

i : nachylenie płaszczyzny orbity;

ω : argument perigeum;

t_0 : czas przejścia satelity przez perigeum;

$u = \omega + \nu$: argument szerokości.

Położenie satelity na orbicie:

Na podstawie geometrycznych zależności na rysunku można wyprowadzić wzory:

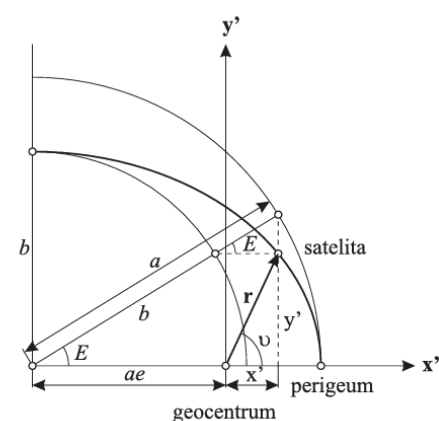
$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} x' \\ y' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a \cos E - ae \\ b \sin E \end{bmatrix} = a \begin{bmatrix} \cos E - e \\ \sqrt{1 - e^2} \sin E \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (18)$$

$$\tan \nu = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{\cos E - e} \quad (19)$$

Anomalia prawdziwa dla epoki t

$$\nu(t) = 2 \arctan \left[\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E(t)}{2} \right] \quad (20)$$



Rysunek 8: Anomalia prawdziwa i mimośrodowa

Wykorzystując wzór (18) można wyprowadzić zależność:

$$ndt \cdot a = a(1 - e \cos E)dE, \quad (21)$$

której całkowanie prowadzi do wzoru:

$$n(t - t_0) = E - e \sin E. \quad (22)$$

Lewa strona wzoru (22) zależy liniowo od czasu i opisuje **anomalie średnią**, prawa określa **równanie Keplera**.

Anomalia średnia dla epoki t

$$M(t) = n(t - t_0) \quad (23)$$

Anomalia mimośrodowa dla epoki t

$$E(t) = M(t) + e \sin E(t) \quad (24)$$

6. Energia/prędkość/kształt orbity, prędkości kosmiczne.

Stała energii orbit

okrąg : $E_M = -\frac{GM}{2a}$

elipsa : $E_M = -\frac{GM}{2a}$

parabola : $E_M = 0$

hiperbola : $E_M = \frac{GM}{2a}$

- Dla krzywych zamkniętych (okrąg, elipsa) całkowita energia jest ujemna; wynika to z umownego przyjęcia 0 w ∞ .

- Dla tych orbit wartość energii potencjalnej przekracza energię kinematyczną, stąd m pozostaje w strefie oddziaływania M.

- Przy dodatnim bilansie energii (hiperbola) satelita posiada energię kinematyczną nawet w ∞ , tzn. że satelita opuszcza strefę przyciągania ciała centralnego.

- Minimalna prędkość ucieczki następują dla $E_M = 0$.

Stała energii oraz równanie (27) umożliwia obliczenie prędkości satelity w każdym punkcie orbity, która zależy jedynie od a .

Prędkość satelity

okrąg : $v_o = \sqrt{\frac{GM}{r}}$

elipsa : $v_e = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$

parabola : $v_p = \sqrt{\frac{2GM}{r}}$

hiperbola : $v_h = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} + \frac{1}{a} \right)}$

Dla orbity eliptycznej

Prędkość zawiera się pomiędzy:

max w perygeum : $v_{max} = \sqrt{\frac{GM}{a}} \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}$

min w apogeum : $v_{min} = \sqrt{\frac{GM}{a}} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}}$

Okres obiegu, zgodnie z (10):

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM}} \quad (35)$$

I prędkość kosmiczna – minimalna prędkość jaką należy nadać satelicie na powierzchni ciała centralnego, aby mógł on oderwać się od tego ciała i poruszać po jego powierzchni po orbicie kołowej.

$$v_I = \sqrt{\frac{GM}{R}} = 7.9 \text{ km/s}$$

II prędkość kosmiczna – minimalna prędkość jaką należy nadać satelicie na powierzchni ciała centralnego, aby mógł on opuścić strefę przyciągania tego ciała.

Prędkość ucieczki jest prędkością paraboliczną na powierzchni ciała centralnego:

$$v_{II} = \sqrt{\frac{2GM}{R}} = 11.2 \text{ km/s}$$

Sztuczny satelita Ziemi, który osiągnie drugą prędkość kosmiczną opuści strefę przyciągania Ziemi, lecz zostanie przechwycony przez Słońce i stanie się jego sztuczną „planetą”.

III prędkość kosmiczna – minimalna prędkość, jaką należy nadać satelicie na powierzchni ciała centralnego wystarczającą do tego, aby przy sprzyjających warunkach mógł on opuścić słoneczny układ planetarny.

Obliczana jest jako v_{II} dla Słońca (R – średnia odległość Ziemia-Słońce, M – masa Słońca):

$$v_{III} = 42.1 \text{ km/s} \quad (38)$$

Jednak uwzględniając początkową prędkość Ziemi związaną z ruchem obiegowym wokół Słońca przyjmuje się:

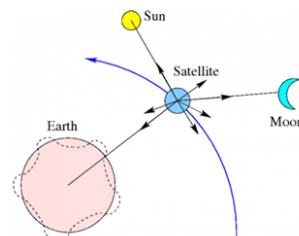
$$v_{III} = 16.7 \text{ km/s} \quad (39)$$

7. Perturbacje orbit (źródła, wpływ na sat. GNSS, orbita oskulacyjna, rodzaje perturbacji).

Rzeczywisty ruch satelity nie może być opisany zgodnie z założeniami zagadnienia dwóch ciał, ze względu na występowanie **sił perturbujących**. W ich konsekwencji do równania ruchu należy dołożyć dodatkowe **przyspieszenie zakłócające**. Wprowadzenie sił perturbacji powoduje, że elementy orbity nie są już stałe w czasie.

$$\ddot{\mathbf{r}} + G \frac{M + m}{r^3} \mathbf{r} = d\ddot{\mathbf{r}}$$

gdzie: $d\ddot{\mathbf{r}}$ – wypadkowy wektor przyspieszenia zakłócającego.



Źródła perturbacji

Siły grawitacyjne:

- niecentralność pola grawitacyjnego Ziemi (**spłaszczenie, niesymetria mas**);
- efekty pływowe (pływy Ziemske, oceaniczne);
- pole grawitacyjne **Księżyc**a, **Słońca**, innych planet;

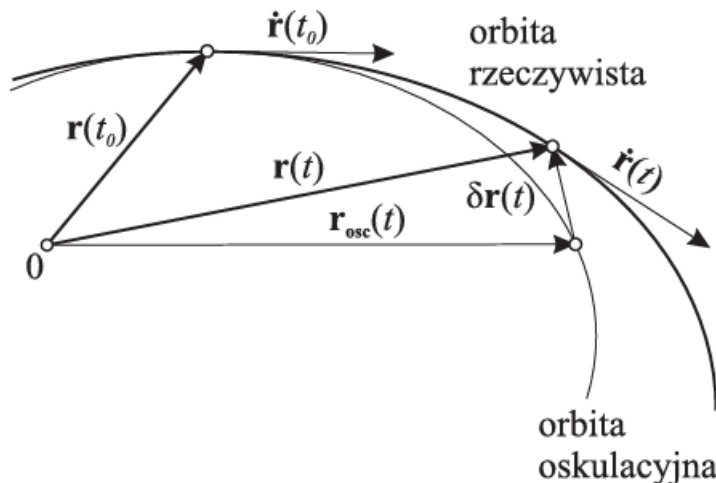
Siły niegrawitacyjne:

- ciśnienie światła słonecznego (**bezpośrednie**, odbite);
- opór atmosfery;
- efekty relatywistyczne;
- inne (**wiatr słoneczny, pył kosmiczny, siły elektromagnetyczne, itd.**);

Pogrubione – efekty istotne dla satelitów systemów nawigacyjnych.

Orbita oskulacyjna to taka orbita Keplerowska, która w danym momencie czasu (epoce) jest **ściśle styczna** do rzeczywistej (perturbowanej) orbity ciała niebieskiego i **dokładnie odwzorowuje jego wektor położenia i prędkości** w tym punkcie.

Orbitę oskulacyjną można sobie wyobrazić jako taką orbitę keplerowską, po której poruszałoby się ciało, gdybyśmy w chwili odpowiadającej epoce oskulacji „wyłączyli” wpływ wszystkich innych oddziaływań, z wyjątkiem oddziaływania ciała centralnego.



Dla satelitów GNSS siła centrala jest 104 razy większa od sił perturbujących dzięki czemu orbita oskulacyjna stanowi bardzo dobre przybliżenie orbity rzeczywistej.

Rysunek 11: Orbita oskulacyjna

Rodzaje perturbacji:

Perturbacje wiekowe

- Proporcjonalne do t (pierwszego rzędu) lub t^n (n -tego rzędu).



Rysunek 12: Perturbacje elementów orbity

Perturbacje okresowe

- **Krótkookresowe**: okres równy okresowi obiegu satelity wokół Ziemi; funkcje anomalii (ν , E , M) lub okresu T .
- **Dobowe**: okres równy dobie gwiazdowej; funkcje czasu gwiazdowego Θ lub kąta godzinowego t .
- **Długookresowe**: okres równy obiegowi punktu perigeum wokół orbity; funkcje argumentu perigeum (ω).

8. Układy współrzędnych orbitalnych, geocentrycznych, chwilowy układ orbitalny (opis, przeliczenie).

Układ współrzędnych orbitalnych – opisany współrzędnymi orbitalnymi:

$$x' = r \cos \nu = a(\cos E - e)$$

$$y' = r \sin \nu = a\sqrt{1 - e^2} \sin E$$

$$z' = 0 \quad (\text{z definicji})$$

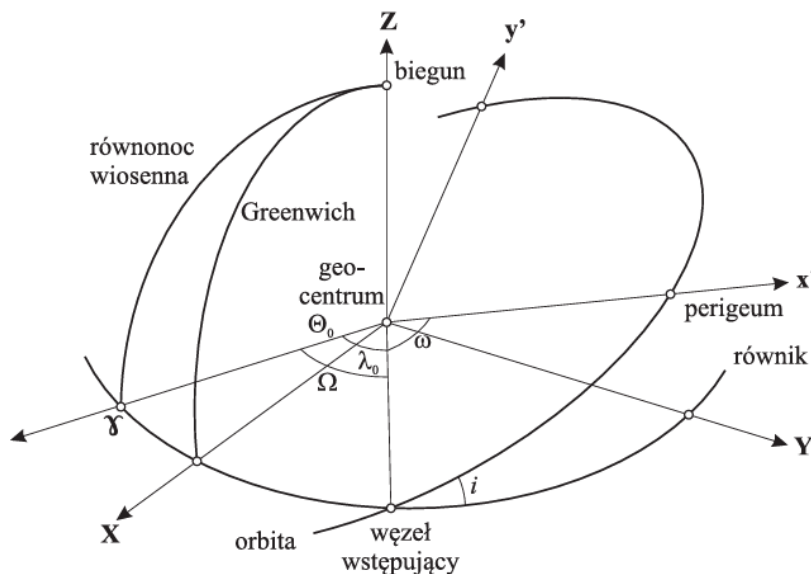
Układ współrzędnych geocentrycznych ortokartezjańskich (X Y Z) – służy do przedstawienia położenia satelity w systemach nawigacji satelitarnej, określany również jako Terrestrial Reference System (TRS) lub Earth-Centered Earth-Fixed (ECEF)

Wektor współrzędnych orbitalnych: r

Wektor współrzędnych geocentrycznych: p

Transformacje między układami orbitalnym i geocentrycznym – aby przeliczyć współrzędne należy wykonać 3 obroty, w następującej kolejności:

- o kąt $-\omega$ wokół osi z' ;
- o kąt $-i$ wokół osi x'
- o kąt $-\Omega$ (lub $-\lambda_0$) wokół osi z' ;



W zapisie macierzowym transformację współrzędnych (i prędkości) definiują wzory:

$$\boldsymbol{\rho} = \mathbf{R}\mathbf{r} \quad (4)$$

$$\dot{\boldsymbol{\rho}} = \mathbf{R}\dot{\mathbf{r}} \quad (5)$$

Macierz obrotu \mathbf{R}

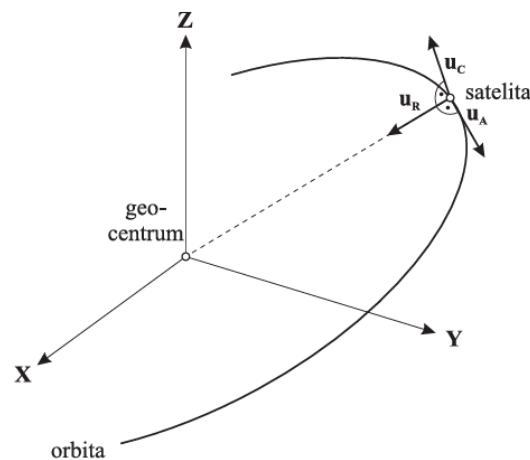
Macierz obrotu \mathbf{R} jest kompozycją trzech macierzy obrotów, w postaci:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_3(-\Omega/\lambda_0)\mathbf{R}_1(-i)\mathbf{R}_3(-\omega) \quad (6)$$

$$\mathbf{R}_1(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}_3(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha & 0 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

Układ chwilowy orbitalny – składowe ruchu (lub błędy) mogą być przedstawione w prostokątnym, przestrzennym układzie chwilowym związanym z torem ruchu satelity. Układ określany jest jako RAC (Radial, Along-Track, Cross-Track):

- Początek układu znajduje się w centrum masy satelity;
- Oś u_r (radial) skierowana jest w kierunku geocentrum;
- Oś u_a (along-track) leży w płaszczyźnie orbity, prostopadłe do promienia wodzącego;
- Oś u_c (cross-track) jest prostopadła do płaszczyzny orbity.



Rysunek 2: Układ RAC

Układ RAC

Transformację wektora przyrostu współrzędnych $\Delta\boldsymbol{\rho}$ do układu orbitalnego RAC opisuje wzór:

$$\Delta\mathbf{r}_{RAC} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_r & \mathbf{u}_a & \mathbf{u}_c \end{bmatrix}^T \Delta\boldsymbol{\rho} \quad (8)$$

Wersory \mathbf{u}_r , \mathbf{u}_a , \mathbf{u}_c , definiujące układ RAC, można obliczyć na podstawie zależności:

$$\mathbf{u}_r = \frac{\boldsymbol{\rho}}{\|\boldsymbol{\rho}\|}, \quad \mathbf{u}_c = \frac{\boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\rho}}}{\|\boldsymbol{\rho} \times \dot{\boldsymbol{\rho}}\|}, \quad \mathbf{u}_a = \mathbf{u}_c \times \mathbf{u}_r \quad (9)$$

9. Efemerydy satelitów GNSS (rodzaje, dokładności, formaty)

Efemeryda – zestaw danych (elementów orbit, współrzędnych, poprawek), które umożliwiają wyznaczenie położenia i prędkości satelity w dowolnej epoce.

W systemach GNSS są wykorzystywane następujące rodzaje efemeryd:

Almanach:

- Zawiera przybliżone wartości elementów orbity oraz dodatkowe informacje.
- Wykorzystywany jest przez odbiornik w procesie aktywizacji sygnału GNSS (predykcji przesunięcia Dopplera) oraz w narzędziach do planowania pomiarów GNSS (wyznaczania współczynników DOP).
- Wyznaczany jest każdego dnia i transmitowany w depeszy nawigacyjnej sygnału GNSS.
- Pozwala na określenie położenia satelity z kilometrową dokładnością (zależy od wieku danych efemerydalnych).
- Do planowania pomiarów wiek almanachu: 1–2 tygodnie;
- Do celów akwizycji sygnału przez odbiornik: kilka tygodni;
- Format: YUMA

Elementy orbity:

Dodatkowe parametry:

ID	Ω_0
health	ω
e	M_0
t_{oa}	a_0
i	a_1
$\dot{\Omega}$	Week
\sqrt{a}	

t_{oa} : time of almanac, epoka odniesienia almanachu [sek, GPS Week];

\sqrt{a} : dłuższa półoś orbity [\sqrt{m}];

e : mimośród orbity [b.j.];

M_0 : anomalia średnia (t_{oa}) [rad];

ω : argument perigeum [rad];

i : nachylenie orbity [rad];

Ω_0 : rektascencja węzła wstępującego (na początek tygodnia t_{oa}) [rad];

$\dot{\Omega}$: zmiana rektascencji linii węzłów [rad/s];

ID : Numer identyfikacyjny SV;

Week : Tydzień GNSS (13.01.1980, 0–1023);

health : zdrowie, 0=OK;

Parametry czasu:

a_0 : poprawka zegara [s];

a_1 : dryft zegara [s/s];

Poprawka zegara satelity (do czasu GPS) na epokę t:

$$\delta t = a_0 + a_1(t - t_{oa})$$

Elementy orbity satelity na epokę t:

1. Ruch średni:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$$

2. Anomalia średnia:

$$M = M_0 + n(t - t_{oa})$$

3. Długości węzła wstępującego:

$$\lambda = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_{oa}) - \omega_e(t - t_0), \quad \text{gdzie: } \omega_e \text{ – prędkość kątowa Ziemi,}$$

t_0 – początek tygodnia GPS [s]

Efemeryda pokładowa:

- Efemeryda pokładowa transmitowana jest w depeszy nawigacyjnej zawartej w sygnale GNSS.
- Zawiera elementy orbity keplerowskiej, parametry opisujące ich perturbacje oraz dodatkowe informacje.
- Wyznaczana jest przez segment kontrolny systemów GNSS na podstawie wpisania łuku orbity w dane pomierzone (4–6 godzinne).
- Umożliwia predykcje orbity do 2 godzin z dokładności ok. 1m.
- Czas przestania efemerydy w systemie GPS wynosi 12.5min.
- Format: RINEX

DLA GPS:

Elementy orbity:

Elementy orbity keplerowskiej:

t_{oe} : *time of ephemeris*, epoka odniesienia efemerydy [sek, GPS Week];
 \sqrt{a} : dłuższa półoś orbity [\sqrt{m}];
 e : mimośród orbity [b.j.];
 M_0 : anomalia średnia (t_{oe}) [rad];
 ω : argument perigeum [rad];
 i_0 : nachylenie orbity (t_{oe}) [rad];
 Ω_0 : rektascencja węzła wstępującego (na początek tygodnia t_{oe}) [rad];

Parametry perturbacji:

Δn : zmiana ruchu średniego [rad/s];
 \dot{i} : zmiana nachylenia [rad/s];
 $\dot{\Omega}$: zmiana rektascencji linii węzłów [rad/s];
 C_{uc}, C_{us} : amplitudy poprawek harmoniczných u [rad];
 C_{rc}, C_{rs} : amplitudy poprawek harmoniczných r [m];
 C_{ic}, C_{is} : amplitudy poprawek harmoniczných i [rad];

Parametry czasu:

t_{oc} : *time of clock*, epoka odniesienia poprawki zegara [h min sek];
 a_0 : poprawka zegara [s];
 a_1 : dryft zegara [s/s];
 a_2 : zmiana dryftu (starzenie się) [s/s²];

Poprawka zegara satelity (do czasu GPS) na epokę t :

$$\delta t = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})^2$$

ID : Numer identyfikacyjny SV;
 GPS Week : Tydzień GPS (13.01.1980);
 IODE : *Issue of Data, Ephemeris*;
 IODC : *Issue of Data, Clock*;
 code/flag : flaga obserwacji kodowych L2
 health : zdrowie, 0=OK;
 SV accur. : maksymalna oczekiwany błąd orbity [m];
 TGD : korekcja opóźnienia grupowego (*code-phase offset*) [s];
 t_{om} : *time of message* [sek, GPS Week];
 fit int. : interwał wpasowania [godz.]

Efemeryda precyzyjna:

- Wyznaczana przez centra/sieci monitorujące systemy GNSS (np. International GNSS Service, IGS).
- W zależności od opóźnienia dostępne są rozwiązania:
 - Ultra Rapid (4 razy dziennie: 3:00, 9:00, 15:00, 21:00; zawiera 48-godzinną orbitę, 24 godz. obliczone z obs. + 24 godz. predykowane);
 - Rapid (opóźnienie 17 godz.);
 - Final (opóźnienie 12 dni).
- Dokładność orbit szacowana jest na 2.5–5cm
- Format: SP3

%f	<i>base pos.</i>	<i>base clock</i>						
*	Data/ t_0							
ID	<i>X</i>	<i>Y</i>	<i>Z</i>	δt	X-sdev	Y-sdev	Z-sdev	c-sdev

%f/* : znacznik linii/danych;
base pos./base clock : podstawa błędu pozycji/poprawki zegara (b)[mm/ps];
 Data/ t_0 : data, epoka danych;
 ID : P:pozycja, V:prędkość, G:GPS, R:GLONASS;
X, Y, Z : współrzędne SV, epoka t_0 [km];
 δt : poprawka zegara SV, epoka t_0 [μ s];
 X,Y,Z,c-sdev : wykładnik błędu pozycji/poprawki zegara (n)[b.j.];
 Błąd pozycji/poprawki zegara: $\sigma = b^n$ [mm/ps]

10. Systemy GNSS I i II generacji (cechy, wymagania, segmenty systemów GNSS).

GNSS - Globalne Systemy Nawigacji Satelitarnej (ang. Global Navigation Satellite Systems):

- Systemy **pozycjonowania satelitarne** (wymaga znajomości pozycji satelitów)
- Umożliwia wyznaczenie **pozycji i prędkości** na podstawie pomiarów odległości **satelita-odbiornik**
- System globalny – zapewnienie **ciągłej zdolności globalnego pozycjonowania** wymaga dostępności z każdego miejsca sygnału z co najmniej **4 satelitów**
- System **pasywny** (ang. one-way ranging, downlink)

Podstawowe **cechy** systemów **GNSS** to (wszystkie nowe muszą to spełniać niektóre starsze nie spełniają):

1. **niezawodność** (ang. integrity) – miara prawdopodobieństwa poprawnego działania systemu w danym okresie oraz zdolność do wykrywania i informowania o awariach
2. **dostępność** (ang. availability) – miara czasu ciągłej dostępności na danym obszarze systemu o określonych parametrach: dokładności, niezawodności i ciągłości systemu
3. **ciągłość** (ang. continuity) – zdolność systemu do poprawnego działania bez awarii w czasie trwania przyjętej fazy operacyjnej

GNSS I:

1. Istniejące, w pełni operacyjne systemy nawigacyjne: **GPS i GLONASS** US EU Japonia
2. (**SBAS**-Satellite-Based Augmentation System) **Satelitarne systemy wspomagające: WAAS, EGNOS, MSAS.**
3. (**GBAS**-Ground-Based Augmentation System) **Naziemne systemy wspierające:** globalne (**IGS**), kontynentalne (np. **EPN, AUSPOS**), regionalne (np. **EUPOS, CORS**).

Wymagania:

- Oparte na systemach wojskowych, rzadko na wojskowo-cywilnych
- Ograniczona dokładność dla cywilów (kilometry do metrów).
- Brak pełnej globalnej dostępności sygnału.

GNSS II:

- a) Są to systemy w pełni cywilne, w skład których wchodzi:
Zmodernizowane systemy: **GPS (IIF/III)**, **GLONASS** oraz nowe: **Galileo**, **BeiDou-2/3**
- b) Regionalne systemy nawigacyjne: **IRNSS, QZSS**

Wymagania - muszą spełniać poza podstawowymi cechami jeszcze:

- A. kompatybilności (ang. compatibility) – zdolność dwóch systemów do łącznego bądź niezależnego używania bez interferencji poszczególnych serwisów lub sygnałów
- B. interoperacyjność (ang. interoperability) – możliwość łącznego wykorzystania przez użytkownika systemu dwóch serwisów lub sygnałów w celu uzyskania wyższej dokładności/niezawodności pozycjonowania
- C. systemy w pełni otwarte dla użytkowników cywilnych, zwiększona dokładność i dostępność.

segmenty systemów GNSS:

1. **Segment kosmiczny:**
 - a. **Konstelacja:** 24–32 satelitów,
 - b. Orbity **MEO** (ang. Medium Earth Orbit) + **GEO** (ang. Geostationary Earth Orbit)
 - c. Wysokość **orbity:** 19 100–23 600 km
 - d. Okres **obiegu:** 11:15–14:00 [hh:mm]
 - e. **Nachylenie** orbity: 55°–65°
 - f. **Widmo** sygnału: **mikrofalne** (1–2 GHz 0,3–0,15 m)
 - g. **Moc** sygnału: **25 Wat**
2. **Segment kontrolny:**
 - a. **Stacje monitorujące** (Master Control Station, Monitor Stations, Ground Antennas)
 - b. Ciągłe **monitorowanie i kontrola** systemu
 - c. Konserwacja systemu **czasu**

- d. Wyznaczanie, predykcja i przesyłanie do satelitów orbit, poprawek zegarów oraz danych pomocniczych (np. poprawek jonosferycznych)

3. Segment użytkowników:

- a. Użytkownicy: autoryzowani (**wojsko**), nieautoryzowani (**cywile**)
- b. Odbiorniki kodowe: **nawigacja, turystyka, GIS**
 - i. Dokładność: absolutne (SPS) $\sim m$ / względne (DGNSS) $\sim dm-m$
- c. Odbiorniki fazowo-kodowe: **geodezja, precyzyjna nawigacja**
 - i. Dokładność: absolutne (PPP) $\sim cm-dm$ / względne (statyczne, RTK) $\sim mm-cm$

11. Zasada działania systemu GNSS (wyznaczenie pozycji, pomiary kodowe i fazowe, równanie pseudoodległości i jego zlinearyzowana postać).

Wyznaczanie pozycji:

- Sygnał emitowany przez satelitę pozwala wyznaczyć **odległość odbiornika do satelity**

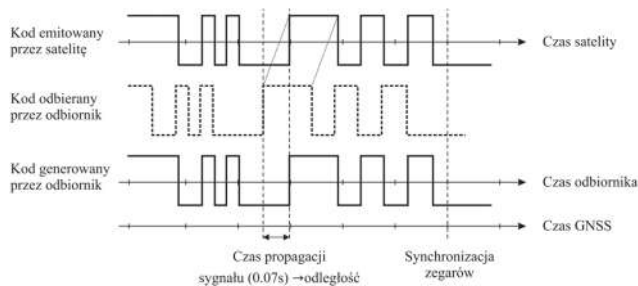
Emitowany sygnał: **fala nośna + informacja kodowa**

- Znając **pozycję** satelitów oraz **odległości** do nich pozycja **odbiornika** wyznaczana jest na podstawie **przestrzennego liniowego wcięcia wstecz**

- rozwiązanie układu równań pozwala wyznaczyć współrzędne odbiornika (X,Y,Z) i poprawkę zegara (δt)

Pomiary kodowe pseudoodległości:

Polega na porównaniu sygnału wysłanego przez satelitę z lokalną kopią kodu w odbiorniku.



Pomiary fazowe pseudoodległości:

- Wykorzystuje fazę fali nośnej (dokładniejszy niż kodowy).
- Mierzy przesunięcie fazowe sygnału, ale wymaga rozwiązania nieoznaczoności całkowitej liczby długości fali.
- Dokładność: mm-cm, ale wymaga dodatkowych obliczeń



równanie pseudoodległości i jego zlinearyzowana postać:

Kodowe równanie pseudoodległości

$$R(t) = c[t_r(\text{rec}) - t^s(\text{sat})] = c\tau + c(\delta t_r - \delta t^s) = \rho(t) + c\delta t \quad (1)$$

$$\rho(t) = \sqrt{(X^s(t) - X_r)^2 + (Y^s(t) - Y_r)^2 + (Z^s(t) - Z_r)^2} \quad (2)$$

gdzie:

R – pomierzona pseudoodległość, $t_r(\text{rec})$ – epoka odbioru sygnału w skali czasu zegara odbiornika, $t^s(\text{sat})$ – epoka nadania sygnału w skali czasu zegara satelity, τ – **czas propagacji sygnału**, $\delta t_r / \delta t^s$ – poprawka zegara odbiornika/satelity do skali czasu GNSS, δt – wypadkowa poprawka zegara (głównie zegar odbiornika), ρ – **odległość geometryczna satelita-odbiornik**, c – prędkość światła w próżni, XYZ^s – współrzędne satelity (ECEF), XYZ_r – współrzędne odbiornika (ECEF).

Zlinearyzowana funkcja odległości geometrycznej (względem niewiadomych $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$):

$$\rho(t) = \rho_0(t) - \frac{X^s(t) - X_0}{\rho_0(t)} \Delta X - \frac{Y^s(t) - Y_0}{\rho_0(t)} \Delta Y - \frac{Z^s(t) - Z_0}{\rho_0(t)} \Delta Z$$

Liniowe równanie pseudoodległości

$$R(t) = \rho_0(t) - \frac{X^s(t) - X_0}{\rho_0(t)} \Delta X - \frac{Y^s(t) - Y_0}{\rho_0(t)} \Delta Y - \frac{Z^s(t) - Z_0}{\rho_0(t)} \Delta Z + c\delta t$$

Przyjmując oznaczenia:

$$l = R(t) - \rho_0(t), \quad a_X = -\frac{X^s(t) - X_0}{\rho_0(t)}, \quad a_Y = -\frac{Y^s(t) - Y_0}{\rho_0(t)}, \quad a_Z = -\frac{Z^s(t) - Z_0}{\rho_0(t)}$$

równanie (8) można zapisać jako:

$$l = a_X \Delta X + a_Y \Delta Y + a_Z \Delta Z + c\delta t \quad (9)$$

$$\mathbf{l} = \mathbf{A} \mathbf{x}$$

$$\mathbf{l} = \begin{bmatrix} l^1 \\ l^2 \\ l^3 \\ l^4 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_X^1 & a_Y^1 & a_Z^1 & 1 \\ a_X^2 & a_Y^2 & a_Z^2 & 1 \\ a_X^3 & a_Y^3 & a_Z^3 & 1 \\ a_X^4 & a_Y^4 & a_Z^4 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \\ c\delta t \end{bmatrix}$$

metoda najmniejszych kwadratów: $\mathbf{x} = -(\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{l}$

12. Systemy: GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou (konstelacja, serwisy, aktualny stan, modernizacja).

GPS - konstelacja:

- Wysokość orbity: 20 200 km
- Nachylenie orbity: 55°
- Okres obiegu: 11:58 [hh:mm]
- Liczba płaszczyzn: 6
- Liczba satelitów w płaszczyźnie: 4 (5–6)
- Ostatni wyniesiony satelita: 17.12.2024 (III)
- Obecnie najdłużej używany: 28 lat (1997, IIR)

GPS – Serwisy:

- **SPS (Standard Positioning Service):**
Dla cywilnych (dokładność: ~5–10 m)
- **PPS (Precise Positioning Service):**
Dla wojska (dokładność ~1 m).

GLONASS - konstelacja:

- Wysokość orbity: 19 100 km
- Nachylenie orbity: 64.8°
- Okres obiegu: 11:15 [hh:mm]
- Liczba płaszczyzn: 3
- Liczba satelitów w płaszczyźnie: 8
- Wyniesione satelity (od 1982): 145

GLONASS – Serwisy:

- **otwarty:**
Dla cywilnych (dokładność: ~5–10 m)
- **Precyzyjny (szyfrowany sygnał P)**
Dla wojska (dokładność ~1 m).

GPS - aktualny stan:

- 6 satelitów z Bloku IIR (lata 1997/2004)
- 7 z Bloku IIR-M (SVN53–60), 2005/2009
- 11 z Blok IIF (SVN61–73), 2010/2016
- Liczba satelitów: 24
- Satelitów na orbicie: 31+3
- Wyniesione satelity (od 1978): 79

GPS – modernizacja:

- Satelity nowej (V) generacji – Blok III
- nowy (czwarty) sygnał cywilny – kod L1C
- ulepszona niezawodność, dokładność i spójność sygnału
- OCX Block 3F - wsparcie dla satelitów IIIIF

GLONASS - aktualny stan:

- 21 satelitów GLONASS-M, lata 2003/2022
- 4 sat GLONASS-K1, 2011/2022
- 1 GLONASS-K2, 2023+
- Liczba satelitów: 24
- Satelitów na orbicie: 24 (+ 2 w fazie testów)

GLONASS – modernizacja:

- Satelity nowej generacji – (K1 i K2)
- kod C/A i P na L1 i L2 (FDMA)
- nowy sygnał L1, L2, L3(L5)
- GLONASS-V (2026–27 6 SVs, nowe orbity eliptyczne)

Galileo - konstelacja:

- Wysokość orbity: 23 600 km
- Nachylenie orbity: 56°
- Okres obiegu: 14:00 [hh:mm]
- Liczba płaszczyzn: 3
- Liczba satelitów w płaszczyźnie: 10 (8+2)
- Pierwsze wyniesienie satelity: 2011

Galileo - Serwisy:

- **OS – Open Space, E1/E5a/E5b:**
Dla cywilnych (dokładność (95%): 15 m / 4 m)
- **CAS – Commercial Authentication Service, E1/E5a/E5b,E6:** serwis otwarty z informacją o wiarygodności (lotnictwo)

- **PRS – Public Regulated Service, E1/E6:** kodowany, ciągły, rządowy, dokł. 6.5m
- **HAS – High Accuracy Service, E5a/E5b/E6:** dokł.20 cm, poprawki PPP
- **SAR – Search and Rescue (MEOSAR):** dokł. 5km, sygnał ratunkowy

Galileo - aktualny stan:

- Giove - satelita testowy
- IOV - satelita testowy(prawie operacyjny)
- 24 FOC - satelity operacyjne
- Liczba satelitów: 30 (24+6)
- Satelitów na orbicie: 27

BDS/COMPASS - konstelacja:

- Wysokość orbity: 21 500 km
- Nachylenie orbity: 55°
- Okres obiegu: 12:53 [hh:mm]
- Liczba płaszczyzn: 3
- Liczba satelitów w płaszczyźnie: 9
- Pierwsze wyniesienie satelity: 2000

BDS/COMPASS – Serwisy:

- **B1I/B2I:** Otwarty sygnał (dokładność ~ 10 m).
- **B2a/B3I:** Dla wojska i precyzji.
- **BDSBAS:** System wspomagający (ala SBAS).

BDS/COMPASS - aktualny stan:

- Liczba satelitów: 27 MEO + 7 GEO + 10 IGSO
- Satelitów na orbicie: 54 (44 operacyjne)

13. Spektrum sygnału systemów GNSS (widmo fali, cyfrowa modulacja sygnałów, moc sygnału).

Widmo fali – Struktura promieniowania elektromagnetycznego rozłożona na poszczególne częstotliwości, długości fal lub energie. Promieniowaniem elektromagnetycznym o różnej długości fali są: fale radiowe, mikrofae, podczerwień, światło widzialne, ultrafiolet, promieniowanie rentgenowskie i promieniowanie gamma

Cyfrowa modulacja sygnałów

W systemach GNSS stosuje się modulację **BPSK** (Binary Phase-Shifted Key) i **QPSK** (Quadrature Phase-Shifted Key).

- **BPSK:** Przesunięcie fazy fali nośnej o π dla kodowania dwóch stanów (-1/+1). Przykład: sygnał GPS C/A.
- **QPSK:** Wykorzystuje dwa kanały (I - synfazowy i Q - kwadraturowy), przesunięte względem siebie o $\pi/2$, co pozwala na przesyłanie większej ilości danych. Przykład: sygnał GPS L5.

Moc sygnału

- Moc sygnału GNSS jest wyrażana w **dBW** (decybelach względem 1 W).
- Widmowa gęstość mocy (**PSD**): Opisuje rozkład mocy sygnału w dziedzinie częstotliwości. Dla sygnałów GNSS PSD jest skoncentrowana wokół częstotliwości nośnych (L1, L2).
- Sygnały GNSS mają niską moc odbieraną, co wymaga czułych odbiorników i technik przetwarzania sygnału.

14. Struktura sygnałów GNSS (fale nośne, kody C/A, P(Y), M).

Fale nośne (wielokrotność częstotliwości podstawowej $f_0 = 10.23$ MHz):

- **L1: $154 \cdot f_0 = 1575.42$ MHz, $\lambda = 19.0$ cm**, szerokość pasma: 24 MHz
- **L2: $120 \cdot f_0 = 1227.60$ MHz, $\lambda = 24.4$ cm**, szerokość pasma: 24 MHz
- **L5: $115 \cdot f_0 = 1176.45$ MHz, $\lambda = 25.5$ cm**, szerokość pasma: 24 MHz

Kod C/A:

- Kod zgrubej akwizycji kodu P, obecnie podstawowy sygnał GPS
- Gold code indywidualny dla każdego SV (CDMA) – kody różnych satelitów nie są skorelowane, dla jednego SV współ. autokorelacji ma jedno max.
- Długość: 1023 bitów (chip) okres: 1 ms szybkość: 1.023 Mcps nieoznaczoność: 297 km
- Moc: -158.5 dBW 3 dB więcej niż kod P (moc 2x)
- Modulowany depeszą nawigacyjną NAV (pakiet danych, 50 bps)

- Czas przesłania kompletnej depeszy: 12.5 min.
- Dokładność pomiaru (korelacji): 0.3–3 m (szum pomiarowy) – Standard Positioning Service, SPS
- Nadawany jedynie na L1 (kanał Q)

Kod P(Y):

- Kod precyzyjny, tajny, do użytku wojskowego zbudowany z dwóch kodów:
 - P (kod jawny) – długość: $2 \cdot 10^{14}$, okres: 38 tyg (każdy satelity emituje 7 dniowy odcinek), szybkość: 10.23 Mcps
 - W (kod tajny) – szybkość: 511.5 kcps (20x wolniej niż P)
- Y lub P(Y) – modulacja kodu jawnego P tajnym kodem W Antispoofing code (A-S, od 1994) długość: tajna (o ile wiadomo sekwencja nigdy się nie powtórzyła) szybkość: 10.23 Mcps
- Moc: -161.5 dBW (-160 dBW, L2, Blok IIF)
- Modulowany depeszą nawigacyjną NAV (pakiet danych, 50 bps)
- Dokładność pomiaru (korelacji): 0.03–0.3 m (szum pomiarowy) – Precise Positioning Service, PPS
- Nadawany na L1 i L2 (kanał I)

Kod M:

- Zmodernizowany sygnał militarny, kodowany, możliwość zastąpienia kodu P(Y)
- Znana jest tylko jego szybkość: 5.115 Mcps
- Zapewnia lepszą ochronę przed jammingiem, oraz umożliwia zwiększenie mocy bez interferencji z C/A i P(Y)
- Modulowany militarną depeszą nawigacyjną MNAV
- Nadawany na L1 i L2 (kanał I) od 2005

15. Budowa odbiorników GNSS (poszczególne elementy, zadania, śledzenie sygnału).

Podstawowe elementy odbiornika:

- **Antena**
 - Sygnał o polaryzacji kołowej prawoskrętnej w paśmie L
 - Podstawowe elementy: element odbiorczy, ground plane, wzmacniacz, kopułka (radome)
 - Parametry geometryczne: Antenna Reference Point (ARP), Phase Centre Offset (PCO), Phase Centre Variation (PCV)
- **Front End sygnału radiowego**
 - **Odbiera sygnał radiowy z anteny GNSS**
 - odpowiedzialny za przetworzenie sygnału do postaci cyfrowej i przekazanie do Procesora sygnału
 - Etapy przetwarzania sygnału:
 - Filtrowanie i wzmacnianie sygnału
 - Konwersja do niższej częstotliwości (Down-conversion)
 - Cyfryzacja/próbkowanie sygnału (Analog to Digital Converters, ADC)
 - Automatyczna regulacja wzmocnienia (Automatic Gain Control, AGC)
 - Przetwarzanie sygnału we FE bazuje na zegarze wbudowanym w odbiornik – Lokalnym Oscylatorze (LO)
 - Większość odbiorników korzysta z niedrogich oscylatorów kwarcowych, które nie zapewniają wystarczającej długo- i krótkookresowej stabilności częstotliwości – poprawka zegara wyznaczana jako niewiadoma
- **Procesor sygnału cyfrowego**
 - Sygnał cyfrowy po wyjściu z FE jest rozdzielany na osobne kanały (jeden kanał na satelitę/częstotliwość/kod – nowoczesne odbiorniki oferują ich ponad 400)
 - Rozdzielenie sygnału na kanały umożliwia równoległe przetwarzanie wielu sygnałów powoduje również błędy opóźnień międzykanałowych
 - Sygnał w kanałach ma usuwane przesunięcie Dopplera (przybliżoną wartość na podst. przybliżonej pozycji), następnie wykonywana jest korelacja z repliką kodu PRN (długość sekwencji kodu C/A: 1 ms) wyznaczenie opóźnienia kodu pozwala na dokładniejszą estymację przesunięcia Dopplera i kolejną estymację opóźnienia

- Wyznaczenia opóźnień jest procesem iteracyjnym tworzonym w pętlach śledzenia (tracking loops): Delay Lock Loops (DLL) – dla opóźnienia kodu/obserwacje kodowe, Phase Lock Loops (PLL) - dla śledzenia fazy fali nośnej/obserwacje fazowe
- Na wyjściu z kanałów otrzymywane są: pseudoodległości, zmiany pseudoodległości, przesunięcia fazowe (obserwacje fazowe), znaczniki czasu, dane z depeszy nawigacyjnej, dane dodatkowe (Signal-to-Noise Ratio S/N, przesunięcie Dopplera, etc.).
- **Procesor aplikacji**
 - Dane uzyskane z demodulacji sygnału wykorzystywane są do wyznaczenia pozycji obserwowanych satelitów
 - Pseudoodległości, obserwacje fazowe oraz przesunięcia Dopplera są wykorzystywane do wyznaczenia pozycji, prędkości i czasu odbiornika (Position, Velocity and Time, PVT)
 - Estymowane dane dostarczane są do procesora sygnału cyfrowego (pętli śledzących i filtrów) w celu wsparcia procesu śledzenia i akwizycji sygnału
 - Czas do wyznaczenia pierwszej pozycji po starcie odbiornika – time to first fix (TTFF), zależy od „rodzaju startu”, zazwyczaj <60sek
 - Aplikacje pozycjonowania:
 - Pomiary statyczne i kinematyczne (nawigacja)
 - Transfer czasu
 - Wyznaczanie parametrów atmosfery (meteorologia, badania jonosfery, etc.)
 - Systemy stacji referencyjnych GNSS, monitorowanie spójności sygnału, inne.

Zadania odbiornika:

1. **Odbiór sygnałów ze wszystkich dostępnych satelitów**
2. **Przetwarzanie sygnału** (wzmocnienie, konwersja, digitalizacja)
3. Akwizycja (wykrycie widocznych satelitów) i śledzenie sygnałów (utrzymywanie synchronizacji i demodulacja)
4. **Obliczanie pseudoodległości** (na podstawie czasu propagacji i poprawek zegarów)
5. **Dekodowanie danych nawigacyjnych** (efemeryd, almanachów, poprawek)
6. **Wyznaczanie pozycji** (PVT – Position, Velocity, Time, min. 4 satelity)
7. **Poprawki** (jonosferyczne, troposferyczne, efektów relatywistycznych, błędów efemeryd i zegarów satelitów)

Śledzenie sygnału - Śledzenie bezkodowe (Codeless tracking) umożliwia wykorzystanie sygnałów z niedostępnym (tajnym) kodem pomiarowym. Wykorzystywane są trzy klasy metod:

- **Kwadratowanie** (Squaring): sygnał L2 podnoszony jest do kwadratu, usuwana jest modulacja (kod, dane efemerydy), sygnał wyjściowy ma dwa razy większą częstotliwość i połowę długości fali, wzmocniony szum, lata 1980/90
- **Korelacja wzajemna** (Cross-correlation): korelacja sygnału L1 (po usunięciu kodu C/A) i L2 z wykorzystaniem identycznego dla obu sygnałów kodu P(Y) pozwala wyznaczyć przesunięcie czasu odpowiadające różnicy dróg obu sygnałów (spowodowaną jonosferą) oraz różnicę faz wzmocniony szum, od 1985
- **Śledzenie Z** (Z-tracking, Ashtech): wykorzystuje założenie, że nieznany kod Y jest wolno modulowaną (20 KHz) wersją znanego kodu P. Korelacja kodu Y na L1 i L2 z lokalną repliką kodu P pozwala uzyskać i usunąć tajny kod W dla obu częstotliwości po usunięciu w sygnale pozostaje kod znany kod P, który służy do korelacji (wyznaczenia przesunięcia i fazy dla L1 i L2), wzmocniony szum, od 1992

16. Równanie obserwacji kodowych i fazowych.

Równanie pseudoodległości dla obserwacji kodowych

$$P_r^s = c\tau_r^s + c\delta t_r - c\delta t^s$$

P_r^s : pomierzona wartość pseudoodległości [m] (GPS: C/A na L1, P na L2);

τ_r^s : czas propagacji sygnału między satelitą s a odbiornikiem r ;

δt_r : błąd zegara odbiornika r ;

δt^s : błąd zegara satelity s ;

Równanie pseudoodległości dla obserwacji fazowych

$$\phi_r^s = f\tau_r^s + f\delta t_r - f\delta t^s + N_r^s$$

$$L_r^s = c\tau_r^s + c\delta t_r - c\delta t^s + \lambda N_r^s$$

ϕ_r^s : przesunięcie fazowe [cykle fazy];

L_r^s : przesunięcie fazowe [m];

N_r^s : nieoznaczoność fazy fali nośnej;

f, λ : częstotliwość i długość fali nośnej;

17. Błędy obserwacji GNSS oraz metody ich eliminacji/osłabienia (źródła, wielkości, charakterystyka, sposób eliminacji).

Ze względu na źródła, błędy dzielimy na związane z:

- satelitą
- propagacją sygnału w atmosferze
- odbiornikiem.

Błędy zegarów satelity GNSS: Błąd wzorca częstotliwości satelity w odniesieniu do przyjętej skali czasu danego systemu GNSS. Obliczany jest jako suma dwóch składowych:

- **poprawki zegara satelity** - Satelity GNSS wyposażone są w zegary atomowe: **rubidowe i cezowe oraz maser wodorowy**
 - Poprawki zegarów satelitów eliminowane są przy pomocy parametrów zegarów
 - wyznaczanych przez segment kontrolny systemu lub z postaci produktów IGS w trybie postprocessingu
- **poprawki relatywistycznej**
 - Zgodnie z teorią względności czas na orbicie (mniejsza grawitacja, duża prędkość) płynie szybciej. Poprawka relatywistyczna uwzględnia dwa efekty:
 - Dylatacji czasu na orbicie: stały komponent związany ze średnim promieniem orbity
 - Okresowy komponent spowodowany mimośrodem orbity ($e \simeq 0.02$)

Błąd zegara odbiornika GNSS: Błąd wzorca częstotliwości odbiornika w odniesieniu do przyjętej skali czasu danego systemu GNSS. W zależności od stabilności oscylatorów w odbiorniku jego wielkość może wahać się od m do setek kilometrów (dla kodu C/A ≤ 300 km). Uwzględniany w procesie estymacji parametrów.

Co to błąd orbity satelitów GNSS: Błędem orbity określa się różnicę między chwilowym położeniem satelity, a jego pozycją obliczoną na podstawie efemerydy

Szacując błędy orbit można założyć, że błędy składowych along-track i cross-track są na podobnym poziomie i są 2-3 krotnie większe od błędu składowej radial.

Wpływ błędu orbity na obserwacje GNSS wyraża długość rzutu wektora błędu na kierunek wektora odbiornik-satelita

We względnych technologiach pomiarowych GNSS, wpływ błędów orbity na różnicę obserwacji przedstawia wzór:

$$\delta \rho_{ab,sat}^s \approx \frac{s_{ab}}{\|\bar{\rho}_{ab}^s\|} \delta r_{tan}^s$$

gdzie s_{ab} oznacza odległość pomiędzy odbiornikami a i b , $\|\bar{\rho}_{ab}^s\|$ – średnią odległość od odbiorników do satelity, a δr_{tan}^s – rzut wektora błędu orbity na kierunek prostopadły do radialnego;

- **Opóźnienie jonosferyczne**

Refrakcją **jonosferyczną** nazywamy wpływ jonosfery na propagację sygnału elektromagnetycznego. **Opóźnienie jonosferyczne** przedstawia wpływ refrakcji jonosferycznej na obserwacje GNSS

W ośrodku dyspersyjnym, jakim jest jonosfera, prędkość propagacji jest różna dla fal sinusoidalnych oraz dla grupy fal, powstałej jako złożenie fal o różnych częstotliwościach

Wprowadza się wielkość całkowitej zawartości elektronów Total Electron Content (TEC), która opisuje liczbę wolnych elektronów wzdłuż drogi propagacji sygnału pomiędzy satelitą i odbiornikiem

Sposoby eliminacji/osłabienia opóźnienia jonosferycznego:

- Pomiar na dwóch częstotliwościach (efektywność 99.9%) – kombinacja Iono-free (L3)
- Modele a priori opóźnienia jonosferycznego (odbiorniki jednoczęstotliwościowe, współczynniki modeli transmitowane w depeszy nawigacyjnej, efektywność > 50%): GPS – model Klobuchar (1987), Galileo – model NeQuick (1990).
- Modele a posteriori – mapy TEC (IONEX, IONosphere Map Exchange Format):
RAPID (dok.: 0.3–1.5 m, opóźnienie: 24h),
FINAL (dok.: 0.3–1.3 m, opóźnienie: 11 dni)
- Pomiaru względne fazowe – różnicowe korekty jonosferyczne: opóźnienie:
~ 1 sek., dokł.: ~ 1 cm dla odległości do 30-40 km

Opóźnienie troposferyczne

Refrakcją **troposferyczną** nazywamy wpływ neutralnej części atmosfery – troposfery i stratosfery na propagację sygnału elektromagnetycznego, tzn. jego opóźnienie (ok. 2.3 m w zenicie) oraz ugięcie (< 2 cm dla $\epsilon < 10^\circ$).

Dla ośrodka niedispersyjnego, jakim jest neutralna część atmosfery (czyli troposfera), wartość współczynników refrakcji dla fal sinusoidalnych n_p i dla grupy fal n_g jest jednakowa

Wskaźnik refrakcji dla neutralnej części atmosfery może być przedstawiony w funkcji warunków atmosferycznych na powierzchni Ziemi (na wysokości anteny)

Opóźnienie można przedstawić jako sumę opóźnienia dla części **suchej** i **mokrej**

Sama wielkość opóźnienia jest bardzo silnie związana z **drogą całkowania sygnału**, czyli wysokością satelity na horyzoncie (ϵ). Opóźnienie wynosi od **ok. 2.3 m dla kierunku zenitu** (na poziomie morza) **do ok. 20 m** dla $\epsilon < 10^\circ$

Wielkość opóźnienia troposferycznego w kierunku ϵ można wyrazić jako iloczyn opóźnienia w kierunku zenitu (Zenit Tropospheric Delay, ZTD) i funkcji mapującej FT (ϵ). Stosując osobne funkcje mapujące dla części suchej i mokrej.

Funkcje mapujące wykorzystują trójparametrowy szereg, gdzie zmienne parametry modelu: a , b , c zależą od miejsca, czasu, parametrów meteorologicznych, etc.

Sposoby eliminacji/osłabienia troposferycznego:

- **Modele troposferyczne** (dokładność: 3–6 cm):
 - Modele ZTD: **Hopfield** (1969), **Saastamoinen** (1972), **Askne&Nordius** (1987)
 - Dane **meteo**: obserwacje, atmosfera standardowa (1966), modele analityczne (Global Pressure and Temperature, GPT), numeryczne modele prognozy pogody (np. ECMWF, ang. European Centre for Medium-Range Weather Forecasts)
 - Funkcje mapujące: **Black&Eisner** (1984), **Niell** (1996), **VMF1** (Vienna Mapping Functions, 2006), **GMF** (Global Mapping Functions, 2006)

- **Estymacja ZTD** (+ gradienty poziome) wraz ze współrzędnymi punktu:
rozdzielczość czasowa: 1 h (obserwacje statyczne), dokładność: mm
- **Pomiary względne fazowe** – różnicowe korekty geometryczne (opóźnienie troposferyczne + błędy orbit):
opóźnienie: 1–10 sek., dokł.: ~ 1 cm dla odległości do 100 km (duża zależność od przewyższenia)

Błąd wielotorowości sygnału GNSS (ang. multipath) określa się **błąd obserwacji kodowych i fazowych sygnału GNSS spowodowany interferencją fal wtórnych**. Efekt ten zachodzi wtedy, gdy sygnał emitowany przez satelitę dociera do anteny wieloma drogami, tzn. drogą bezpośrednią (fala bezpośrednia) oraz drogami odbitymi od przeszkód terenowych (fale wtórne). Interferencja fali bezpośredniej oraz fal wtórnych powodują błąd korelacji kodów oraz przesunięcia fazowego obserwacji fazowych.

Sygnał wypadkowy obciążony wpływem wielotorowości można przedstawić jako złożenie dwóch sygnałów: bezpośredniego (S) i odbitego (S_r)

Błąd obserwacji fazowych spowodowany wielotorowością sygnału zależy od przesunięcia fazowego sygnału wypadkowego (funkcji różnicy dróg Δs)

Błąd wielotorowości sygnału GNSS ma **okresowy charakter** (powtarzająca się co dobę gwiazdową konfiguracja satelitów GPS, zmiana wysokości horyzontalnej satelity)

Dla typowej zmiany $d\epsilon/dt = 0.07$ mrad/sek. częstotliwość okresu wynosi $0.521 \cdot 10^{-3}h$ gdzie h oznacza wysokość anteny w m (15 min. dla $h = 2$ m).

- Błąd obserwacji fazowych spowodowanych wielotorowością sygnału zależy od przesunięcia fazowego oraz współczynnika tłumienia sygnału odbitego i osiąga maksymalną wartość równą $\lambda/4$ dla $\Delta\phi = \pi$ i $\alpha = 1$
- Przeciętna wartość błędu obserwacji fazowych jest na poziomie 40% wartości maksymalnej. Odpowiada to błędom ± 0.02 m i ± 0.03 m dla obserwacji L1 i L2 (dla współczynnika tłumienia $\alpha = 1$)
- Błąd wielotorowości obserwacji kodowych wynosi maks. 1.5x długość sekwencji kodu (450 m dla C/A, 45 m dla P)
- Przeciętna wartość dla obserwacji kodowych nie przekracza 1–3 m (maks. 15 m)

Sposoby redukcji wpływu wielotorowości:

- odpowiedni dobór lokalizacji anteny
- antena z ekranem (dławikiem ćwierćfalowym – choke ring antenna),
- odbiornik z redukcją wpływu wielotorowości (narrow correlation techniques)

Opóźnienia sprzętowe satelity/odbiornika GNSS

Błędy systematyczne obserwacji GNSS **spowodowane opóźnieniem sygnału** w podzespołach nadawczych (satelitach) i odbiorczych (odbiornikach): antenach, kablach, filtrach, kanałach, etc. Błędy te zależą od rodzaju obserwacji (kodowe, fazowe), typu kodu (C/A, P), częstotliwości sygnału, typu odbiornika, typu satelity (system GNSS, generacja). W całości eliminowane wyłącznie w przypadku podwójnego różnicowania obserwacji tego samego rodzaju (jednakowej częstotliwości).

Grupy błędów opóźnień sprzętowych (czyli zarówno satelity jak i odbiornika):

- **Differential Code Biases (DCB):** P1-P2, P1-C1, P2-C2
 - wartość dla satelitów (zależy od bloku SV): ± 10 ns (± 3 m), dla odbiorników: ± 40 ns (?)
 - eliminacja: dla satelitów – estymacja miesięcznych wartości (IGS), wysyłane w depeszy nawigacyjnej (Timing Group Delay, TGD) dla odbiorników – estymacja, różnicowanie obserwacji
- **Inter-Frequency Phase Biases:** spowodowany różnymi częstotliwościami sygnałów GLONASS, zależny od typu/modelu odbiornika
 - dla różnych modeli odbiorników maks. wartość: ok 5 cm (dla sąsiednich częstotliwości)
 - eliminacja: estymacja
- **Inter-System Phase Biases:** GPS-GLONASS
 - wartość: cm–mm (maks. $< \lambda$)
 - eliminacja: estymacja, różnicowanie obserwacji (ten sam typ/model odbiornika)

Wind-up effect:

Co to jest: Błąd obserwacji fazowych spowodowany względnym ruchem i obrotem satelity i odbiornika

Z czego wynika: Efekt ten wywołany jest głównie rotacją satelity na orbicie (następstwo zmiennej orientacji paneli słonecznych), która powoduje zaburzenia fazy fali

Maksymalny błąd obserwacji: wynosi ok. 20 cm (λ) dla obserwacji nieróżnicowanych, uwzględniany za pomocą modelu matematycznego

Błąd centrum fazowego anteny (uwzględniany jedynie dla obserwacji fazowych):

Posiada dwie składowe:

- Phase Centre Offset (PCO),
- Phase Centre Variation (PCV)

Szum pomiarowy

Co to jest: Szumem pomiarowym nazywamy **błędy przypadkowe, którymi obarczone są obserwacje GNSS**. Zakłada się, że szum ten jest szumem białym (ang. white noise) o rozkładzie normalnym ze średnią równą zero oraz że nie ma korelacji pomiędzy szumem pomiarowym dla niezależnych obserwacji (kodowych i fazowych) w danym momencie

Źródła tych błędów: źródła związane z odbiornikiem (np. szum termiczny), anteną, wzmacniaczami sygnału, kablami

Wielkość: można w przybliżeniu przyjąć jako 0.1–1% pojedynczej sekwencji kodu w przypadku pomiarów kodowych i 1% długości fali nośnej dla pomiarów fazowych (2–3 mm) → jest to również wyraźnie skorelowana ze wskaźnikiem opisującym moc sygnału signal-to-noise ratio (SNR), który maleje wraz ze spadkiem wysokości satelity nad horyzontem powodując zwiększenie się szumu.

Szum pomiarowy, w odróżnieniu od pozostałych źródeł błędów, **uwzględniany jest w modelu stochastycznym obserwacji!!** (a nie w modelu deterministycznym) poprzez założenie charakterystyki dokładnościowej obserwacji – definiując ich wariancje i kowariancje

Tabela 1: Źródła błędów obserwacji GNSS, wpływ na SPS

Efekt	Oznaczenie	Błąd obs. (RMS)	Uwagi
Orbita	$\delta\rho_{r,\text{sat}}^s$	1 m	IGS Final: 2.5 cm
Zegar	δt^s	1 m	IGS Final: 1 cm
Opóźnienia sprzętowe	K^s	~m	$K_L^s < \lambda$
Opóźnienie jonosferyczne	δI_r^s	cm–m	maks. ~50 m
Opóźnienie troposferyczne	δT_r^s	dm	maks. ~20 m
Wielotorowość	δM_r^s	1–3 m	$M_{L,r}^s < \lambda/4$
Opóźnienia sprzętowe	K_r	mm–cm	maks. dm–m
Zegar	δt_r	wyznaczany	maks. setki km
Szum pomiarowy	ε_r^s	0.5 m	$\varepsilon_{L,r}^s < 0.5 \text{ cm}$
Wind-up effect	w_r^s	cm	$\lambda w_r^s < \lambda$
Centrum fazowe anteny	$\delta\rho_{r,\text{apc}}^s$	mm–cm	

Efektywność eliminacji (uwzględnienia) błędów obserwacji GNSS przekłada się (wraz z geometrią konstelacji – współczynniki DOP) na dokładność wyznaczenia pozycji w systemach GNSS. Z zależności od typu obserwacji i sposobu ich opracowania można uzyskać przybliżoną dokładność wyznaczenia pozycji:

Tabela 2: Szacunkowa dokładność pozycjonowania GNSS

	Obs. kodowe	Obs. fazowe
Pom. absolutny	3–30 m	cm–m
Pom. względny	dm–m	mm–cm

Matematyczny model wyznaczania pozycji

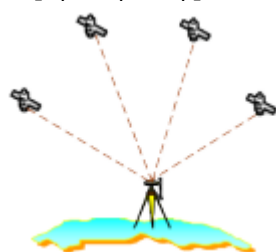
1. Technologie pomiarowe GNSS

(podział, dokładności, podstawowe cechy i zastosowania)

- Sposób wyznaczania pozycji

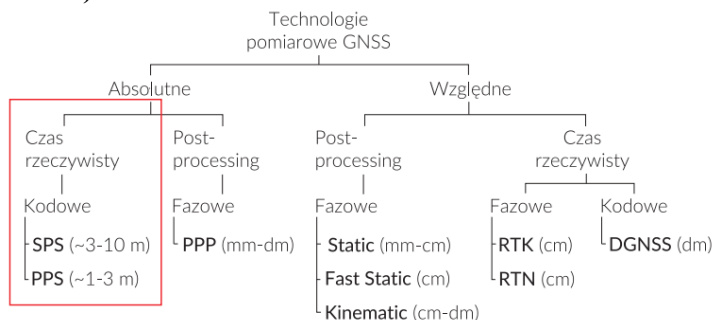
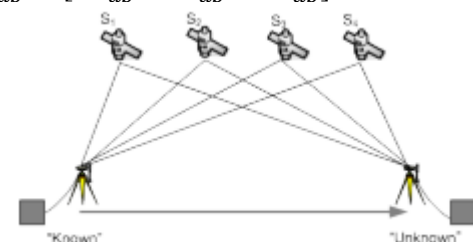
- o Absolutny:

$$r_r = [X_r \quad Y_r \quad Z_r]$$



- o Względny (różnicowy)

$$r_{ab} = [\Delta X_{ab} \quad \Delta Y_{ab} \quad \Delta Z_{ab}]$$



- Tryb pomiaru

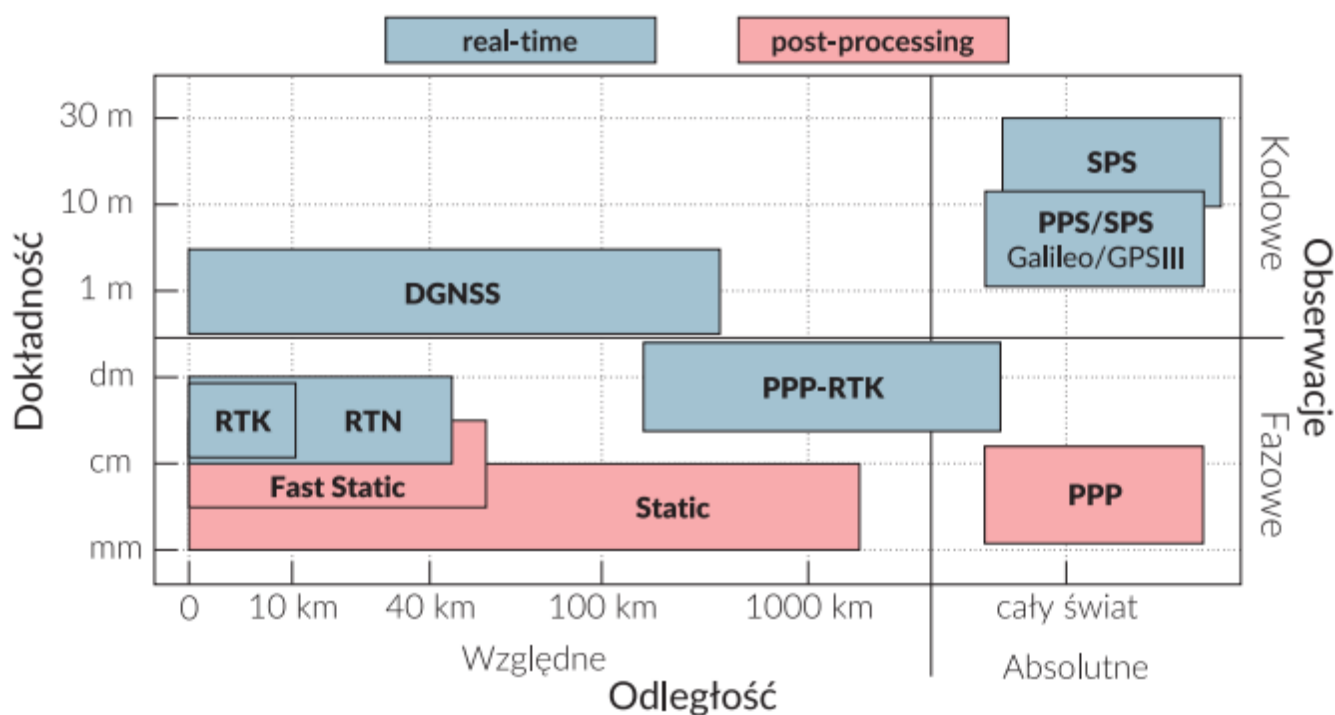
- o Post-processing (pomiar statyczny)

obserwacje opracowywane po wykonaniu pomiarów, najczęściej fazowe (nieruchomy odbiornik); jedna pozycja dla zbioru obserwacji, czas pomiaru ≥ 15 min

- o Czas rzeczywisty (pomiar kinematyczny)

obserwacje opracowywane w trakcie pomiaru (kodowe i fazowe) (odbiornik w trybie kinematycznym) pozycja na każdą epokę obserwacji

Tryb pomiaru



2. Matematyczny model pozycjonowania SPS

(opis deterministyczny i stochastyczny, estymacja niewiadomych)

OPIS DETERMINISTYCZNY

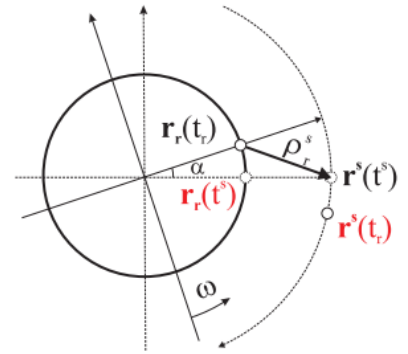
wyraża funkcjonalne zależności pomiędzy obserwacjami i niewiadomymi parametrami. Z założenia przyjmowane jest, że obserwacje i błędy zgrupowane w wektorach l i e mają charakter losowy, a wartość oczekiwana błędów wynosi zero ($E\{e\} = 0$).

Geometry-Based Code-Based Zero Difference Ionosphere/Troposphere-Fixed Model – model deterministyczny:	
$E\{[P_1 - f(r_{r0}) + c\delta t^s] - [\delta T + \delta I]\} = \begin{bmatrix} (-u_{r0})^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_r - r_{r0} \\ c\delta t_r \end{bmatrix} \quad (2)$	

Odległość geometryczna satelita-odbiornik

Odległość geometryczna $\rho_r^s(f(r_r)^s)$ odległość pomiędzy położeniem satelity w momencie czasu emisji sygnału $r^s(t^s)$, a odbiornikiem w momencie czasu odbioru sygnału $r_r(t_r)$.

- Moment emisji sygnału: $t^s = t_r - \tau_r^s = t_r - \rho_r^s/c$
 - Transformacja pomiędzy układami chwilowymi dla epoki t^s i t_r
- $$r(t_r) = R_z(\alpha)r(t^s) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} r(t^s), \alpha = \omega \tau_r^s = \omega \rho_r^s/c$$
- $\Delta r^s(\tau_r^s) = 200 - 250 \text{ m}$; transformacja do układu chwilowego $\Delta r^s = 100 - 150 \text{ m}$



Opóźnienie troposferyczne

- Model Hopfield (slajd 589)
- Model Saastamoinena (slajd 591)

Opóźnienie jonosferyczne

- Model Klobuchara (slajd 592)

OPIS STOCHASTYCZNY

Model stochastyczny definiuje założenia dotyczące charakterystyki dokładnościowej obserwacji. Przyjmując, że losowy charakter obserwacji opisuje rozkład normalny, model stochastyczny obserwacji GNSS opisuje równanie:

$$D\{l\} = E\{ee^T\} = C_l$$

W modelu pozycjonowania *Fixed* przyjmowane jest założenie, że wartości opóźnień jonosferycznych/troposferycznych są **znane i bezbłędne**. Błędy przypadkowe obserwacji utożsamiane są więc jedynie z **szumem pomiarowym**, a macierz wariancyjno-kowariancyjna obserwacji odzwierciedla charakterystykę statystyczną tego szumu: $E\{e_i e_i\} = \sigma_i^2$, gdzie e_i oznacza błąd i -tej obserwacji, a σ_i jej odchylenie standardowe.

Założenia modelu stochastycznego SPS:

- Błędy przypadkowe obserwacji (szum pomiarowy) przyjmowane są jako stałe dla danego typu obserwacji – σ_{P_1} lub jako zależne od wysokości satelity nad horyzontem (mocy sygnału) – $q(\epsilon_r^s)\sigma_{P_1}$;
- Przyjmowane wartości σ : P_1 (C/A): 0.3–3 m; P_2 (P(Y)): 0.03–0.3 m;
- Funkcje zależności od wysokości satelity opisują charakterystykę wzmocnienia anteny oraz osłabienie sygnału spowodowane propagacją w atmosferze;
- Najczęściej wykorzystywane funkcje $q(\epsilon_r^s)$: $1 + a \exp(-\epsilon_r^s/\epsilon_0)$, $1 + a/\sin \epsilon_r^s$, $1 + a \cos \epsilon_r^s$, gdzie: $a = 0.75-1$;
- Alternatywna metoda: $\sigma^2 \cong \text{SNR}^{-1}$, $\sigma^2 = c \cdot 10^{-C/N_0/10}$ (gdzie c – stały parametr zależny od odbiornika);
- Elementy kowariancyjne (korelacja wzajemna, korelacja czasowa) przyjmowane jako 0:

$$C_1 = C_{P_1} = \text{diag}\left((\sigma_{r,P_1}^1)^2 \quad (\sigma_{r,P_1}^2)^2 \quad \dots \quad (\sigma_{r,P_1}^k)^2\right)$$

ESTYMACJA NIEWIADOMYCH PARAMETRÓW

Estymacja niewiadomych parametrów

Zakładając, że zlinearyzowane obserwacje GNSS mają **charakter losowy o rozkładzie normalnym**, estymację parametrów w postaci **najlepszych nieobciążonych estymatorów liniowych** (ang. *best linear unbiased estimator*, BLUE) uzyskać można wykorzystując estymację **metodą najmniejszych kwadratów** z funkcją celu:

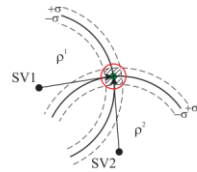
$$\min_{\mathbf{x}} \{ \|\mathbf{1} - \mathbf{A}\mathbf{x}\|_{\mathbf{C}_l}^2, \mathbf{x} \in \mathbb{R}^u \}, \quad (7)$$

gdzie zapis symboliczny $\|\cdot\|_{\mathbf{C}}^2$ oznacza **formę kwadratową** (dla dodatnio określonej macierzy \mathbf{C}) definiowaną jako: $\|\cdot\|_{\mathbf{C}}^2 = (\cdot)^T \mathbf{C}^{-1} (\cdot)$

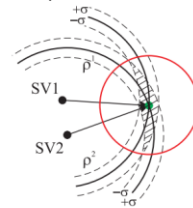
3. Współczynniki DOP

(definicja, rodzaje, sposób wyznaczenia, interpretacja)

Geometria konstelacji ma szczególne znaczenie w metodzie SPS na dokładność wyznaczenia niewiadomych parametrów. Opisują ją współczynniki Dilution of Precision (DOP).



Rysunek 5: Korzystna geometria wcięcia



Rysunek 6: Niekorzystna geometria wcięcia

Parametry DOP obliczane są na podstawie macierzy kofaktorów jako jej ślad:

- **Geometric DOP:** $GDOP = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{Q})}$
- **Position DOP:** $PDOP = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{Q}_{1:3})}$
- **Time DOP:** $TDOP = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{Q}_4)}$

Aby wyznaczyć błędy składowych horyzontalnych należy przetransformować macierz \mathbf{Q} do układu topocentrycznego:

$$\mathbf{Q}_{neu} = \mathbf{R}\mathbf{Q}_{1:3}\mathbf{R}^T, \mathbf{R}^T = \begin{bmatrix} n & e & u \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{n}_i = \begin{bmatrix} -\sin \varphi_i \cos \lambda_i \\ -\sin \varphi_i \sin \lambda_i \\ \cos \varphi_i \end{bmatrix}, \quad \mathbf{e}_i = \begin{bmatrix} -\sin \lambda_i \\ \cos \lambda_i \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_i = \begin{bmatrix} \cos \varphi_i \cos \lambda_i \\ \cos \varphi_i \sin \lambda_i \\ \sin \varphi_i \end{bmatrix}$$

- **Horizontal DOP:** $HDOP = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{Q}_{neu,1:2})}$
- **Vertical DOP:** $VDOP = \sqrt{\text{tr}(\mathbf{Q}_{neu,3})}$

- ✚ Aby wyznaczyć współczynników DOP nie wymagane są obserwacje, jedynie macierz \mathbf{Q} (współrzędne satelitów i odbiornika);
- ✚ Współczynnik PDOP jest proporcjonalny do odwrotności wielościanu utworzonego przez satelity i odbiornik;
- ✚ Optymalne (z punktu widzenia geometrii) rozmieszczenie satelitów to jeden w zenicie, pozostałe w horyzoncie (niekorzystne z punktu widzenia błędów propagacji);
- ✚ $PDOP < 3$ ($HDOP < 2$) – warunki korzystne, $PDOP = 6$ – wartość graniczna pomiaru.

GDOP	uwzględnia pozycję 3D oraz czas. Ogólna miara jakości.
PDOP	pozycja 3D (X,Y,Z). Najczęściej używany w ocenie dokładności.
HDOP	dokładność pozycji poziomej (szerokość + długość geograficzna).
VDOP	dokładność wysokości.
TDOP	dokładność synchronizacji czasu

Interpretacja wartości

≤ 1	Dokładność: bardzo wysoka
$1 - 2$	Dokładność: wysoka
$2 - 5$	Dokładność: użyteczna
$5 - 10$	Dokładność: niepewna
> 10	Dokładność: nieakceptowalna

4. Miary dokładności pozycjonowania GNSS

Błędy niewiadomych parametrów estymowanych metodą najmniejszych kwadratów wyznaczane są a posteriori zgodnie z równaniem:

$$C_{\hat{x}} = \hat{\sigma}_0^2 (A^T C_l^{-1} A)^{-1}$$

Na podstawie macierzy wariancyjno-kowariancyjnej niewiadomych można wyznaczyć odchylenia standardowe poszczególnych niewiadomych (błędy średnie) i ich wzajemne kowariancje:

$$\hat{\sigma}_i = m_i = \sqrt{C_{\hat{x},ii}} = \hat{\sigma}_0 \sqrt{Q_{\hat{x},ii}}$$

Błędy poszczególnych niewiadomych (składowych pozycji) można otrzymać mnożąc estymator błędu typowego spostrzeżenia ($\hat{\sigma}_0$) przez odpowiedni współczynnik rozmycia DOP:

$$\begin{aligned} m_P &= \hat{\sigma}_0 PDOP \\ m_{Hz} &= \hat{\sigma}_0 HDOP \\ m_V &= \hat{\sigma}_0 VDOP \end{aligned}$$

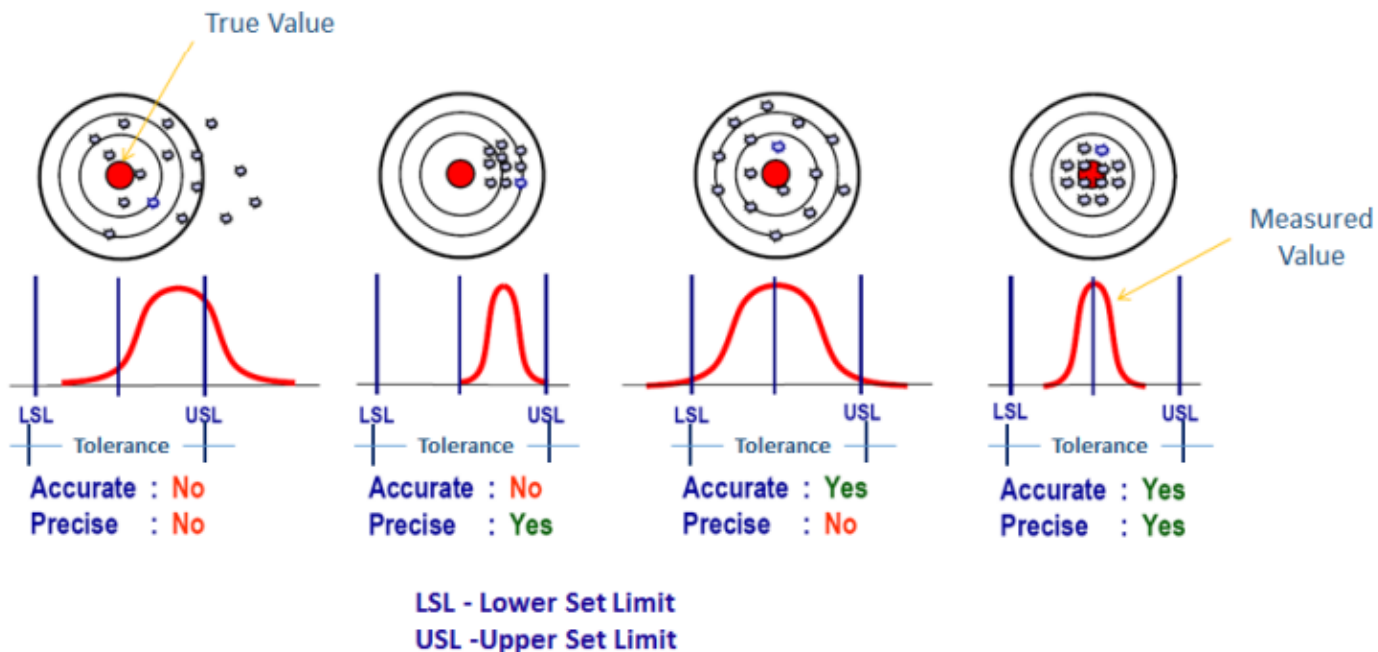
Poziom ufności opisuje prawdopodobieństwo $1 - \alpha$ związane z przedziałem ufności, który spełnia warunek:

$$P(-k\sigma < \hat{x} < +k\sigma) = 1 - \alpha$$

Tabela 1: Miary dokładności

k	$1 - \alpha$	Oznaczenie
0.67	50.0 %	Linear Error Probable (LEP)
1.00	68.3 %	1σ , Root Mean Square (RMS)
1.96	95.0 %	95% Confidence level
2.00	95.4 %	2σ
3.00	99.7 %	3σ (Błąd graniczny)

Dokładność/precyzja pomiaru



5. Pojedyncze, podwójne i potrójne różnice obserwacji

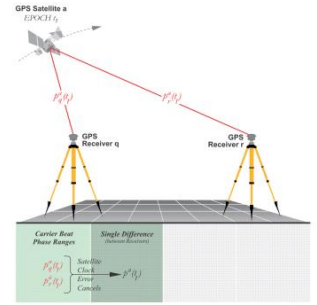
Pojedyncze różnice

Równanie obserwacji fazowych: $L_r^s = \rho_r^s + \delta T_r^s - \delta I_r^s + c\delta t_r - c\delta t^s + \lambda N_r^s$

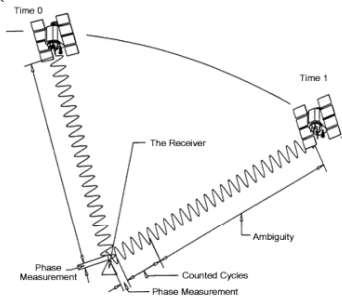
Pojedyncza różnica obserwacji fazowych dla epoki t to różnica dwóch obserwacji z odbiorników a i b do tego samego satelity i :

$$\Delta L_{ab}^i(t) = \Delta \rho_{ab}^i(t) + \Delta \delta T_{ab}^i(t) - \Delta \delta I_{ab}^i(t) + c\Delta \delta t_{ab} + \Delta \lambda N_{ab}^i$$

- eliminuje błąd zegara satelity
- eliminuje błędy opóźnień sprzętowych satelity oraz wind-up effect
- osłabia błędy propagacji sygnału i błąd orbity
- nie można wyznaczyć pozycji absolutnej
- osłabia się geometria



(NIEOZNACZONOŚĆ OBSERWACJI FAZOWYCH)

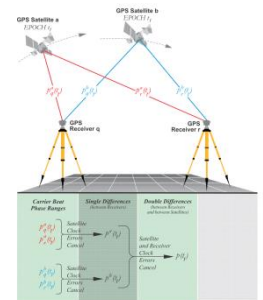


Podwójne różnice

Podwójna różnica obserwacji fazowych dla epoki t to różnica dwóch pojedynczych różnic do dwóch satelitów i i j

$$\nabla \Delta L_{ab}^{ij}(t) = \nabla \Delta \rho_{ab}^{ij}(t) + \nabla \Delta \delta T_{ab}^{ij}(t) - \nabla \Delta \delta I_{ab}^{ij}(t) + \nabla \Delta \lambda N_{ab}^{ij}$$

- eliminuje błędy zegarów satelitów i odbiorników
- eliminuje błędy opóźnień sprzętowych satelitów i odbiorników
- 2x zwiększa szum pomiarowy
- nieoznaczoność stała dla każdej epoki

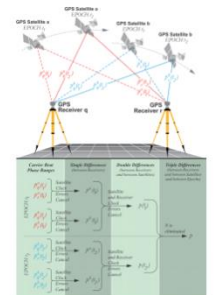


Potrójne różnice

Potrójna różnica obserwacji fazowych to różnica dwóch podwójnych różnic dla dwóch epok t_1 i t_2

$$\nabla \Delta L_{ab}^{ij}(t_{12}) = \nabla \Delta \rho_{ab}^{ij}(t_{12})$$

- eliminuje nieoznaczoność fazy (o ile nie wystąpiła utrata cykli)
- umożliwia wykrycie utraty cykli (ang. cycle slips)
- eliminuje (lub bardzo znacznie redukuje) wszystkie błędy pomiarowe ($\delta(t_1) \approx \delta(t_2)$)
- $\sqrt{8}$ x (3x) zwiększa szum pomiarowy



6. Liniowe kombinacje obserwacji (rodzaje, cechy/przeznaczenie)

- Szerokie pasmo (Wide Lane): większa długość fali, nieoznaczoność – liczba całkowita

$$\phi_{WL} = \phi_1 - \phi_2$$

- Wąskie pasmo (Narrow Lane): mniejsza długość fali, wykorzystywana razem z WL i IF

$$\phi_{NL} = \phi_1 + \phi_2$$

- Melbourne-Wübbena: eliminuje wszystkie wpływy oprócz nieoznaczoności (dla WL)

$$L_{MW} = \frac{c}{f_1 - f_2}(\phi_1 - \phi_2) - \frac{1}{f_1 + f_2}(f_1 P_1 + f_2 P_2)$$

- Iono Free: eliminuje wpływ jonosfery (I rząd), nieoznaczoność – liczba rzeczywista, wykorzystywana przy estymacji błędów geometrycznych

$$\phi_3 = \phi_1 - \frac{f_2}{f_1} \phi_2$$

- Geometry Free: eliminuje wpływ geometrii i błędów zegarów, wykorzystywana przy estymacji błędów jonosferycznych

$$\phi_4 = \frac{c}{f_1} \phi_1 - \frac{c}{f_2} \phi_2$$

7. Matematyczny model względnego pozycjonowania fazowego

(opis deterministyczny i stochastyczny, schemat rozwiązania modelu pozycjonowania)

Model pozycjonowania GNSS Static/RTK (**Geometry-Based Code/Phase Double Difference Ionosphere/Troposphere-Fixed Model**) można przedstawić w postaci modelu deterministycznego i stochastycznego:

$$E\{l\} = Ax + BN, \quad D\{l\} = C_l$$

l : wektor obserwacji (wyrazów wolnych, $m \times 1$)

x : wektor niewiadomych parametrów pozycyjnych ($u \times 1$);

N : wektor niewiadomych parametrów nieoznaczoności ($n \times 1$);

A : macierz współczynników przy niewiadomych pozycyjnych ($m \times u$);

B : macierz współczynników przy niewiadomych nieoznaczonościach ($m \times n$);

C_l : macierz wariancyjno-kowariancyjna obserwacji ($m \times m$);

m, u, n : liczba obserwacji, niewiadomych parametrów pozycyjnych i nieoznaczoności;

OPIS DETERMINISTYCZNY

Geometry-Based Code/Phase Double Difference Ionosphere/Troposphere-Fixed Model – model deterministyczny:

$$E\left\{\begin{bmatrix} L_1 - f(r_{a_0}) \\ L_2 - f(r_{a_0}) \\ P_1 - f(r_{a_0}) \\ P_2 - f(r_{a_0}) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -I_k & I_k \\ -\frac{f_1^2}{f_2^2} I_k & I_k \\ I_k & I_k \\ \frac{f_1^2}{f_2^2} I_k & I_k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta I \\ \delta T \end{bmatrix}\right\} = \begin{bmatrix} \Delta u_{a_0} \\ \Delta u_{a_0} \\ \Delta u_{a_0} \\ \Delta u_{a_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_a - r_{a_0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \lambda_1 I_k & \Theta_{kk} \\ \Theta_{kk} & \lambda_2 I_k \\ \Theta_{kk} & \Theta_{kk} \\ \Theta_{kk} & \Theta_{kk} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \end{bmatrix}$$

OPIS STOCHASTYCZNY

Geometry-Based Code/Phase Double Difference Ionosphere/Troposphere-Fixed Model – model stochastyczny:

$$D\left\{\begin{bmatrix} L_1 - \tilde{L}_1 \\ L_2 - \tilde{L}_2 \\ P_1 - \tilde{P}_1 \\ P_2 - \tilde{P}_2 \end{bmatrix}\right\} = \begin{bmatrix} 2DC_{L_1}D^T & & & \\ & 2DC_{L_2}D^T & & \\ & & 2DC_{P_1}D^T & \\ & & & 2DC_{P_2}D^T \end{bmatrix}$$

SCHEMAT ROZWIĄZANIA MODELU POZYCJONOWANIA

Funkcję celu w metodzie ILS można przedstawić wykorzystując **dekompozycję ortogonalną** funkcji (34) do postaci:

$$\|1 - \mathbf{Ax} - \mathbf{BN}\|_{\mathbf{C}_l}^2 = \underbrace{\|\hat{\mathbf{e}}\|_{\mathbf{C}_l}^2}_{(i)} + \underbrace{\|\hat{\mathbf{N}} - \mathbf{N}\|_{\mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}}}^2}_{(ii)} + \underbrace{\|\hat{\mathbf{x}}|\mathbf{N} - \mathbf{x}\|_{\mathbf{C}_{\hat{\mathbf{x}}|\hat{\mathbf{N}}}}^2}_{(iii)},$$

(i) Rozwiązanie przybliżone – **float solution**:

$$\{\hat{\mathbf{x}}, \hat{\mathbf{N}}\} = \arg \min_{\mathbf{x}, \mathbf{N}} \left\{ \|1 - \mathbf{Ax} - \mathbf{BN}\|_{\mathbf{C}_l}^2, \mathbf{x} \in \mathbb{R}^u, \mathbf{N} \in \mathbb{R}^n \right\}$$

(ii) Rozwiązanie nieoznaczoności – **ambiguity resolution** (ILS):

$$\check{\mathbf{N}} = \arg \min_{\mathbf{N}} \left\{ \|\hat{\mathbf{N}} - \mathbf{N}\|_{\mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}}}^2, \mathbf{N} \in \mathbb{Z}^n \right\}$$

(iii) Rozwiązanie ostateczne – **fixed baseline solution**:

$$\check{\mathbf{x}} = \hat{\mathbf{x}}|\check{\mathbf{N}} = \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{C}_{\hat{\mathbf{x}}\hat{\mathbf{N}}}^{-1} \mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}}^{-1} (\hat{\mathbf{N}} - \check{\mathbf{N}}), \quad \mathbf{E}\{\check{\mathbf{N}}\} = \mathbf{N} \Rightarrow \mathbf{E}\{\check{\mathbf{x}}\} = \mathbf{x}$$

ROZWIĄZANIE FLOAT

Wyznaczenie parametrów w **rozwiązaniu przybliżonym rzeczywistoliczbowym** wykonywane jest standardową metodą najmniejszych kwadratów (*unconstrained least-squares*). Tworząc **równania normalne estymatory niewiadomych** parametrów w rozwiązaniu **float** wyznaczane są jako:

$$\begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}} \\ \hat{\mathbf{N}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{A} & \mathbf{A}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{B} \\ \mathbf{B}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{A} & \mathbf{B}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{B} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{A}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{1} \\ \mathbf{B}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{1} \end{bmatrix} \quad (39)$$

Poprawki równań obserwacyjnych rozwiązania **float** oraz **macierz CV** estymowanych parametrów definiują wzory:

$$\hat{\mathbf{e}} = 1 - \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}} - \mathbf{B}\hat{\mathbf{N}}, \quad (40)$$

$$\mathbf{D}\left\{ \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{x}} \\ \hat{\mathbf{N}} \end{bmatrix} \right\} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{A} & \mathbf{A}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{B} \\ \mathbf{B}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{A} & \mathbf{B}^T \mathbf{C}_l^{-1} \mathbf{B} \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{\hat{\mathbf{x}}} & \mathbf{C}_{\hat{\mathbf{x}}\hat{\mathbf{N}}} \\ \mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}\hat{\mathbf{x}}} & \mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}} \end{bmatrix} \quad (41)$$

8. Rozwiązanie nieoznaczoności fazy fali nośnej (idea estymacji nieoznaczoności, testy walidacyjne)

ROZWIĄZANIE NIEOZNACZONOŚCI

Na podstawie wyników rozwiązania *float* tworzone jest **rozwiązanie nieoznaczoności** (ang. *ambiguity resolution*, AR). Etap ten można podzielić na **dwie zasadnicze części**:

1. Estymację wartości nieoznaczoności:

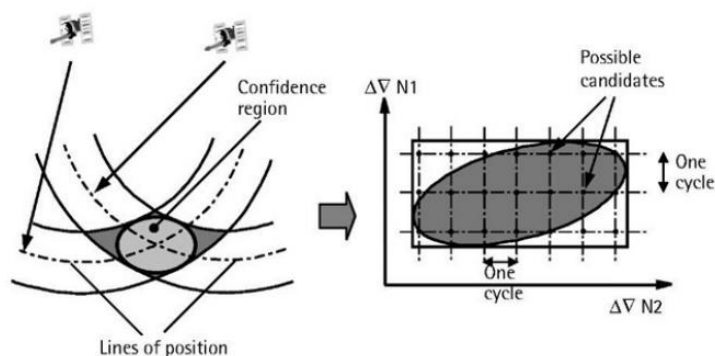
- wykonywana najczęściej przy pomocy dyskretnych (sekwencyjnych) **metod przeszukiwania** dziedziny nieoznaczoności;
- wymaga optymalizacji przestrzeni poszukiwań;
- najefektywniejsza implementacja metody ILS (dla wyznaczeń kinematycznych) – metoda **LAMBDA**;

2. Walidację poprawności estymacji:

- umożliwia przyjęcie dla pewnego **poziomu istotności** założenia o poprawnym wyznaczeniu nieoznaczoności;
- najczęściej wykonywana przy pomocy testów **rozdzielających** (porównanie rozwiązania najbardziej prawdopodobnego do drugiego w kolejności);
- test ratio**: $T_R = \frac{R_2}{R_1} \geq c_R$, gdzie $R = \|\hat{\mathbf{N}} - \check{\mathbf{N}}\|_{\mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}}}^2$, $c_R \in \{1.5, 2, 3\}$.

ESTYMACJA NIEOZNACZONOŚCI

Funkcja celu: $\check{\mathbf{N}} = \arg \min_{\mathbf{N}} \{ \|\hat{\mathbf{N}} - \mathbf{N}\|_{\mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}}}^2, \mathbf{N} \in \mathbb{Z}^n \}$



WALIDACJA ESTYMACJI NIEOZNACZONOŚCI

Skuteczność testów walidacyjnych związana jest z prawdopodobieństwem **czterech** możliwych do wystąpienia stanów decyzyjnych.

Tabela 2: Macierz decyzyjna walidacji nieoznaczoności

Test	$H_0 : \check{\mathbf{N}} = \mathbf{N}$	$H_1 : \check{\mathbf{N}} \neq \mathbf{N}$
$T \geq c$	CA: $P_{CA} \rightarrow 100\%$	FA: błąd II typu (<i>moc</i>)
$T < c$	FR: błąd I typu (<i>istotność</i>)	CR: $P_{CR} \rightarrow 0\%$

- poprawne zaakceptowanie** hipotezy zerowej (ang. *correct acceptance*, CA)
- poprawne odrzucenie** hipotezy zerowej (ang. *correct rejection* — *detection*, CR)
- błędne odrzucenie** hipotezy zerowej (ang. *false rejection* — *false alarm*, FR)
- błędne zaakceptowanie** hipotezy zerowej (ang. *false acceptance* — *failure*, FA)

przykład – rozwiązanie nieoznaczoności

1. Wektor rozwiązania *float* i jego macierz CV:

$$\hat{\mathbf{N}} = \begin{bmatrix} 34.12 \\ 28.55 \\ 17.78 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_{\hat{\mathbf{N}}} = \begin{bmatrix} 7.28 & 1.45 & 5.57 \\ -1.45 & 1.12 & 2.14 \\ -5.57 & -2.14 & 1.25 \end{bmatrix}$$

2. Kandydaci rozwiązania:

$$\check{\mathbf{N}}_1 = \begin{bmatrix} 34 \\ 29 \\ 18 \end{bmatrix}, \quad \check{\mathbf{N}}_2 = \begin{bmatrix} 34 \\ 28 \\ 18 \end{bmatrix}, \quad \check{\mathbf{N}}_3 = \begin{bmatrix} 34 \\ 29 \\ 17 \end{bmatrix}, \quad \check{\mathbf{N}}_4 = \begin{bmatrix} 35 \\ 29 \\ 18 \end{bmatrix}$$

3. Formy kwadratowe residuów nieoznaczoności:

$$R_1 = 0.1017, \quad R_2 = 0.1599, \quad R_3 = 0.2718, \quad R_4 = 0.0422,$$

4. Rozwiązanie:

$$\check{\mathbf{N}} = \begin{bmatrix} 35 \\ 29 \\ 18 \end{bmatrix}, \quad T_R = \frac{R_{II}}{R_I} = 2.41 \geq 2.00$$

9. Technologie: statyczna, szybka statyczna, RKT, RTN (cechy, dokładności, wykorzystanie)

Technologia statyczna Static (minimalnie 4 satelity)

- Względna, fazowa technologia pomiarowa GNSS w trybie post-processingu,
- Technologia umożliwiająca osiągnięcie najwyższej dokładności (mm–cm),
- Dokładność wyznaczenia pozycji zależy od:
 - długości wektora (do 1000 km)
 - czasu obserwacji (20 min–kilka dób)
 - warunków obserwacyjnych (geometria konstelacji, błędy propagacji sygnału, wielodrożność)

Szacowana dokładność:

H_z: 3 mm + 0.1 ppm;

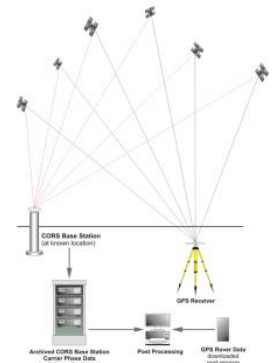
V: 3.5 mm + 0.4 ppm;

Dokładność dla wektorów:

10 km → H_z: 4.0 mm, V: 7.5 mm;

100 km → H_z: 13 mm, V: 40 mm;

- Długość sesji pomiarowych uzależniona jest od długości wektorów i przeznaczenia pomiarów:
 - Sieci lokalne (wektory 20–30 km, cm): 20–90 min;
 - Krajowe sieci odniesienia (osnowa bazowa) (wektory 100–200 km, mm–cm): 12–48 godz.;
 - Kontynentalne/podstawowe sieci odniesienia (osnowa fundamentalna) (wektory 200–500 km, mm): 3–7 dni;



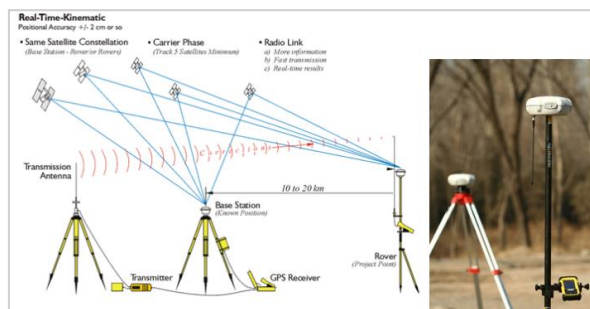
Przeznaczenie: wysokodokładne pomiary geodezyjne/geodynamiczne.

Technologia szybka statyczna Fast Static

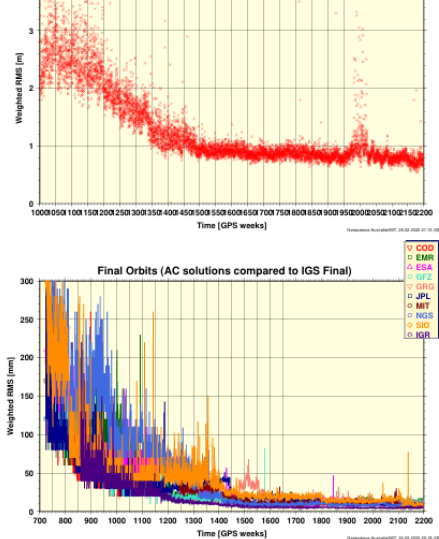
- Odmiana technologii statycznej będąca kompromisem pomiędzy wysoką dokładnością a szybkością pomiaru;
- Dedykowana wektorom o długości do 15–20 km;
- Czas pomiaru zależy od geometrii konstelacji (liczby satelitów):
 - 4–5 SVs: 15–20 min
 - 6–7 SVs: 10–15 min
 - >8 SVs: 7–10 min
- Szacowana dokładność: 5–10 mm + 1 ppm → 3 cm;
- Efektywna dla obserwacji L1/L2;
- Podatna na wpływ wielodrożności i niekorzystnej geometrii;
- Przeznaczenie: geodezyjna osnowa szczegółowa, sieci lokalne.

Technologia RTK (kinematyczna, względna, fazowa w czasie rzeczywistym)

- Technologia efektywna dla wektorów <10 km (eliminacja błędów pomiarowych poprzez podwójne różnicowanie obserwacji);
- Dokładność pozycjonowania: H_z: 8 mm+1 ppm; V: 15 mm+1 ppm (maks. ±7–10 cm);
- Opracowanie względne wymaga ciągłego przekazywania danych z odbiornika statycznego (Base) do ruchomego (Rover): łączność radiowa/internetowa, format wymiany danych: RTCM (ang. Radio Technical Commission for Maritime Services), wymiana danych przez internet: protokół NTRIP (ang. Networked Transport of RTCM via Internet Protocol);
- Opóźnienie łączności: wiek poprawki <1 sek;
- Technologia kinematyczna – możliwość wyznaczenia pozycji na podstawie jednej epoki obserwacyjnej;
- Wyznaczenie nieoznaczoności fazy (inicjalizacja pomiaru/fixed) wymaga obserwacji fazowych i kodowych do minimum **5 satelitów**;
- Zastosowanie: pomiary sytuacyjne w geodezji, precyzyjna nawigacja, precyzyjne rolnictwo, sterowanie maszyn.

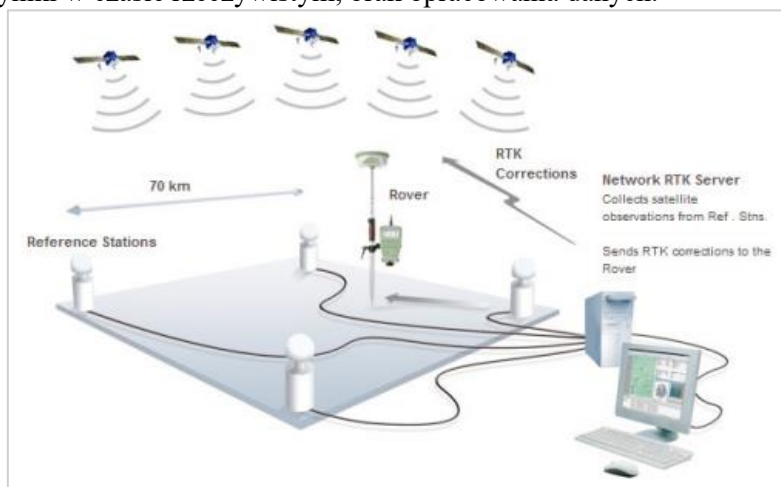


Typ	Dokładność	Opóźnienie
<i>Broadcast</i>	~ 100 cm	<i>real-time</i>
<i>Ultra Rapid</i>	~ 5 cm	<i>real-time</i>
	~ 3 cm	3–9 h
<i>Rapid</i>	~ 2.5 cm	17–41 h
<i>Final</i>	~ 2.5 cm	12–18 d



Technologia RTN (Network Real-Time Kinematic)

- Technologia efektywna dla wektorów 30–50 km (eliminacja błędów pomiarowych poprzez ich powierzchniowe modelowanie – korekcje różnicowe);
- Dokładność zbliżona do RTK przy 3–5x dłuższym wektorze;
- Sieć stacji referencyjnych umożliwia kontrolę jakości obserwacji, stabilności układu odniesienia, dokładności korekt różnicowych;
- Wymaga centralnego zarządzania siecią: rozwiązania wektorów między stacjami bazowymi; wyznaczenia korekt; dystrybucji korekt przez internet (NTRIP);
- Wymaga komunikacji dwukierunkowej – przybliżonej pozycji odbiornika ruchomego, format NMEA (ang. National Marine Electronics Association);
- Wykorzystuje jedną z trzech technologii sieciowych (sposobów wyznaczenia i włączenia korekt do modelu pozycjonowania):
 - Virtual Reference Station (VRS), Trimble, lata '90;
 - Flächen-Korrektur-Parameter (FKP), Geo++, lata '90;
 - Master-Auxiliary Concept (MAC/MAX), Leica, 2001.
- Najczęściej wykorzystywana precyzyjna metoda pomiarowa GNSS: wysoka dokładność przy znacznych odległościach; wyniki w czasie rzeczywistym, brak opracowania danych.



Systemy wspomagania GNSS

Systemy wspomagania pozycjonowania GNSS

Są to systemy, które wspomagają działanie systemów nawigacji satelitarnej, a w szczególności podnoszą ich: **dokładność**, **niezawodność**, **dostępność** i **ciągłość**, przy wykorzystaniu dodatkowych, zewnętrznych informacji (danych pomiarowych). Wyróżniamy:

1. Satelitarne systemy wspomagania (ang. *Satellite-based Augmentation Systems*, **SBAS**);
2. Naziemne systemy wspomagania (ang. *Ground-based Augmentation Systems*, **GBAS**):
 - 2.1 Lokalne systemy wspomagania (ang. *Local-area Augmentation System*, **LAAS**)
 - 2.2 Aktywne sieci kontrolne;
 - 2.3 Pasywne sieci kontrolne;
3. Regionalne systemy nawigacji satelitarnej.

27. Technologia różnicowa DGNSS (rodzaje, cechy).

Umożliwia wyznaczanie korekt różnicowych na dwa sposoby:

- w dziedzinie obserwacji: $\delta p_s r = p_s \text{ ref} + c \delta t_{\text{ref}} - p_s r = -\delta T_s r - \delta I_s r + c \delta t_s$
- w dziedzinie współrzędnych: $\delta X = X_{\text{ref}} - X_r$

Dodatkowo wraz z poprawką wyznaczana jest jej pochodna po czasie

Dokładność pozycjonowanie DGNSS wynosi ok. 1-3m i zależy od długości wektora, warunków pomiarowych i wieku poprawki

28. Systemy SBAS (budowa, zasada działania, nazwy).

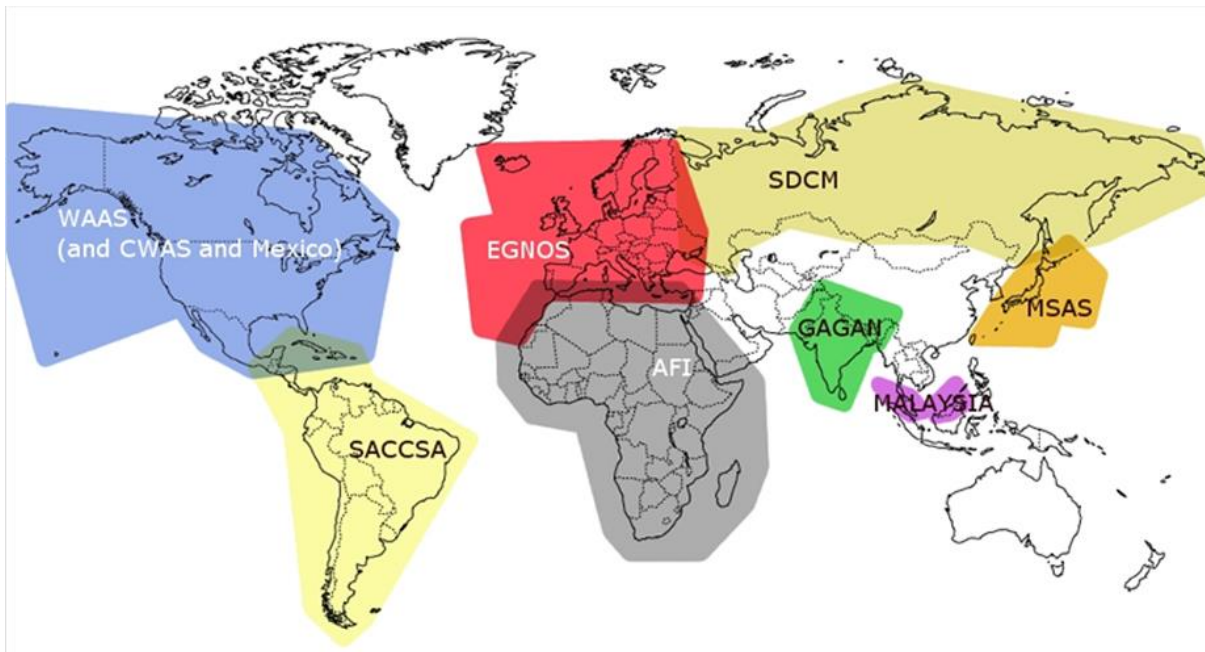
SBAS – satelitarne systemy wspomaganie to główne systemy regionalne (kontynentalne) dedykowane przede wszystkim aplikacjom związanym z cywilną nawigacją lotniczą, które wykorzystują satelity geostacjonarne do przesłania korekt różnicowych i dodatkowych informacji wyznaczonych na podstawie obserwacji z naziemnej sieci stacji referencyjnych.

Istnieją systemy SBAS:

- Operacyjne: EGNOS (UE), WAAS (USA), MSAS (Japonia), GAGAN (Indie)
- Budowane: SDCM (Rosja), BeiDou SBAS (Chiny), SACCSA (Ameryka Płd.), AFI (Afryka), Korea Południowa, Malezja, ...;
- Komercyjne: OmniSTAR (Fugro), VERIPOS (Hexagon/Leica), StarFire (NavCom/John Deere)

Systemy SBAS nie są systemami autonomicznymi, służą wspomaganie systemów GNSS. Wyróżniamy 3 segmenty ich architektury:

- Segment kosmiczny: satelity GEO transmitujące sygnał na częstotliwości L1/L5 z informacjami nawigacyjnymi SBAS nadawanymi ze stacji naziemnych. Transmitowany sygnał zawiera: parametry nawigacyjny (pseudoodległość od GEO), korekty różnicowe, informację o niezawodności/dostępności obserwacji GNSS/GEO.
- Segment naziemny: stacje pomiarowo-obszaryjne GEO i GNSS, stacje kontrolne (monitorujące), stacje transmitujące, centrum zarządzania.
- Segment użytkowników: odbiorniki GNSS odbierające SBAS Signal in Space; serwisy: Open Service, Safety-of-life Service, Commercial Service.



29. System EGNOS (segmenty, dokładności, serwisy).

EGNOS – European Geostationary Navigation Overlay Service. Zbudowany przez Europejską Agencję Kosmiczną (ESA), Komisję Europejską i EUROCONTROL w 2005 roku. Satelitarne system wsparcia dla systemów GPS, GLONASS i Galileo

Segment naziemny tworzy 47 stacji: 39 RIMS (Ranging and Integrity Monitoring, jedna w Warszawie), 2 MCC (Mission Control Centres) – stacje kontrolne, obliczają poprawki różnicowe, 6 NLES (Navigation Land Earth Stations) – wysyłają poprawki do satelitów GEO.

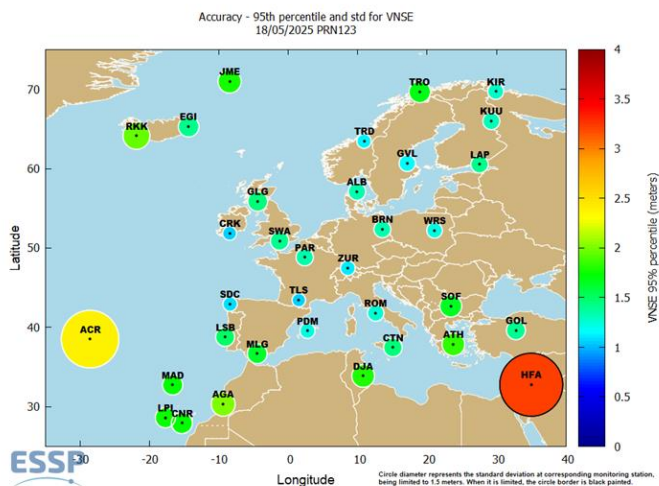
Segment kosmiczny składa się z 3 satelitów GEO;

- Inmarsat 4-F2 (Europe Middle East Africa): 25°E, PRN 126, w testach;
- SES-5 (Astra 4B): 5°E, PRN 136, L1/L5;

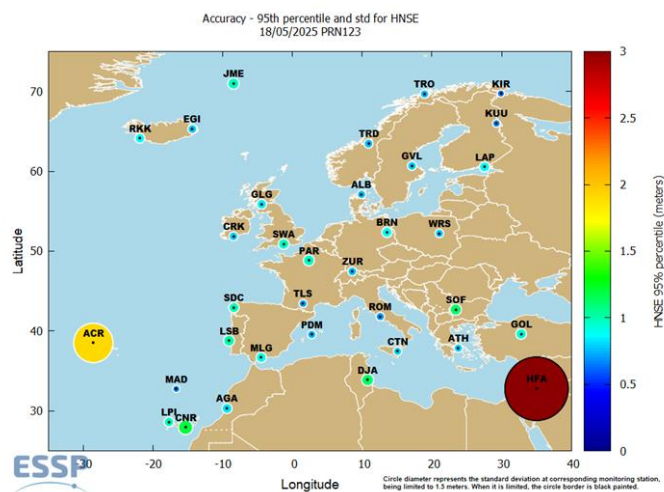
- Astra 5B: 31.5°E, PRN 123, L1/L5;
- Dodatkowo aby zwiększyć dostępność serwisów dla dużych szerokości od 2002 roku dane EGNOS transmitowane są przez internet– serwis SISNet

Serwisy systemu EGNOS:

- **Open Service**: od 2009 roku, dokładność (95%) Hz: 3m, V: 4m (dla 99% < 2m);
- **Safety-of-Life Service**: od 2011–2030, wymagania APV-I (Approach operations with vertical guidance): Hz: 16.0m, V: 20m;
- **EGNOS Data Access Service (EDAS)**: dystrybucja nie przez GEO– RTCM + surowe dane z RIMS (od 2012);
- **2020+ EGNOS V3**: Multi-constellation SBAS L1/L5



Rysunek 10: Dokładność pionowa systemu EGNOS (<https://egnos-user-support.essp-sas.eu>)



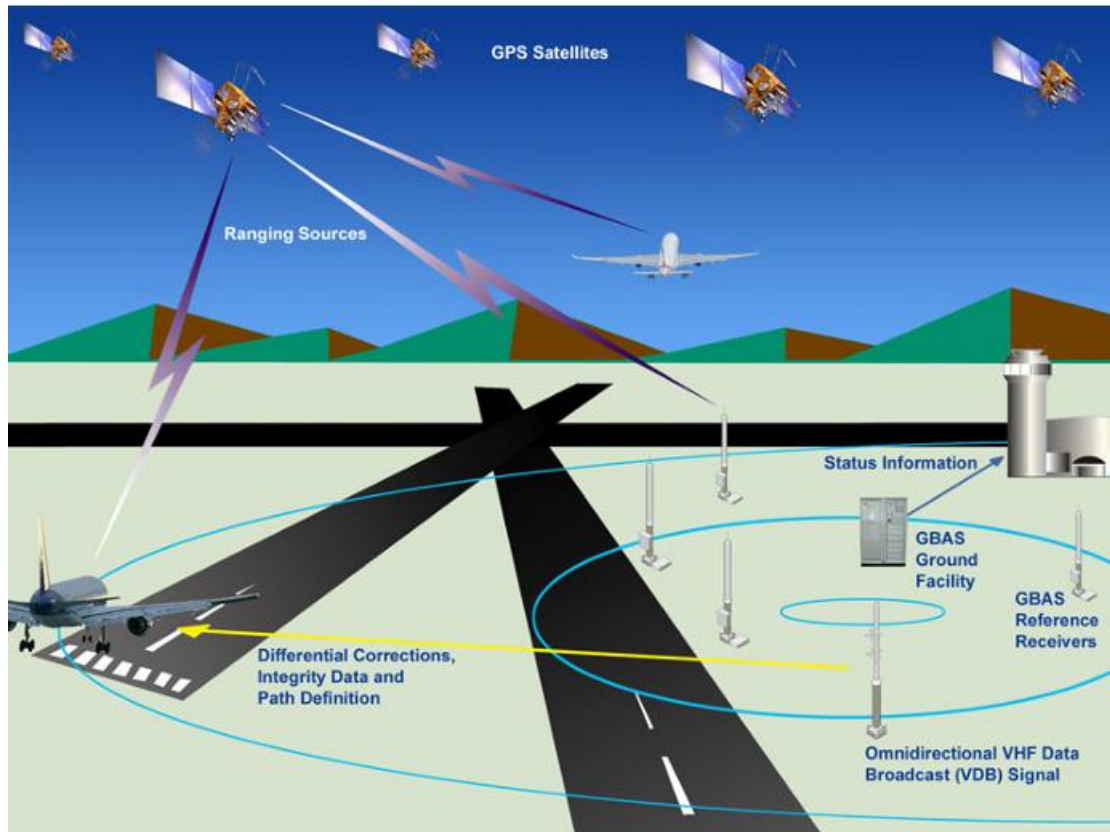
Rysunek 9: Dokładność pozioma systemu EGNOS (<https://egnos-user-support.essp-sas.eu>)

30. Systemy GBAS (budowa, zasada działania).

Wśród systemów GBAS wyróżniamy:

- Lokalne systemy wspomaganie (LAAS; GLS) – systemy naziemnego wsparcia pozycjonowania GNSS dedykowane lokalnym aplikacjom lotniczym (w obrębie lotnisk), wykorzystują technologie pomiarową DGNSS (G/R: C/A, P(Y)), dane z naziemnych stacji radiowych przesyłane są drogą radiową do odbiorników na samolotach. Zawierają dodatkową informację o niezawodności, dostępności i dokładności
 - Zalety: cena, dostępność sygnału
 - Wady: możliwość jammingu, degradacja sygnału spowodowana wielotorowością;

Budowa:



Mało jest informacji ogólnie w prezentacji o Aktywnych i pasywnych sieciach więc pozwolę sobie dodać tutaj definicję z chatuGPT <3

- Aktywne sieci kontroli
 - Udostępniane dane: obserwacje GNSS, dane w czasie rzeczywistym
 - Wykorzystywane technologie pomiarowe: RTK(<10km)/RTN(<40-50km), DGNSS, Static/Fast Static
 - Dodatkowe funkcje konserwacji i kontroli sieci;
 - Usługi automatycznego post-processingu;
 - Wielofunkcyjna osnowa geodezyjna – fizyczna realizacja systemu odniesień przestrzennych
 - Przeznaczenie – usługi pozycjonowanie GNSS dla geodezji, nawigacji, precyzyjnego sterowania maszynami, GIS, transportu etc.

To system geodezyjnych stacji referencyjnych, które działają **w trybie ciągłym** (24/7), rejestrując dane GNSS (np. GPS, Galileo). Te dane są przetwarzane i udostępniane użytkownikom w czasie rzeczywistym (RTK, DGNSS) lub w formie danych do post-processingu (RINEX).

Cechy aktywnej sieci kontroli:

- Składa się z fizycznych stacji GNSS o znanych współrzędnych.
- Umożliwia transmisję poprawek do użytkowników (np. rolnictwo precyzyjne, geodezja).
- Przykład w Polsce: **ASG-EUPOS** (Aktywna Sieć Geodezyjna).

Elementy składowe:

1. Stacje referencyjne GNSS

- Fizyczne, nieruchome punkty wyposażone w:
 - Antenę GNSS o znanym położeniu (zamontowaną np. na maszcie lub dachu).
 - Odbiornik GNSS rejestrujący dane przez całą dobę.
 - Urządzenia pomocnicze (modem, router, system zasilania awaryjnego).
- Stacja zbiera surowe dane z satelitów (np. GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou).

2. Centrum obliczeniowe (centrum danych)

- Przechowuje i przetwarza dane ze stacji.
- Oblicza poprawki do pozycji (dla użytkowników RTK/DGNSS).
- Monitoruje jakość pracy systemu.
- Zarządza archiwizacją danych (np. w formacie RINEX).

3. System transmisji danych

- Dane ze stacji trafiają do centrum przez:
 - Sieć internetową (stałe łącza, GSM, VPN).
 - Sieci lokalne i serwery NTRIP (do transmisji poprawek RTK).
- Poprawki są rozsyłane do użytkowników w czasie rzeczywistym (RTCM, NTRIP).

4. System monitoringu i zarządzania

- Stałe śledzenie dokładności, dostępności sygnału, poprawności działania stacji.
- Automatyczne powiadomienia o awariach lub błędach.
- Zarządzanie użytkownikami (loginy, hasła, dostęp do usług).

Pasywne sieci kontroli:

To zbiór trwale oznaczonych punktów geodezyjnych w terenie, których współrzędne są precyzyjnie określone (np. przez pomiary GNSS, niwelację). Punkty te **nie są wyposażone w żadne urządzenia elektroniczne** – są to np. znaki betonowe, repery.

Cechy pasywnej sieci:

- Wykorzystywana do klasycznych pomiarów geodezyjnych.
- Nie dostarcza danych na bieżąco – użytkownik sam musi wykonać pomiar.
- Ma charakter referencyjny (porównanie, kalibracja, kontrola dokładności).

Elementy składowe:

1. Punkty osnowy geodezyjnej

- Trwałe, stabilne znaki geodezyjne umieszczone w terenie.
 - Rodzaje: punkty poziome, pionowe, wysokościowe, grawimetryczne.
 - Materiał: beton, stal, mosiądz.
 - Formy: słupki, bolce, znaki w ścianach budynków, repery.
- Każdy punkt posiada:
 - **Dokumentację opisową i topograficzną** (tzw. szkic punktu).
 - **Numeryczny opis**: współrzędne X, Y, Z lub φ , λ , h.

2. Układ odniesienia

- Współrzędne punktów określone są w krajowym systemie (np. PL-ETRF2000, PL-KRON86-NH).
- Osnowa jest podzielona na:
 - **Podstawową** – punkty o największej dokładności.
 - **Szczegółową** – punkty lokalne, do zastosowań inżynierskich.

3. Baza danych o punktach

- Punkty są zinventaryzowane i zarządzane przez organy państwowe (np. GUGiK).
- Bazy danych zawierają współrzędne, opisy, szkice, fotografie.

3.1. Lokalne systemy wspomagania.

Są to systemy, które **poprawiają dokładność, wiarygodność i dostępność** globalnych systemów GNSS, takich jak GPS czy Galileo. Działają na poziomie lokalnym (regionalnym) lub krajowym, np. Eupos / ASG-Eupos, systemy z zakresu SBAS

32. System ASG-EUPOS (opis, architektura, serwisy).

EUPOS - European Position Determination System, zunifikowany system precyzyjnego pozycjonowania obejmujący 13 krajów Europy Środkowej i Wschodniej zawiązany w 2002 roku, posiada około 480 stacji referencyjnych i ustanawia jednolity standard budowy, opracowania i wymiany danych (jednolity system ETRS89 – European Terrestrial Reference System 1989)

ASG-EUPOS – Aktywna Sieć Geodezyjna EUPOS, ogólnopolska sieć stacji referencyjnych, uruchomiona w 2008 roku i zarządzana przez Główny Urząd Geodezji i Kartografii, na których wykonywane są ciągłe obserwacje satelitów systemów GNSS, której punkty odniesienia stanowią podstawową poziomą osnowę geodezyjną i szczegółową wysokościową osnowę geodezyjną. W Polsce posiada 120 stacje (centra zarządzania znajdują się w Warszawie i Katowicach)

120 stacje w Polsce: 118 – G/R/E/C, 2 – G/R/E, 15 – Meteo, 2 – monitorujące

A także 27 stacje **przygraniczne**: 7 z Czechami, 5 z Niemcami, 4 z Litwą, 6 ze Słowacją, 5 z Ukrainą
15 stacji jest włączonych do EPN, czyli European Permanent Network

Przenoszenie na obszar Polski i konserwacja geodezyjnego układu odniesienia PL-ETRF2000 (obok PL-ETRF89 realizacja systemu ETRS89) odbywają się przez sieć stacji permanentnych ASG-EUPOS.

Budowa:

- **Segment stacji referencyjnych (segment odbiorczy):**
 - średnia odległość między stacjami ok. 70 km
 - włączone istniejące stacje IGS i EPN
 - współrzędne wyznaczane w systemie ETRS89 – ETRF2000 (e.2011.0)
 - odbiorniki GNSS: G/R/E/C L1/L2/L5
 - stabilizacja anten zapewnia optymalne warunki obserwacji
 - dodatkowe wyposażenie stacji: komputer, zasilanie awaryjne, internet
- **Segment zarządzania siecią (Centrum obliczeniowe):**
 - archiwizacja i udostępnianie danych ze stacji referencyjnych
 - obliczanie i dystrybucja poprawek różnicowych DGNSS/RTN
 - kontrola jakości obserwacji
 - obliczenia danych nadesłanych przez użytkowników (automatyczny post-processing)
 - prowadzenie serwisu WWW
 - konserwacja układu odniesienia poprzez kontrole stałości punktów definiujących układ.
- **Segment użytkowników:**
 - dostęp dla autoryzowanych użytkowników
 - wymagana obsługa protokołu wymiany danych NTRIP
 - wymagany dostęp do internetu
 - odbiorniki GNSS (GPS/GPS+GLONASS+Galileo+BeiDou: L1, L1/L2/L5, kodowe, kodowo-fazowe)

Serwisy systemu:

- **Serwisy czasu rzeczywistego (nawigacyjne):**
 - **NAWGEO – technologia RTK/RTN**
 - Dokładność pozycjonowania: Hz: ± 0.03 m V: ± 0.05 m
 - zastosowania to geodezja i precyzyjna nawigacja
 - **KODGIS/NAWGIS – technologia DGNSS**
 - Dokładność pozycjonowania: ± 0.25 m
 - Zastosowania to systemy informacji przestrzennej (GIS), logistyka oraz nawigacja
- **Serwisy post-processingu:**
 - **POZGEO – Technologia Statyczna „Static” (automatyczny post-processing)**
 - Dokładność pozycjonowania:

- Zastosowania to geodezja przy osnowy pomiarowe (przy czym nie jest możliwe opracowanie osnów szczegółowych, z powodu „jednopunktowego” sposobu wyznaczania współrzędnych każdego punktu użytkownika, z pominięciem wektorów pomiędzy punktami użytkownika)
- **POZGEO D – Technologia Static/Fast Static/Kinematic (udostępnianie danych)**
 - Dokładność pozycjonowania: $\pm 0.01\text{--}0.10$ m
 - Obliczenia: oprogramowanie użytkownika do post-processingu obserwacji GNSS (Trimble Total Control, Trimble Business Center, Leica Geo Office, RTKLib, Bernese GPS Software, etc.)
 - Zastosowanie to geodezja (osnowy szczegółowe)

33. Formaty danych GNSS i protokoły wymiany (RINEX, RTCM, NTRIP, NMEA).

- **RINEX (Receiver Independent Exchange Format)**
 - Standardowy format do przechowywania i wymiany surowych danych pomiarowych GNSS (pomiar kodowy i fazowy)
 - Struktura danych:
 - Nagłówek (metadata: typ odbiornika, antena, współrzędne).
 - Dane obserwacyjne (pseudoodległości, fazy nośnej, SNR).
 - RINEX 2.xx (starszy, ale wciąż używany):
 - .XXo – dane obserwacyjne (np. .09o dla GPS).
 - .XXn – dane nawigacyjne (efemerydy).
 - RINEX 3.xx (nowszy, wielosystemowy):
 - .YYY – oznaczenia systemów (G=GPS, R=GLONASS, E=Galileo, C=BeiDou).
- **RTCM SC-104 – Radio Technical Commission for Maritime Services, Special Committee 104**
 - Standardowy format wymiany danych w pomiarach kinematycznych GNSS
 - Struktura zbliżona do depeszy nawigacyjnej GPS
 - Ostatnie wersji: 2.3, 3.1 — 63 typy wiadomości
- **NTRIP – Networked Transport of RTCN via Internet Protocol**
 - Przesyłanie danych RTCM z prędkością 5 kbps
 - Wykorzystuje technologię radia internetowego, która pozwala rozdzielać (powielać) dane źródłowe na wiele strumieni danych
 - Może być wykorzystywany również do danych RINEX, RAW, SP3, etc.
 - NtripSources: stacje referencyjne generujące dane GNSS
 - NtripServers: serwery odbierające dane i dystrybuujące w formacie NTRIP do serwera http
 - NtripCaster: serwer HTTP, powiela i rozdziela dane
 - NtripClients: odbiorniki ruchome mające dostęp do stacji (Source) poprzez serwer http
- **NMEA 0183 – National Marine Electronics Association 0183**
 - Protokół komunikacji i wymiany danych cyfrowych pomiędzy (morskimi) urządzeniami elektronicznymi (od 1957)
 - Wykorzystywany do wymiany (eksportu) danych z odbiorników GNSS (głównie pozycji wyznaczonej przez odbiorniki)
 - Kod ASCII, 82 znaki
 - Przykłady: \$GPGGA, \$GPGLL, DOP, SV, typ rozwiązania, wiek poprawki, dane nawigacyjne

34. Sieci IGS, EUREF (opis, komponenty, produkty).

Serwis IGS dostarcza (od 1.01.1994) w otwartym dostępie najwyższej jakości dane, produkty i serwisy związane z globalnymi systemami nawigacji satelitarnej GNSS, które służą tworzeniu oraz wspieraniu: ziemskich systemów odniesienia, obserwacjom i badaniom Ziemi, aplikacjom PNT (ang. Position, Navigation and Timing, PTN) oraz innym aplikacjom służącym społeczności naukowej.

IGS – komponenty:

- Sieć stacji śledzących
- Centra danych (Data Centers, Analysis and Associate Analysis Centers)
- Zespoły zadaniowe (Working Groups, Pilot Projects, Committees)

IGS – produkty:

- **Efemerydy GPS/zegary satelitów i stacji:**
 - Pokładowe: czas rzeczywisty
 - Ultra-Rapid: czas rzeczywisty/3–9h
 - Rapid: 17–41h
 - Final: 12–18 dni
- **Efemerydy GLONASS:** Final: 12–18 dni, ± 3 cm
- **Współrzędne stacji śledzących:**
 - Final positions: 11–17 dni
 - Final velocities: 11–17 dni
- **Parametry ruchu obrotowego Ziemi:** (Ultra-Rapid, Rapid, Final) ruch bieguna, zmiana ruchu bieguna, Length-of-day
- **Parametry atmosfery:**
 - Final ZTD: <4tyg
 - Ionospheric TEC: Rapid: <24h, Final: 11 dni

EUREF - Sieć stacji śledzących GNSS działająca w ramach podkomisji Regional Reference Frame sub-commission for Europe (EUREF), wchodzącej w skład International Association of Geodesy (IAG). EPN jest zasilana danymi z ponad 100 europejskich agencji i uniwersytetów, a jej głównym celem jest tworzenie, konserwacja oraz udostępnianie realizacji Europejskiego Ziemijskiego Systemu Odniesienia European Terrestrial Reference System 89 (ETRS89).

EUREF – komponenty:

- Sieć stacji śledzących: ok. 330 stacji (2022), PL:15, 55% RTCM
- Centra operacyjne – dostarczają dane ze stacji (PL: uniwersytety, ASG-EUPOS, etc.)
- Centra danych – dostęp do danych i produktów
- Centra analiz – na podstawie analiz obserwacji tworzą produkty EPN.

EUREF – produkty:

- **Pozycje i prędkości stacji EPN:**
 - Rozwiązania dobowe na podstawie obserwacji GNSS, wykorzystywane do monitorowania stacji
 - Rozwiązania tygodniowe na podstawie rozwiązań dobowych, chwilowa realizacja systemu ETRS89
 - Długookresowe wyznaczenia pozycji i prędkości stacji na podstawie wszystkich dostępnych danych, aktualizowane co 15 tygodni oficjalna realizacja ETRS89
- **Estymacja opóźnienia troposferycznego ZTD**
- **Orbity/zegary satelitów (ETRS89):**
 - **EUREF01:** GPS
 - **EUREF02:** GPS&GLONASS
 - **EUREF03:** GPS&GLONASS&Galileo (w planach)

35. Regionalne systemy nawigacji satelitarnej (rodzaje, segment kosmiczny).

Regionalne systemy nawigacji satelitarnej (ang. Regional Navigation Satellite Systems, RSNN), które „wzmacniają” segment kosmiczny systemów GNSS o dodatkowe satelity o zasięgu regionalnym. Są one autonomiczne lub interoperacyjne (wspierające) dostępne dla danego regionu.

Segment kosmiczny: satelity geostacjonarne i geosynchroniczne

Rodzaje:

- **BeiDou-1** (dostępny od 2004 r.), autonomiczny, od 2007 **BeiDou-2** (system globalny)
- **QZSS** – Quasi-Zenith Satellite System (dostępny od 2010 r., budowany na zalecenie rządu japońskiego od 2002 roku),
 - Nieautonomiczny, umożliwia pozycjonowania jedynie z innymi systemami GNSS
 - Obejmuje region wschodniej Azji i Oceanii
 - Planowany jest segment kosmiczny:
 - 3 IGSO (Inclined Geosynchronous Orbit)/HEO (Highly Elliptical Orbit), QZS: perigeum 38000 km, apogeum 46000 km, ta sama orbita, 24^h, >12^h powyżej 70°, co najmniej jeden satelita w zenicie w rejonie Japonii
 - 4 GEO
 - Stan konstelacji: QZS-1 (Michibiki) od 11.09.2010 QZS-2 – 1.06.2017 QZS-4 – 2018 QZS-3 GEO
- **NAVIC** – NAVigation with Indian Constellation (poprzednia nazwa: IRNSS – Indian Regional Navigation Satellite System, dostępny od 2013 r., budowany od 2006 roku),
 - Autonomiczny, niezależny regionalny system nawigacji satelitarnej obejmujący obszar wokół Indii (1500 km)
 - W 04.2016 pełna konstelacja (7SV)
 - Segment kosmiczny:
 - 3 GEO: 32.5°E (I06, 03.2016), 83°E (I03, 10.2014), 129.5°E (I07, 04.2016)
 - 4 IGSO: $i = 29^\circ$, 2SVs: 55°E (I01 07.2013, I02 04.2014), 2SVs: 111.75°E (I04 03.2015, I05 01.2016),
 - Sygnały: L5 (1176.45 MHz), S-band (2492.08 Mhz, specjalne odbiorniki NAVIC)
 - Pozycjonowanie: SPS (L5 lub S-band), PS (L5/S-band)
 - Dokładność SPS: ~10 m – Indie, ~20 m – region Oceanu Indyjskiego