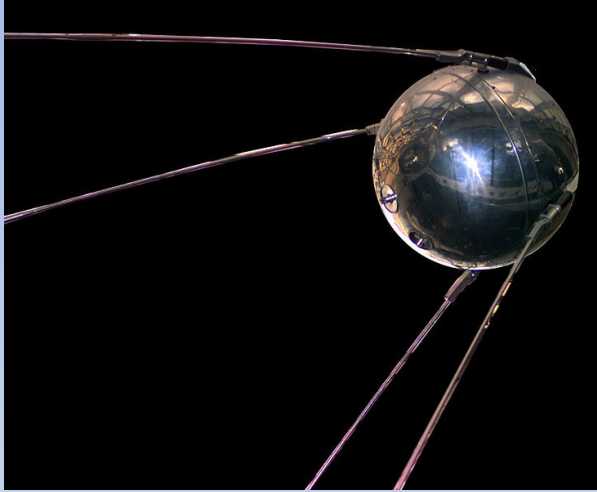


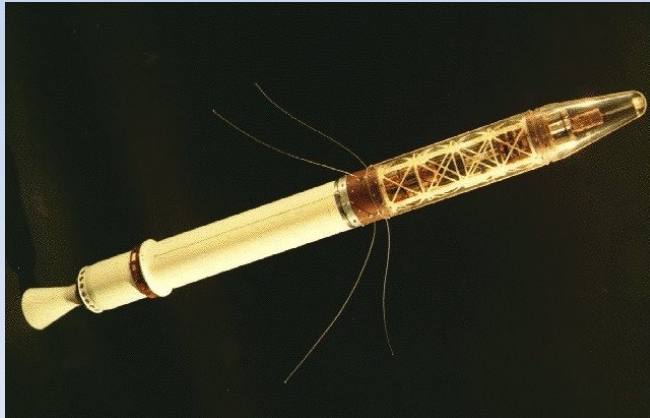
# Systemy nawigacji satelitarnej

Krzysztof Kamiński

# Sztuczny satelita



Sputnik - 1957



Explorer 1 - 1958

Ariel 1

1962 – W.B.

Alouette 1

1962 – Kanada

San Marco 1

1964 – Włochy

Asterix

1965 – Francja

WRESAT

1967 – Australia

ESRO 2B

1968 – ESRO

Azur

1969 – RFN

# Sztuczny satelita

Sztuczny satelita Ziemi, zwany w skrócie satelitą, jest skonstruowanym przez człowieka statkiem kosmicznym (z załogą lub bez) wystrzelony za pomocą rakiety nośnej w przestrzeń okołoziemską z pierwszą prędkością kosmiczną i krążącym następnie wokół Ziemi po orbicie zamkniętej ruchem bezwładnym.

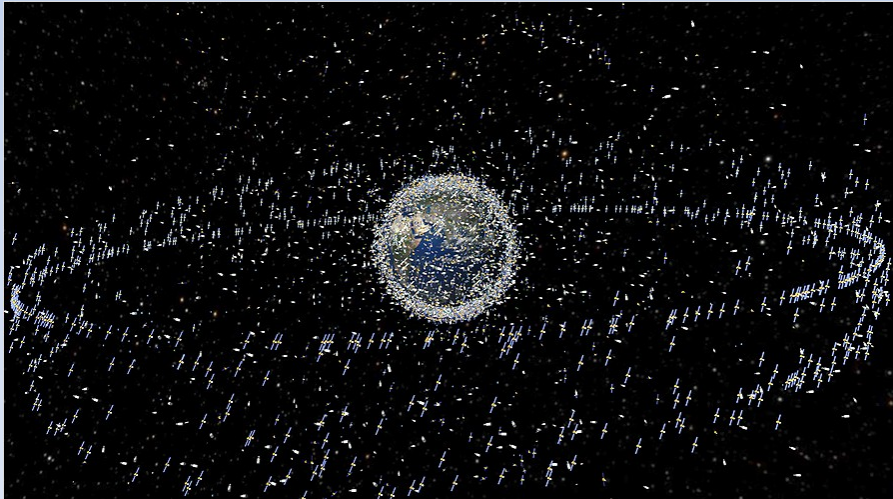


Satelitami nie są natomiast pociski raketowe, gdyż poruszają się po torach balistycznych. Między miejscem wystrzelenia a celem, nie krążą po orbitach wokół Ziemi.

# Sztuczny satelita

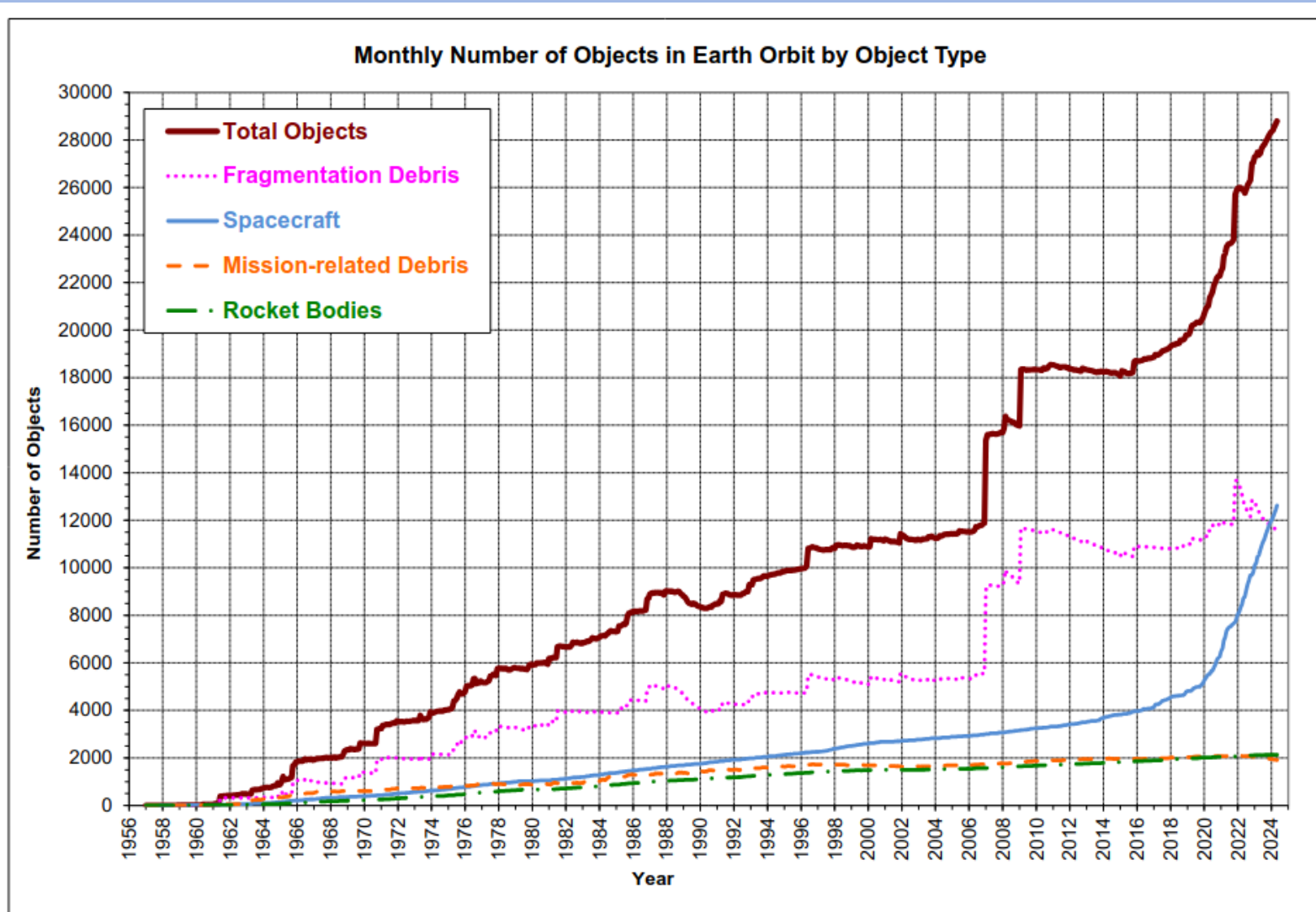
Ze względu na pełnione funkcje sztuczne satelity Ziemi dzielą się na:

- **naukowo-badawcze:** geofizyczne, astronomiczne, biologiczno-medyczne itp.
- **techniczne:** do prowadzenia badań i prób prototypów aparatury przeznaczonej do użytku w pojazdach kosmicznych,
- **wojskowe:** zbierające na przykład informacje dotyczące prób z bronią jądrową,
- **użytkowe:** satelity komunikacyjne, meteorologiczne, geodezyjne, nawigacyjne, teledetekcyjne, obserwacyjne, szpiegowskie i inne.



Obrazki z satelitami

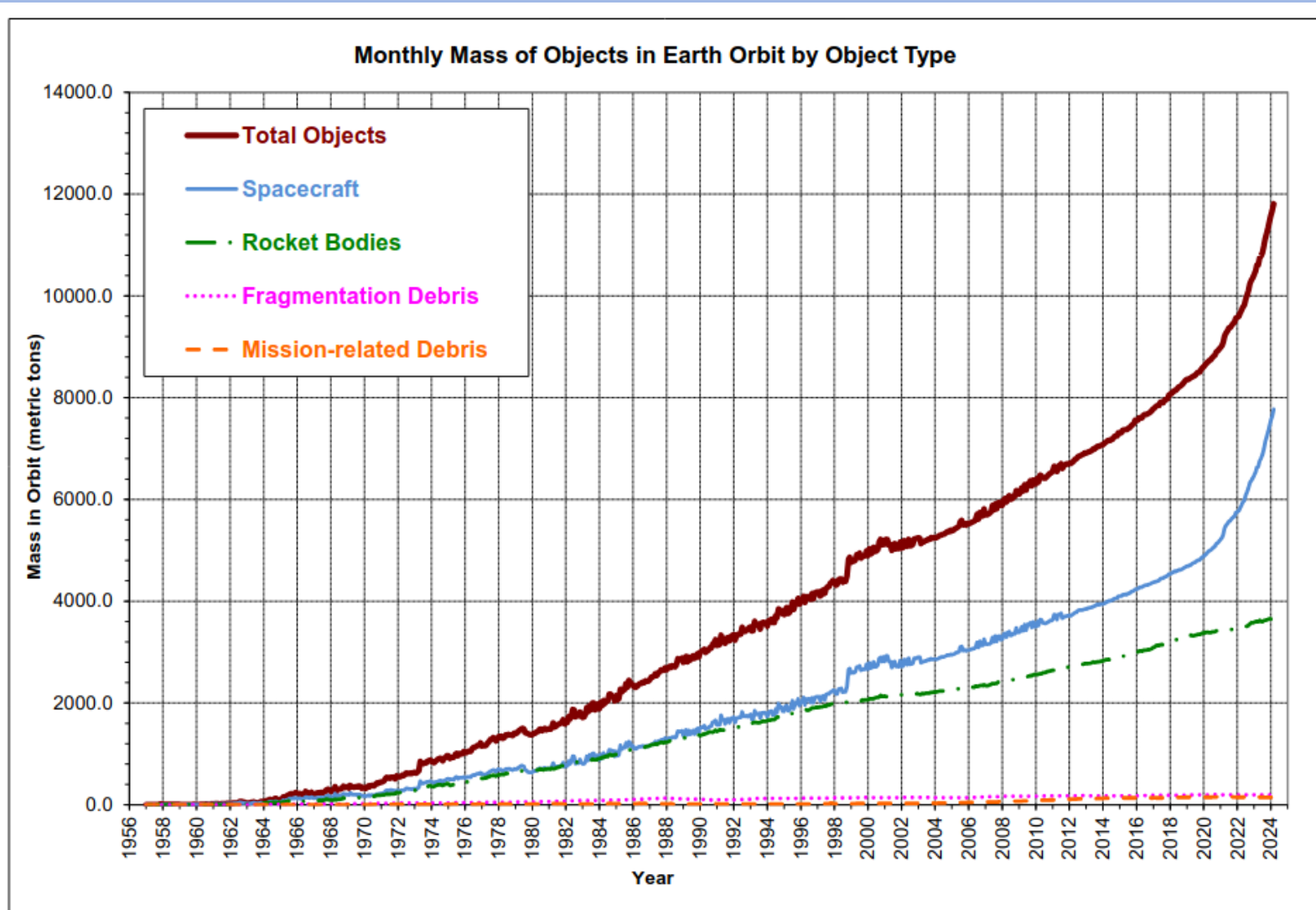
# Sztuczny satelita



Monthly Number of Cataloged Objects in Earth Orbit by Object Type as of 9 June 2024. This chart displays a summary of all objects in Earth orbit officially cataloged by the U.S. Space Surveillance Network. "Fragmentation debris" includes satellite breakup debris and anomalous event debris, while "mission-related debris" includes all objects dispensed, separated, or released as part of the planned mission



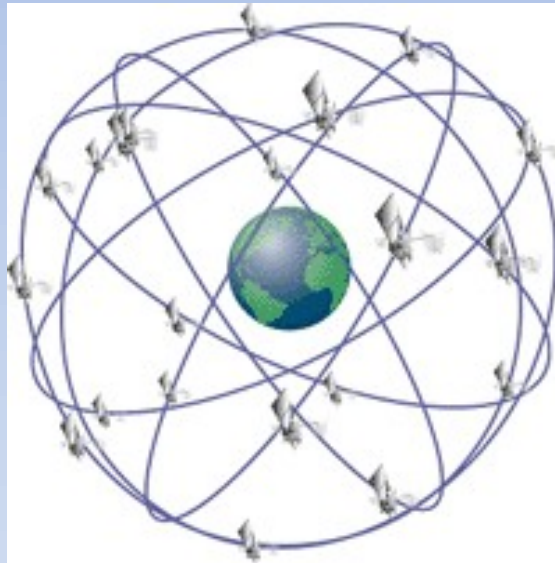
# Sztuczny satelita



Monthly Mass of Objects in Earth Orbit by Object Type as of 9 June 2024. This chart displays the mass of all objects in Earth orbit officially cataloged by the U.S. Space Surveillance Network.

# Satelita nawigacyjny

Przez satelitę nawigacyjnego należy rozumieć sztucznego satelitę Ziemi, wchodzącego w skład segmentu kosmicznego nawigacyjnego systemu satelitarnego, Dostarczającego informacje umożliwiające określenie położenia użytkowników na wodzie, lądzie i w powietrzu.



Jest to satelita bezzałogowy. Obustronną jego łączność z Ziemią zapewnia nadawczo-odbiorcza aparatura radiowa, zasilana z zainstalowanych własnych źródeł energii (np. baterie słoneczne).

# Satelita nawigacyjny

Ruch satelity dzieli się na dwie główne fazy: start z powierzchni Ziemi wraz z wprowadzeniem na orbitę za pomocą rakiety nośnej, której zadaniem jest nadanie satelicie odpowiedniej prędkości i określonego wcześniej kierunku lotu, oraz sam lot, który odbywa się ruchem bezwładnym w polu grawitacyjnym Ziemi.



Satelity nawigacyjne nie są wyposażone w silniki hamujące i nie są w związku z tym sprowadzane na Ziemię.



# Teoria ruchu

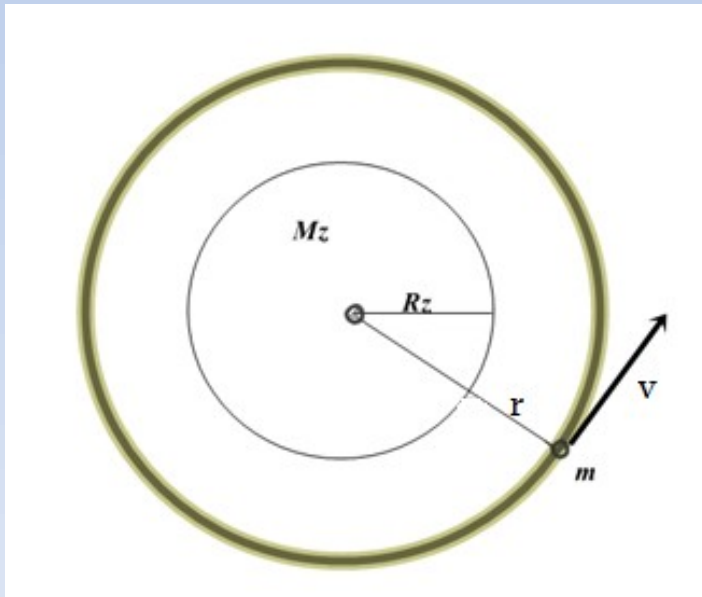
Wzajemny ruch ciał w przestrzeni przebiega na zasadzie równoważenia się dwóch głównych sił:

Siła przyciągania

$$F_g = \frac{GM_z m}{r^2}$$

Siła odśrodkowa

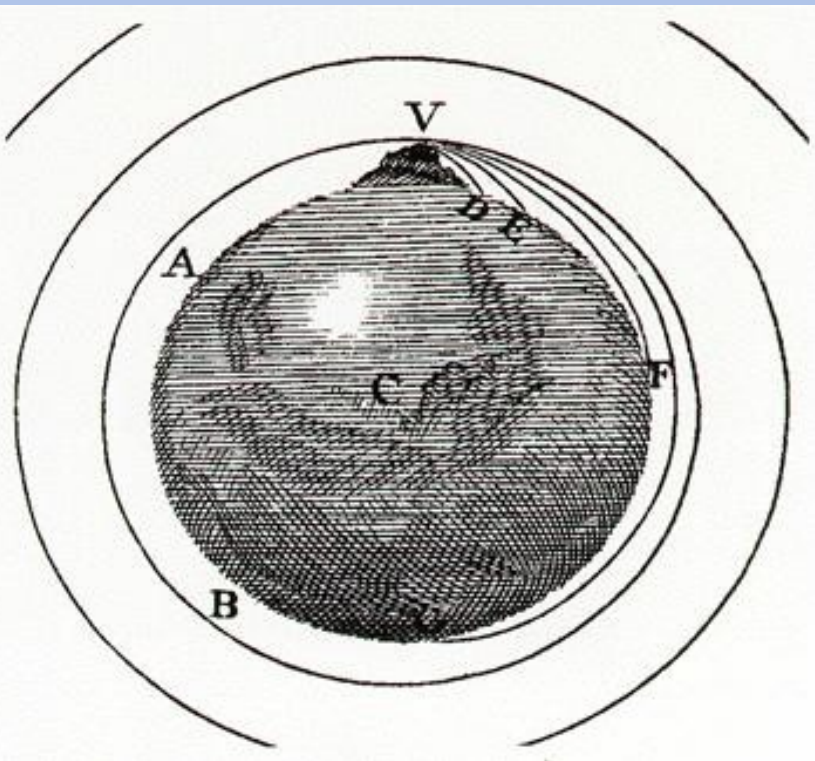
$$\vec{F} = \frac{mv^2 \vec{r}}{r} = m\omega^2 \vec{r}$$



# Teoria ruchu

Nad powierzchnia Ziemi: 7,91 km/s

Na wysokości 200km: 7,79 km/s



Wysokość $h$ (system) km	Prędkość $v_k$ km/s	Okres $T_{oz}$ h/min/s
1 100 (Transit)	7,3048	1/47/6
10 000	4,9345	5/47/24
19 100 (GLONASS)	3,9560	11/15/44
20 000	3,888	11/50/16
20 183 (GPS)	3,8745	11/57/58,3
23 616 (Galileo)	3,6459	14/21/16
30 000	3,3105	19/10/28
35 790 (satelita geostacjonarny)	3,0712	23/56/04
40 000	2,9319	27/36/13

Johannes Kepler

i

Isaac Newton



(1571 – 1630)

Sformułowanie Praw  
dotyczących ruchu  
planet wokół Słońca

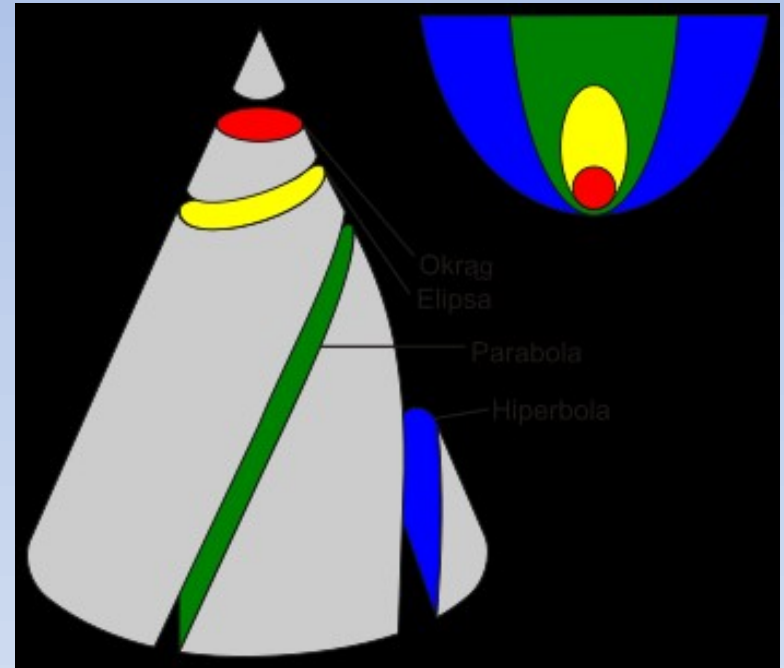
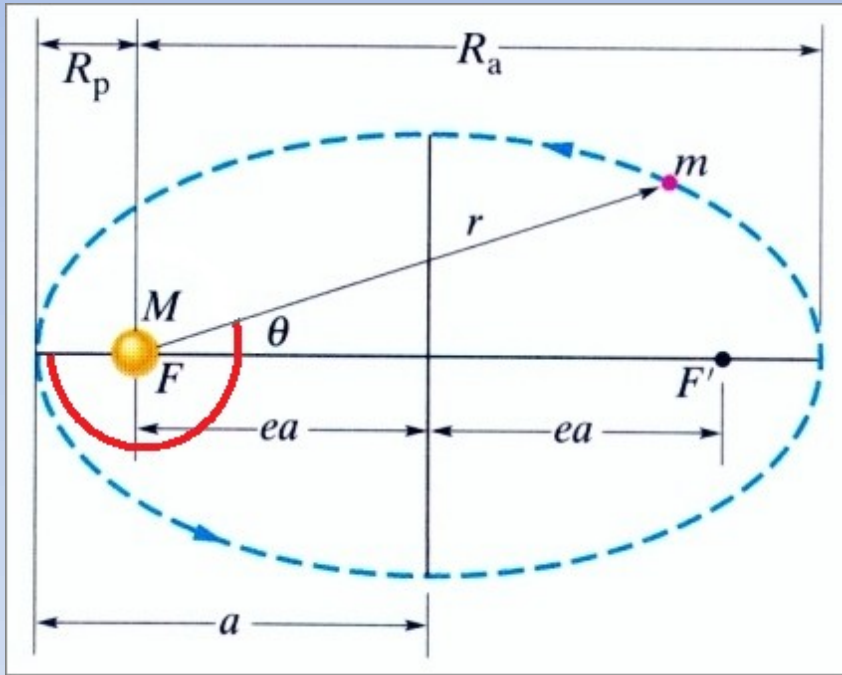


(1643 -- 1727)

Podstawy teoretyczne do praw Keplera,  
tory ciał niebieskich od elipsy do hiperboli,  
prawo powszechnego ciężenia,  
zjawisko precesji, kształt Ziemi,  
przyływy i odpływy morza.

# Teoria ruchu

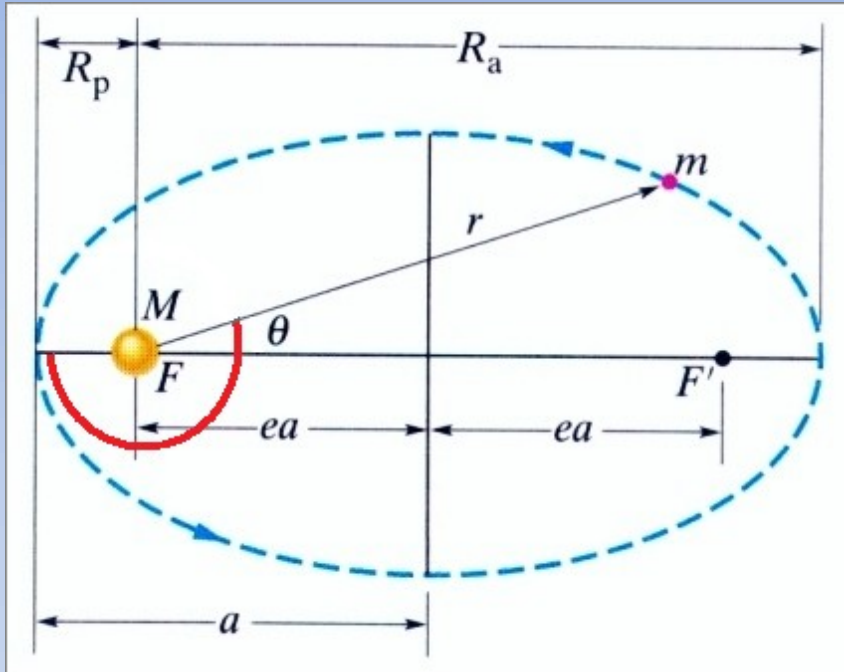
Ruch satelity względem ciała centralnego odbywa się po orbicie będącej krzywą stożkową, przy czym ciało centralne znajduje się w jednym z ognisk orbity.



$$r = \frac{p}{1 + e \cos \varphi}$$

$p$  - parametr, decydujący o kącie pomiędzy tworzącą a osią stożka.

# Mimośród



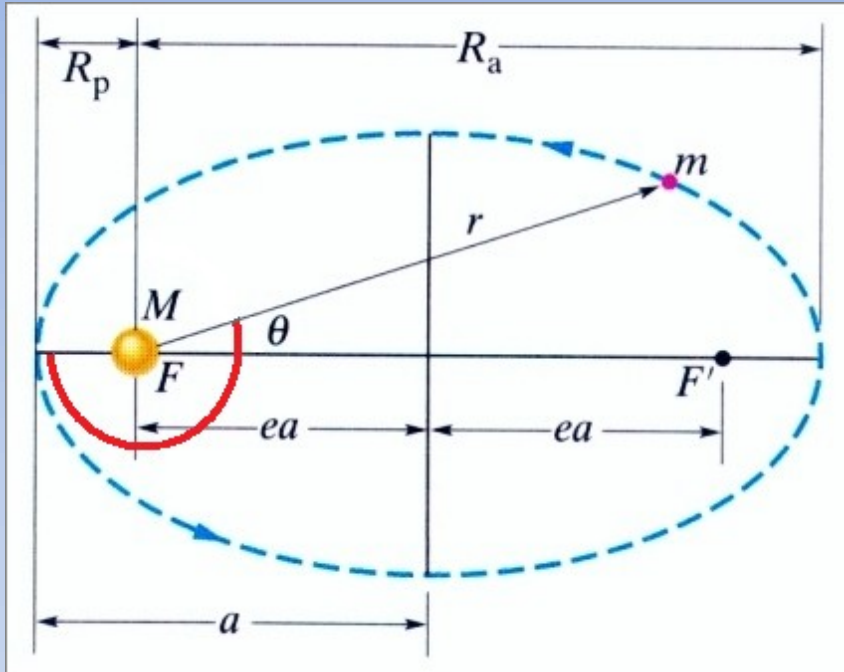
$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}$$

Mimośród można wyrazić również jako iloraz odległości ogniska od środka elipsy przez długość półosi wielkiej orbity eliptycznej.

Orbita jest:

kołowa ,	jeśli	$e=0,$
eliptyczna,	jeśli	$0<e<1,$
paraboliczna,	jeśli	$e=1,$
hiperboliczna,	jeśli	$e>1.$

# Anomalia prawdziwa



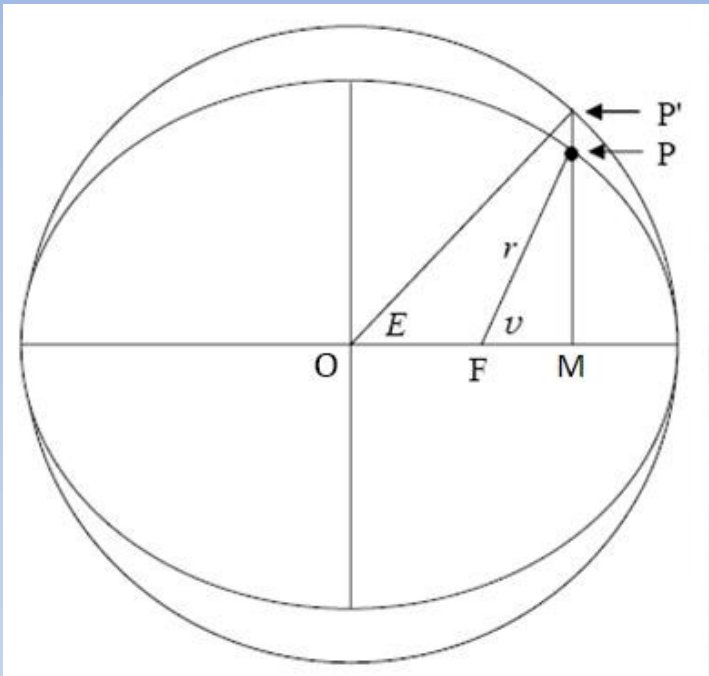
Kąt biegunowy między promieniem wodzącym  $r$  i kierunkiem  $F F'$  liczonym od  $0$  do  $360^\circ$  w kierunku zgodnym z kierunkiem ruchu satelity.

$\theta=0^\circ$       perycentrum ( $R_p$ ),  
 $\theta=180^\circ$       apocentrum ( $R_a$ ).

Linia absyd łączy perycentrum i apocentrum.



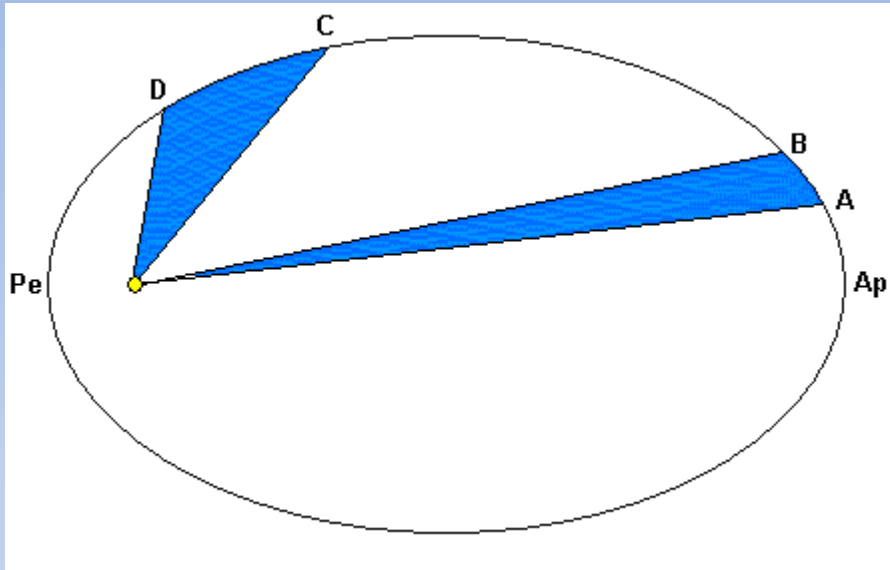
# Anomalia mimośrodowa



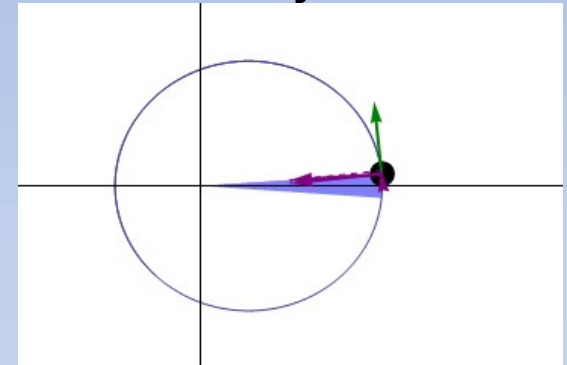
Między anomalią prawdziwą  $\nu$  i anomalią mimośrodową  $E$  istnieje zależność:

$$\tan \frac{\nu}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2}.$$

# Drugie prawo Keplera



Promień wodzący ciała zakreśla podczas obiegu wycinki powierzchni o równych polach, co oznacza, że istnieje stała prędkość polowa satelity



Znajomość tego prawa pozwala wyznaczyć zachodzący w danej chwili  $t$  związek między niewiadomą wartością anomalii mimośrodowej  $E$  a wartością mimośrodu  $e$ .

$$E - e \sin E = n(t - t_p) = M$$

$n$  – średni ruch satelity,

$t_p$  - moment przejścia satelity przez perycentrum,

$M$  – **anomalja średnia** satelity w chwili  $t$ .

# Trzecie prawo Keplera

$$m\omega^2 \vec{r} = \frac{GM_z m}{r^2}$$



$$a^3 = \frac{GM}{4\pi^2} T^2$$

$$\mu = GM = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 \text{ s}^{-2}$$

WGS-72 (Transit)

398600,8       $\text{km}^3 \text{ s}^{-2}$

WGS-84 (GPS)

398600,4418       $\text{km}^3 \text{ s}^{-2}$

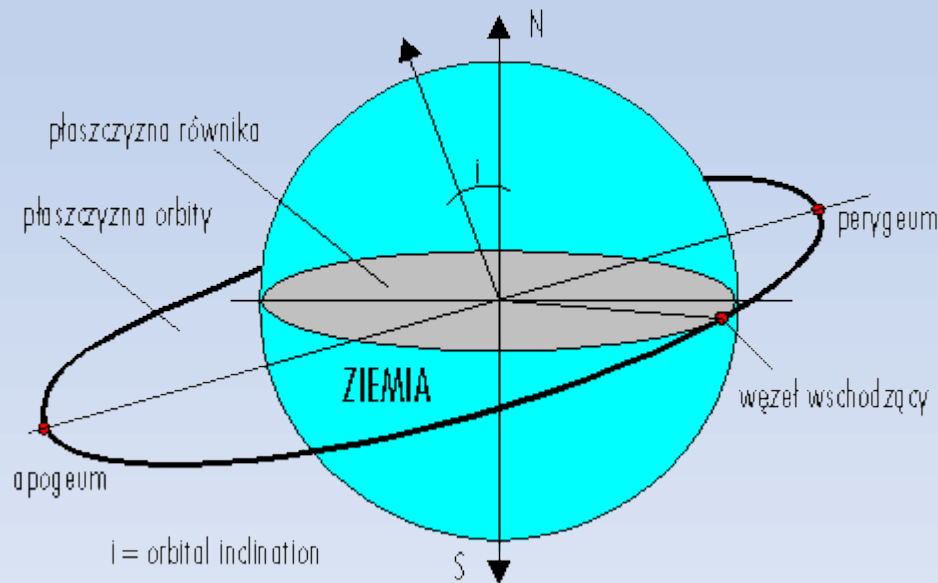
WGS-84 (GLONASS)

398600,44       $\text{km}^3 \text{ s}^{-2}$

# Klasyfikacja orbit

Orbity na których umieszczone są sztuczne satelity Ziemi, charakteryzują się trzema zasadniczymi elementami:

- **kształtem**,
- **odległością** od powierzchni Ziemi,
- **nachyleniem** płaszczyzny danej orbity względem płaszczyzny równika, zwanym też kątem inklinacji, oznaczonym najczęściej literą  $i$ .



# Klasyfikacja orbit

Ze względu na kąt nachylenia orbity te dzielą się na:

- **Równikowe**  $i=0^\circ$ ,
- **Nachylone**  $0^\circ < i < 90^\circ$ ,
- **Biegunowe**  $i=90^\circ$ .

Ze względu na kształt: kołowe i eliptyczne.

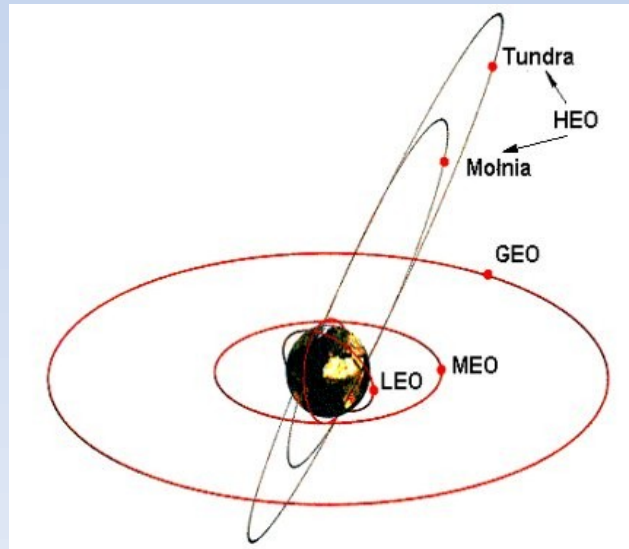
Ze względu na wysokość orbity w przypadku systemów nawigacyjnych przyjmuje się kryterium:

- **niskie** (LEO – Low Earth Orbit) o wysokości do 2000 km i okresie obiegu do około 125 minut. Orbity te były wykorzystywane w pierwszych systemach nawigacyjnych (Transit, Cikada)
- **średnie** (MEO – Medium Earth Orbit) o wysokości od 2000 km prawie do orbity geostacjonarnej (GPS, GLONASS, GALILEO, BeiDu)

# Klasyfikacja orbit

W różnych miejscach (US Space Force, ESA) obowiązują nieco inne klasyfikacje

- **geostacjonarne** (GEO)  $h = 35\,786\text{ km}$ ,  $a = 42\,160\text{ km}$ ,  $i = 0^\circ$
- **nachylone geosynchroniczne** (IGSO – Inclined Geo-Synchronous Orbit),  $i > 0^\circ$
- **wydłużone eliptyczne** (HEO – High Elliptical Orbits) o nachyleniu  $i > 25^\circ$
- szczególnym podtypem HEO są orbity o nachyleniu ok.  $63,4^\circ$  i okresie obiegu 12h (orbity typu Molnia) lub 24h (orbita typu Tundra)





# Klasyfikacja orbit

Orbital Regime	Description	Limits
GEO	Geostationary Orbit	$i < 25^\circ$ --- $35586 \text{ km} < h_p < 35986 \text{ km}$ --- $35586 \text{ km} < h_a < 35986 \text{ km}$
IGO	Inclined Geosynchronous Orbit	$37948 \text{ km} < a < 46380 \text{ km}$ --- $e < 0.25$ --- $25^\circ < i < 180^\circ$
EGO	Extended Geostationary Orbit	$37948 \text{ km} < a < 46380 \text{ km}$ --- $e < 0.25$ --- $i < 25^\circ$
NSO	Navigation Satellites Orbit	$50^\circ < i < 70^\circ$ --- $18100 \text{ km} < h_p < 24300 \text{ km}$ --- $18100 \text{ km} < h_a < 24300 \text{ km}$
GTO	GEO Transfer Orbit	$i < 90^\circ$ --- $h_p < 2000 \text{ km}$ --- $31570 \text{ km} < h_a < 40002 \text{ km}$
MEO	Medium Earth Orbit	$2000 \text{ km} < h_p < 31570 \text{ km}$ --- $2000 \text{ km} < h_a < 31570 \text{ km}$
GHO	GEO-superGEO Crossing Orbits	$31570 \text{ km} < h_p < 40002 \text{ km}$ --- $h_a > 40002 \text{ km}$
LEO	Low Earth Orbit	$h_p < 2000 \text{ km}$ --- $h_a < 2000 \text{ km}$
HAO	High Altitude Earth Orbit	$h_p > 40002 \text{ km}$ --- $h_a > 40002 \text{ km}$
MGO	MEO-GEO Crossing Orbits	$2000 \text{ km} < h_p < 31570 \text{ km}$ --- $31570 \text{ km} < h_a < 40002 \text{ km}$
HEO	Highly Eccentric Earth Orbit	$h_p < 31570 \text{ km}$ --- $h_a > 40002 \text{ km}$
LMO	LEO-MEO Crossing Orbits	$h_p < 2000 \text{ km}$ --- $2000 \text{ km} < h_a < 31570 \text{ km}$
UFO	Undefined Orbit	
ESO	Escape Orbits	

Klasyfikacja ESA ze „Space Environment Report” 2024

# Układy współrzędnych

Do podstawowych kryteriów podziału układów współrzędnych można zaliczyć:

- umiejscowienie początku układu,
- zorientowanie układu w przestrzeni:  
albo orientacja osi,  
albo płaszczyzny podstawowej i punktu początkowego,
- skrętność.

W zależności od umiejscowienia ich początku przestrzenne układy współrzędnych dzielą się na:

**geocentryczne**, których początek znajduje się w środku masy Ziemi; układy te należą do układów podstawowych, w których wyraża się zarówno położenie satelitów, jak i samego obserwatora,

**topocentryczne**, których początek znajduje się na powierzchni Ziemi, najczęściej w pozycji obserwatora,

**satelitocentryczne**, których początek znajduje się w środku satelity; układy te stosuje się głównie do analizy wpływu czynników perturbacyjnych na ruch satelity.

# Układy współrzędnych

4 główne rodzaje układów współrzędnych stosowane do satelitów Ziemi:

1. **inercjalny geocentryczny** – do fizycznego opisu ruchu w mechanice newtonowskiej,

np. GCRS albo układ równikowy geocentryczny

2. **związany z Ziemię (nieinercjalny) geocentryczny** – do pragmatycznego opisu ruchu satelity względem powierzchni Ziemi np. na mapach,

np. ITRS albo układ horyzontalny topo lub geocentryczny

3. **inercjalny satelito-centriczny** – do opisu fizycznego orientacji i wirowania satelity oraz do obserwacji obiektów poza Ziemią z satelity

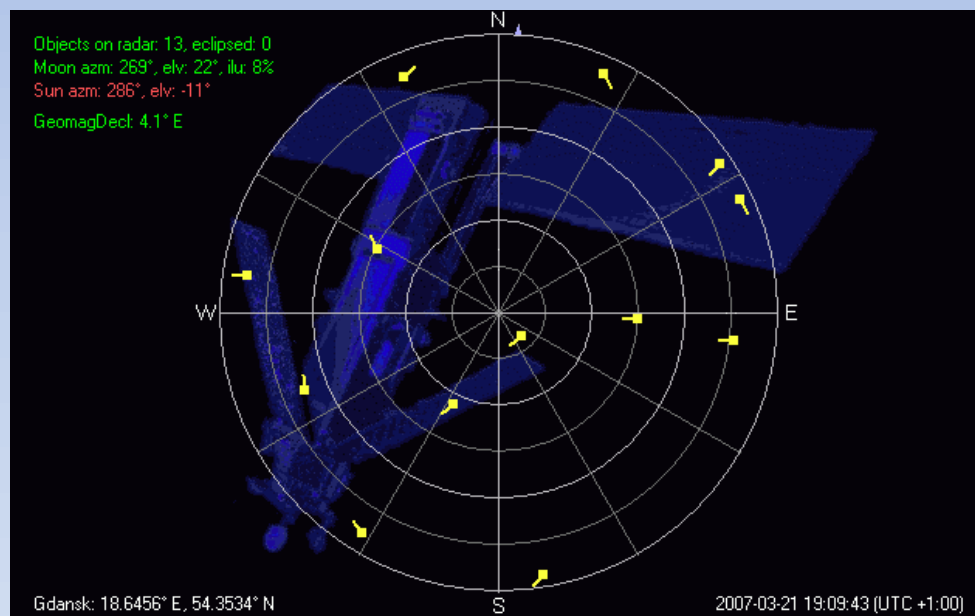
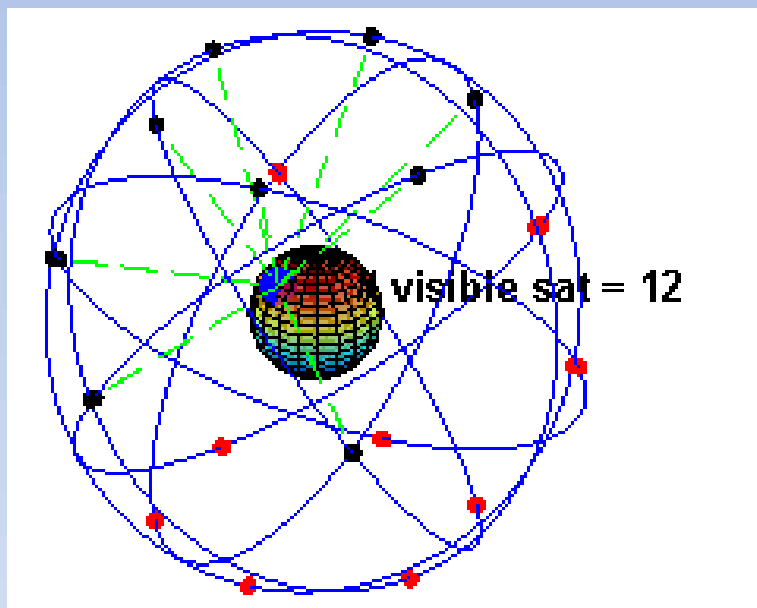
np. układ równikowy satelito-centriczny

4. **nieinercjalny satelito-centriczny** – do orientacji satelity obserwacji Ziemi z satelity

np. układ zenitalny satelito-centriczny

# Widzialność satelity

Widzialność satelity w przypadku nawigacyjnych systemów satelitarnych definiuje się jako zdolność widzenia satelity przez obserwatora, a także warunki zapewniające tę zdolność.



Satelita jest widzialny, gdy znajduje się powyżej topocentrycznego horyzontu obserwatora, a niewidzialny, gdy jest poniżej.

# Widzialność satelity

Widzialność opisują następujące parametry:

topocentrycznie:

- współrzędne azymutalne, azymut wchodu, zachodu, azymut i wysokość górowania, momenty czasu;

geocentrycznie:

- punkt podsatelitarny (współrzędne geograficzne), kątowy  $\lambda$  i liniowy rozmiar horyzontu satelity.

satelito-centricznie:

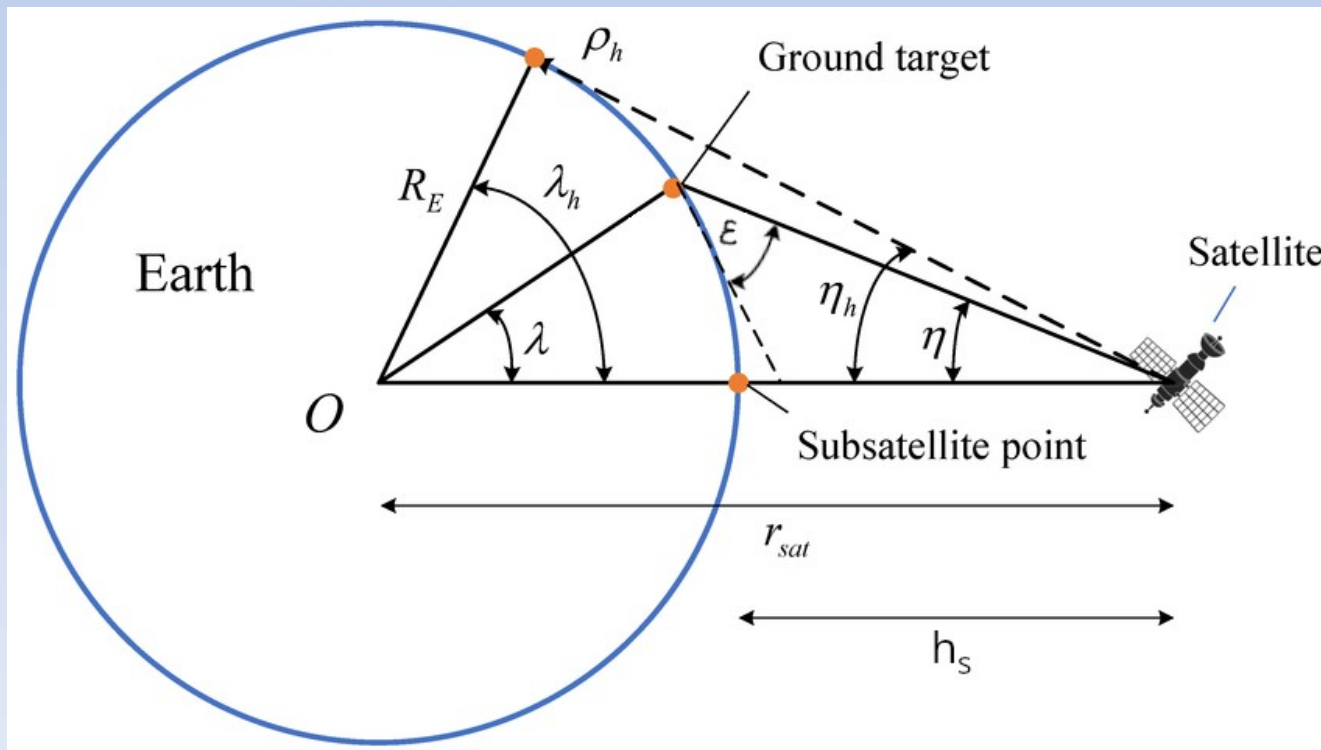
- odległość od nadiru  $\eta$  (ang. nadir angle), kąt obserwacji  $\varepsilon$  (ang. grazing angle - „kąt wypasu”).

# Horyzont satelity

Strefę widzialności satelity w danej chwili określa się za pomocą kąta odległości od nadiru do horyzontu (eta)  $\eta_h$  lub geocentrycznego kąta odległości do horyzontu (lambda)  $\lambda_h$

$$\sin \lambda_h = \cos \eta_h = \frac{R_E}{r_{sat}} = \frac{R_E}{R_E + h_s}$$

gdzie  $R_E$  jest promieniem Ziemi (6370 km), a  $h_s$  jest aktualna w danej chwili wysokością satelity nad powierzchnią Ziemi.

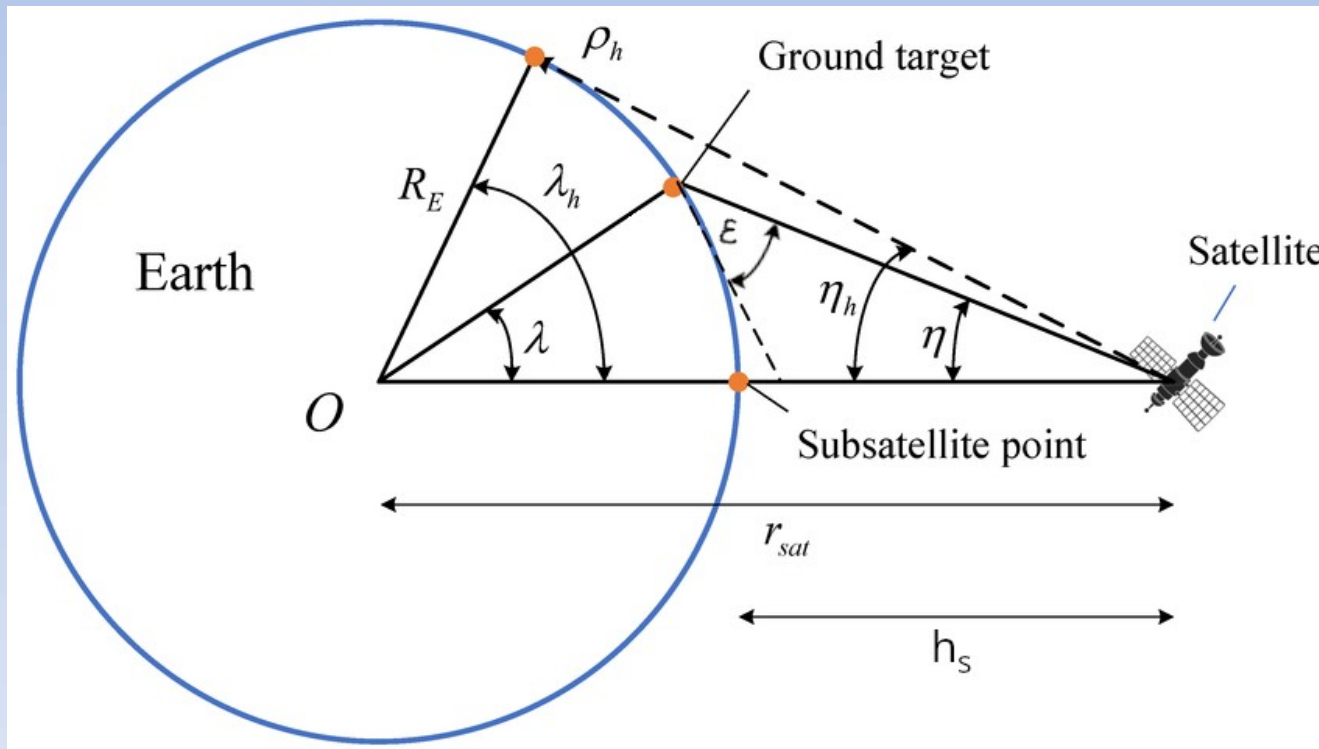




# Praktyczny horyzont satelity

W celu wyeliminowania ujemnego wpływu refrakcji troposferycznej pomiary parametrów nawigacyjnych w odbiorniku przeprowadza się tylko wtedy, gdy satelita znajduje się powyżej pewnej minimalnej wysokości nad horyzontem (epsilon)  $\epsilon$ .

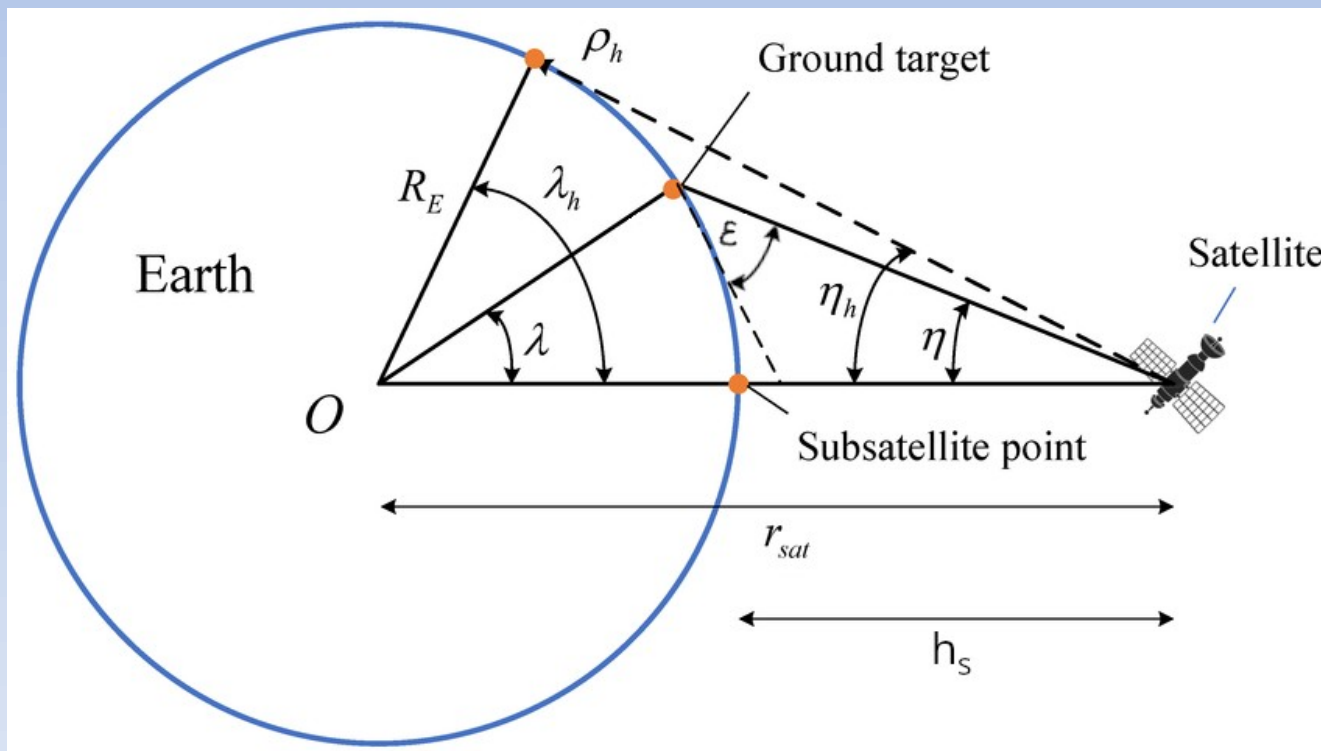
$$\sin \lambda = \cos \eta = \cos \epsilon \sin \eta_h$$



# Praktyczny horyzont satelity

Odległość o liczona po powierzchni Ziemi od punktu podsatelitarnego do horyzontu (lub horyzontu praktycznego) wynosi:

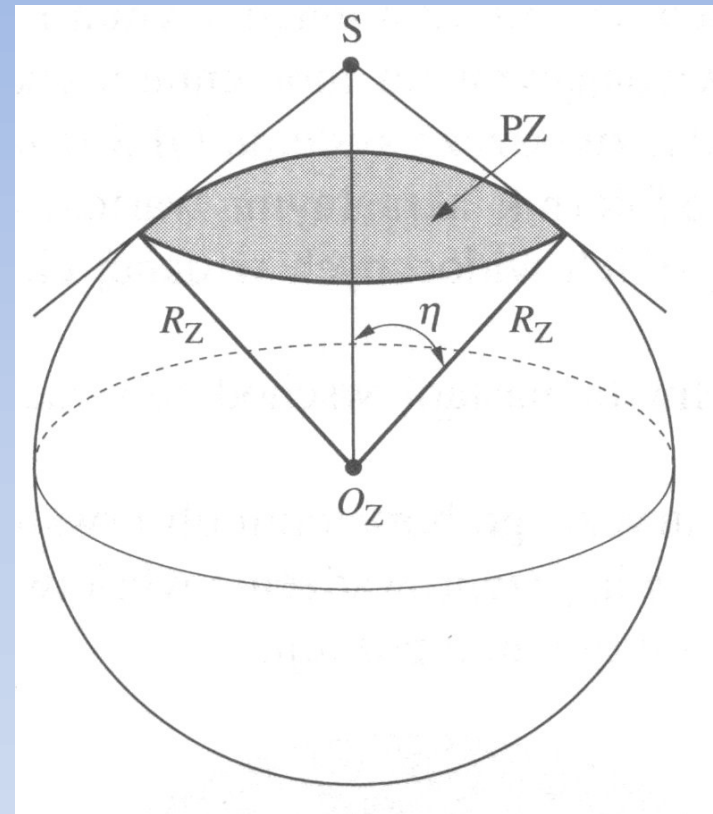
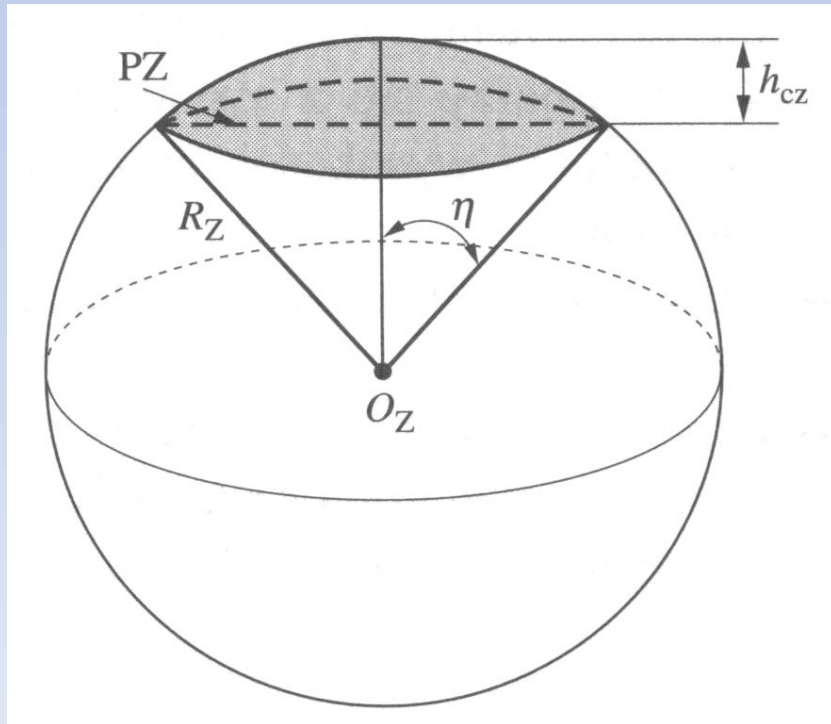
$$\frac{o}{2\pi R_E} = \frac{\lambda}{2\pi}$$



# Powierzchnia czasu

Zasięg satelity, czyli powierzchnia Ziemi **PZ** leżąca w jego zasięgu, wzrasta wraz ze wzrostem wysokości satelity  $h_s$ .

Powierzchnia **PZ** równa jest powierzchni czaszy o wysokości  $h_{cz}$  wyciętej ze sfery o promieniu  $R_Z$ :



$$h_{cz} = R_Z (1 - \cos \eta),$$

$$PZ = 2\pi R_Z h_{cz}$$

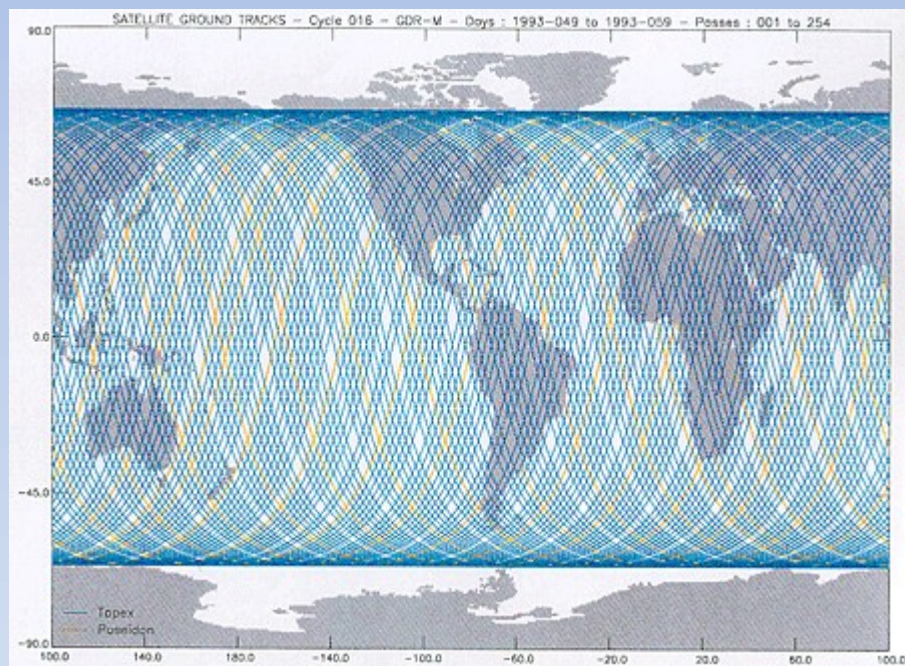
# Zasięg satelity

System lub satelita	$h$ km	$h_{\min}$	$\eta$	PZ km <sup>2</sup>	PZ/PC %
Transit	1 100	0°	31,5°	37 569 712	7,4
		5°	26,8°	27 385 480	5,4
GLONASS	19 100	0°	75,5°	191 117 254	37,5
		5°	70,6°	170 266 977	33,4
GPS	20 183	0°	76,1°	193 705 518	38,0
		5°	71,1°	172 789 840	33,9
Galileo	23 616	0°	77,7°	200 639 620	39,3
		5°	72,8°	179 560 769	35,2
Geostacjonarny	35 790	0°	81,3°	216 387 906	42,4
		5°	76,4°	195 002 187	38,2



# Trajektoria podsatelitarna

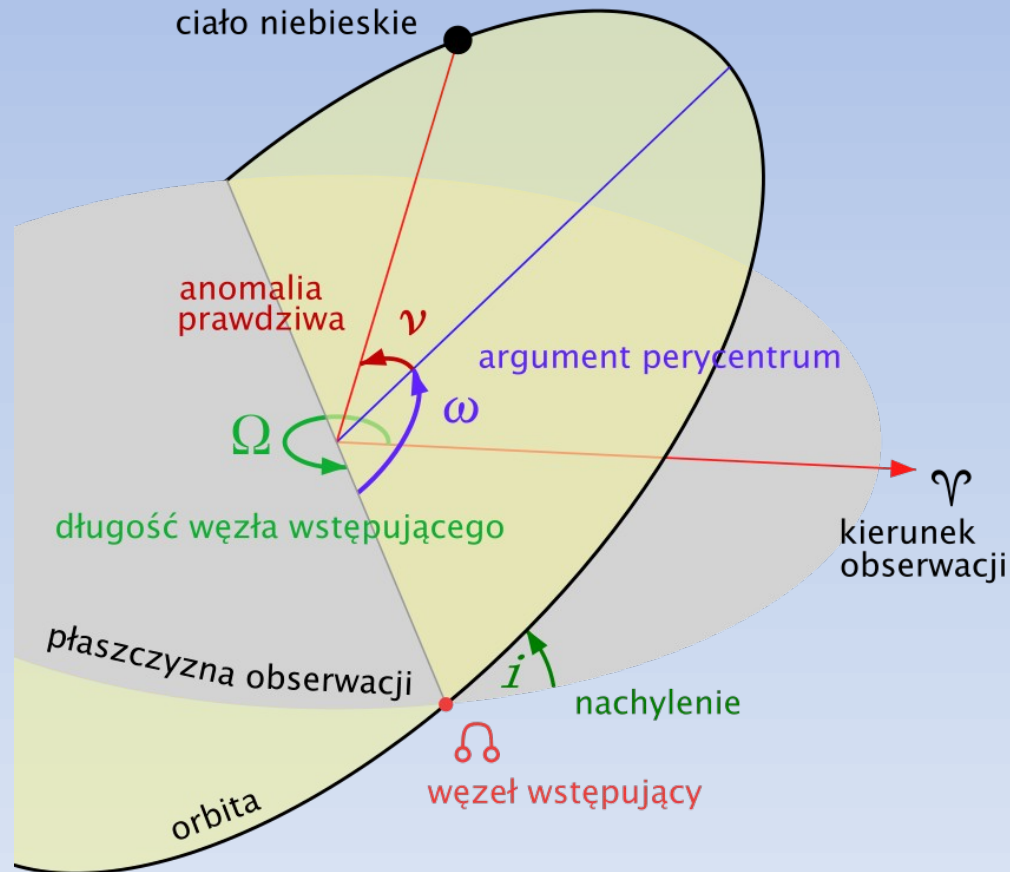
Jest to ślad pozostawiony na powierzchni Ziemi przez prostą łączącą środek Ziemi, obracającej się wokół własnej osi, ze środkiem poruszającego się satelity.



Krzywa ta mieści się w przedziale szerokości geograficznej równej bezwzględnej wartości kąta nachylenia.

# Elementy orbitalne

Półoś wielka, mimośród  
nachylenie, argument perycentrum, długość węzła wstępującego  
moment przejścia przez perycentrum (lub  $M$  na epokę)



Wektor stanu:  $x, y, z$  i ich pierwsze pochodne.

# Elementy orbitalne

W przypadku satelity poruszającego się po orbicie eliptycznej, znajomość w danej chwili  $t$  następujących sześciu elementów owej orbity:

- $a$  – dużej półosi, określającej rozmiary orbity oraz okres  $T$ ,
- $e$  – mimośrodowi określającego kształt,
- $\beta$  – długości węzła wstępującego, RAAN albo dł. geograficzna punktu orbity, w którym satelita poruszający się po orbicie z południa na północ przecina płaszczyznę równika ziemskiego; kąt  $\beta$  liczony jest od południka Greenwich;
- $i$  – kąt nachylenia płaszczyzny orbity do płaszczyzny równika Ziemi;
- $\omega$  – argumentu perygeum, czyli liczonej w płaszczyźnie orbity zgodnie z ruchem satelity odległości kątowej punktu perygeum orbity od węzła wstępującego orbity; kąt ten określa położenie dużej półosi orbity w jej płaszczyźnie.
- $t_p$  – czasu przejścia satelity przez perygeum;

umożliwia określenie dla tej chwili  $t$  położenia satelity na orbicie, poprzez obliczenie jego współrzędnych prostokątnych (6D: pozycji i prędkości).

# Orbita kołowa

W przypadku satelity poruszającego się po orbicie kołowej, znajomość w danej chwili  $t$  następujących czterech elementów owej orbity:

- $r$  – promień orbity,
- $\beta$  – długości geograficznej węzła wstępującego, czyli punktu orbity, w którym satelita poruszający się po orbicie z południa na północ przecina płaszczyznę równika ziemskiego; kąt  $\beta$  liczony jest od południka Greenwich;
- $i$  – kąt nachylenia;
- $u$  – argument szerokości;

umożliwia określenie dla tej chwili  $t$  położenia satelity na orbicie, poprzez obliczenie jego współrzędnych prostokątnych.

- Długość  $\beta$  i wartość argumentu  $u$  wylicza się na podstawie zależności:

$$\beta = \beta_0 - \omega_z(t - t_0),$$

$$u = u_0 + 360(t - t_0)/T_s .$$



# Praktyka

W praktyce jednak długość  $\beta$  znana jest dla innej chwili niż ta, w doniesieniu do której oblicza się współrzędne satelity. W nawigacyjnych systemach satelitarnych element  $\beta$  dla danej chwili oblicza się na podstawie znajomości długości  $\beta_0$  w chwili  $t_0$  (najczęściej poprzedzającej chwilę  $t$ ):

$$\beta = \beta_0 - \omega_z(t - t_0)$$

Gdzie  $\omega_z$  jest prędkością obrotową Ziemi.

Często też zamiast czasu  $t_p$  podawana jest wartość istniejącej w danej chwili anomalii prawdziwej  $v$  lub innego równoznacznego elementu (np. anomalii średniej  $M$ ), czy też anomalii mimośrodowej  $E$ .

Charakteryzując położenie satelity na orbicie, mamy często do czynienia z argumentem szerokości satelity, czyli liczoną w płaszczyźnie orbity zgodnie z ruchem satelity odległością kątową satelity od węzła wstępującego orbity. Argument szerokości  $u$  równy jest sumie argumentu perygeum  $\omega$  i anomalii prawdziwej  $v$ :

$$u = \omega + v$$

## System GPS

Orbita	Element orbity	Satelita			
		1	2	3	4
A	$\beta$	33°	32°	30°	32°
	$u$	55°	182°	288°	321°
B	$\beta$	89°	89°	91°	90°
	$u$	94°	123°	227°	334°
C	$\beta$	150°	149°	149°	150°
	$u$	1°	27°	154	258°
D	$\beta$	209°	209°	209°	209°
	$u$	73°	163°	191°	297°
E	$\beta$	270°	272°	270°	270°
	$u$	2°	98°	229°	331°
F	$\beta$	335°	331°	331°	333°
	$u$	20°	123°	157°	253°

# System GLONASS

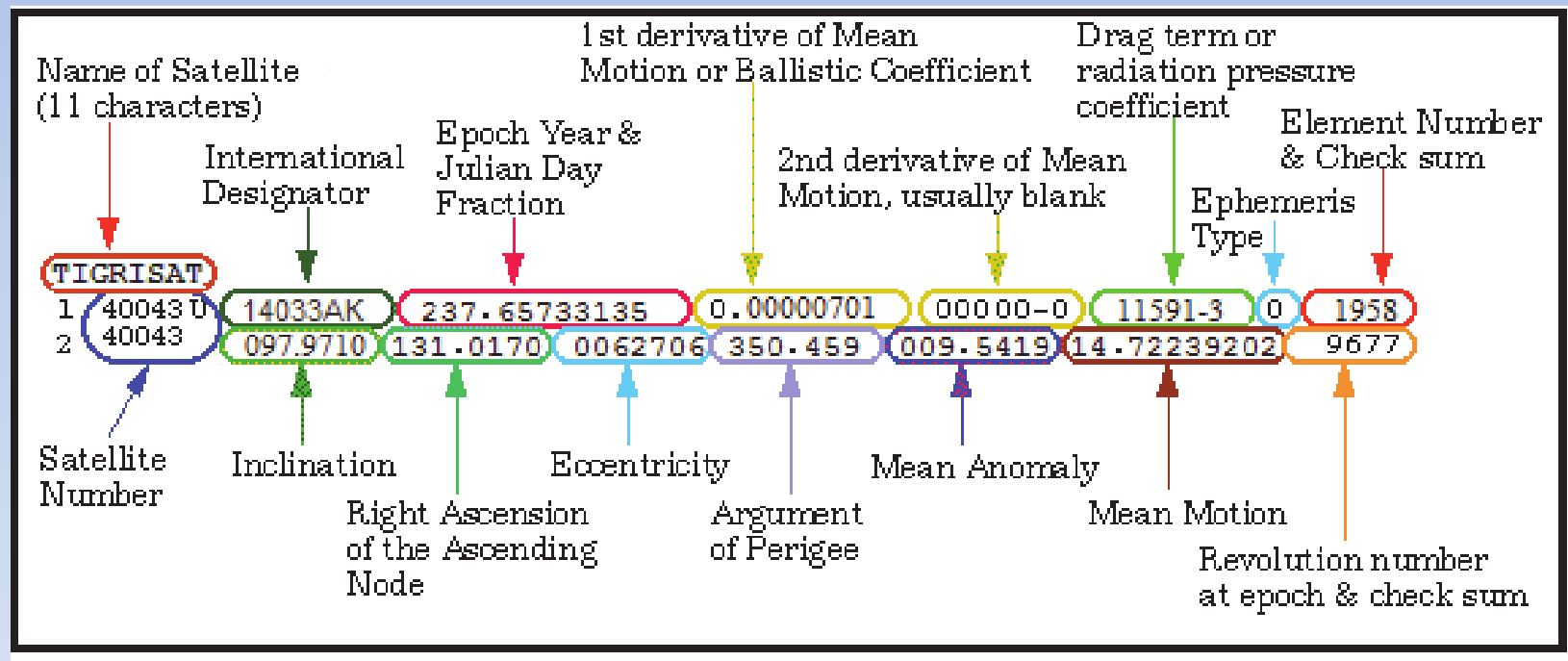
Satelita	Orbita					
	I		II		III	
	$\beta$	$u$	$\beta$	$u$	$\beta$	$u$
1	90°	0°	210°	15°	330°	30°
2		45°		60°		75°
3		90°		105°		120°
4		135°		150°		165°
5		180°		195°		210°
6		225°		240°		255°
7		270°		285°		300°
8		315°		330°		345°

# Orbita TLE

ISS (ZARYA)

```

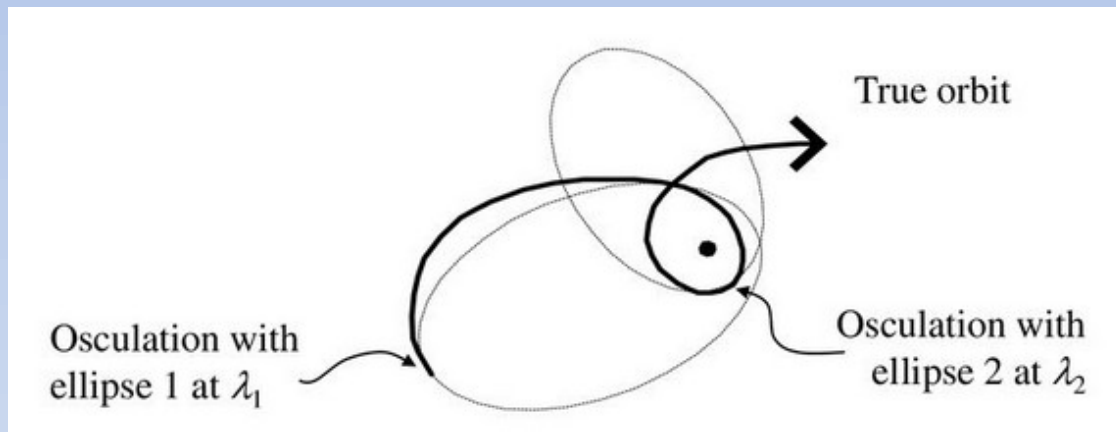
1 25544U 98067A    08264.51782528 -.00002182  00000-0 -11606-4 0  2927
2 25544  51.6416 247.4627 0006703 130.5360 325.0288 15.72125391563537
    
```



# Orbita średnia a oskulacyjna

Orbita oskulacyjna:

orbita jaką miałoby ciało **w danym momencie czasu**,  
gdyby jego ruch był czysto keplerowski (czyli tylko pod wpływem  
punktowego ciała centralnego) i gdyby miało prawdziwą pozycję i prędkość.  
Jest styczna do prawdziwej trajektorii w tym jednym punkcie.  
Elementy prawdziwe.



Orbita średnia:

uśredniona orbita jaką miałoby ciało **w pewnym okresie czasu**,  
gdyby jego ruch był czysto keplerowski (czyli tylko pod wpływem  
punktowego ciała centralnego) i gdyby miało pozycję i prędkość  
zbliżone do prawdziwych.  
Elementy średnie.

# „Orbita PV”

Orbit type	3D accuracy (metres)	Clock accuracy		Latency	Updates (days)
		(nsec)	(metres)		
Broadcast	2.00	7.0	2.10	Real-time	----
Ultra-rapid (predicted)	0.10	5.0	1.50	Real-time	0.25
Ultra-rapid (observed)	<0.05	0.2	0.06	3 hours	0.25
Rapid	<0.05	0.1	0.03	17 hours	1
Final	<0.05	<0.1	<0.03	13 days	7



# „Orbita PV”

## The Extended Standard Product 3 Orbit Format (SP3-c)

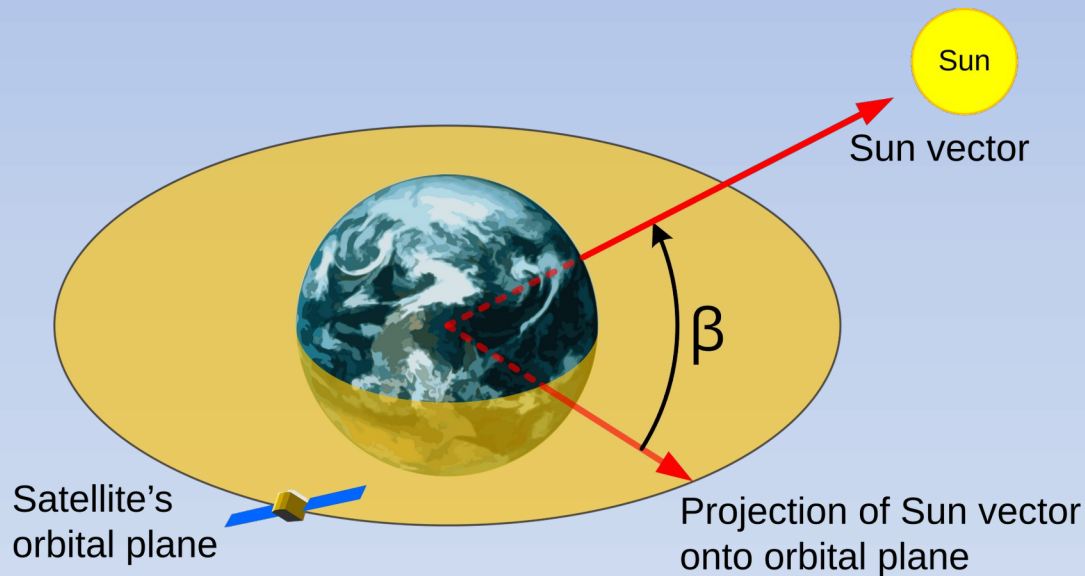
```
#dP2021 12 26 0 0 0.00000000 289 ORBIT ITRF BHN ESOC
## 2190 0.00000000 300.00000000 59574 0.000000000000000
+ 116 G13G28G21G22G07G05G20G31G17G15G16G29G12G19G02G25G01
+ G30G24G27G06G09G03G32G26G08G10G04G18G23G14G11R09R11
+ R20R19R13R01R22R08R03R07R02R17R14R18R21R05R15R12R04
+ R24E11E12E19E18E14E26E24E30E08E09E01E02E07E03E04E05
+ E21E25E27E31E36E13E15E33C11C12C14C19C20C27C28C22C21
+ C29C30C23C24C26C25C32C33C35C34C36C37C46C45C44C43C41
+ C42C06C07C08C09C10C13C16C38C39C40J02J03J04 0 0 0
++ 4 4 5 5 4 5 4 4 5 4 5 5 5 5 5 5
++ 4 4 5 4 4 5 4 5 5 5 5 5 5 5 5 5
++ 6 6 6 5 6 5 5 5 5 4 5 4 4 7 5 5
++ 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 4 4
++ 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5 5
++ 5 5 5 4 4 5 5 5 5 5 5 5 6 6 5 5
++ 6 6 7 7 6 7 7 6 8 7 8 6 7 8 0 0
%C M cc GPS ccc cccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc ccccc
%C cc cc ccc ccc cccc cccc cccc cccc ccccc ccccc ccccc ccccc
%f 0.00000000 0.0000000000 0.000000000000 0.000000000000000
%f 0.00000000 0.0000000000 0.000000000000 0.000000000000000
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* CCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCCC
/* PCV:IGS OL/AL:EOT11A NONE YN ORB:CoN CLK:CoN
* 2021 12 26 0 0 0.00000000
PG13 -15949.697234 -659.164254 21100.069361 235.131698
PG28 -21428.802127 -10368.187987 12073.137466 435.618390
PG21 16912.245203 -17198.297895 11084.953340 154.634683
PG22 20752.807260 -11017.815684 -12004.106934 -432.771020
PG07 2112.877803 -22691.448917 13592.956832 295.025287
PG05 -25113.009921 5634.347799 6708.063881 -65.657079
PG20 -26089.935625 940.846754 -4073.633409 517.472970
PG31 13604.670093 7254.655766 -21753.837900 -156.814746
PG17 -13103.863940 -22910.812200 -2350.466902 552.571964
PG15 -11976.552187 10163.265557 21006.551029 -96.421463
```

satelity

ID, x, y, z, Δt

# Oświetlenie przez Słońce

O tym ile czasu satelita spędza na Słońcu a ile w cieniu Ziemi decyduje wysokość orbity  $h$  i kąt  $\beta$ , pomiędzy płaszczyzną orbity a kierunkiem na Słońce.



Orbity heliosynchroniczne to jedyne orbity na których satelity mogą być stale oświetlone przez Słońce.