

Telekomunikacja satelitarna

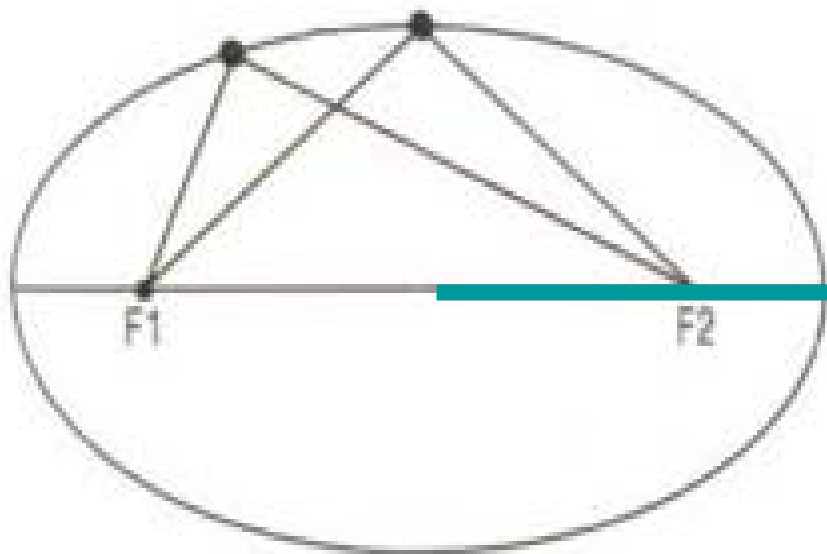
Pierwszy sputnik: 4.X.1957r.

Prawa Keplera

- Jan Kepler – ur. w Ratzbonie; swoje prawa (2 pierwsze) opublikował w 1609 r. (*Astronomia nova...*) i (trzecie) w 1619 – *Harmonices Mundi* (*Harmonia Świata*)

Pierwsze prawo Keplera

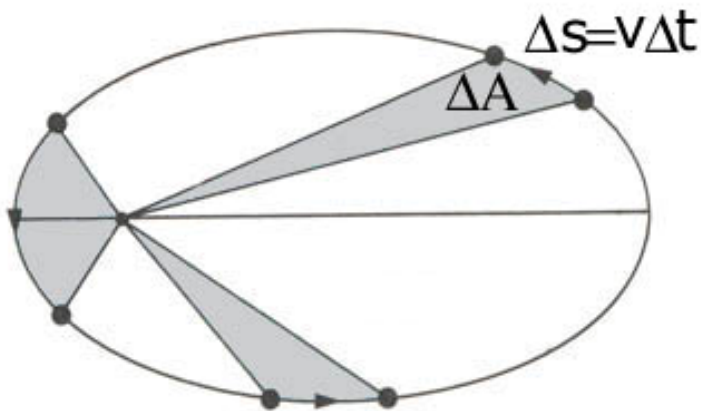
- Każda planeta Układu Słonecznego porusza się wokół Słońca po elipsie, w której jednym z ognisk jest Słońce



Jeżeli F_1 i F_2 to położenia ognisk elipsy – w dowolnym położeniu planety suma odległości od obu ognisk elipsy jest stała i równa większej średnicy elipsy (podwojonej wielkiej półosi)

Drugie prawo Keplera

- W równych jednostkach czasu promień wodzący planety poprowadzony od Słońca zakreśla równe pola
- Wynika stąd, że: w peryhelium (*bliżej Słońca*) planeta porusza się szybciej, niż w aphelium.



$$\frac{\Delta s}{\Delta t} = \text{const} = \frac{1}{2} \frac{K}{m}$$

K – moment pędu planety, m – masa planety

Trzecie prawo Keplera

- Stosunek kwadratu okresu obiegu planety do sześciangu średniej arytmetycznej największego i najmniejszego oddalenia od Słońca jest stały dla wszystkich planet w Układzie Słonecznym

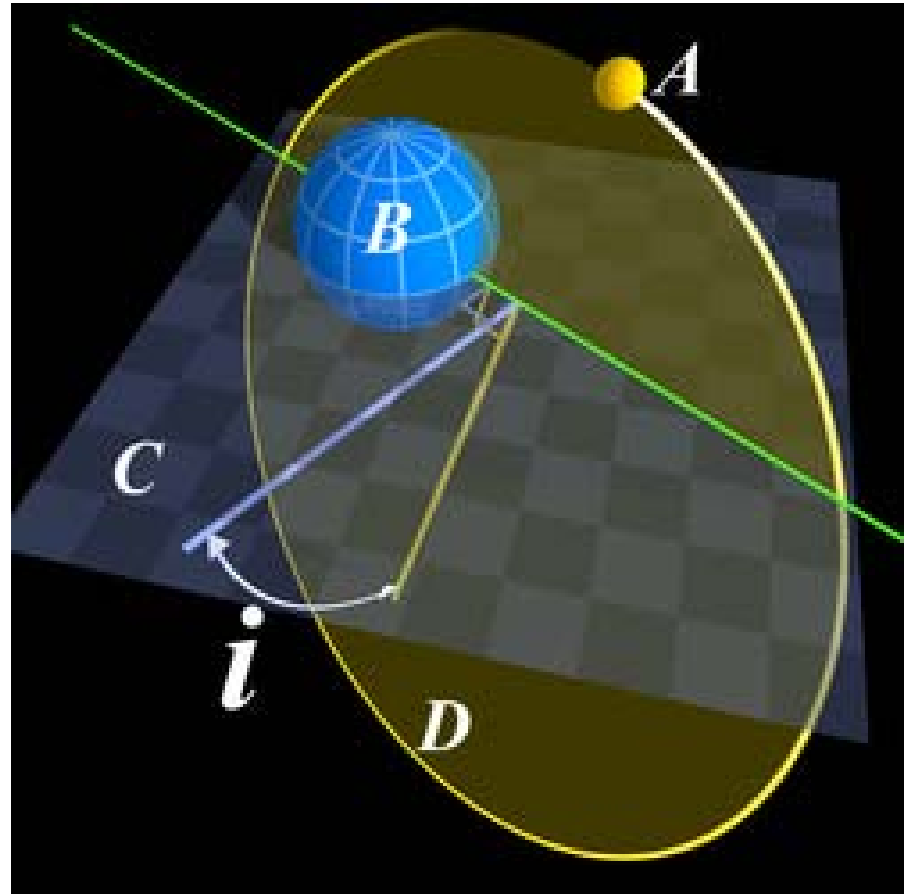
$$\frac{T_1^2}{a_1^3} = \frac{T_2^2}{a_2^3} = \textit{const}$$

Elipsa i okrąg

- Mimośród – określa stopień spłaszczenia elipsy
 $e = c/a$
gdzie c – odległość między środkiem a jednym z ognisk; a – wielka półoś
- Tylko dla $e < 1$ otrzymujemy trajektorię zamkniętą. Im e jest bliższe 0 – tym bardziej elipsa jest bliższa okręgowi („mniej spłaszczona”); dla $e = 1$ otrzymujemy parabolę; $e > 1$ - hiperbolę
- W Układzie Słonecznym mimośrody planet (poza Merkurem - $\sim 0,2$) są poniżej 0,1

Kąt inklinacji

- Kąt pomiędzy promieniem wodzącym satelity (płaszczyzną orbity) a płaszczyzną równika



Charakterystyka orbity Ziemi

- Średnia odległość od Słońca:
149.597.887 km (1,00000011 j.a.)
- Obwód orbity: $0,940 \cdot 10^9$ km
- Mimośród: 0,01671022
- Peryhelium: 147.098.074 km
- Aphelium: 152.097.701 km
- Rok gwiazdowy: 365,25696 dni
- Średnia prędkość orbitalna: 29,783 km/s
(maks: 30,287 km/s ; min. 29,291 km/s)

Doba syderyczna

- 23 h 56 min 4,1 s

Za punkt obserwacyjny ruchu Ziemi bierzemy określoną gwiazdę

- *O ile rok słoneczny zwrotnikowy wynosi 365 dni 5 godz. 48 min. 46 s. to rok syderyczny (gwiazdowy) 365 dni 6 godz. 9 min. 9 s*

Godzina 12.00 – 1 stycznia 2000 roku

- Przyjmowane jest jako data odniesienia ($\gamma 2000$) dla ustalenia bezwzględnych współrzędnych
- Dawniejszy, wciąż stosowany – system współrzędnych Veis'a – godzina 00.00 1 stycznia 1950r. ($\gamma 50$)

Prawa Keplera mają
zastosowanie do ruchu satelitów
w odniesieniu do satelitów Ziemi
*mówimy odpowiednio o
periGEUM i apogeum
i podstawiamy inne dane*

Okres obiegu wokół Ziemi:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{G \cdot m}}$$

Stała grawitacyjna $G=6,67 * 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$

Masa Ziemi $m=5,973*10^{24} \text{ kg}$

Średni promień Ziemi $R=6,3*10^6\text{m}$

Oczywiście $a=R+\text{wysokość orbity } (h)$

Rodzaje orbit

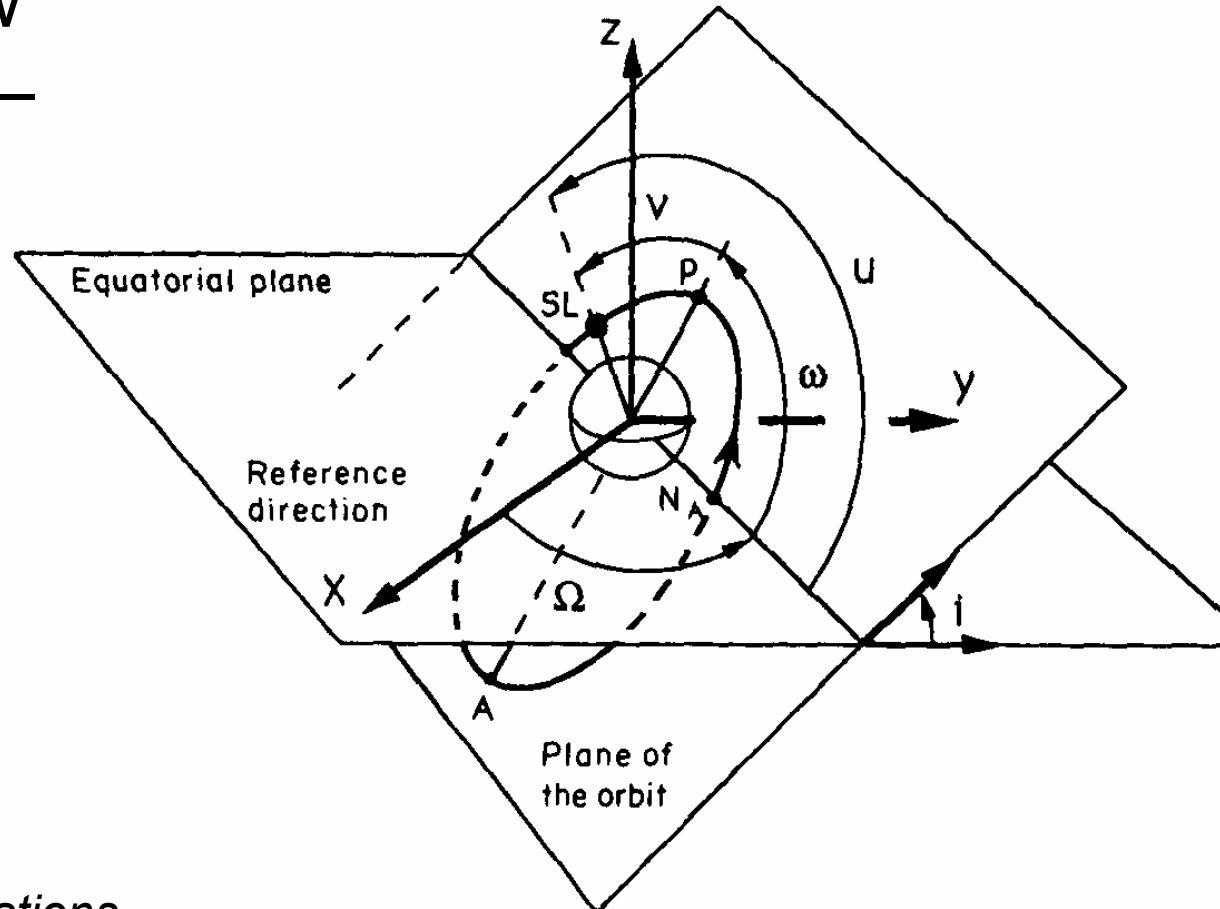
- Ze względu na wartość mimośrodę:
Kołowe ($e=0$) i eliptyczne ($e>0$)
- Kąt inklinacji:
 $i=0^0$ – równikowe
 $i=90^0$ – biegunowe
 $0^0 < i < 90^0$ – nachylone
- Okres obiegu:
 $T_s = T_z$ – synchroniczne
 $T_s = T_z$ oraz $i=0$ – geostacjonarne
 $T_s = T_z/n$ - podsynchroniczne

Pozycja płaszczyzny orbity w przestrzeni

- **Nachylenie** – kąt punktu wznoszenia mający wartość dodatnią w kierunku „do przodu” od 0° do 180° pomiędzy normalną (skierowaną na wschód) do linii punktów w płaszczyźnie równika i normalną (w kierunku prędkości) do linii wyznaczonej przez punkty w płaszczyźnie orbity
- **Nachylenie $<90^{\circ}$** – satelita obiega „na wschód” – w tym samym kierunku co Ziemia
- **Nachylenie $>90^{\circ}$** – w kierunku odwrotnym (orbita wsteczna – *retrograde*)

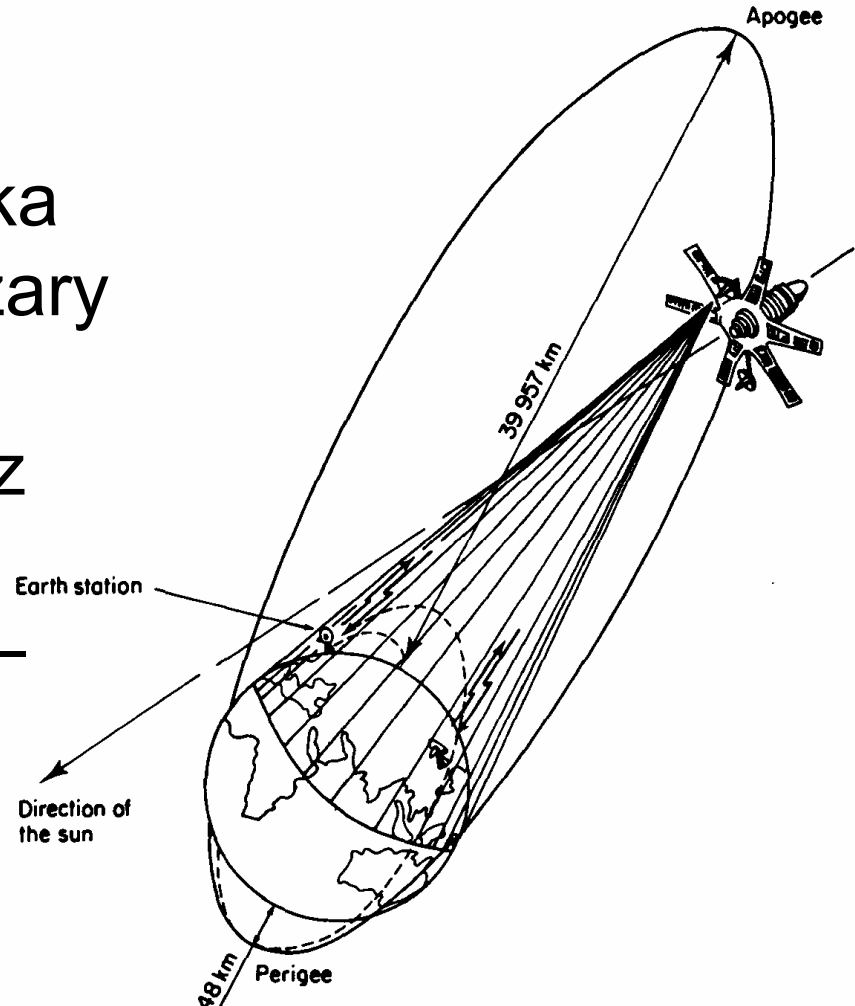
Pozycja płaszczyzny orbity w przestrzeni

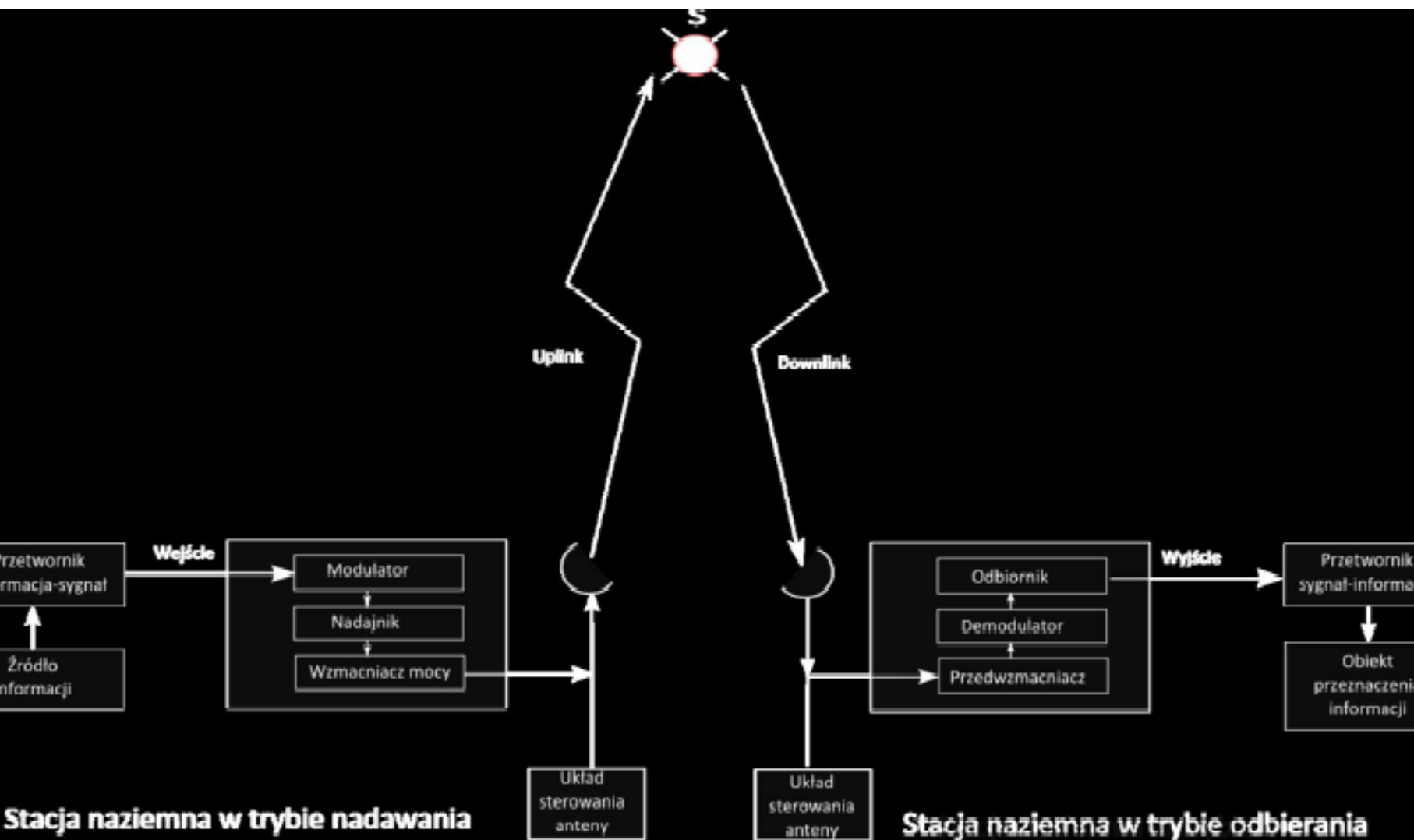
- Wznoszenie w prawą stronę – satelita przekracza płaszczyznę równika z południa na północ)



Orbity eliptyczne

- Nachylenie 64° od płaszczyzny równika (można objąć obszary o dużej szerokości geograficznej przez dużą część okresu obiegu (MOLNYA – przez 12 godzin)



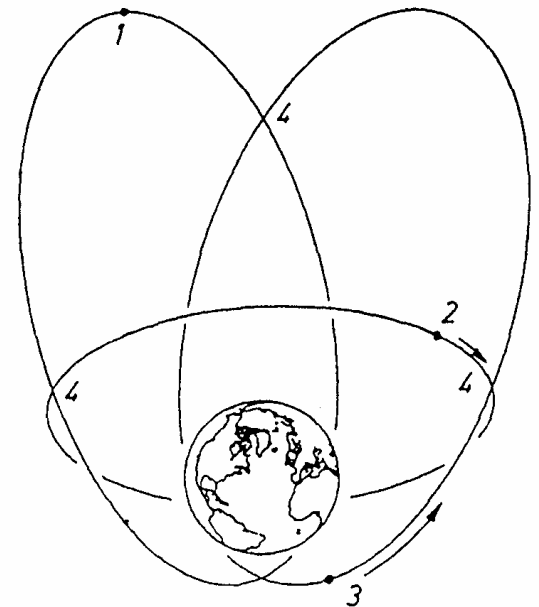
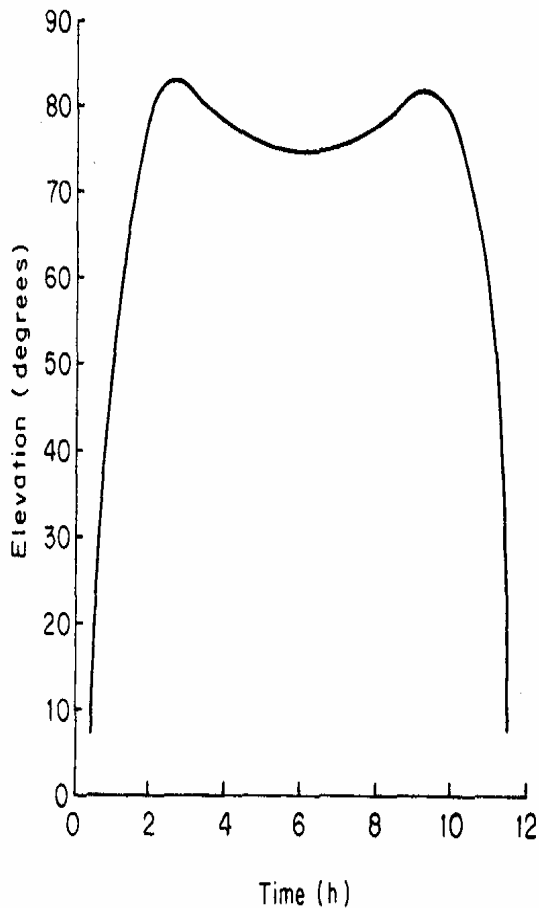


Ogólny schemat łącza satelitarne

MOLNYA

czas widoczności

orbity



Orbity satelitów

- **LEO** – *low earth orbits* - (kołowe); wysokość od 500 do 2000km – duże prędkości satelitów, krótki czas widoczności z Ziemi, małe opóźnienia w transmisji
- **MEO** – *medium earth orbits* - (kołowe); wysokość od 8 do 12 tysięcy km; nazywane również **ICO** – *intermediate circular orbits*
- **HEO** – *highely elliptical orbits* orbity silnie eliptyczne (perygeum od ~500km; apogeum do ~50.000 km)
- **GEO** – orbity geostacjonarne – kołowe z 0° nachylenia; wysokość: 35.786km; satelita „nieruchomo zawieszony” nad jednym punktem (okres obiegu równy okresowi obrotu Ziemi) – widzi 43% powierzchni Ziemi

Obecnie w przestrzeni

- Około 850 satelitów ogółem (które nie są „złomem”)
- Około 250 na orbicie GEO (najwięcej nad Atlantykiem i Płn. Ameryką)
- Śmieci na orbicie – ponad 10tys. o rozmiarze 10 cm lub większym (groźba lawiny zderzeń, możliwe utrudnienia we wprowadzaniu nowych satelitów na orbity)



Dziura w sondzie Solar Max zrobiona przez kosmiczny odpadek © NASA

Orbity satelitów

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

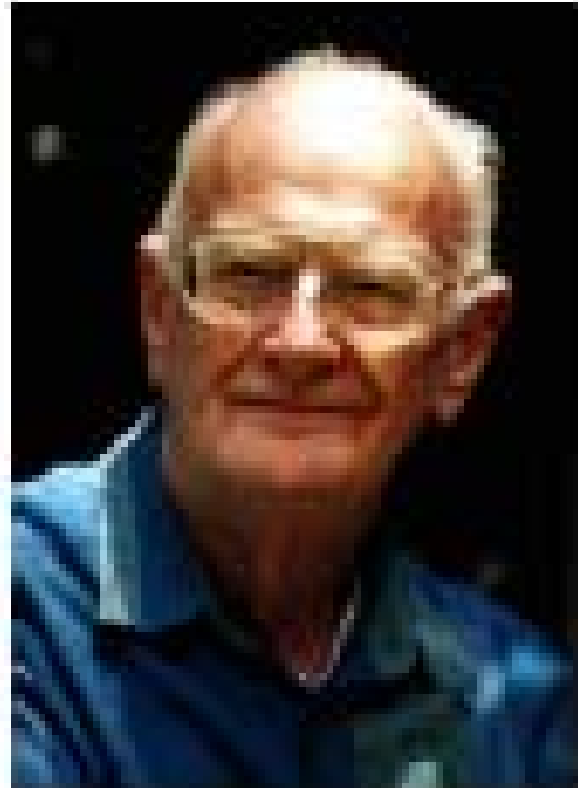
Okres obiegu satelity po orbicie : $T = \frac{2 \cdot \Pi \cdot (R + h)}{v}$

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

	h [km]	v [km/h]	T [h]
Iridium	780	26 798	1.68
GPS Navstar	20 200	13 902	12
GEO	35 786	11 037	23.93

Arthur C. Clarke

- 1945 rok – koncepcja komunikacji satelitarnej bazującej na satelitach geostacjonarnych

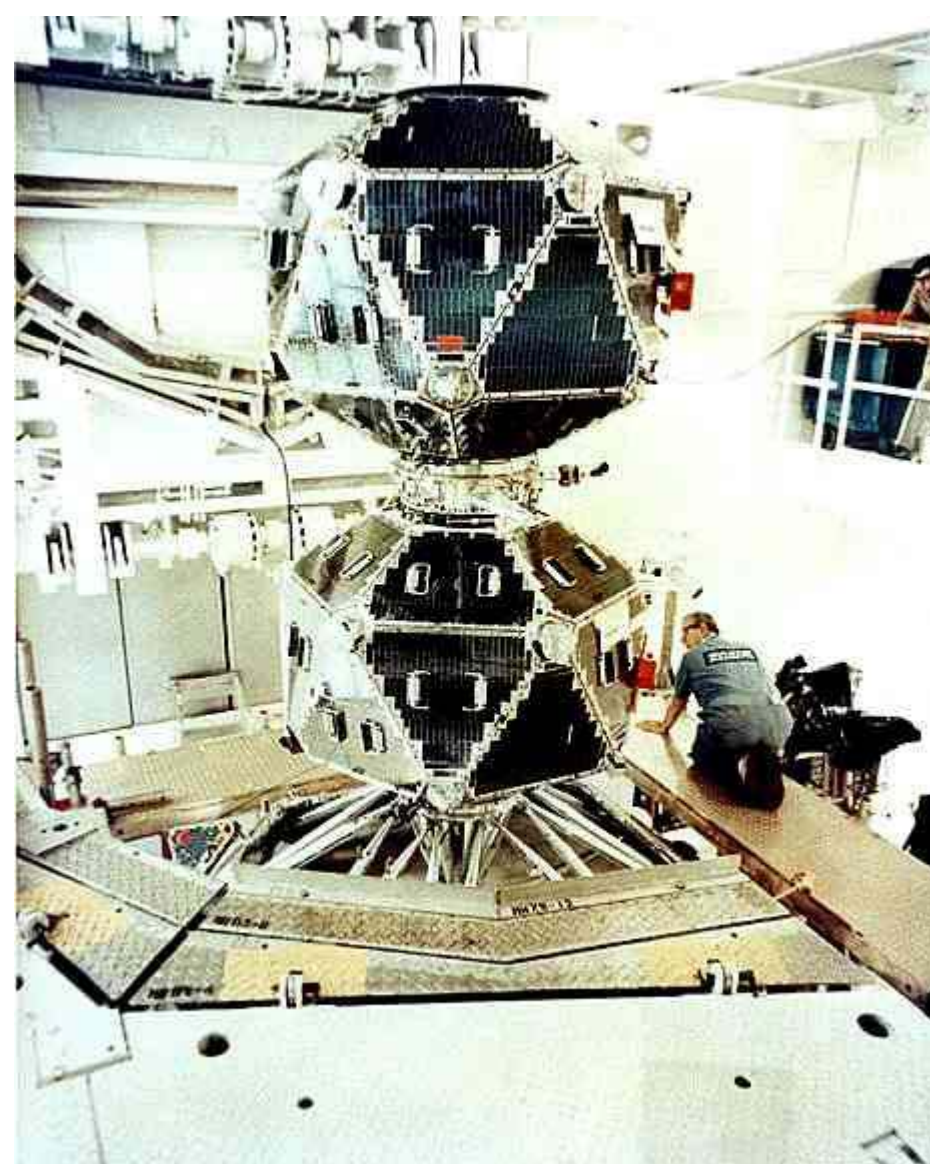


Pierwsze satelity

- Sputnik I – 1957r. – masa 84kg, średnica 58cm
- Echo 1 – satelita telekomunikacyjny pasywny (odbijający fale radiowe) – 1960r.; masa 56kg; średnica 30,5m
- TIROS (*Television and Infrared Observation Satellite*) – pierwszy satelita meteorologiczny, 1960r.

Sputnik





Satelity Vela - USA (okres zimnej wojny) jeszcze przed startem – w laboratorium -

Vela były wypuszczane parami i jedna para widziała obie połówki Ziemi – rejestrowały promienie gamma – powstające w wyniku wybuchu nuklearnego.

Na szczęście zanim wybuchła wojna jądrowa naukowcy zorientowali się, że rejestrują również kosmiczne promienie gamma – np. od wybuchów na Słońcu, ale nie tylko)

Komunikacja satelitarna

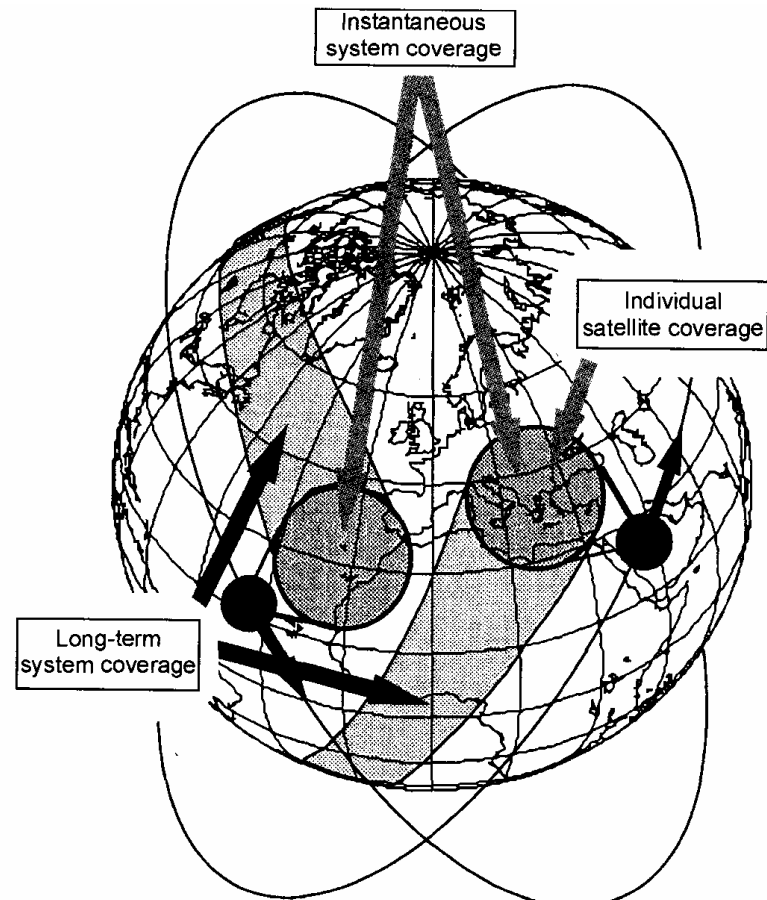
- Pierwszy – projekt SCORE – 18.12.1958 – przekazał dla świata noworoczne życzenia prezydenta Eisenhowera
- 1962r. – Telstar 1 - pierwszy „aktywny” satelita telekomunikacyjny
- 1972 (Anik A1 – Kanada), 1974 (Westar – USA), 1976 (Marisat – mobilny satelita telekomunikacyjny)
- 1963r. – Syncom 2 – pierwszy geosynchroniczny satelita (USA)

Satelita jako stacja przekaźnikowa przy przesyłaniu informacji

- Satelita jest wyposażony w urządzenie odbiorcze i nadawcze (tzw. transponder). Sygnał jest doprowadzany do urządzenia odbiorczego satelity z naziemnej stacji radiowej w. W satelicie sygnał jest odbierany, przekształcany, wzmacniany i za pomocą urządzenia nadawczego nadawany do określonego obszaru Ziemi

Pokrycie powierzchni Ziemi przez promień satelity

- Pokrycie jednym promieniem – *footprint* – odcisk stopy
- System ciągłego pokrycia (konstelacja satelitów, np IRIDIUM – 66 satelitów na kołowej orbicie 780km)
- System długotrwałego pokrycia



Tłumienie

- Tłumienie propagacji zmienia się odwrotnie do kwadratu odległości – NA KORZYŚĆ NISKICH ORBIT – ale przy niskich orbitach jest pokryty mały obszar Ziemi i przez krótką część okresu; stacje naziemne muszą być wyposażone w układy śledzące

Satelity geostacjonarne - znajdują się nad równikiem Ziemi w odległości 35634km nad jej powierzchnią, tzn. na orbicie z promieniem około 42000km i lecą z prędkością ok. 11000km/h z zachodu na wschód. Przy tych warunkach prędkość kątowna satelitów jest równa prędkości obrotowej Ziemi. Taki satelita wydaje się – z punktu widzenia obserwatora znajdującego się na powierzchni Ziemi - "być nieruchomym" nad równikiem. **Anteny odbiorcze na Ziemi nie muszą więc ciągle nadażać (być naprowadzane) za takim nadajnikiem satelitarnym.** Są one montowane na stałe i tylko raz dokładnie ukierunkowywane (z wyjątkiem bardzo dużych i silnie ogniskujących anten z dużym zyskiem, które muszą być naprowadzane z powodu nieuniknionych małych wahań parametrów orbity satelity).

Istnieje tylko jedna geostacjonarna orbita satelitarna nad równikiem, na której muszą być umieszczone wszystkie satelity geostacjonarne. Istnieją tutaj międzynarodowe porozumienia; każdemu satelicie jest przydzielona odpowiednia pozycja, która odpowiada określonemu miejscu nad długością kątową Ziemi. Ponadto na każdej pozycji orbitalnej można umieścić kilka satelitów. Wraz z dalszym rozwojem telekomunikacyjnej techniki satelitarnej gęstość obłożenia orbity geostacjonarnej będzie coraz większa. Ponieważ wszystkie satelity mogą nadawać w jednakowych zakresach częstotliwości, to na przyszłość zarysowuje się tendencja do anten z większą kierunkowością. Anteny z małym ogniskowaniem będą coraz bardziej traciły na praktycznym znaczeniu.

Zakres [GHz]	Zakresy częstotliwości up-link (ziemia-satelita) [GHz]	Zakresy częstotliwości down-link (satelita-ziemia) [GHz]
30/20 (pasmo „ka”) – satelity niestacjonarne	27,0-31,0	17,7-21,2
14/12 (pasmo „ku”) – np. EUTELSAT	12,7-13,25 14,0-14,8 17,3-18,1	10,7-12,75
8/7 (pasmo X) – do użytku rządowego	7,9-8,4	7,25-7,75
6/4 np. INTELSAT	5,85-7,075	3,4-4,2 4,5-4,8

Wykaz częstotliwości satelitarnych

Obecnie na orbicie geostacjonarnej znajduje się wiele satelitów, które nadają różnorodne programy telewizyjne i radiowe do określonych obszarów ziemi. Same satelity, ich parametry i obciążenie programowe podlegają częstym i ciągłym zmianom. W przeciwieństwie do naziemnej techniki odbiorczej, przy projektowaniu której za podstawę muszą służyć ciągle odpowiednie pomiary na miejscu odbioru, przy odbiorze satelitarnym projektowanie względnie koncepcja instalacji odbiorczej są możliwe stosunkowo prosto w bardzo dokładny sposób czysto obliczeniowy.

Z mocy nadawczej względnie gęstości strumienia mocy odbieranego satelity można określić dla zadanej jakości odbioru (C/N - stosunek nośna / szum) niezbędną średnicę anteny i współczynnik szumów instalacji odbiorczej. Odpowiedni dobór wielkości anteny zapewnia bardzo dobrą jakość i bezpieczeństwo odbioru.

Jeżeli średnicę anteny zredukuje się z 0,9m do 0,6m, wówczas zysk anteny zmniejsza się o co najmniej 3dB. To zaś oznacza, że w przypadku małej rezerwy w stosunku do progu FM (decydującego o jakości obrazu) należy się liczyć z chwilowym pogarszaniem się odbioru. Przez stosunkowo duże odcinki czasu odbiór będzie jednak dostateczny do dobrego.

Zalety satelitów geostacjonarnych

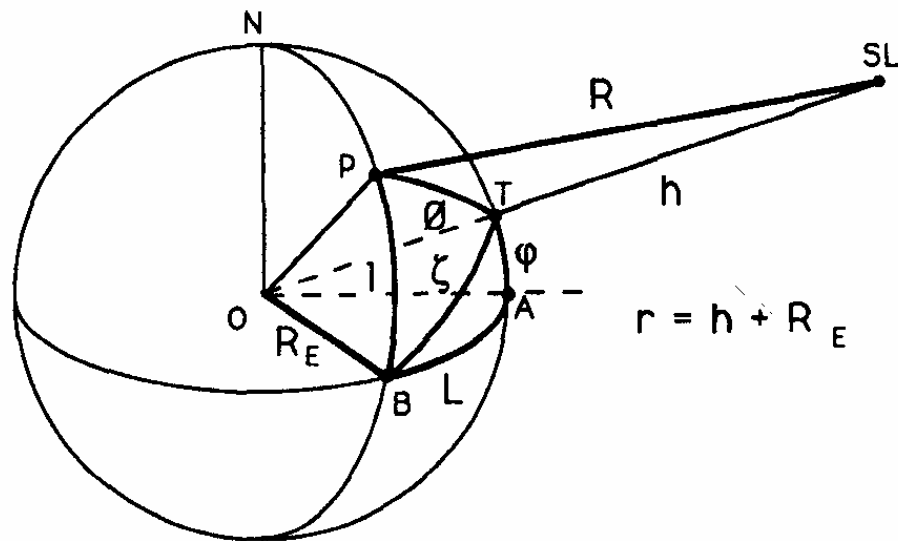
- Możliwość ciągłego obsługiwania wybranego obszaru Ziemi
- Uproszczenie konstrukcji anten naziemnych
- Stały poziom sygnału; stabilne warunki obsługi
- 3 satelity jednocześnie zapewniają stałą łączność na Ziemi, z wyjątkiem biegunów

Wady satelitów geostacjonarnych

- Duża odległość (czyli znaczne tłumienie - ~205dB przy 10 GHz i znaczne opóźnienie ~250 ms – specjalne urządzenia do tłumienia echa)
- Kąt rzutu pionowego zmniejsza się ze wzrostem szerokości lub długości geograficznej (czyli utrudnia komunikację w silnie zurbanizowanych obszarach – wysokie, gęsto położone budynki)
- Zakłócenia (mała odległość pomiędzy satelitami na tej samej orbicie)

Geometria Ziemia - satelita

- T – punkt podsatelitarny
- Wysokość satelity (h) – odległość satelity od punktu podsatelitarnego
- Azymut – kąt NPT (kąt mierzony w płaszczyźnie horyzontu lokalizacji pomiędzy kierunkiem geograficznej północy a przecięciem płaszczyzny zawierającej satelitę i środek Ziemi
- ζ - kąt pomiędzy kierunkiem do punktu odniesienia i wektorem prędkości satelity



Efekt Dopplera

- Zmiana obserwowanej częstotliwości fali wywołana względnym ruchem źródła i odbiornika
- Częstotliwość rośnie – przy wzajemnym zbliżaniu się; maleje – przy oddalaniu
- Przy ruchu prostopadłym do kierunku propagacji fal – **poprzeczny efekt Dopplera** – wykryty w 1938 r., przy uwzględnieniu teorii względności
- **Podłużny efekt Dopplera** – źródło i odbiornik poruszają się względem siebie po linii prostej

Efekt Dopplera

- Jeżeli źródło emituje fale o częstotliwości f i prędkości v , to dla odbiornika poruszającego się względem źródła z prędkością v_0 :

$$f' = (v+v_0)/\lambda = f (v+v_0)/v$$

a dla poruszającego się z prędkością v_z źródła względem odbiornika

$$f' = f v/(v - v_z)$$

Efekt Dopplera

- Kiedy poruszają się i źródło, i odbiornik:

$$f' = f \left(\frac{v \pm v_o}{v \mp v_z} \right)$$

Efekt Dopplera – różnica we względnej odległości

- Kiedy satelita porusza się w stosunku do Ziemi, zmienia się względna odległość R od satelity do danego punktu na Ziemi
- Prędkość zmian $dR/dt=V_r$
gdzie $V_r=V \cos\zeta$
Ta dodatnia lub ujemna wartość spowoduje w odbiorniku (zarówno w transmisji od, jak i do – **uplink, downlink**) odpowiednio zmniejszenie lub zwiększenie częstotliwości transmitowanej fali radiowej – *Efekt Dopplera*

Efekt Dopplera – c.d.

- Różnica częstotliwości: $\Delta f_d = V_r \frac{f}{c} = V \cos \zeta \frac{f}{c} \quad [Hz]$
- Gdzie $c = 3 \cdot 10^8 \text{ m/s}$
- f – częstotliwość transmitowanej fali [Hz]
- V_r zakres zmiany prędkości [m/s]

Efekt Dopplera – c.d.

- Na orbicie kołowej równikowej maksymalna wartość efektu Dopplera (kiedy satelita pojawia się lub znika za horyzontem) wynosi:

$$\Delta f_d \cong \pm 1,54 \cdot 10^{-6} f m \quad [Hz]$$

gdzie m jest liczbą obiegów przez satelitę w stosunku do określonego punktu na Ziemi dziennie – okres $T=24/(m+1)$; dla $m=0$ okres wynosi 24h

Efekt Dopplera – c.d.

- Dla orbity geostacjonarnej ($m=0$), - efekt Dopplera teoretycznie wynosi 0
- Dla $m=3$ okres $T=6$ (dla wysokości około 11000km) a efekt Dopplera jest rzędu 18 kHz przy 6 GHz

Koniunkcja ze Słońcem

(Z PUNKTU WIDZENIA STACJI NAZIEMNEJ)

- Jeżeli szerokość geograficzna satelity równa jest nachyleniu Słońca
- Oraz kąt godzinowy (lub długość geograficzna) satelity równa jest kątowi godzinowemu (długości geograficznej) położenia Słońca –
- Następuje koniunkcja – POWODUJE ONA ZNACZNY WZROST TEMPERATURY SZUMÓW

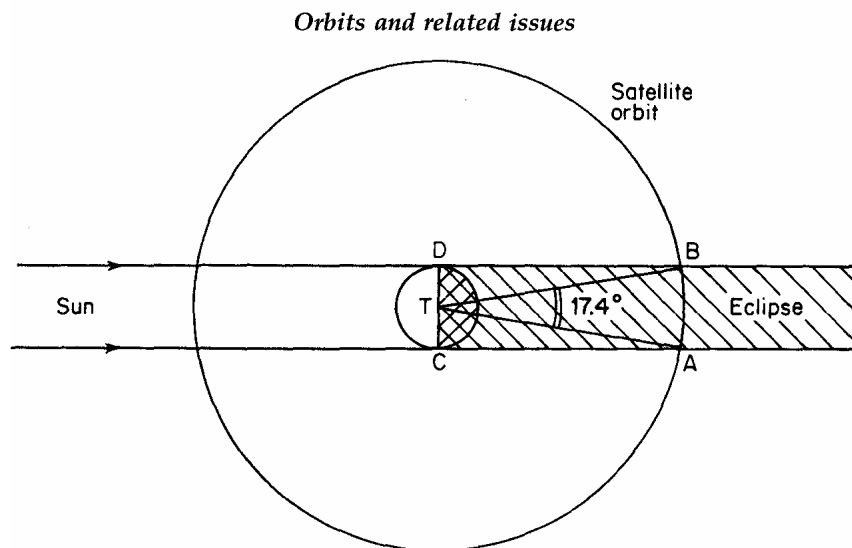
Brak zasilania stacji - zaćmienie

- Ponieważ satelita wykorzystuje do zasilania energię słoneczną – musi mieć niezbędny zapas energii na czas zaćmienia Słońca przez Ziemię (maksymalne przy równonocy) oraz Księżyc

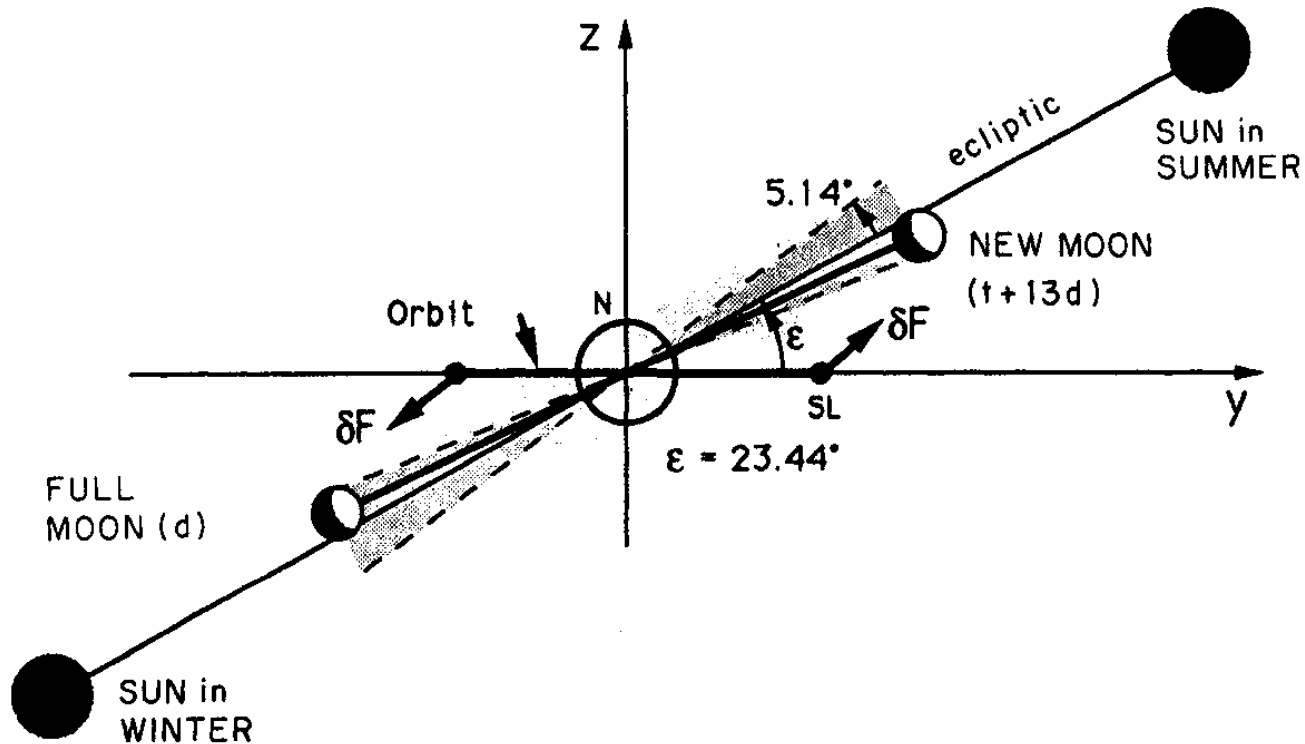
Rzut na płaszczyznę równika

Maksymalny czas zaćmienia:

**69,6 min + dyfrakcja
brzegów po 1 minucie –
razem 71,5 minuty**



Wpływ przyciągania Słońca i Księżycy na orbitę satelity



Koniunkcja ze Słońcem

(Z PUNKTU WIDZENIA STACJI NAZIEMNEJ)

- Wpływ koniunkcji pogłębia się znacznie przy uwzględnieniu położenia Księżyca. Oblicza się dla każdego punktu długości geograficznej dni ekstremalnych wartości
- Np. dla $31^{\circ}W$ półkuli północnej krytyczne daty koniunkcji są obliczone na:
2008r. – 7 marca, 1 sierpnia
2009r. – 26 stycznia, 23 czerwca
2010r. – 15 stycznia, 12 czerwca

Czas życia satelity – czynniki otoczenia

- Brak atmosfery (próżnia)
- Grawitacja i pola magnetyczne
- Meteoryty i śmieci
- Źródła i odbiorniki promieniowania
- Cząstki wysokoenergetyczne

Czas życia satelity – skutki

- **Mechaniczne** – siły i momenty oddziaływujące na satelitę wymuszają konieczność korygowania jego orbity i wysokości
- **Termiczne** – wynikające z absorpcji promieniowania Słońca i Ziemi oraz energii wypromieniowanej do zimnej przestrzeni kosmicznej
- **Degradacja materiałów** – promieniowanie energetyczne i cząstek wysokoenergetycznych